

А.В. Петров

ОГЛАВЛЕНИЕ (нажать эту кнопку)

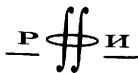
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА



УДК 532.51:532.526:533.601.1

ББК 22.253.3

П 30



Издание осуществлено при поддержке
Российского фонда фундаментальных
исследований по проекту 10-08-07040

Петров А.В. **Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла.** — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. — 404 с. — ISBN 978-5-9221-1343-4.

В монографии обобщены и систематизированы результаты исследований струйных систем увеличения подъемной силы крыльев, выполненных в ЦАГИ, а также опубликованных в отечественных и зарубежных изданиях в течение последних 30–40 лет. Рассмотрены системы управления пограничным слоем и циркуляцией путем тангенциального выдува струй на крыло, закрылки и скругленную цилиндрическую хвостовую часть крыла, струйные и эжекторные закрылки, системы выдува струй над крылом, из его торцов, способы управления искусственно создаваемым отрывом потока на крыле. Приведены результаты экспериментальных исследований струйных систем на крупномасштабных моделях и натурных самолетах различного назначения, выполненных в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ, а также на профилях и крыльях различной формы в других до- и околозвуковых аэродинамических трубах. Изложены методы расчета аэродинамических характеристик крыльев со струйной механизацией и дано сопоставление результатов расчетов с опытными данными.

Монография предназначена разработчикам авиационной техники и научно-техническим работникам, специализирующимся в области аэродинамики летательных аппаратов. Она может служить справочником и учебным пособием для преподавателей, аспирантов и студентов авиационных вузов, а также для всех, интересующихся авиацией.

Научное издание

ПЕТРОВ Альберт Васильевич

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА

Редактор *А.П. Скороход*

Корректор *В.Р. Игнатова*

Оригинал-макет: *Е.В. Чернина*

Оформление переплета: *Д.Б. Белуха*

Подписано в печать 21.07.11. Формат 70×100/16. Бумага офсетная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 32,82. Уч.-изд. л. 36. Тираж 400 экз. Заказ № 992

Издательская фирма «Физико-математическая литература»

МАИК «Наука/Интерпериодика»

117997, Москва, ул. Профсоюзная, 90

E-mail: fizmat@maik.ru, fmlsale@maik.ru;

http://www.fml.ru

Отпечатано в ООО «Чебоксарская типография № 1»

428019, г. Чебоксары, пр. И. Яковлева, 15

ISBN 978-5-9221-1343-4

© ФИЗМАТЛИТ, 2011

© А. В. Петров, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	6
Введение	9
Глава 1. Методы повышения несущих свойств крыла	18
1.1. Предельные несущие свойства профиля крыла и методы их реализации ..	18
1.2. Разрезные крылья	31
1.3. Тангенциальный выдув струй	43
1.4. Энергетические системы увеличения подъемной силы крыла (струйная механизация крыла)	49
1.4.1. Классификация типов энергетических систем увеличения подъемной силы крыла (ЭСУПС)	50
1.4.2. Параметры моделирования и критерии подобия при исследованиях струйной механизации крыла	53
1.4.3. Экспериментальные исследования струйной механизации крыла ..	63
Глава 2. Управление пограничным слоем и циркуляцией крыла	68
2.1. Тангенциальный выдув струй на закрылки	68
2.2. Методы расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев с управлением пограничным слоем и циркуляцией	72
2.2.1. Расчет коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва пограничного слоя на крыле	72
2.2.2. Расчет аэродинамических характеристик крыльев со струйными (ре- активными) закрылками	81
2.3. Подъемная сила крыльев с управлением пограничным слоем на закрылках	90
2.3.1. Выбор параметров системы УПС на закрылках	90
2.3.2. Влияние системы УПС на эффективность закрылков	97
2.4. Подъемная сила крыльев со струйными (реактивными) закрылками	98
2.4.1. Профили со струйными закрылками	98
2.4.2. Влияние удлинения и формы крыла на подъемную силу	102
2.4.3. Влияние относительной хорды и размаха закрылка на подъемную силу крыла	106
2.4.4. Предельная подъемная сила крыльев	110
2.4.5. Приближенный метод расчета коэффициента подъемной силы кры- льев со струйными (реактивными) закрылками	112

2.5. Продольный момент крыльев со струйными (реактивными) закрылками . .	114
2.6. Соппротивление крыльев с выдувом на закрылки	119
2.7. Тангенциальный выдув на крыле при больших углах атаки	125
2.8. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыльев со струйными (реактивными) закрылками	130
2.8.1. Подъемная сила крыла вблизи экрана	134
2.8.2. Продольный момент крыла вблизи экрана	140
2.8.3. Соппротивление крыла вблизи экрана	142
Глава 3. Применение управления пограничным слоем (УПС) на взлетно-посадочных режимах полета	144
3.1. Применение УПС на самолетах с прямыми крыльями	144
3.2. Применение УПС на самолетах со стреловидными крыльями	155
3.3. Применение УПС на самолетах с треугольными и стреловидными крыльями малого удлинения	157
Глава 4. Применение управления пограничным слоем и циркуляцией крыла на крейсерских режимах полета и режимах маневра	166
4.1. Высоконесущие крыловые профили с управлением пограничным слоем . .	169
4.2. Крыловые профили с управлением пограничным слоем и циркуляцией для режимов крейсерского околозвукового полета и маневра	171
4.3. Крылья с управлением пограничным слоем и циркуляцией на режимах околозвукового крейсерского полета и маневра	191
Глава 5. Эжекторные системы увеличения подъемной силы крыла	196
5.1. Эжекторные увеличители тяги.	196
5.1.1. Расчет параметров и характеристик эжекторного увеличителя тяги	198
5.1.2. Экспериментальные исследования эжекторных увеличителей тяги	200
5.2. Эжекторные крылья	206
5.2.1. Расчет аэродинамических характеристик крыльев с эжекторными системами	208
5.2.2. Расчетно-экспериментальные исследования эжекторных систем увеличения подъемной силы крыла	215
5.3. Применение эжекторных систем на крейсерских режимах полета	222
Глава 6. Тангенциальный выдув струи на скругленную заднюю кромку крыла	228
6.1. Обтекание крыла с выдувом на скругленную заднюю кромку крыла. . . .	228
6.2. Методы расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев с выдувом на скругленную заднюю кромку.	235
6.3. Аэродинамические характеристики профилей и крыльев с выдувом струй на скругленную заднюю кромку.	237
6.4. Сравнение эффективности выдува на закрылок и на скругленную заднюю кромку крыла на взлетно-посадочных режимах	248
6.5. Аэродинамические характеристики крыльев с управляемой циркуляцией при больших дозвуковых скоростях	252

Глава 7. Поперечный выдув струй	257
7.1. Управление обтеканием крыла с помощью поперечного выдува струй.	257
7.2. Расчет аэродинамических характеристик крыльев с системами поперечного выдува струй	266
7.2.1. Расчет обтекания профиля с поперечным выдувом струи	267
7.2.2. Расчет аэродинамических характеристик крыла с поперечным выдувом струй	274
7.3. Экспериментальные исследования систем поперечного выдува струй	279
7.3.1. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики крыльев	280
7.3.2. Влияние поперечного выдува струй на эффективность механизации крыла	291
7.3.3. Влияние сжимаемости на эффективность системы поперечного выдува струй	299
Глава 8. Струйные законцовки крыла	303
8.1. Исследования обтекания крыльев с торцевым выдувом	303
8.2. Методы расчета аэродинамических характеристик крыльев с торцевым выдувом	308
8.3. Экспериментальные исследования крыльев со струйными законцовками.	316
Глава 9. Струйно-вихревые системы увеличения подъемной силы	322
Глава 10. Летно-технические характеристики самолетов с энергетическими системами увеличения подъемной силы	333
10.1. Выбор источника сжатого воздуха (газа) для ЭСУПС	335
10.2. Выбор параметров и оценка веса воздушной системы.	342
10.3. Летно-технические характеристики транспортного самолета с тангенциальным выдувом струй на крыле	344
10.3.1. Оценка потерь тяги двигателей при отборе сжатого воздуха и веса воздушной системы	344
10.3.2. Крейсерские характеристики	347
10.3.3. Взлетно-посадочные характеристики	349
10.4. Летно-технические характеристики маневренных самолетов с ЭСУПС	352
10.4.1. Взлетные характеристики	353
10.4.2. Посадочные характеристики	358
10.4.3. Маневренные характеристики	370
Заключение.	378
Список литературы	386
Основные обозначения	400
Сокращения	403
Индексы	404

Предисловие

Применение энергетических систем увеличения подъемной силы (ЭСУПС) является одним из наиболее перспективных направлений радикального улучшения взлетно-посадочных, маневренных и крейсерских характеристик самолетов различного назначения. Это достигается за счет использования энергии силовой установки самолета для улучшения обтекания крыла и увеличения его несущих свойств.

Повышенный интерес к этим системам обусловлен тем, что их применение позволяет решать такие задачи, которые не могут быть решены обычными методами. Например, применение ЭСУПС позволяет обеспечить эксплуатацию самолетов на коротких малоподготовленных и грунтовых взлетно-посадочных площадках длиной 400–600 м. Решение этой проблемы может существенно расширить возможности использования авиационной техники, особенно в труднодоступных районах, и, соответственно, повысить ее транспортную эффективность. Увеличение подъемной силы и соответствующее уменьшение эксплуатационных скоростей полета самолетов на режимах взлета и посадки способствует также повышению безопасности и снижению количества летных происшествий на этих напряженных этапах полета. Увеличение энерговооруженности и улучшение аэродинамики самолета за счет использования ЭСУПС облегчает также решение проблемы уменьшения уровня шума в районе аэропортов вследствие сокращения потребной длины ВПП и использования крутых траекторий набора высоты на взлете и снижения при посадке.

Большие потенциальные возможности существенного улучшения взлетно-посадочных и летно-технических характеристик самолетов различного назначения способствовали разработке и широким исследованиям энергетических систем различных типов как у нас в стране, так и за рубежом. Результаты зарубежных исследований ЭСУПС интегрированы в сборнике статей под редакцией Г. Лахмана [55], изданном в 1961 г., в обобщающей работе по исследованиям струйного закрылка [59] (1960 г.), в монографиях П. Чжена «Отрывные течения» [50, 56] (1970 г.) и «Управление отрывом потока» [51, 57] (1976 г.), а также в сборнике статей, посвященных исследованиям системы управления циркуляцией путем тангенциального выдува струй на скругленную заднюю кромку крыла, выпущенном Американским институтом аэронавтики и астронавтики (AIAA) в 2006 г. [54].

Однако в этих изданиях не отражены работы по исследованиям энергетических систем в СССР и России, которые проводились в течение многих лет. Результаты исследований систем управления пограничным слоем, выполненных на крыльях и моделях самолетов различных типов, а также приближенные методы расчета этих систем изложены в специальном руководстве для конструкторов (В. Н. Арнольдов, Я. М. Серебрянский, А. С. Чутаев [6], 1966 г.) и частично в монографии «Аэродинамика, устойчивость и управле-

мость сверхзвуковых самолетов» под редакцией академика Г. С. Бюшгенса [8], 1998 г. Публикации с результатами отечественных исследований ЭСУПС в зарубежных изданиях начали появляться лишь в 90-х годах прошлого столетия [62–64]. Краткий исторический обзор работ ЦАГИ по этому направлению дан в юбилейных сборниках «ЦАГИ — основные этапы научной деятельности» за периоды 1968–1993 гг. [40] и 1993–2003 гг. [41, 52]. Однако многие результаты исследований до настоящего времени не опубликованы в широкой печати.

Поэтому одной из основных целей, которые поставил автор при работе над этой монографией, явилось освещение вклада советских и российских ученых в это перспективное направление авиационной науки и техники.

Накопленный опыт исследований ЭСУПС различных типов показал, что выбор типа струйной механизации для реализации на самолетах является комплексной задачей, включающей определение аэродинамической эффективности системы и ее оптимальных параметров, оценку возможностей отбора сжатого воздуха от маршевых двигателей или автономных источников и другие вопросы. Имеющиеся в различных публикациях материалы относятся к отдельным проблемам ЭСУПС и в целом не систематизированы.

В настоящей книге обобщены результаты исследований по аэродинамике крыльев со струйной механизацией, выполненных в ЦАГИ за период более 40 лет. Книга базируется в основном на результатах многолетних исследований автора и его коллег в этой области. Использованы также данные, опубликованные в отечественных и зарубежных изданиях.

В работе рассмотрены системы управления пограничным слоем и циркуляцией путем тангенциального выдува струй на крыло, закрылки, органы управления и скругленную заднюю кромку крыла, струйные и эжекторные закрылки, а также системы выдува струй из осесимметричных сопел вдоль размаха крыла, струйные законцовки крыльев и системы управления искусственно вызванным отрывом потока на крыле.

Результаты исследований других типов ЭСУПС, основанных на использовании обдува механизированных крыльев струями реактивных или винтовых двигателей, частично изложены в юбилейных сборниках ЦАГИ [40, 41] и в трудах международных конференций [58, 62, 66].

Данная книга состоит из введения, 10 глав и заключения. Во введении дан краткий обзор работ по исследованиям ЭСУПС, выполненных в Советском Союзе и России. В первой главе рассмотрены общие проблемы повышения несущих свойств крыльев. В восьми последующих главах представлены результаты исследований различных типов струйной механизации. Методологически каждая глава включает разделы, в которых последовательно изложены основные физические особенности воздействия системы на обтекание крыла, математические модели и расчетные методы определения аэродинамических характеристик профилей и крыльев со струйной механизацией. Основную часть каждой главы составляют результаты экспериментальных и расчетных исследований. Полученные обобщенные зависимости позволяют разработчику анализировать влияние отдельных параметров системы на аэродинамику крыла и выбирать их оптимальные значения на этапе предварительного проектирования. В главе 10 рассмотрены проблемы практической реализации

ЭСУПС и приведены примеры их использования на ряде серийных и опытных самолетов. К каждой главе дается список публикаций, относящихся к данной теме.

В заключительной части проведен сравнительный анализ различных типов струйной механизации и определены области рационального их применения.

Материалы, приведенные в книге, предназначены, прежде всего, для практического использования при разработке перспективных самолетов короткого взлета и посадки. Она может быть полезной для широкого круга авиационных специалистов, научных работников, преподавателей, аспирантов и студентов высших учебных заведений с авиационной специализацией, а также для всех, интересующихся авиацией.

Автор выражает глубокую благодарность руководству ЦАГИ, академику РАН Г. С. Бюшгенсу, члену-корреспонденту РАН В. Я. Нейланду, профессору Г. А. Павловцу за поддержку научных исследований энергетических систем, профессору И. И. Липатову и доктору физико-математических наук С. В. Ляпунову за полезные замечания, сделанные ими при просмотре рукописи, а также кандидату технических наук О. В. Павленко, инженерам Т. Н. Грачевой и В. В. Губскому за помощь в подготовке рукописи монографии к изданию.

Автор весьма признателен Российскому фонду фундаментальных исследований за поддержку публикации книги (грант 10-08-07040).

Введение

Значительно возросший уровень требований к взлетно-посадочным, маневренным и крейсерским характеристикам перспективных самолетов различного назначения требует поиска новых эффективных путей их обеспечения.

Используемые в настоящее время решения, обеспечившие весьма высокий уровень совершенства современных самолетов, имеют ограниченные возможности в реализации поставленных требований к перспективным самолетам. Например, возможности улучшения крейсерских характеристик пассажирских и транспортных самолетов за счет более полного использования принципа «сверхкритичности» крыла ограничиваются возникновением отрыва потока в диффузорной части сверхкритического профиля вследствие взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем. Применение адаптивной механизации крыла для повышения аэродинамического качества самолетов на режимах маневра также ограничено отрывом потока от поверхности крыла при значительном увеличении его кривизны. Установка корневых наплывов большой стреловидности на трапецевидных крыльях боевых самолетов позволяет улучшить их маневренные характеристики до углов атаки, не превышающих $30\text{--}35^\circ$, вследствие разрушения устойчивого вихревого течения над верхней поверхностью крыла и соответствующего ухудшения несущих свойств, устойчивости и управляемости самолета.

Одним из основных требований, предъявляемых к перспективным самолетам различного назначения, является обеспечение их базирования на взлетно-посадочных полосах (ВПП) ограниченной протяженности ($L_{\text{ВПП}} \leq 400\text{--}600$ м) [28, 44]. Выполнение этого требования является сложной научно-технической задачей и во многих случаях не может быть обеспечено за счет применения обычной взлетно-посадочной механизации. Расчеты и опыт разработки самолетов короткого взлета и посадки показывают, например [23, 44], что для обеспечения базирования на грунтовых ВПП длиной 600 м транспортные самолеты должны иметь при взлете тяговооруженность $\bar{T} = T/G = 0,4\text{--}0,5$ и коэффициент подъемной силы при отрыве от ВПП $C_{y_{\text{отр}}} = 3,0\text{--}3,5$, а при заходе на посадку $C_{y_{\text{з.п}}} = 3,5\text{--}4,0$. При этом, для обеспечения необходимых запасов по перегрузке и сваливанию, величина коэффициента максимальной подъемной силы должна составлять $C_{y_{\text{max}}} = 6\text{--}7$. Указанные значения коэффициентов подъемной силы в 1,5–2 раза превышают предельные возможности повышения несущих свойств крыльев за счет применения современных наиболее совершенных видов многозвенной щелевой взлетно-посадочной механизации ($C_{y_{\text{з.п}}} = 2,2\text{--}2,6$; $C_{y_{\text{max}}} = 3,2\text{--}3,5$).

Радикальное улучшение аэродинамических и летно-технических характеристик может быть достигнуто за счет более полного использования энергии силовой установки для повышения несущих свойств самолета, то есть за счет более полной интеграции силовой установки (СУ) и планера самолета.

Возможности использования СУ для улучшения аэродинамики существенно расширяются в связи с постоянным ростом тяговооруженности (энерговооруженности), которая у перспективных маневренных самолетов может достигать значений $\bar{T} = 1,3-1,5$.

Системы, базирующиеся на частичном или полном использовании энергии СУ для повышения несущих свойств самолетов, называются энергетическими системами увеличения подъемной силы (ЭСУПС) [38, 40]. По аэродинамическому воздействию и уровню энергетических затрат их можно условно разделить на две группы:

1) струйная или энергетическая механизация крыла (СМК), в которой для улучшения обтекания крыла и повышения его несущих свойств используется выдув струй сжатого воздуха (газа), отбираемого из газодинамического тракта маршевых воздушно-реактивных двигателей (ВРД) или специальных источников. Основными видами СМК являются: управление пограничным слоем и циркуляцией путем выдува струй из щелевых сопел на поверхность крыла и отклоненных закрылков, струйные и эжекторные закрылки, выдув струй из осесимметричных сопел вдоль размаха крыла и др.;

2) системы обдува крыла струями двигателей, в которых для улучшения аэродинамических характеристик используется вся энергия двигателей. К ним относятся системы обдува механизированных крыльев струями реактивных или винтовых двигателей, а также системы управления вектором тяги ВРД путем отклонения плоских или осесимметричных сопел.

При использовании каждой из этих систем происходит изменение всех основных характеристик самолета — подъемной и тангенциальной силы, момента тангажа и др. Поэтому ЭСУПС являются средством активного управления аэродинамическими и летно-техническими характеристиками самолета, которое позволяет:

- значительно повысить несущие свойства самолета (в 2,0–2,5 раза по сравнению с обычной механизацией на взлетно-посадочных режимах),
- улучшить аэродинамические характеристики и управляемость самолета на больших углах атаки,
- повысить аэродинамическое качество самолета при взлете, крейсерском полете и дозвуковом маневре,
- повысить эффективность органов управления (элеронов, рулей высоты и направления и др.).

Применение ЭСУПС на самолетах гражданской и военной авиации обеспечивает:

- базирование на ВПП длиной менее 600 м, включая и элементарно подготовленные грунтовые ВПП,
- повышение транспортной эффективности самолетов за счет увеличения платной нагрузки, расширения возможностей использования сети аэродромов с длинами ВПП от 500 до 700 м, которые в настоящее время составляют приблизительно 90 % от общего количества аэродромов [28] и сокращения общего времени доставки грузов и пассажиров «от двери до двери»,
- увеличение углов снижения и набора высоты в 2–3 раза по сравнению с обычными самолетами, а следовательно — улучшение возможности пролета над препятствиями, сужение области воздействия шума на местности

и уменьшение вероятности поражения военно-транспортных самолетов (ВТС) и ударных самолетов наземными средствами противовоздушной обороны,

- повышение безопасности на взлетно-посадочных режимах и при посадке на палубу авианесущих кораблей за счет меньших скоростей,

- улучшение маневренных характеристик истребителей за счет увеличения располагаемых нормальных перегрузок, эффективного торможения и разгона,

- повышение боевой эффективности ударных самолетов за счет увеличения боевой нагрузки, а также повышения вероятности поражения наземных и морских целей при непосредственном управлении аэродинамическими силами, обеспечиваемом применением ЭСУПС.

Большие потенциальные возможности улучшения характеристик самолетов за счет ЭСУПС вызвали широкие исследования этих систем как у нас в стране, так и за рубежом. Наиболее полно в настоящее время исследованы системы управления пограничным слоем (УПС), которые были реализованы на ряде серийных и опытных самолетов: МиГ-21, МиГ-23, Су-7Б (СССР), Фантом F-4 (США), Бакэнир SMK.2 (Англия) и др. Обширные исследования, проведенные в Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С. А. Чаплыгина (СибНИА), Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н. Е. Жуковского (ВВИА), Летно-исследовательском институте им. М. М. Громова (ЛИИ), в высших учебных заведениях [32–34], а также за рубежом позволили выявить основные особенности аэродинамики крыльев со струйной механизацией различного типа.

Исследования энергетических систем увеличения подъемной силы проводятся в ЦАГИ в течение многих лет [40, 41]. В 40-е годы прошлого века одним из направлений улучшения обтекания крыла и закрылков было использование отсасывания пограничного слоя через щели или перфорацию на поверхности носовой части крыла и отклоненных закрылков (Я. Т. Виленский [18], П. П. Красильщиков [30]). В начале 50-х годов в связи с появлением реактивных двигателей и разработкой скоростных самолетов с тонкими крыльями основным направлением исследований явились системы управления пограничным слоем и циркуляцией путем выдува струй сжатого воздуха, отбираемого от реактивного двигателя, на крыло, закрылки и органы управления. Применение выдува повышает несущие свойства крыльев за счет восстановления безотрывного обтекания при больших углах отклонения закрылков и больших углах атаки, создания дополнительной нагрузки на крыле (суперциркуляции) и вертикальной составляющей реакции отклоненной струи.

Для обеспечения исследований ЭСУПС была модернизирована экспериментальная база института. Аэродинамические трубы Т-101, 102, 103, 106 и Т-109 были оснащены системами подачи сжатого воздуха и установками для проведения испытаний моделей самолетов со струями. В большой аэродинамической трубе Т-101 были проведены испытания натурных самолетов МиГ-21, Су-7Б с работающими двигателями и отбором сжатого воздуха для выдува на закрылки. Система управления пограничным

слоем (УПС) на закрылках, реализованная на серийном сверхзвуковом истребителе МиГ-21, позволила на 25–30 % уменьшить длину пробега при посадке.

В результате комплексных исследований различных типов ЭСУПС (УПС, струйных закрылков и др.) был накоплен большой экспериментальный материал, который был обобщен в Руководстве для конструкторов (В. Н. Арнольдов, Я. М. Серебрянский, А. С. Чутаев, 1966 г. [6]).

Дальнейшие исследования были направлены на решение задач, связанных с практической реализацией ЭСУПС на самолетах различного назначения [36, 37, 40]. Была исследована эффективность применения системы УПС на самолетах с крыльями различной формы: транспортных самолетах Ан-10 [25] и Ан-42¹ (проект) [4] с прямыми крыльями, пассажирских самолетах со стреловидными крыльями [42], маневренных самолетах с крылом изменяемой геометрии МиГ-23 [8, 31] и с трапециевидным крылом МиГ-25 [8]. На основе систематических исследований сформулированы требования к параметрам систем УПС, обеспечивающим максимальную аэродинамическую эффективность при минимальных энергетических затратах, и разработаны средства повышения эффективности УПС, показаны возможности повышения эффективности органов управления за счет применения УПС [4, 25, 31, 43], разработаны и исследованы новые средства продольной балансировки самолетов с высокоэффективными видами взлетно-посадочной механизации крыла — выдвижные передние крылья со щелевой механизацией и УПС [45], балансировочный круговой цилиндр с искусственной циркуляцией [5] и другие (В. Н. Арнольдов, Н. К. Лебедь, Л. Н. Онькова, Г. Е. Ощепков, А. В. Петров, 1969–1973 гг. [31, 43]). Для теоретического определения минимальной величины импульса струи, потребного для обеспечения безотрывного обтекания профилей крыльев с отклоненными закрылками, разработан эффективный метод, базирующийся на теории пристенных турбулентных струй [21, 22] (А. В. Петров, В. В. Шеломовская, 1979 г. [2.2.9]). Для расчета аэродинамических характеристик крыльев с системами УПС на закрылках и струйными закрылками разработаны методы, основанные на линейной (А. В. Петров, 1981–1984 гг. [2.2.7, 2.2.8]) и нелинейной (В. И. Бабкин, Е. Р. Дозорцев, 1987 г. [9]) теории несущей поверхности [10, 14] и моделировании струй тонкими вихревыми поверхностями. Разработанные методы позволяют рассчитывать как суммарные, так и распределенные аэродинамические характеристики крыльев произвольной формы в плане при различных значениях коэффициента импульса струи, относительной хорды и размаха закрылков и других параметров струйной механизации.

За комплекс исследований систем УПС группе ученых ЦАГИ была присуждена премия имени Н. Е. Жуковского первой степени (В. Н. Арнольдов, Н. К. Лебедь, А. В. Петров, Я. М. Серебрянский, 1973 г.).

Наряду с прикладными исследованиями в ЦАГИ разрабатывалась теория струй и их взаимодействия с обтекаемыми поверхностями и телами (А. С. Гиневский [21], В. М. Шурыгин [53], Г. А. Павловец [35], В. И. Бабкин [9], Н. Н. Глушков, Н. Б. Воронцова и С. В. Ляпунов [40]).

С начала 70-х годов проводятся исследования новых видов струйной механизации крыла — выдува струй из осесимметричных сопел вдоль размаха

крыла или отклоненных закрылков и систем управления циркуляцией путем выдува струй из щелевых сопел на скругленную заднюю кромку крыла.

Проведен большой комплекс исследований, позволивший выявить особенности воздействия поперечного выдува струй на обтекание крыльев различной формы (А. Н. Висков, Ю. А. Горелов, Н. М. Митрохин, А. В. Петров, 1970–1991 гг. [40, 7.4, 7.12]), эффективность закрылков и органов управления (Е. М. Золотыко, Н. М. Митрохин, А. В. Петров, 1977 г. [7.6]), продольные и боковые аэродинамические характеристики самолетов различных схем, а также разработать новые виды механизации крыла, основанные на использовании отклоняемых элементов крыла в сочетании с поперечным выдувом струй (Н. М. Митрохин, А. В. Петров, 1987–1991 гг. [40, 52]). Исследован процесс воздействия струй на устойчивость вихревого обтекания треугольных крыльев (Е. С. Вожаев, В. А. Головкин, М. А. Головкин, В. П. Горбань, Е. В. Симусева, 1986 г. [7.2]) и на крыльях сложной формы в плане (Н. М. Митрохин, А. В. Петров, 1984–1991 гг. [40, 63]). Показано, что применение поперечного выдува струй может улучшить маневренные характеристики самолетов за счет формирования устойчивого вихревого течения над крылом при больших углах атаки.

Расчетные исследования обтекания крылового профиля при наличии стока (или вихрестока), моделирующего влияние поперечной струи, выполнены в работе [7.5] (Ю. А. Горелов, Г. А. Павловец). Решение аналогичной задачи в нестационарной постановке получено позже В. В. Богатыревым и А. В. Петровым [7.1] (2010 г.).

Для расчета аэродинамических характеристик крыльев произвольной формы с системами поперечного выдува струй разработан метод, основанный на линейной (1979 г.) и нелинейной теории несущей поверхности и моделировании струи линией стоков переменной интенсивности (А. В. Петров, 1991 г. [7.15, 7.16]). Расчеты по этому методу позволяют определить оптимальные параметры системы выдува (положение сопла по хорде крыла, направление выдува и др.) и рассчитать величины подъемной силы крыльев произвольной формы в плане, которые удовлетворительно согласуются с опытными данными в широком диапазоне углов атаки.

При исследованиях системы управления циркуляцией путем выдува струй на скругленную заднюю кромку крыла определены критерии подобия и области реализации эффекта Коанда (отклонение струи при ее взаимодействии с твердой криволинейной поверхностью) при различных давлениях и температурах на срезе сопла и широком диапазоне изменения геометрических параметров сопел и обтекаемых поверхностей (Ю. Г. Жулев, М. Н. Коган, В. А. Макаров, И. Н. Соколова, 1982–1990 гг. [27, 40]). Разработан метод расчета таких струй, основанный на численном решении упрощенных уравнений Навье–Стокса с учетом сжимаемости (В. М. Сыч, 1985 г. [2.2.11]).

Сравнительный анализ эффективности систем управления пограничным слоем путем тангенциального выдува на закрылки и управления циркуляцией при выдуве на скругленную заднюю кромку крыла был проведен на основании результатов испытаний натурного экспериментального самолета «Фотон» в АДТ Т-101 ЦАГИ. Этот самолет был спроектирован и изготовлен по техническому заданию ЦАГИ в Опытном студенческом конструк-

торском бюро экспериментального самолетостроения (ОСКБЭС) Московского авиационного института под руководством К. М. Жидовецкого. Исследования самолета, проведенные в широких диапазонах углов отклонения закрылков $\delta_3 = 0-180^\circ$ и изменения параметров системы выдува на скругленную заднюю кромку, позволили получить уникальный материал по эффективности этих систем в условиях, близких к натурным. В испытаниях этого самолета, помимо специалистов ЦАГИ (А. Н. Пакин, А. В. Петров), принимали активное участие сотрудники МАИ В. Т. Хван, А. С. Серебряков и др. Результаты этих исследований изложены в главе 6 данной монографии.

При поиске эффективных способов использования пристеночных струй для воздействия на аэродинамические характеристики крыльев установлена высокая эффективность выдува щелевой струи на цилиндрическую поверхность и возможность существенного уменьшения длины (хорды) отклоняемого закрылка с выдувом струи из щелевого сопла без уменьшения его эффективности (Г. А. Ганич, Ю. Г. Жулев, В. А. Макаров, Р. В. Неймарк, 1988 г. [19, 20]). Определены конфигурации профилей с изменяемой геометрией, обеспечивающие, за счет использования щелевых струй, весьма высокие несущие свойства при углах атаки до $60-80^\circ$ (Ю. Г. Жулев, С. И. Иншаков, В. А. Макаров, Р. В. Неймарк, 1987–1995 гг. [24]).

Исследования по оптимизации формы высоконесущих профилей и выявлению особенностей воздействия тангенциального выдува струй на обтекание прямоугольного крыла с большой относительной толщиной ($\bar{c} \approx 50\%$) проведены А. В. Кажаном на основе современных расчетных методов [1.1.5].

Анализ эффективности применения струйной механизации с учетом реальных возможностей отбора сжатого воздуха (газа) от маршевых двигателей (ТРДД) показал, что применение этих систем может обеспечить существенное улучшение взлетно-посадочных и маневренных характеристик перспективных боевых самолетов как нормальной схемы, так и других аэродинамических схем (Р. Д. Иродов, Л. Г. Колоколова, А. В. Петров, 1985–1993 гг. [40]).

Другим направлением исследований, которое начало развиваться в ЦАГИ в последние годы, является использование тангенциального выдува струй для устранения диффузорного и волнового отрыва пограничного слоя на крыльях с целью повышения их несущих и скоростных свойств на режимах крейсерского полета при больших до- и околосвуковых скоростях (А. В. Петров, В. Д. Боксер, А. В. Волков, С. В. Ляпунов, Г. Г. Судаков [17, 4.2, 4.3]).

Следует особо выделить роль опытно-конструкторских бюро авиационной промышленности в обеспечении испытаний натурных самолетов и их крупномасштабных моделей со струйной механизацией и моделированием работающих силовых установок в АДТ Т-101 ЦАГИ. Активное участие в проведении такого рода испытаний принимали сотрудники АНТК им. О. К. Антонова О. К. Богданов [15, 16], О. В. Флоринский, А. П. Ковальский, Б. А. Стригун, А. И. Торбенко, В. И. Косяченко и др., РСК «МиГ» С. И. Шуненков [5], С. И. Чижов [45], АНТК им. А. Н. Туполева В. А. Стерлин [48] и другие.

Летные испытания самолета МиГ-21, подтвердившие высокую эффективность системы УПС на закрылках для улучшения его посадочных

характеристик, выполнены в Летно-исследовательском институте (ЛИИ) им. М. М. Громова. Большой комплекс исследований системы выдува из осесимметричных сопел для управления вихревым обтеканием выполнен на летающей лаборатории — самолете МиГ-23 (А. А. Королев [29]).

Значительный вклад в исследования ЭСУПС внесли сотрудники Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н. Е. Жуковского (ВВИА). На основе метода дискретных вихрей, разработанного С. М. Белоцерковским [10] и развитого его коллегами и учениками М. И. Ништом, В. А. Апариновым, А. И. Желанниковым, И. К. Лифановым и другими [3, 7, 13, 14], созданы численные методы расчета струйных течений [9, 11, 12], а также аэродинамических характеристик профилей и крыльев со струйной механизацией (В. Г. Ацентьев, В. В. Гуляев) [2.2.1–2.2.2]. Экспериментальные исследования поперечного выдува струй на крыльях различной формы в плане, выполненные Е. Д. Икрянниковым и Е. Г. Петровым [7.8–7.11], существенно дополнили данные, полученные в ЦАГИ.

Результаты зарубежных исследований интегрированы в ряде сборников тематических статей и обобщающих работ. Обзор ранних зарубежных исследований энергетических систем увеличения подъемной силы дан в книге Е. И. Ружицкого «Безаэродромная авиация» (1959 г.) [46]. Результаты исследований систем управления пограничным слоем представлены в сборнике статей под редакцией Г. Лахмана (1961 г.) [55]. В обобщающих работах [59, 60] проведен анализ эффективности применения струйных закрылков и других систем управления циркуляцией. Результаты большого числа зарубежных исследований отрывных течений и различных способов управления отрывом потоком представлены в обобщенном виде в монографиях П. Чжена [50, 51, 56, 57]. Данные экспериментальных и расчетных исследований систем управления циркуляцией путем выдува на скругленную заднюю кромку крыла приведены в сборнике статей, изданным АІАА в 2006 г. [54]. Общие вопросы применения энергетических систем для самолетов короткого взлета и посадки рассмотрены в монографии Б. Маккормика [61].

Среди отдельных статей, в которых представлены важные экспериментальные и теоретические результаты, следует выделить статью А. Смита, посвященную общим проблемам создания высококонесущих крыльев [65], работу Ф. Томаса [2.1.1, 2.1.2], в которой выявлены физические особенности обтекания профиля крыла с системой УПС и предложен приближенный метод определения коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва пограничного слоя на закрылке, а также работы Д. Спенса по теории профиля со струйным закрылком [2.2.22, 2.2.23], результаты которых явились основой для построения расчетных моделей крыльев конечного размаха со струйной механизацией.

В области исследований систем поперечного выдува струй пионерские работы были выполнены Ж. Корнишем и С. Диксоном [7.21, 7.22, 7.23]. Экспериментальные и расчетные исследования влияния выдува из торцев крыла выполнены в работе Е. Карафоли [8.2].

Наиболее важные результаты, полученные в указанных выше работах, приведены в данной книге.

Таким образом, в настоящее время как у нас в стране, так и за рубежом накоплен обширный материал по исследованиям различных типов ЭСУПС на профилях, крыльях и полных моделях самолетов различного назначения. Значительная часть экспериментальных данных получена в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ на натурных самолетах или крупноразмерных моделях в условиях близких к натурным. Этот экспериментальный материал, обобщенный и дополненный результатами других исследований, совместно с разработанными эффективными расчетными методами, является научной основой, необходимой для аэродинамического проектирования крыльев со струйной механизацией.

В данной книге результаты исследований различных типов струйной механизации крыла изложены в 9 главах.

В главе 1 даны оценки предельных значений коэффициента подъемной силы профилей и крыльев, получаемых в рамках теории идеальной жидкости, и рассмотрены возможности их реализации за счет применения щелевой механизации и тангенциального выдува струй. Там же дана классификация различных типов струйной механизации крыла, изложены критерии подобия при их исследованиях и приведено краткое описание моделей, испытанных в аэродинамических трубах ЦАГИ.

В главе 2 представлены результаты исследований систем управления пограничным слоем и циркуляцией путем тангенциального выдува струй на закрылки, верхнюю поверхность крыла и из его задней кромки (струйный закрылок). Изложены методы расчета этих систем и дано сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными.

В главе 3 рассмотрены возможности применения систем УПС для улучшения аэродинамических характеристик самолетов на взлетно-посадочных режимах, а в главе 4 — в крейсерском полете.

В главе 5 представлены результаты исследований эжекторных увеличителей тяги и возможностей их применения в системах повышения подъемной силы крыльев.

В главе 6 показано влияние тангенциального выдува струй на скругленную заднюю кромку крыла на его обтекание. Получены обобщенные зависимости аэродинамических характеристик от параметров системы выдува: относительного радиуса скругления, ширины щелевого сопла и других.

В главе 7 изложены результаты расчетных и экспериментальных исследований поперечного выдува струй из осесимметричных сопел над поверхностью крыла и отклоненных закрылков и даны оценки эффективности применения этих систем на крыльях различной формы в плане.

В главе 8 рассмотрены возможности управления несущими свойствами и индуктивным сопротивлением крыльев за счет выдува струй из торцев крыла и использования струйных законцовок.

В главе 9 приведены результаты исследований возможностей повышения подъемной силы крыльев за счет управления искусственно создаваемым отрывом потока при отклонении интерцепторов (щитков) на крыле или выполнения полостей (каверн) на его поверхности.

В главе 10 рассмотрены проблемы практической реализации ЭСУПС, связанные с отбором сжатого воздуха (газа) от ТРДД, увеличением веса

конструкции за счет оснащения воздушной системой и др., а также приведены примеры использования ЭСУПС на ряде серийных и опытных самолетов и результаты расчетных оценок эффективности применения ЭСУПС для улучшения взлетно-посадочных, крейсерских и маневренных характеристик самолетов различного назначения.

В заключении проведен сравнительный анализ эффективности различных типов струйной механизации с указанием основных достоинств и недостатков каждой из систем и даны общие рекомендации по их рациональному применению.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ КРЫЛА

1.1. Предельные несущие свойства профиля крыла и методы их реализации

Основными способами создания подъемной силы крыла являются увеличение угла атаки и относительной кривизны (вогнутости) профиля. Каждый из этих способов позволяет получить величины подъемной силы, не превышающие предельные значения, получаемые по теории идеальной жидкости.

Согласно теории Н. Е. Жуковского, величина коэффициента подъемной силы тонкого профиля со средней линией в виде дуги окружности, обтекаемого потоком идеальной несжимаемой жидкости, определяется зависимостями [65]:

$$C_y = 2\pi \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\cos \beta} \quad \text{при } 0 \leq \beta \leq 45^\circ \quad \text{и} \quad (1.1)$$

$$C_y = 4\pi \sin \beta \cdot \sin(\alpha + \beta) \quad \text{при } 45^\circ \leq \beta \leq 90^\circ,$$

где α — угол атаки, β — угол, определяющий величину максимальной кривизны профиля:

$$\operatorname{tg} \beta = 2f/b = 2\bar{f},$$

где f — максимальная кривизна профиля, b — хорда профиля (рис. 1.1).

Зависимости (1.1) получены при выполнении условия Чаплыгина–Жуковского на задней кромке профиля (равенство нулю скорости в точке В, см. рис. 1.1).

Рис. 1.1. Геометрические параметры тонкого профиля

Приведенные зависимости позволяют оценить предельные теоретические величины коэффициента подъемной силы тонких профилей для ряда частных случаев:

1. $\beta = f = 0$: обтекание плоской пластины, установленной под заданным углом атаки (рис. 1.2, а):

$$C_y = 2\pi \sin \alpha.$$

Согласно этой формуле максимальное теоретическое значение подъемной силы тонкой пластины достигается при угле атаки $\alpha = 90^\circ$, когда положения передней и задней критических точек А и В совпадают (рис. 1.2, б):

$$C_{y \lim} = 2\pi \approx 6,28.$$

В этом случае вся подъемная сила приложена к передней кромке пластины;

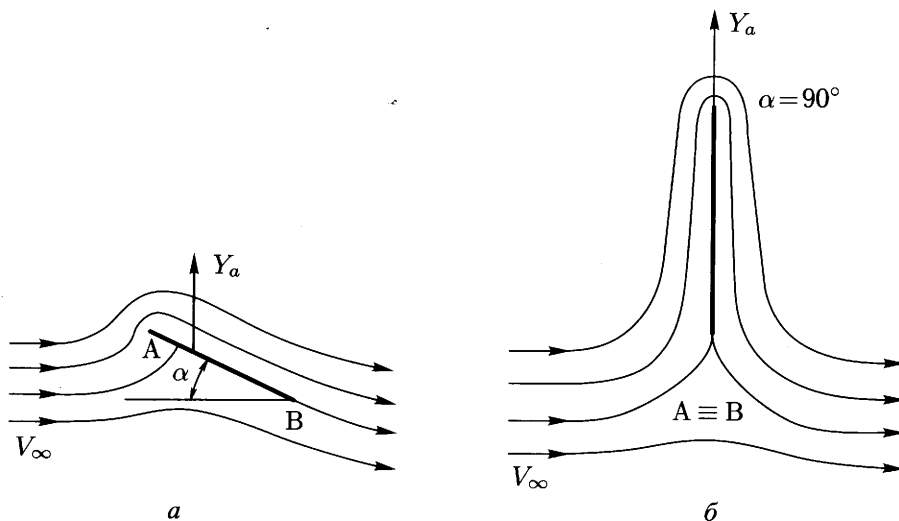


Рис. 1.2. Обтекание пластины потоком идеальной жидкости

2. $\beta = 45^\circ$ — обтекание изогнутой пластины в виде полуокружности.

В этом случае, в зависимости от угла атаки, могут быть получены следующие значения коэффициента подъемной силы:

$$\alpha = 0 : C_{y \text{ lim}} = 2\pi \approx 6,28,$$

$$\alpha = 45^\circ : C_{y \text{ lim}} = 4\pi/\sqrt{2} \approx 8,9,$$

$$\alpha = 90^\circ : C_{y \text{ lim}} = 2\pi \approx 6,28.$$

Таким образом, в случае профиля со средней линией в виде полуокружности предельное значение коэффициента подъемной силы $C_{y \text{ lim}} \approx 8,9$ достигается при угле атаки $\alpha = 45^\circ$.

3. $\beta = 90^\circ$; $\alpha = 0$ — циркуляционное обтекание кругового цилиндра диаметром $d = b$ при совмещении положений передней и задней критических точек A и B (рис. 1.3, а). В этом случае:

$$C_{y \text{ lim}} = 4\pi \approx 12,6.$$

Таким образом, в условиях потенциального обтекания потоком идеальной жидкости предельное значение подъемной силы достигается при циркуляционном обтекании кругового цилиндра, соответствующем совмещению передней и задней критических точек A и B на нижней поверхности цилиндра. Это условие выполняется при значении циркуляции скорости $\Gamma = 2\pi V_\infty d$, где V_∞ — скорость набегающего потока.

При величинах циркуляции $\Gamma > 2\pi V_\infty d$ критическая точка «сходит» с цилиндра и течение будет иметь вид, изображенный на рис. 1.3, б. В этом случае около цилиндра создается некоторая область потока, в которой одни и те же частицы жидкости совершают только циркуляционное движение, хотя и не по круговым линиям тока. Теоретически при повышенных значениях цирку-

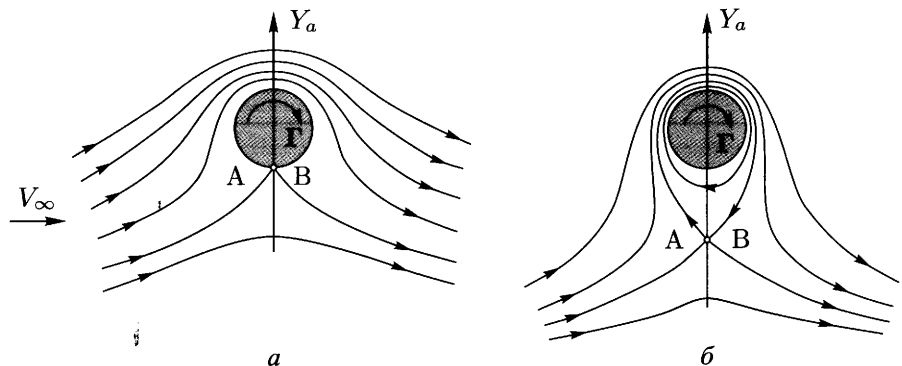
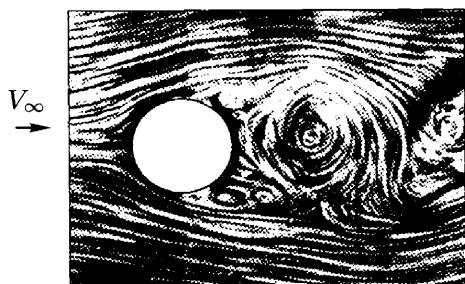
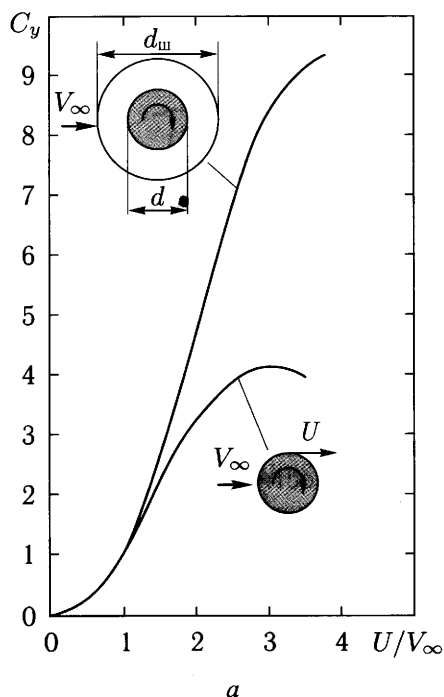


Рис. 1.3. Циркуляционное обтекание кругового цилиндра потоком идеальной жидкости

ляции на круговом цилиндре могут быть достигнуты значения коэффициента подъемной силы, превышающие $C_y = 4\pi$.

В условиях обтекания цилиндра реальным вязким потоком близкие к указанным выше предельным значениям коэффициенты подъемной силы могут быть достигнуты за счет вращения цилиндра [1.1.6] (рис. 1.4, а) или тангенциального выдува струй сжатого воздуха из щелевых сопел на поверхность кругового [5, 1.1.7] (рис. 1.5) или эллиптических [1.1.8] (рис. 1.6) цилиндров.



б $U/V_\infty = 0$



в $U/V_\infty = 4$

Рис. 1.4. Влияние относительной скорости вращения на коэффициент подъемной силы и обтекание кругового цилиндра

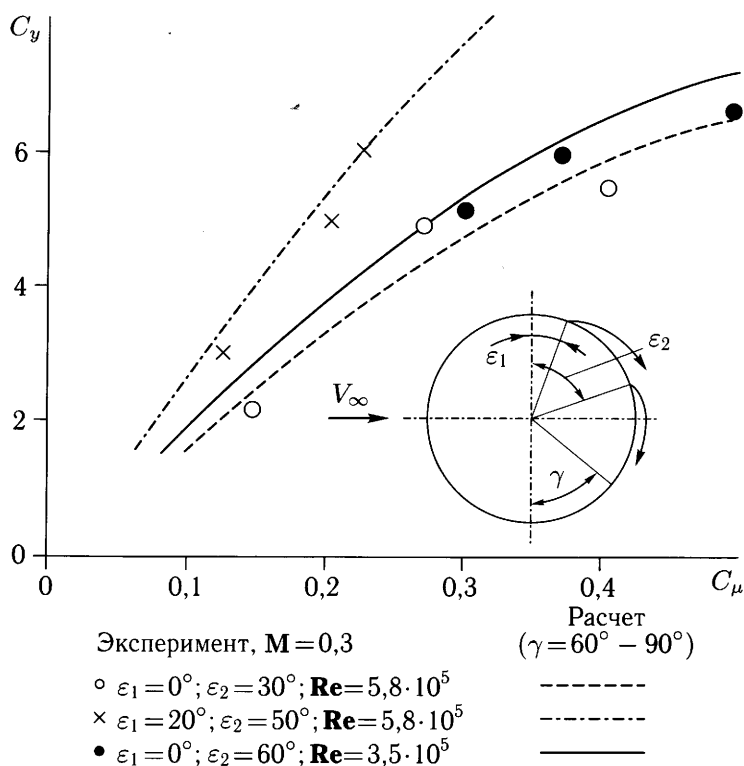


Рис. 1.5. Влияние тангенциального выдува струй на коэффициент подъемной силы кругового цилиндра

Экспериментальные исследования вращающегося цилиндра показали, что величина коэффициента подъемной силы цилиндра существенно возрастает при увеличении относительной окружной скорости вращения цилиндра U/V_∞ (см. рис. 1.4, а). Причем при отношении $U/V_\infty \approx 4$ величина коэффициента подъемной силы цилиндра с концевыми шайбами (эффективное удлинение цилиндра $\lambda_{\text{ц}} \approx 12$) является близкой к его теоретическому значению. Визуальные исследования обтекания цилиндра при отсутствии вращения ($U/V_\infty = 0$, рис. 1.4, б) и при его вращении ($U/V_\infty = 4$, рис. 1.4, в) показывают, что в последнем случае происходит существенная перестройка течения [1.1.6]. При этом картина течения вязкой жидкости вокруг цилиндра оказывается близкой к расчетной, полученной по теории идеальной жидкости (см. рис. 1.3, б).

Как расчетные [1.1.3, 1.1.7], так и экспериментальные [5, 1.1.8] данные показывают, что величина подъемной силы цилиндров с тангенциальным выдувом струй (см. рис. 1.5) существенно возрастает при увеличении коэффициента импульса выдуваемых струй $C_\mu = J_c/q_\infty \cdot b$, где J_c — импульс струи или суммарный импульс выдуваемых струй, q_∞ — скоростной напор набегающего потока, b — диаметр цилиндра или длина продольной оси эллипса. Величина коэффициента подъемной силы зависит также от количества и расположения щелевых сопел на поверхности цилиндра, характеризуемого

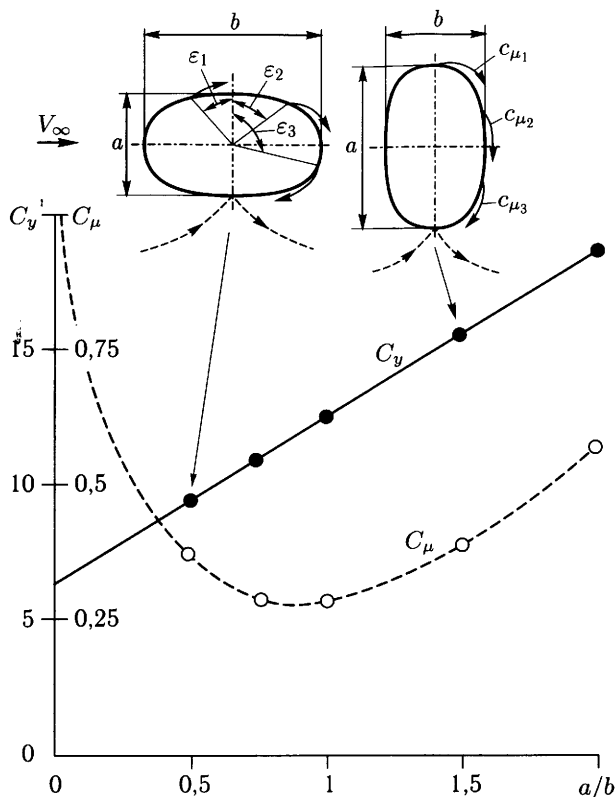


Рис. 1.6. Влияние формы эллиптических цилиндров с тангенциальным выдувом струи на коэффициент подъемной силы и потребный коэффициент импульса струи

углом ε . Так, например, при тангенциальном выдуве на поверхность кругового цилиндра из двух щелей, расположенных под углами $\varepsilon_1 = 20^\circ$ и $\varepsilon_2 = 50^\circ$, достигается наибольшая величина коэффициента подъемной силы $C_y \approx 7$ при суммарном коэффициенте импульса выдуваемых струй $C_\mu \approx 0,3$ (см. рис. 1.5). При увеличении интенсивности выдува изменяется также положение точки схода потока с поверхности цилиндра, которое характеризуется величиной угла γ .

Расчетные исследования тангенциального выдува струй на поверхности эллиптических цилиндров показали [1.1.3], что при оптимизированных положениях щелей для выдува и величинах коэффициента импульса струй можно получить значения коэффициента подъемной силы, которые при отношениях длин осей эллипса $a/b > 1$ превышают величину $C_y = 4\pi$ для кругового цилиндра. Зависимость $C_y = f(a/b)$, рис. 1.6, построенная на основании результатов расчетов, показывает, что коэффициент подъемной силы эллиптических цилиндров с выдувом изменяется в соответствии с известной формулой:

$$C_y = 2\pi(1 + a/b).$$

Расчеты показали также, что наименьшая величина коэффициента импульса струй $C_\mu = 0,28$ требуется для достижения величины $C_y \approx 12,6$ на круговом цилиндре (см. рис. 1.6). При этом обеспечивается также максимальная эффективность выдува, характеризуемая величиной отношения $C_y/C_\mu \approx 45$.

Возможности реализации высокой подъемной силы на тонком профиле (плоской пластине) экспериментально исследованы в работе [1.1.1]. С целью обеспечения безотрывного обтекания профиля при больших углах атаки осуществлялся тангенциальный выдув струи из щелевого сопла, расположенного на скругленной (цилиндрической) передней части профиля (рис. 1.7, а). Визуализация обтекания струйками дыма подтвердила возможность ликвидации интенсивного отрыва потока за моделью профиля, установленного под большим углом атаки ($\alpha = 70^\circ$), за счет выдува струи (см. рис. 1.7, б и в).

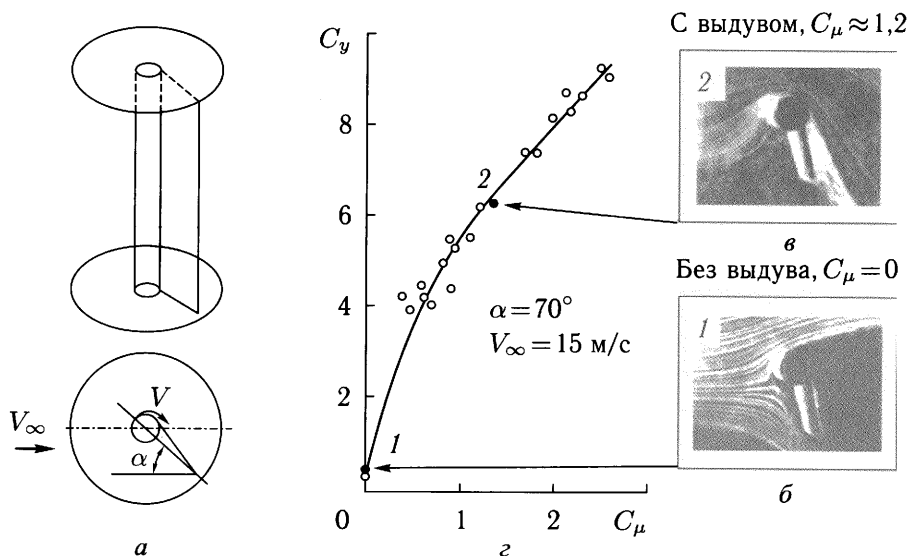


Рис. 1.7. Обтекание и аэродинамические характеристики тонкого профиля с тангенциальным выдувом струи из щелевого сопла на цилиндрическую переднюю кромку: а) модель пластины с цилиндрической носовой частью; б, в) визуализация обтекания модели в аэродинамической трубе; г) экспериментальная зависимость коэффициента подъемной силы модели C_y от коэффициента импульса струи C_μ ; \circ — экспериментальные точки

Весовые измерения показали, что теоретическая величина коэффициента подъемной силы профиля, установленного под углом атаки $\alpha = 70^\circ$, $C_y = 2\pi \cdot \sin 70^\circ = 5,9$, достигается при выдуве струи с интенсивностью $C_\mu \approx 1$ (рис. 1.7, г). При увеличении коэффициента импульса струи $C_\mu > 1$ происходит дальнейшее повышение подъемной силы профиля за счет влияния струйной поверхности, сходящей с задней кромки профиля и увеличивающей его эффективную хорду. Наибольшая величина коэффициента подъемной силы $C_y \approx 9,5$ была достигнута при $C_\mu \approx 2,5$.

Аналогичные результаты были получены В. И. Богомазовым и С. И. Иншаковым при исследованиях обтекания клиновидного профиля с тангенциальным выдувом струи на цилиндрическую носовую часть. Визуализация течения показала, что интенсивный отрыв потока, наблюдаемый за профилем без выдува при изменении углов атаки от $\alpha = 30^\circ$ (рис. 1.8, *а*) до 100° (рис. 1.8, *д*) практически ликвидируется при выдуве струи (рис. 1.8, *б, в, г, е*). При этом в условиях безотрывного обтекания увеличение угла атаки и интенсивности выдува приводит к перемещению передней критической точки *A* (определяемой по положению разделяющей линии тока) к задней кромке профиля (см. рис. 1.8, *б, в, г*). При интенсивном выдуве на профиль, установленный под углом атаки $\alpha = 100^\circ$, струя, взаимодействуя с набегающим потоком, приводит к его торможению ниже задней кромки профиля (критическая точка *A* перемещается в поток и располагается на струе (см. рис. 1.8, *е*)). Вследствие этого существенно возрастают скорости течения вблизи носовой части профиля, о чем свидетельствует сгущение линий тока в этой области. Таким образом, полученные картины течения свидетельствуют о том, что при больших углах атаки ($\alpha = 80-100^\circ$) основной прирост аэродинамической подъемной силы создается за счет разрежения на скругленной носовой части профиля.

На основе расчетных и параметрических экспериментальных исследований в АДТ Т-129 ЦАГИ разработаны специальные, так называемые гипернесущие профили [1.1.2] (рис. 1.9, *а*). Профили характеризуются большой относительной толщиной (около 40%), наличием цилиндрической носовой части и плавным распределением кривизны по хорде. При интенсивном выдуве щелевых струй по касательной к профилю в районе передней кромки обеспечивается безотрывное обтекание профиля и достижение коэффициентов суммарной подъемной силы $C_{y\Sigma} \geq 30$ при увеличении коэффициента импульса струи C_μ до 12 (рис. 1.9, *б*).

Сущность эффекта гиперциркуляции заключается в том, что при обтекании цилиндра с «хвостиком», обдуваемого интенсивной щелевой струей, реализуется безотрывное обтекание до больших углов атаки ($60-80^\circ$), а точка торможения набегающего потока смещается далеко вниз по потоку и располагается вне профиля на струе (см. рис. 1.8, *е*; 1.9, *а*). Набегающий поток поворачивается от критической точки в сторону носовой части профиля и огибает ее, сильно разгоняясь. В результате, прирост аэродинамической составляющей подъемной силы C_{yA} (без учета составляющей подъемной силы от реакции выдуваемой струи C_{yR}) по мере увеличения интенсивности выдува продолжается и после достижения безотрывного обтекания профиля. Подъемная сила образуется, в основном, как подсосывающая сила на закругленной носовой части профиля.

Теоретическое обоснование полученного эффекта известно из решения задачи обтекания идеальной жидкостью цилиндра с циркуляцией. В случае, когда $\Gamma > 4\pi \cdot V_\infty \cdot r$, одна из критических точек обтекания находится вне цилиндра на некотором расстоянии от его центра (Γ , V_∞ и r — соответственно величина циркуляции, скорость набегающего потока и радиус цилиндра), (см. рис. 1.3, *б*).

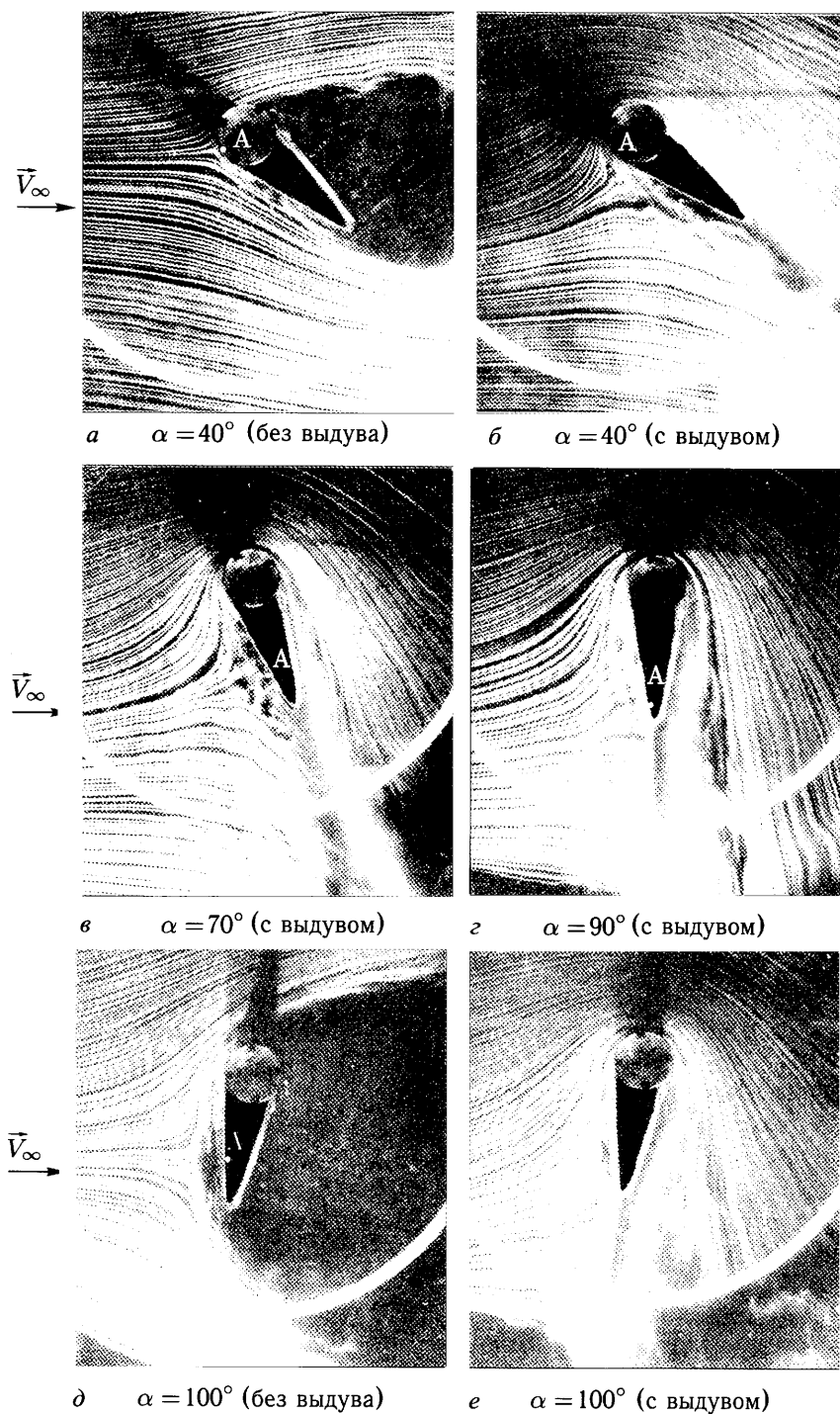


Рис. 1.8. Обтекание клиновидного профиля с тангенциальным выдувом струи из щелевого сопла на цилиндрическую носовую часть. А — критическая точка

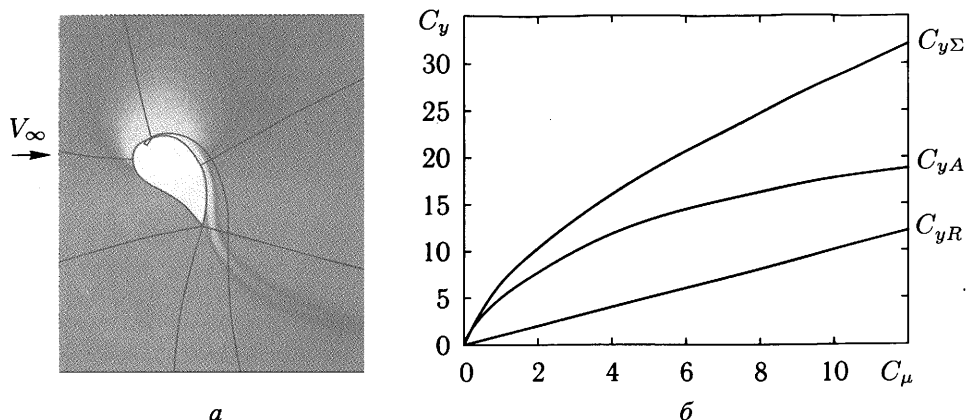


Рис. 1.9. Обтекание (а) и зависимость коэффициента подъемной силы $C_{y\Sigma}$ гипернесущего профиля от коэффициента импульса струи (б): C_{yA} — приращение аэродинамической составляющей коэффициента подъемной силы; C_{yR} — приращение коэффициента подъемной силы за счет реакции струи

Эффект гиперциркуляции можно разложить на две основные составляющие — течение Коанда (прилипание тонкой интенсивной струи к криволинейной поверхности) и взаимодействие струи с внешним потоком, обеспечивающее смещение точки торможения с поверхности профиля в поток и соответствующее изменение обтекания крыла (аналог струйного закрылка большой интенсивности).

Адекватное описание обтекания модели профиля гипернесущей поверхности (ГНП) возможно при учете множества факторов, таких как вязкость потока, толщина струи, перемешивание струи с окружающим потоком и т. д. С целью изучения особенностей сложной картины вязкого обтекания гипернесущего профиля в работе [1.1.5] проведены расчетные исследования путем решения уравнений Рейнольдса. Расчетные исследования проведены при скорости набегающего потока $V_\infty = 40$ м/с и различных значениях полного давления в канале подвода сжатого воздуха к щелевому соплу $p_o = 1,5\text{--}3,5$ атм. На рис. 1.9, а приведены результаты расчета местных чисел Маха при обтекании гипернесущего профиля при интенсивном выдуве из щелевого сопла на его верхнюю поверхность. Видно, что струя сжатого воздуха, выдуваемого из щелевого сопла, обеспечивает безотрывное обтекание профиля вплоть до его задней кромки и затем, взаимодействуя с набегающим потоком, создает дополнительное увеличение давления на нижней поверхности профиля. Увеличение подъемной силы происходит, таким образом, за счет обеспечения безотрывного обтекания профиля, существенного увеличения разрежения на его носовой части (светлая область на рис. 1.9, а) и торможения потока на нижней поверхности.

В ходе расчетов исследованы различные варианты геометрии щелевого сопла для выдува струи и прилегающей поверхности профиля. Выявлено, что при организации в области щелевого сопла течения, обеспечивающего минимальные потери тяги (сопло Лавалья), значение коэффициента подъемной силы на профиле не является максимальным. Большее значение коэффициента

подъемной силы достигается при выдуве из конфузторного щелевого сопла. Этот парадокс обусловлен тем, что струя, выдуваемая из сопла Лавала, при полном расширении быстрее отрывается от поверхности профиля. Поэтому оказывается выгоднее «доразгонять» струю газа до сверхзвуковой скорости на поверхности профиля за щелевым конфузторным соплом, обеспечивая при этом его безотрывное обтекание. Установлено, что выдув щелевой струи по касательной к поверхности профиля приводит к заметному повышению предельного давления, при котором реализуется течение Коанда (прилипание струи к верхней поверхности профиля). Результаты расчета показали, что величина разрежения на верхней поверхности профиля определяется не только течением внешнего потока, но и дополнительным разрежением, обусловленным разворотом импульса струи.

Одним из возможных направлений повышения эффективности выдува является применение многощелевых сопел. В случае профиля с двумя щелевыми соплами выдув из первого (носового) щелевого сопла устраняет отрыв потока на верхней поверхности профиля, а выдув из второго щелевого сопла в хвостовой части профиля создает более мощную струю во внешнем потоке, что приводит к смещению точки торможения набегающего потока и реализации эффекта гиперциркуляции. Расчеты показали возможность увеличения несущих свойств профиля в двухщелевой конфигурации по сравнению с однощелевым вариантом приблизительно на 20 % при одинаковых условиях.

Таким образом, за счет применения систем активного управления обтеканием путем выдува струй удастся достичь не только предельных теоретических значений коэффициента подъемной силы, полученных в условиях потенциального обтекания профилей потоком идеальной жидкости, но и превысить эти значения.

В общем виде коэффициент подъемной силы крыльевых профилей с максимальными величинами относительной толщины $\bar{c} = c/b$ и кривизны $\bar{f} = f/b$ при обтекании потоком идеальной несжимаемой жидкости может быть определен приближенно по известной формуле [1]:

$$C_y = 2\pi(1 + 0,77\bar{c}) \sin(\alpha + 2\bar{f}). \quad (1.2)$$

Однако потенциальные возможности повышения несущих свойств крыла за счет увеличения угла атаки или кривизны его профиля ограничиваются рядом факторов.

Одним из ограничений являются предельно возможные разрежения, возникающие на поверхности высоконесущих крыльев.

Подъемная сила крыла может быть представлена в виде:

$$Y = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot C_y \cdot S = \frac{1}{2} \kappa \cdot p_{\infty} \cdot M_{\infty}^2 \cdot C_y \cdot S, \quad (1.3)$$

где κ — отношение удельных теплоемкостей для воздуха ($\kappa = 1,4$), ρ_{∞} и M_{∞} — статическое давление и число Маха набегающего потока соответственно, S — площадь крыла.

Таким образом:

$$Y/\rho_{\infty} = 0,7(M_{\infty}^2 C_y) S. \quad (1.4)$$

Коэффициент давления на поверхности крыла

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{p - p_\infty}{0,7p_\infty M_\infty^2} \quad (1.5)$$

для изоэнтропического течения может быть представлен в виде [65]

$$C_p = \frac{1}{0,7M_\infty^2} \left[\left(\frac{1 + 0,2M_\infty^2}{1 + 0,2M^2} \right)^{3,5} - 1 \right], \quad (1.6)$$

где p и M — местное статическое давление и число Маха соответственно.

Теоретический предельным разрежением на всей верхней поверхности крыла может быть совершенный вакуум, а предельным давлением на нижней поверхности — давление торможения потока. Если на верхней поверхности крыла создается совершенный вакуум ($p = 0$), то согласно (1.5) можно получить величину $M_\infty^2 \cdot C_p = -1,43$. Обработка большого числа опытных данных показала, что экспериментальное значение $M_\infty^2 \cdot C_p \approx -1$, то есть соответствует разрежению, составляющему 0,7 вакуума. Это свидетельствует о том, что при малых числах Маха могут быть получены весьма высокие значения C_p , прежде чем начнет проявляться влияние сжимаемости, в то время как при больших числах M_∞ предельные величины C_p являются не очень высокими.

При условии, что числа Маха на верхней (M_B) и нижней (M_H) поверхностях крыла являются постоянными, из (1.6) следует, что:

$$M_\infty^2 C_y = \frac{1}{0,7} \left[\left(\frac{1 + 0,2M_\infty^2}{1 + 0,2M_H^2} \right)^{3,5} - \left(\frac{1 + 0,2M_\infty^2}{1 + 0,2M_B^2} \right)^{3,5} \right]. \quad (1.7)$$

При условии достижения полного вакуума на верхней поверхности и полного торможения потока на нижней поверхности абсолютный предел коэффициента подъемной силы определяется выражением:

$$M_\infty^2 C_y = \frac{(1 + 0,2M_\infty^2)^{3,5}}{0,7}. \quad (1.8)$$

Формула (1.8), полученная при условии равномерного распределения нагрузки на профиле и изоэнтропического сжатия потока, не является справедливой при появлении скачков уплотнения ($M > 1$).

Систематические исследования показали, что максимально возможная подъемная сила крыла при дозвуковых скоростях полета достигается при значении $M_\infty^2 C_y \approx 0,7$. В случае стреловидных крыльев величина $M_\infty^2 C_y$ возрастает до 1,2. Использование механизации на передней и задней кромках крыла может увеличить этот предел.

Наиболее важным фактором, ограничивающим достижение предельных значений подъемной силы, является вязкость потока. Влияние вязкости проявляется в торможении потока на обтекаемой поверхности. Это приводит к искажению «эффективного» контура профиля, замедлению потока и его отрыву в диффузорной (хвостовой) части профиля вследствие неблагоприятного (положительного) градиента давления. Поэтому аэродинамическое про-

ектирование высоконесущих профилей крыльев выполняют с учетом влияния вязкости. Задача сводится к нахождению рациональной формы профиля, которая не оказывала бы неблагоприятного влияния на пограничный слой.

На основе анализа изменения параметров пограничного слоя в произвольном замедляющемся потоке Стрэтфорд [1.1.11] предложил метод проектирования контура профиля с нулевым поверхностным трением в диффузорной части и разработал методику численного расчета и проектирования поверхности, на которой трение равно нулю. Течения такого типа являются предельными, так как небольшое увеличение неблагоприятного давления на каком-либо участке поверхности профиля может вызвать отрыв потока.

Либек [1.1.9] использовал предложенный Стрэтфордом принцип для формирования контура высоконесущего профиля с низким уровнем сопротивления. Для нахождения формы профиля, обеспечивающего максимальную подъемную силу при безотрывном обтекании вязким потоком несжимаемой жидкости, была решена обратная задача при заданном распределении скоростей на верхней и нижней поверхностях профиля (рис. 1.10). Для обеспечения развитого ламинарного течения на верхней поверхности передняя часть профиля выполнена таким образом, чтобы создавать благоприятный градиент давления, с последующим торможением турбулентного потока при практически нулевом коэффициенте трения. На рис. 1.10 указаны теоретические величины коэффициента подъемной силы $C_y = 2,31$, полного сопротивления $C_x = 0,0055$, а также сопротивления верхней ($C_{xВ} = 0,0053$) и нижней ($C_{xН} = 0,0002$) поверхностей профиля при числе $Re = 5 \cdot 10^6$.

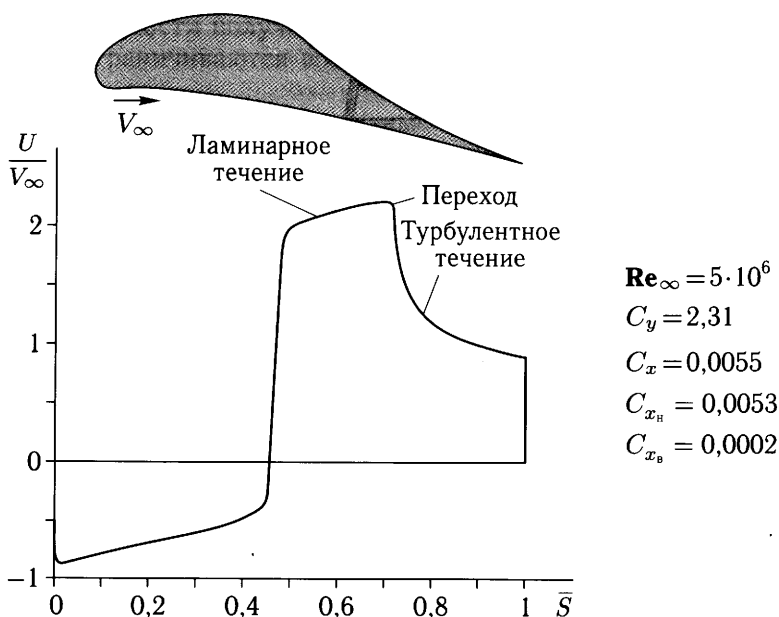


Рис. 1.10. Изменение относительной скорости по контуру оптимизированного высоконесущего профиля. \bar{S} — относительное расстояние по контуру профиля, измеряемое от его задней кромки

Аэродинамическое качество представленного профиля равно 420, в то время как у обычных профилей оно редко превышает 180. Испытания двух профилей такого типа показали почти идеальное согласование между теорией и экспериментом при расчетном значении подъемной силы. Одним из наиболее замечательных свойств профиля является чрезвычайно низкое теоретическое сопротивление нижней поверхности. Как видно из распределения скоростей (см. рис. 1.10), поток на нижней поверхности непрерывно ускоряется от носка к задней кромке. При этом также обеспечивается ламинарное течение.

Таким образом, одним из существенных способов увеличения подъемной силы является модификация геометрии профиля. Имеется несколько возможных способов улучшения обтекания и повышения несущих свойств профиля — изменение радиуса передней кромки, увеличение кривизны за счет отклонения носка и закрылка, а также изменения формы распределения давления по контуру профиля.

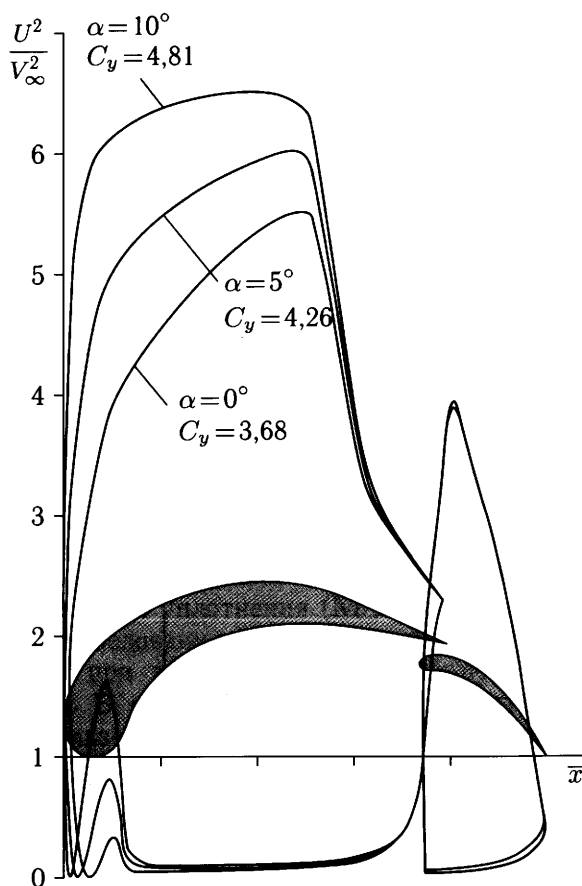


Рис. 1.11. Влияние угла атаки на изменение относительной скорости на элементах высококонусного разрезного профиля

Одним из основных средств, позволяющих существенно улучшить обтекание крыла и повысить его несущие свойства, является использование щелевой механизации — закрылков и предкрылков. Принцип действия щелевой механизации основан на перераспределении энергии набегающего потока путем перепуска части воздуха повышенного давления с нижней на верхнюю поверхность крыла через профилированные щели. На рис. 1.11 приведен пример высоконесущего двухэлементного профиля, спроектированного Либекком и Смитом [1.1.10], с плавным торможением потока для получения предельной подъемной силы. Наличие щели между элементами профиля обеспечивает безотрывное обтекание закрылка при увеличении угла атаки до 14° . Повышение подъемной силы профиля при увеличении угла атаки происходит главным образом за счет увеличения аэродинамической нагрузки на основной части профиля при практически неизменной нагрузке на закрылке. Опыты показали, что применение этого профиля в компоновке прямоугольного крыла с удлинением 2,15 с небольшими концевыми шайбами обеспечивает достижение максимального коэффициента подъемной силы $C_y \approx 5$.

Теоретические и экспериментальные исследования разрезных крыльев позволили установить особенности влияния щелей на обтекание крыла и его элементов. Основные результаты этих исследований изложены в разделе 1.2.

1.2. Разрезные крылья

Одним из основных способов повышения несущих свойств крыла является увеличение его относительной кривизны. В условиях реального вязкого обтекания возможности получения большой подъемной силы путем увеличения кривизны ограничиваются возникновением отрыва потока с поверхности крыла.

Теоретические и экспериментальные исследования разрезных крыльев позволили установить основные особенности влияния щелей на обтекание крыла и его элементов [1.2.3, 1.2.11, 65] и разработать методы проектирования и оптимизации параметров крыльев такого типа [1.2.4, 1.2.5, 1.2.6, 1.2.9, 1.2.12, 1.2.13, 1.2.14, 1.2.16].

Основной причиной улучшения обтекания щелевого крыла является увеличение энергии пограничного слоя на его верхней поверхности за счет перетекания струй воздуха через профилированные щелевые каналы из области повышенного давления под крылом. Это приводит к сохранению безотрывного обтекания и соответствующему повышению несущих свойств щелевого крыла при большей относительной кривизне и больших углах атаки по сравнению с нещелевым крылом.

Кроме того, особенностями аэродинамики щелевых (разрезных) крыльев являются следующие. Каждый впереди расположенный элемент разрезного крыла оказывает влияние на распределение скоростей на последующих элементах, уменьшая пики разрежения и неблагоприятный градиент давления на этих элементах. В свою очередь, последующие элементы индуцируют повышенные скорости на впереди расположенных элементах, увеличивая тем самым циркуляцию на этих элементах (см., например, рис. 1.11). Поскольку задняя кромка впереди расположенного элемента находится в области ско-

ростей, значительно превышающих скорость свободного потока, то большие скорости истечения через щель облегчают задачу ликвидации отрыва потока на поверхности разрезного крыла.

Вообще взаимное влияние отдельных элементов разрезного крыла аналогично взаимодействию несущих вихрей, если ими заменить эти элементы. Например, в первом приближении предкрылок и закрылок могут быть представлены точечными вихрями. При наличии вихря, заменяющего предкрылок, значительно уменьшаются пики разрежения и неблагоприятный градиент давления на основном профиле, что позволяет обеспечить безотрывное обтекание крыла при больших углах атаки.

Предкрылок можно рассматривать также как устройство (дефлектор потока), позволяющее сбалансировать высокие центробежные силы, возникающие в потоке при обтекании передней кромки крыла, и обеспечить тем самым поворот потока без отрыва от поверхности крыла при больших углах атаки.

При расположении вихря вблизи задней кромки крыла, моделирующей щелевой закрылок, происходит возрастание подъемной силы на основной части крыла. Это возрастание подъемной силы связано с возникновением значительных скоростей на поверхности профиля, индуцированных вихрем.

Благоприятная интерференция элементов разрезного крыла заключается не только в индуцировании поперечного потока, увеличивающего циркуляцию на каждом предшествующем элементе и уменьшающем ее на каждом последующем элементе, но и в увеличении скорости в тангенциальном направлении. Последнее обстоятельство весьма благоприятно с точки зрения предупреждения возникновения отрыва пограничного слоя.

Эти особенности взаимодействия необходимо учитывать при проектировании многощелевых профилей. Следует отметить также такое важное обстоятельство, что на каждом элементе разрезного крыла образуется свой собственный пограничный слой, начиная от его передней критической точки. Этот тонкий пограничный слой может выдерживать без отрыва более сильные неблагоприятные градиенты давления, чем толстый пограничный слой, который возникает на сплошном профиле.

Обтекание разрезного крыла имеет сложный характер, который определяется наличием и взаимодействием пристенных струй, пограничных слоев и следов за элементами щелевой механизации. При этом могут возникать особенности течения, не имеющие места при обтекании обычных нещелевых крыльев.

Одной из основных особенностей обтекания разрезных крыльев является наличие взаимодействующих вязких следов, образующихся за каждым из элементов профиля. Например, пограничный слой на предкрылке сходит с его задней кромки, образуя след с малой энергией, который распространяется вдоль верхней поверхности профиля вплоть до его задней кромки. Аналогичное течение создается и за другими элементами профиля. Причем может быть два типа течения. В одном случае след от каждого элемента отделяется от другого областью потенциального течения. Течение такого типа имеет место при наличии широких щелей между элементами профиля. В другом случае,

когда щели являются узкими, пограничные слои на соседних элементах сливаются, образуя один толстый пограничный слой. При этом важным является вопрос об устойчивости следов, поскольку им приходится преодолевать значительные градиенты давления. Если возрастание давления является достаточно большим, то может иметь место возвратное течение в потоке вне поверхности крыла (так называемый отсоединенный отрыв потока [1.2.7, 1.2.8]).

Пограничный слой обычно отрывается раньше, чем возникает возвратное течение вне поверхности, поскольку следы могут преодолевать большие градиенты давления, чем пограничный слой. Поэтому в случае разрезных профилей может иметь место два типа отрыва потока — на поверхности крыла и вне ее.

Особенности обтекания разрезных крыльев в широком диапазоне изменения относительной кривизны ($\bar{f}_{\max} \approx 0,1-0,35$)¹⁾ и углов атаки (от -10 до $+40^\circ$) были исследованы в аэродинамической трубе ЦАГИ на модели прямоугольного крыла с эллиптическими концевыми шайбами (рис. 1.12) [1.2.7, 1.2.8, 1.2.10, 1.2.18, 1.2.19, 64].

Существенное улучшение обтекания сильно искривленного крыла, установленного под большим углом атаки, может быть достигнуто, как известно, благодаря использованию щелевой механизации — щелевых закрылков и предкрылков. Щели на хвостовой части крыла позволяют улучшить обтекание крыла при большой кривизне профиля, а на носовой части крыла — при больших углах атаки.

Механизация крыла состояла из двухщелевого отклоняемого носка и двухщелевого закрылка с относительной шириной щелей $\bar{h} = h/b = 1\%$, близкой как было установлено в предварительных испытаниях, к оптимальному значению.

Опыты показали, что увеличение относительной кривизны крыла путем отклонения двухщелевого закрылка позволяет значительно повысить коэффициент подъемной силы при умеренных углах отклонения закрылка ($\delta_{31} \leq 30^\circ$, $\bar{f}_{\max} \approx 0,19$) по сравнению с нещелевым крылом (соответственно кривые 3 и 1 на рис. 1.12). При этом экспериментальные значения коэффициента C_y оказываются близкими к расчетным, полученным без учета вязкости по теории идеальной жидкости [1.2.6]. В этом случае обтекание щелевого крыла имеет практически безотрывный характер в широком диапазоне углов атаки.

Достижимая изменением кривизны максимальная величина коэффициента C_y щелевого профиля, так же как и сплошного, зависит от закона изменения кривизны по хорде. Так, при сравнительно плавном изменении контура верхней поверхности профиля в результате последовательного отклонения звеньев двухщелевого закрылка на углы $\delta_{31,2} = 25^\circ$ наибольшее значение коэффициента подъемной силы при $\alpha = 10^\circ$, равное $C_y = 2,6$, достигается при относительной кривизне $\bar{f}_{\max} \approx 0,25$ (кривая 4 на рис. 1.12), в то время как при более резком изменении контура вследствие отклонения двухщелевого

¹⁾ Величина \bar{f}_{\max} профиля разрезного крыла определялась как максимальная относительная кривизна профиля с непрерывным контуром, огибающим элементы разрезного крыла.

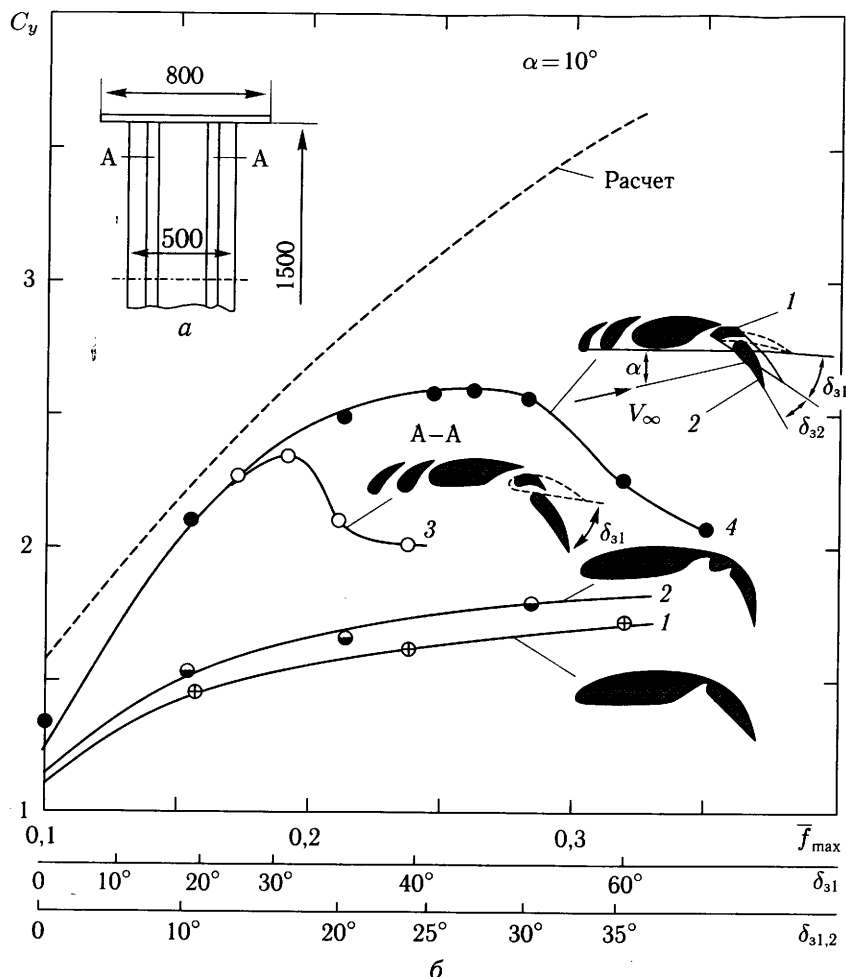


Рис. 1.12. Щелевая механизация крыла: а) модель крыла; б) зависимости коэффициента подъемной силы крыла от углов отклонения закрылков δ_3 и максимальной относительной кривизны профиля крыла \bar{f}_{\max} ; 1, 2 — крыло с нещелевыми закрылками, 3 — крыло с двухщелевыми носком и закрылком, 4 — щелевое крыло с дифференциально отклоняемыми элементами 1 и 2 щелевого закрылка

закрылка как одного целого на угол $\delta_{31} = 30^\circ$ наибольшее значение $C_y = 2,3$ достигается при $\bar{f}_{\max} = 0,19$ (кривая 3 на рис. 1.12).

Сравнение экспериментальной зависимости коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки с расчетной (рис. 1.13) показывает, что теоретические значения C_y являются близкими к экспериментальным для щелевого профиля с максимальной относительной кривизной $\bar{f}_{\max} = 0,1$ ($\delta_{31,2} = 0$) в широком диапазоне углов атаки и заметно отличаются от значений C_y для профиля с кривизной $\bar{f}_{\max} \approx 0,25$ ($\delta_{31,2} = 25^\circ$). Особенно существенным оказывается расхождение величин коэффициентов C_y в области отрицательных и больших положительных углов атаки ($\alpha > 30^\circ$), близких к их критическим значениям.

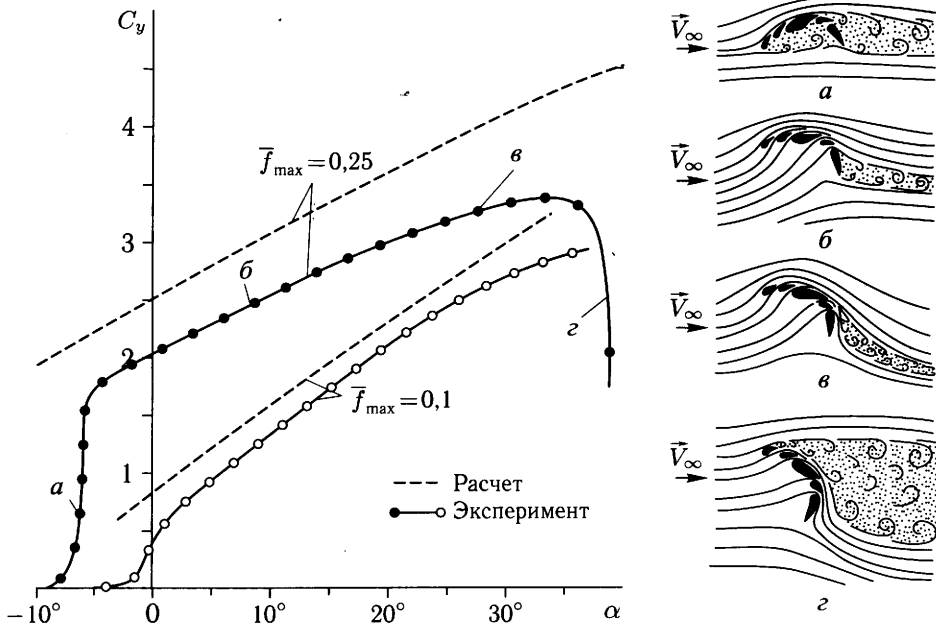


Рис. 1.13. Зависимости коэффициента подъемной силы щелевого крыла от угла атаки: а) $\alpha \approx -10^\circ - -5^\circ$; б) $\alpha \approx -5^\circ - +25^\circ$; в) $\alpha \approx +25^\circ - +35^\circ$; з) $\alpha \geq 35^\circ$

Исследование спектров обтекания и измерений распределения полного давления вблизи верхней поверхности и в следе крыла позволило установить причины существенного изменения подъемной силы механизированного крыла по углу атаки и расхождения с ее теоретическими значениями [1.2.7, 1.2.8]. Вследствие большой кривизны профиля при отрицательных и малых положительных углах атаки возникает отрыв потока с нижней поверхности носка крыла (см. рис. 1.13, а). При этом в результате неполного восстановления давления на нижней поверхности крыла недостаточно эффективными оказываются щели на хвостовой части профиля, что приводит к отрыву потока на закрылке. Восстановлению безотрывного обтекания носка крыла при увеличении угла атаки соответствует резкое повышение коэффициента C_y (см. рис. 1.13).

Расхождение между расчетной и экспериментальной зависимостями $C_y(\alpha)$ крыла с максимальной относительной кривизной $\bar{f}_{\max} = 0,25$ обусловлено различными типами отрывного обтекания разрезного крыла (рис. 1.13, б, в, з).

Визуальные исследования спектров течения методом шелковинок (рис. 1.14) и измерения полного напора $\bar{p}_o = (p_o - p_\infty)/q_\infty$ (рис. 1.15) вблизи разрезного крыла [1.2.8] показали, что при достаточно больших значениях углов атаки ($\alpha \geq 20-30^\circ$) в потоке над хвостовой частью крыла возникает область возвратного течения, расположенная на некотором расстоянии от поверхности крыла, соизмеримом с толщиной струи воздуха, проходящего через щели на закрылке (см. рис. 1.13, в). При этом, однако, сохраняется безотрывное течение непосредственно на поверхности крыла и отклоненного закрылка.

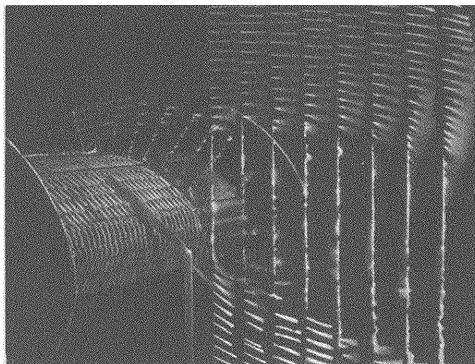


Рис. 1.14. Обтекание щелевого крыла большой кривизны ($f_{\max} \approx 0,25$) при $\alpha = 38^\circ$

Область возвратного течения, отделенная от поверхности крыла сравнительно тонким слоем безотрывного течения, называемая отсоединенным отрывом, расширяется с увеличением угла отклонения закрылка и угла атаки (см. рис. 1.13, *г*; 1.14).

Процесс формирования различных типов отрыва потока на щелевом крыле с закрылком, отклоненным на большой угол $\delta_{31,2} = 25^\circ$ ($f_{\max} \approx 0,25$), можно проследить по измерениям полного давления вблизи крыла $\bar{p}_o(y)$, представленным на рис. 1.15. При малых углах атаки ($\alpha = 0-10^\circ$) на щелевом профиле большой кривизны в точке S_1 возникает

обычный отрыв пограничного слоя на поверхности закрылка (область А на рис. 1.15, *а*). При увеличении угла атаки область отрыва, прилегающая к поверхности закрылка, уменьшается. Одновременно с этим вблизи хвостовой части крыла в точке S_2 возникает обширная область отсоединенного отрыва, простирающаяся на расстояние 0,75–1,0 хорды позади задней кромки крыла (область Б на рис. 1.15, *б*).

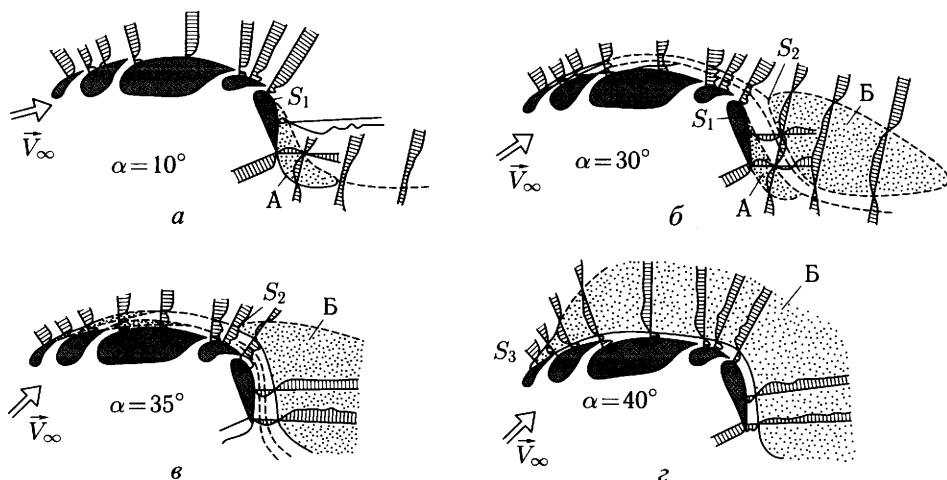


Рис. 1.15. Типы отрывного обтекания щелевого крыла (по измерениям полного напора)

При больших углах атаки ($\alpha \approx 35^\circ$) отрыв потока непосредственно на поверхности крыла полностью ликвидируется, однако происходит расширение локальных областей возвратного течения, расположенных в потоке за элементами носка и основной частью крыла, в направлении потока, а начало области отсоединенного отрыва S_2 , расположенной вблизи хвостовой части крыла, постепенно перемещается к носку крыла (рис. 1.15, *в*).

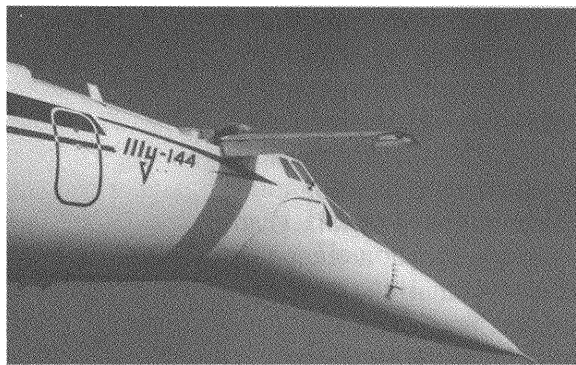
При определенных, достаточно больших углах атаки возникает отрыв потока с носка крыла в точке S_3 . При этом происходит резкое расширение области отсоединенного отрыва при сохранении безотрывного течения непосредственно на поверхности разрезного крыла, за исключением поверхности его носка (см. рис. 1.14; 1.15, *з*). Этот режим течения сопровождается резким уменьшением коэффициента подъемной силы крыла и соответствует достижению у разрезного крыла закритических углов атаки $\alpha > 36^\circ$ (см. рис. 1.13, *з*).

Эти результаты получены при скорости потока в рабочей части АДТ $V_\infty = 45$ м/с, соответствующей числу $Re = 1,55 \cdot 10^6$ при хорде крыла 0,5 м. Как показали визуальные исследования и измерения полного напора, размеры и конфигурация области отсоединенного отрыва сравнительно слабо изменяются при изменении числа Рейнольдса в диапазоне $Re = (0,8-1,55) \cdot 10^6$. Однако при числах $Re \leq 0,5 \cdot 10^6$ происходит заметное расширение области отсоединенного отрыва и уменьшение критического угла атаки крыла.

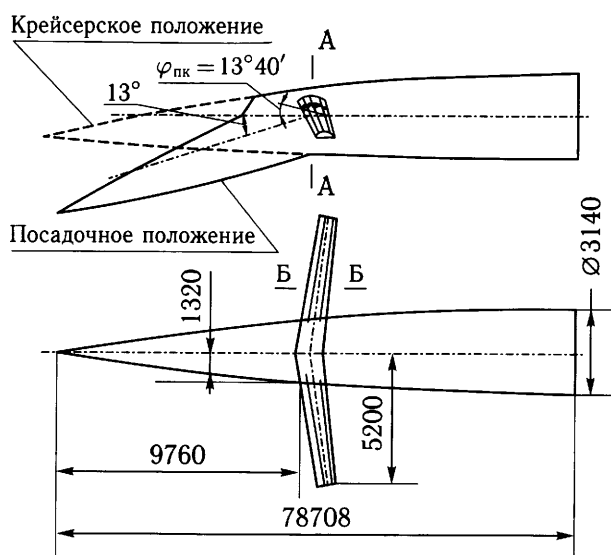
Исследованный вариант разрезного профиля был использован в компоновке выдвижного балансировочного крыла сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 [1.2.1, 1.2.2]. Исследования натурной носовой части фюзеляжа с балансировочным крылом, проведенные в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ при числах $M = 0,15$ и $Re = 2,5 \cdot 10^6$ (рис. 1.16, *а*), показали, что разработанный вариант четырехщелевого крыла (рис. 1.16, *б*) с максимальной относительной кривизной $\bar{f} \approx 0,25$ и удлинением $\lambda = 9,5$ (без учета подфюзеляжной части) обеспечивает достижение высокого уровня подъемной силы.

На рис. 1.17 показаны зависимости коэффициента подъемной силы переднего балансировочного крыла $C_{y_{ПК}} = C_y - C_{y_{ф}}$ (где C_y и $C_{y_{ф}}$ — коэффициенты подъемной силы модели носовой части фюзеляжа с балансировочным крылом и изолированного фюзеляжа, соответственно) от угла атаки самолета [1.2.2].

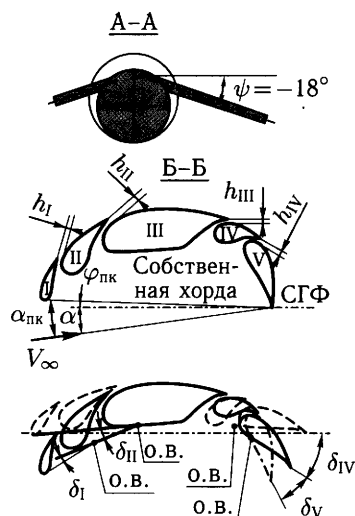
На взлетно-посадочных углах атаки самолета Ту-144 $\alpha = 10-14^\circ$ углы атаки балансировочного крыла составляют $\alpha_{ПК} = \alpha + \varphi_{ПК} = 24-28^\circ$ (где $\varphi_{ПК} = 14^\circ$ — угол установки крыла). Максимальное значение коэффициента подъемной силы $C_{y_{\max}} \approx 4,5$ достигается при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ ($\alpha_{ПК} \approx 32^\circ$). При этом над верхней поверхностью разрезного крыла существует область развитого отсоединенного отрыва потока, несмотря на сохранение безотрывного течения непосредственно на поверхности крыла. Об этом свидетельствуют как спектры обтекания, так и измерения распределения давления по элементам разрезного крыла (рис. 1.18). При угле атаки $\alpha_{ПК} = 25^\circ$ балансировочного крыла с относительной кривизной $\bar{f}_{\max} = 0,25$ область отсоединенного отрыва располагается вблизи хвостовых элементов крыла (рис. 1.18, *а*). При увеличении угла атаки эта область расширяется в направлении к передней кромке крыла (рис. 1.18, *б*) вследствие чего уменьшается аэродинамическая нагрузка на большинстве элементов разрезного крыла. При угле атаки $\alpha \approx 40^\circ$ срыв потока с носка крыла (рис. 1.18, *в*) приводит к резкому уменьшению аэродинамической нагрузки на всех элементах профиля и соответствующему падению величины C_y . При этом область отсоединенного отрыва размыкается и резко расширяется. Максимальное значение коэф-



а



б



в

Рис. 1.16. Носовая часть самолета Ту-144 с передним выдвинутым балансировочным крылом: а) фотография носовой части самолета Ту-144 во взлетно-посадочной конфигурации; б) схема натурной носовой части самолета Ту-144 с балансировочным крылом; в) форма поперечного сечения и параметры элементов балансировочного крыла

коэффициента подъемной силы соответствует режиму течения, непосредственно предшествующему возникновению отрыва потока с носка крыла.

Таким образом, возможности получения больших значений коэффициента подъемной силы путем изменения кривизны и угла атаки ограничиваются на щелевом крыле возникновением области отсоединенного отрыва, которая оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики крыла большой кривизны, несмотря на сохранение безотрывного течения непосредственно на поверхности крыла.

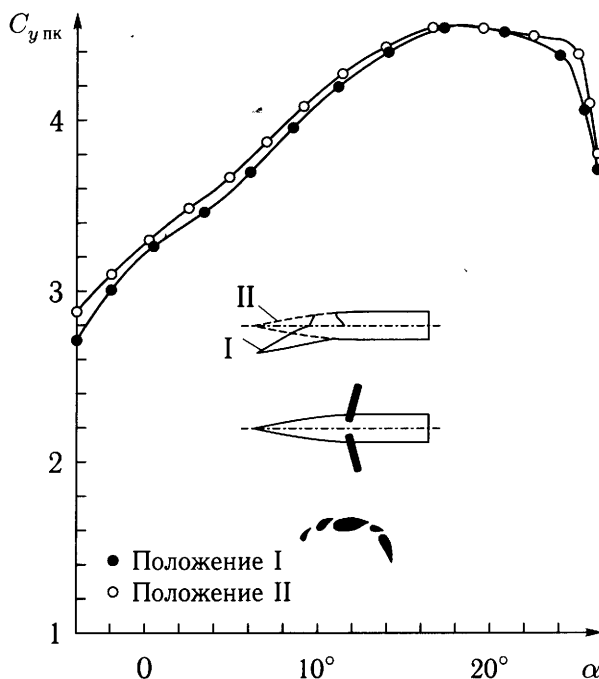


Рис. 1.17. Зависимости подъемной силы балансирующего крыла самолета Ту-144 от угла атаки. $\delta_{I/II} = 6^\circ/3^\circ$; $\delta_{IV/V} = 25^\circ/25^\circ$; $\bar{h} = 1\%$

Возникновение в потоке областей возвратного течения, отделенных от поверхности крыла слоем безотрывного течения, является особенностью многослойных течений, состоящих из областей потенциального течения, пограничных слоев на обтекаемых поверхностях и вязких следов за элементами разрезного крыла. При обтекании крыла со щелевым закрылком отрыв может зарождаться в точках *A* или *B* потока (рис. 1.19, *a*). В соответствии с этим может быть два типа течения: с отрывом пограничного слоя от поверхности закрылка или с зоной возвратного течения над поверхностью крыла (отсоединенный отрыв). Течение первого типа может быть при больших углах отклонения закрылка и в случаях, когда пограничные слои на стенках щели сливаются в один толстый пограничный слой, который не в состоянии преодолеть без отрыва значительные градиенты давления. Второй тип течения может возникать, когда пограничные слои на элементах крыла являются сравнительно тонкими и следы разделены слоем потенциального течения. В этом случае при достаточно больших градиентах давления возвратные течения могут возникать в следах (рис. 1.19, *б*). Эти типы течения могут переходить из одного в другое в зависимости от угла отклонения закрылка и угла атаки.

Возможность возникновения возвратного течения в градиентном потоке можно показать с помощью уравнения Бернулли. Если в невязком потоке в сечении *I* имеется область пониженных скоростей $u_1 < V_1$ (см. рис. 1.19, *б*), где V_1 — местная скорость потока, то при наличии градиента давления в сечении

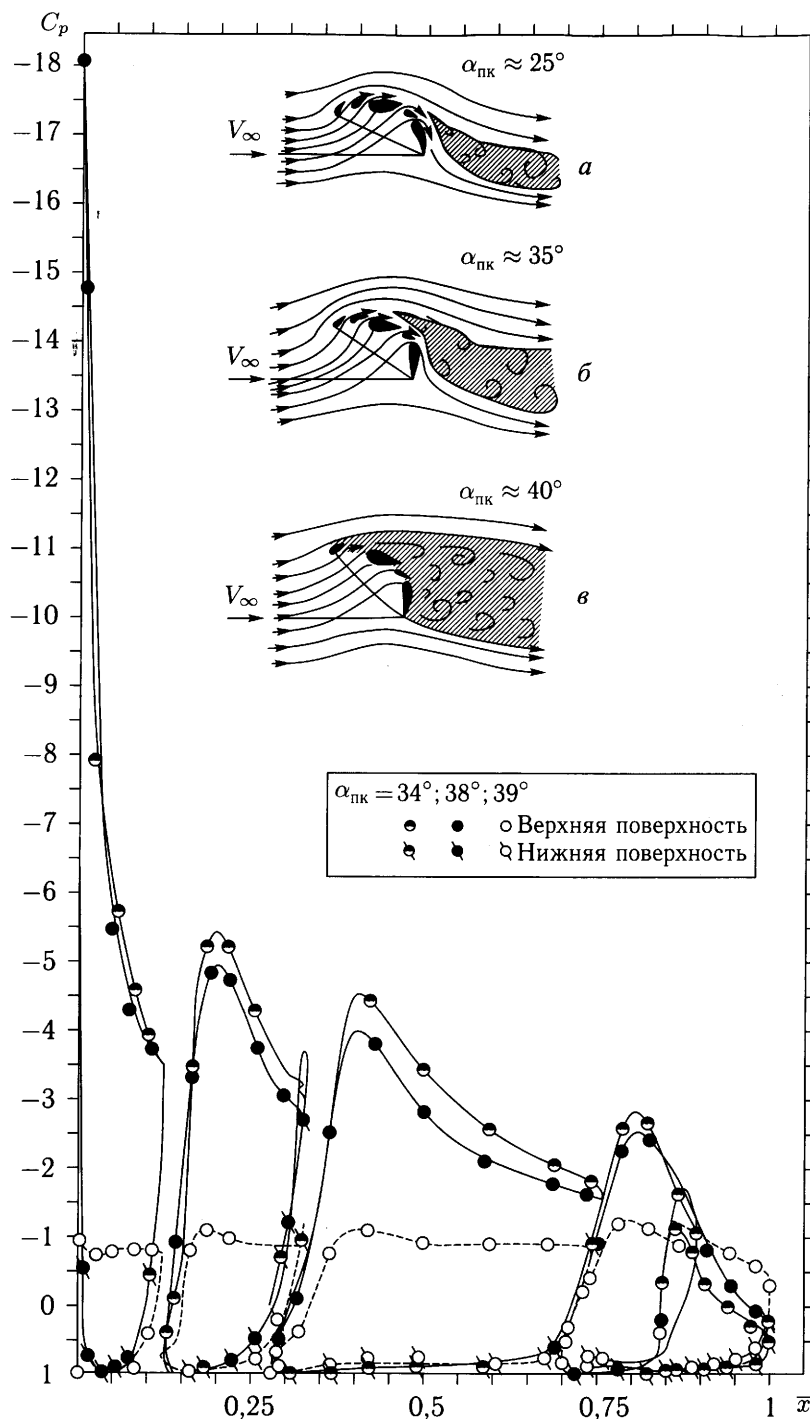


Рис. 1.18. Распределение давления по элементам щелевого балансирующего крыла самолета Ту-144

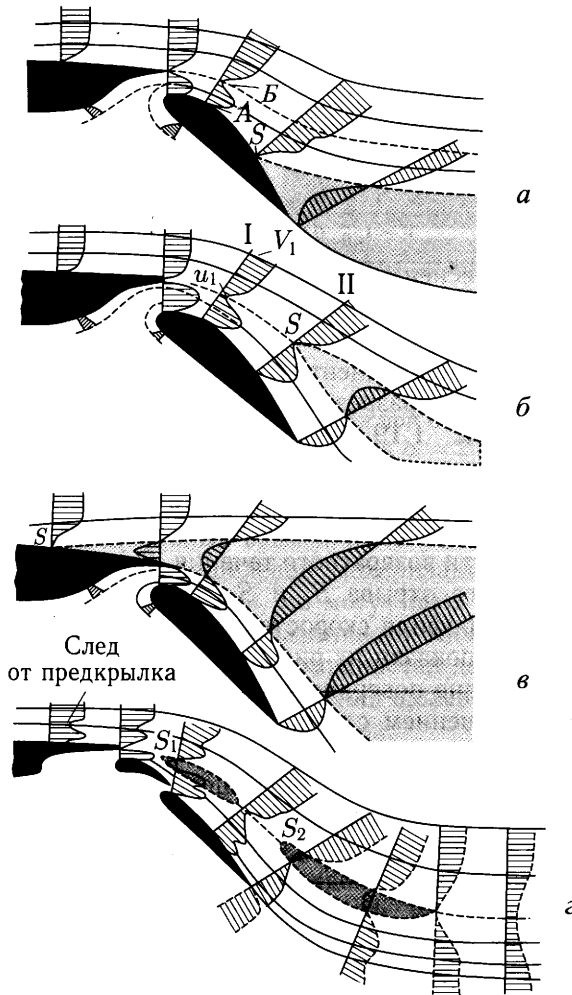


Рис. 1.19. Типы отрывного обтекания крыла со щелевыми закрылками

II профиль скоростей будет характеризоваться, согласно уравнению Бернулли, отношением минимальной скорости u_2 к скорости потока V_2 , определяемым выражением [1.2.15]:

$$\left(\frac{u_2}{V_2}\right)^2 = \frac{(u_1/V_1)^2 - C_p}{1 - C_p},$$

где $C_p = \frac{p - p_1}{\frac{1}{2}\rho V_1^2}$ — коэффициент давления.

Отсюда следует, что если выполняется условие $(u_1/V_1)^2 < 1$, то при увеличении давления величина $(u_2/V_2)^2$ может обратиться в нуль прежде, чем коэффициент давления примет значение $C_p = 1$. Это означает, что степень дефекта скоростей увеличивается при возрастании давления и в основном потоке может возникнуть возвратное течение. Вязкость, с другой стороны,

стремится ослабить это явление. При отсутствии градиента давления след непрерывно «размывается». При большом градиенте давления дефект скоростей в следе может быть достаточно глубоким. В работе [1.2.15] получен приближенный критерий устойчивости вязкого следа. Согласно этому критерию, если выполняется условие

$$\frac{1}{1 - C_p} \frac{dC_p}{dx} > \frac{0,007}{\delta^*},$$

где δ^* — толщина вытеснения следа в рассматриваемой точке, то след развивается. Если левая часть неравенства меньше, чем $0,007/\delta^*$, то след разрушается;

Соотношением величин градиентов давления и вязкости определяется вид течения при обтекании разрезного крыла. Некоторые возможные типы течения показаны на рис. 1.19. Анализ результатов измерений профилей скоростей на поверхности разрезных крыльев показывает, что в зависимости от градиента давления минимальная скорость в следе может изменять свою величину и направление, вследствие чего в потоке могут возникать, исчезать и появляться вновь области возвратного течения. Общий вид течения, с двумя областями отсоединенного отрыва S_1 и S_2 , полученный на основе анализа результатов измерений профиля скоростей на разрезном крыле [1.2.17] и визуальных исследований, показан на рис. 1.19, з.

Наличие зон отрыва вне поверхности крыла может быть связано не только с развитием и разрушением следа за элементами механизации. Течение такого типа может существовать и при возникновении отрыва пограничного слоя от верхней поверхности крыла перед щелевым закрылком (рис. 1.19, в). В этом случае область сильно развитого отрыва может быть отделена от поверхности закрылка сравнительно узким слоем безотрывного течения, образованным струей воздуха, проходящей через щель перед закрылком. При наличии такого типа течения, например при отрыве потока от носка крыла на закритических углах атаки, резко уменьшаются значения C_y , несмотря на сохранение безотрывного течения на большей части поверхности щелевого крыла (см. рис. 1.13, з; 1.14; 1.15, з).

Применение современных расчетных методов, базирующихся на решении уравнений Навье–Стокса, позволяет выявить особенности вязкого обтекания крыльев со щелевой механизацией и достаточно надежно определять их аэродинамические характеристики. На рис. 1.20, а приведен пример расчета распределения скоростей и линий тока при вязком обтекании профиля со щелевым закрылком и предкрылком при угле атаки $\alpha = 20^\circ$ и числе $Re = 0,96 \cdot 10^6$.¹⁾ Видно, что при этих условиях отрыв потока происходит на основной части профиля, а верхняя поверхность закрылка отделена от области отрыва тонким слоем безотрывного течения воздуха, проходящего через щель. При увеличении числа Рейнольдса до $Re = 13 \cdot 10^6$ отрыв на основной части профиля ликвидируется, но сохраняется отсоединенный отрыв над поверхностью закрылка (темная зона на рис. 1.20, б).

¹⁾ Расчет выполнен О. В. Павленко путем численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса.

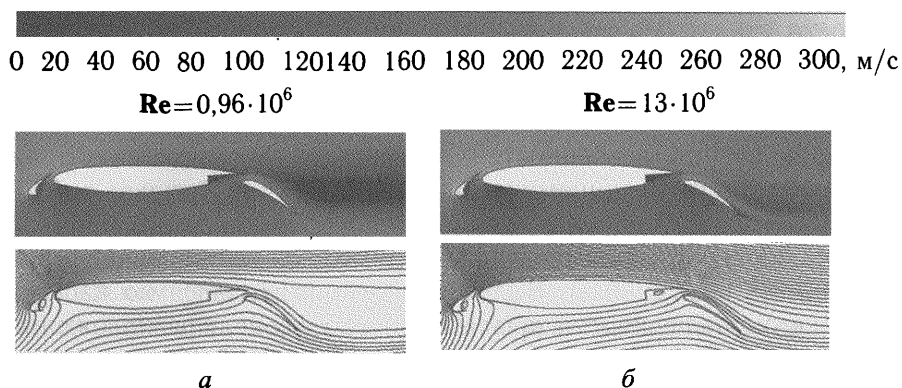


Рис. 1.20. Распределение скоростей и линий тока при обтекании профиля со щелевой механизацией (угол атаки $\alpha = 20^\circ$)

Таким образом, комплексные расчетные и экспериментальные исследования показали, что потенциальные возможности повышения несущих свойств крыла за счет использования щелевой механизации, определяемые расчетом по теории идеальной жидкости, не могут быть реализованы вследствие влияния вязкости и возникновения различного типа отрыва потока на крыле. Принципиальным ограничением возможностей достижения теоретической подъемной силы крыла за счет использования щелевой механизации является возникновение отсоединенного отрыва потока.

1.3. Тангенциальный выдув струй

В разделе 1.2 показано, что потенциальные возможности повышения несущих свойств крыла за счет увеличения кривизны и угла атаки, определяемые расчетом по теории идеальной жидкости, не могут быть реализованы при использовании щелевой механизации. Основным ограничением возможностей достижения теоретической подъемной силы за счет использования щелевой механизации является влияние вязкости и возникновение различного типа отрыва потока на крыле.

Эффективным средством подавления отрыва потока и повышения несущих свойств крыла является выдув струй сжатого воздуха, отбираемого от двигателя самолета или автономных источников, из щелевых сопел на верхнюю поверхность крыла или отклоненных закрылков [6, 51, 55, 1.3.4].

Одной из важнейших проблем, определяющих целесообразность практического применения этих систем, является обеспечение безотрывного обтекания крыла при больших углах отклонения закрылков и больших углах атаки при минимальных затратах выдуваемого сжатого воздуха. Расчетные исследования пристенных турбулентных струй при наличии положительного градиента давления [21, 22] и расчеты обтекания крыловых профилей с выдувом струй [2.2.9] показали, что при выдуве струй может возникать сложная структура течения, включающая в себя как области обычного отрыва потока на обтекаемой поверхности, так и области возвратного течения, отделенного

от поверхности слоем безотрывного течения (отсоединенный отрыв). Расчетным путем установлено [2.2.9], что при возникновении отсоединенного отрыва значительно возрастает потребный расход воздуха, необходимый для его ликвидации.

С целью изучения особенностей воздействия тангенциального выдува струй на обтекание и аэродинамические характеристики крыльев в АДТ-103 ЦАГИ проведены исследования прямоугольного крыла удлинением $\lambda = 3$ с профилем большой относительной кривизны и толщины ($\bar{f}_{\max} \approx 0,3$, $\bar{c} = 0,15$) [1.3.3] (рис. 1.21, а). Выдув струй осуществлялся по касательной (тангенциально) к поверхности крыла из щелевых сопел, расположенных на носке (сопло 1, $\bar{x}_{c1} = 0$), в средней (сопло 2, $\bar{x}_{c2} = 0,46$) и в хвостовой (сопло 3, $\bar{x}_{c3} = 0,75$) частях крыла.

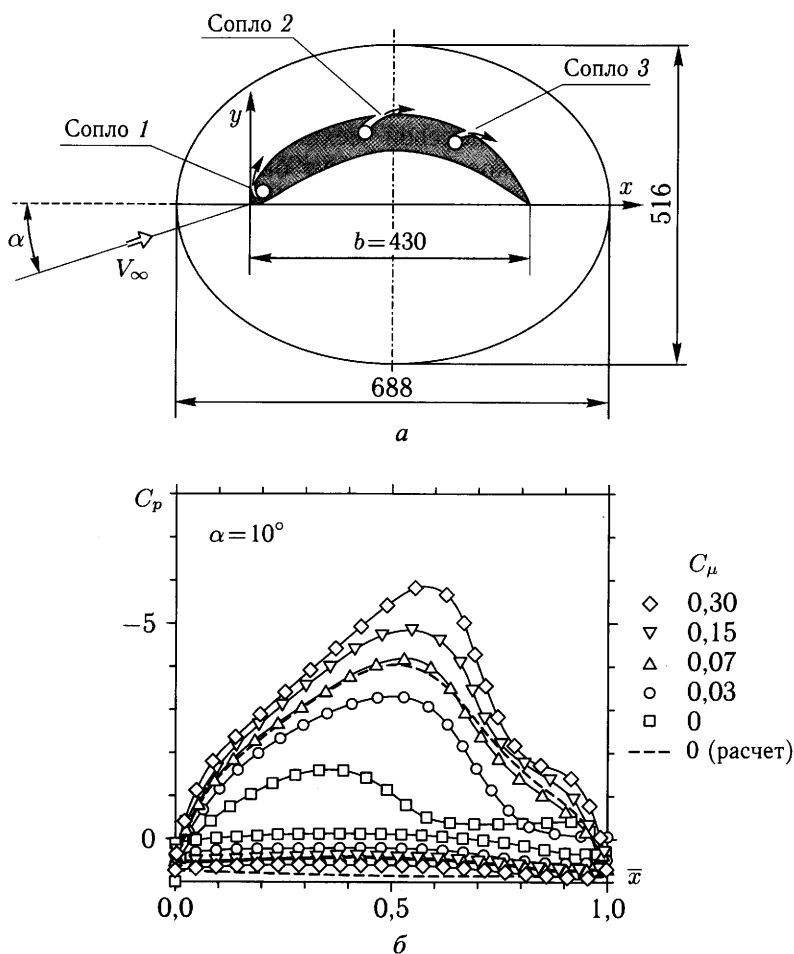


Рис. 1.21. Тангенциальный выдув струй на прямоугольном крыле: а) расположение щелевых сопел, б) распределение давления в сечении крыла при выдуве струи из сопла 2

Интенсивность выдува регулировалась путем изменения давления сжатого воздуха в каналах перед соплами и характеризовалась величиной коэффициента импульса струи:

$$\bar{C}_\mu = \frac{\dot{m}_c V_c}{q_\infty \cdot S},$$

где \dot{m}_c — массовый секундный расход воздуха, V_c — скорость истечения струи, q_∞ — скоростной напор набегающего потока, S — площадь крыла.

Измерения распределения давления в сечении крыла, расположенном на относительном расстоянии $\bar{z} = 2z/l \approx 0,22$ от плоскости симметрии модели, показали, что при отсутствии выдува струй на верхней поверхности крыла при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ существует область развитого диффузорного отрыва потока, характеризующаяся наличием «полки» в эпюре $C_p(\bar{x})$ (рис. 1.21, б). Начало области отрыва перемещается в направлении к носку крыла при увеличении угла атаки. На нижней поверхности крыла, как показали измерения, также возникает отрыв потока при углах атаки $\alpha = -10^\circ$. Таким образом, обтекание исследованного крыла большой кривизны при отсутствии выдува является отрывным при всех исследованных углах атаки. Вследствие этого экспериментальное распределение давления при $C_\mu = 0$ существенно отличается от расчетной зависимости $C_p(\bar{x})$, полученной по теории идеальной жидкости [1.3.2] (см. рис. 1.21, б).

Выдув струй приводит к ослаблению отрыва потока, повышению разрежения на верхней поверхности крыла и более полному восстановлению давления на его нижней поверхности. При определенных значениях коэффициента импульса струи ($C_\mu = 0,07$) экспериментальное распределение давления оказывается близким к теоретическому, полученному по теории идеальной жидкости при $C_\mu = 0$. Это свидетельствует о достижении практически безотрывного обтекания верхней поверхности крыла.

Структура течения на верхней поверхности крыла при выдуве струй является сложной и характеризуется наличием больших местных скоростей, вызванных струями, и локальных областей отрывного течения различного типа. Измерения распределения коэффициента полного давления $\bar{p}_o = (p_o - p_\infty)/q_\infty$ в потоке над поверхностью крыла, установленного под углом атаки $\alpha = 10^\circ$ (рис. 1.22, а), показывают, что при отсутствии выдува ($C_{\mu 2} = 0$) возникает отрыв потока обычного типа в точке S_1 ($\bar{x}_{отр} \approx 0,6$), что согласуется с данными измерений статического давления на поверхности крыла (см. рис. 1.21, б). Выдув из сопла 2, даже со сравнительно небольшой интенсивностью ($C_{\mu 2} = 0,025$) приводит к резкому перемещению точки отрыва к задней кромке крыла (точка S_2 , $\bar{x}_{отр} = 0,94$) и к восстановлению практически безотрывного течения как на верхней, так и на нижней поверхностях крыла при $C_\mu = 0,05$ – $0,07$. При большей интенсивности выдува ($C_\mu = 0,1$ – $0,15$) вследствие избыточного импульса струи за крылом образуется струйная поверхность, которая аналогично струйному закрылку приводит к увеличению циркуляции скорости вокруг крыла и появлению дополнительной аэродинамической нагрузки на крыле (эффект суперциркуляции). Это изменение происходит, главным образом, за счет увеличения разрежения на его верхней поверхности (см. рис. 1.21, б). Выдув струи на верхнюю поверхность

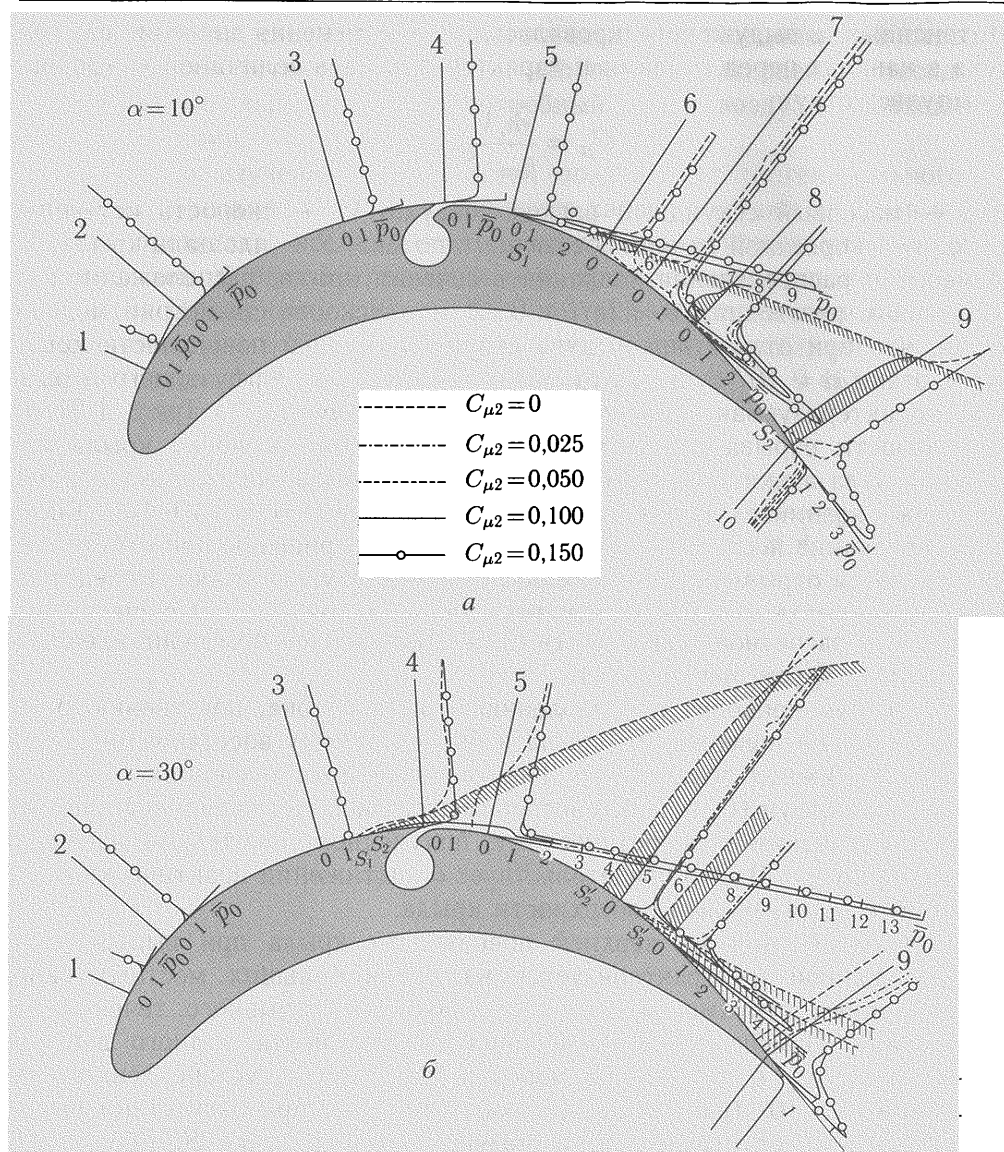


Рис. 1.22. Распределение полного давления в потоке над поверхностью прямоугольного крыла при тангенциальном выдуве струи из щелевого сопла 2 (рис. 1.21): а) угол атаки $\alpha = 10^\circ$, б) угол атаки $\alpha = 30^\circ$

приводит также к более полному восстановлению давления на нижней поверхности крыла в области его задней кромки (позиция 10 на рис. 1.22, а).

При увеличении угла атаки крыла без выдува до $\alpha = 30^\circ$ начало отрыва потока перемещается в точку S_1 ($\bar{x}_{отр} = 0,35-0,4$), расположенную впереди сопла 2 ($\bar{x}_{c2} = 0,46$), рис. 1.22, б. Вследствие этого выдув из сопла 2 с интенсивностью $C_{\mu 2} = 0,025-0,05$ не приводит к существенному изменению

положения начала отрыва (точка S_2 при $C_{\mu 2} = 0,025$). Таким образом, перед соплом 2 существует область обычного отрыва потока, переходящая в узкую область отсоединенного отрыва, отделенную от поверхности крыла струей, выдуваемой из сопла 2 (заштрихованная область в месте расположения сопла 2 на рис. 1.22, б). Эта область возвратного течения исчезает на некотором расстоянии позади сопла вследствие воздействия струи. Далее, из-за воздействия положительного градиента давления возникает развитый отрыв потока обычного типа в точках $S'_2(\bar{x}_{отр} \approx 0,72)$ при $C_{\mu} = 0,025$ и $S'_3(\bar{x}_{отр} = 0,8)$ при $C_{\mu} = 0,05$. При выдуве с интенсивностью $C_{\mu} = 0,08-0,1$ происходит полная ликвидация отрыва на поверхности крыла.

Анализ результатов исследований крыла с тангенциальным выдувом и разрезных крыльев (см. раздел 1.2), позволил выделить и классифицировать типы их отрывного обтекания:

— **обычный (присоединенный) отрыв потока**, возникающий непосредственно на обтекаемой поверхности (области S_1 на рис. 1.22, а);

— **отсоединенный отрыв** — возвратное течение, возникающее в потоке вне обтекаемой поверхности и отделенное от последней слоем безотрывного течения. Возникает при потере устойчивости вязких следов с глубоким дефектом (минимумом) скорости (см. рис. 1.15, в) при наличии положительного градиента давления.

— **смешанные типы отрыва:**

а) **присоединено-отсоединенный**, то есть состоящий из двух областей: обычного (присоединенного) отрыва перед щелью (щелевым соплом) и отсоединенного отрыва, отделенного от поверхности крыла струей воздуха, проходящего через щель (см. рис. 1.15, г), или выдуваемого из щелевого сопла (область S_2 на рис. 1.22, б),

б) **отсоединено-присоединенный**, то есть состоящий из отсоединенного отрыва, возникающего над обтекаемой поверхностью, который при расширении переходит в отрыв обычного типа,

в) **комбинированный**, то есть состоящий из отдельных областей присоединенного и отсоединенного отрыва потока (см. рис. 1.15, б).

Указанные типы отрывных течений могут переходить друг в друга в зависимости от условий течения: градиента давления, степени дефекта скорости в потоке, коэффициента импульса струй и др. Каждый из указанных типов отрыва оказывает влияние как на распределенные, так и на суммарные аэродинамические характеристики крыла.

На рис. 1.23 показаны зависимости коэффициента подъемной силы сечения крыла от угла атаки при различных значениях коэффициента импульса струи, выдуваемой из сопла 2 (см. рис. 1.21).¹⁾ Выдув струи приводит к существенному увеличению коэффициента подъемной силы во всем исследованном диапазоне углов атаки главным образом вследствие ликвидации отрыва потока на верхней поверхности крыла. Зависимости коэффициента подъемной силы крыла с различными вариантами выдува от суммарной величины

¹⁾ Коэффициенты подъемной силы получены путем интегрирования распределения давления в сечении крыла (т. е. не включают величину реакции струи сжатого воздуха, выдуваемого из сопла 2).

коэффициента импульса показывают (рис. 1.24, а), что наибольший темп приращения несущих свойств крыла для всех вариантов выдува происходит при сравнительно небольшой интенсивности выдува ($C_{\mu\Sigma} < 0,10-0,15$).

В этом диапазоне значений $C_{\mu\Sigma}$ происходит восстановление безотрывного обтекания крыла при углах атаки $\alpha = 10$ и 30° . Ликвидация отрыва потока на верхней поверхности крыла при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ позволяет получить теоретическую величину коэффициента подъемной силы $C_{yT} \approx 3$ при выдуве из сопла 2 с интенсивностью $C_{\mu 2} \approx 0,1$, а при $\alpha = 30^\circ$ достигается величина $C_{yT} = 4,7$ при $C_{\mu 2} = 0,12$. Эти величины коэффициента подъемной силы в 3-4 раза превышают соответствующие значения коэффициента C_y крыла без выдува, что свидетельствует о весьма высокой эффективности системы тангенциального выдува как средства ликвидации отрыва потока на крыле большой кривизны. При больших значениях $C_{\mu\Sigma}$ эффективность выдува значительно уменьшается.

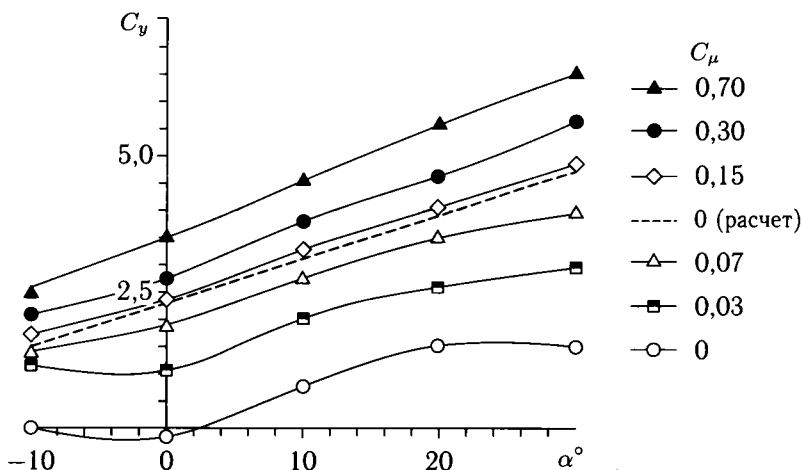


Рис. 1.23. Зависимости коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла от угла атаки при тангенциальном выдуве струи из щелевого сопла 2 (рис. 1.21)

Отличие величин коэффициентов C_y , получаемых при различных вариантах выдува, связано: во-первых, с размещением щелевых сопел на поверхности крыла и, во-вторых, с распределением суммарного импульса между соплами. Наибольшие приращения коэффициента C_y при значениях $C_{\mu\Sigma} < 0,1-0,15$ достигаются при выдуве из сопла 2, расположенного непосредственно перед областью диффузорного отрыва, или при совместном выдуве из сопел 2 и 3.

Влияние относительной доли импульса струи, выдуваемой из сопла 2, $\bar{C}_{\mu 2} = C_{\mu 2}/C_{\mu\Sigma}$, показано на рис. 1.24, б. Оптимальное значение $\bar{C}_{\mu 2}$ возрастает с увеличением располагаемого суммарного коэффициента импульса и при $C_{\mu\Sigma} = 0,4$ наибольшие величины C_y достигаются при выдуве только из сопла 2 ($\bar{C}_{\mu 2\text{опт}} = 1$). Указанные оптимальные значения коэффициента импульса $\bar{C}_{\mu 2}$ практически не зависят от угла атаки крыла при его изменении в диапазоне $\alpha = 10-30^\circ$.

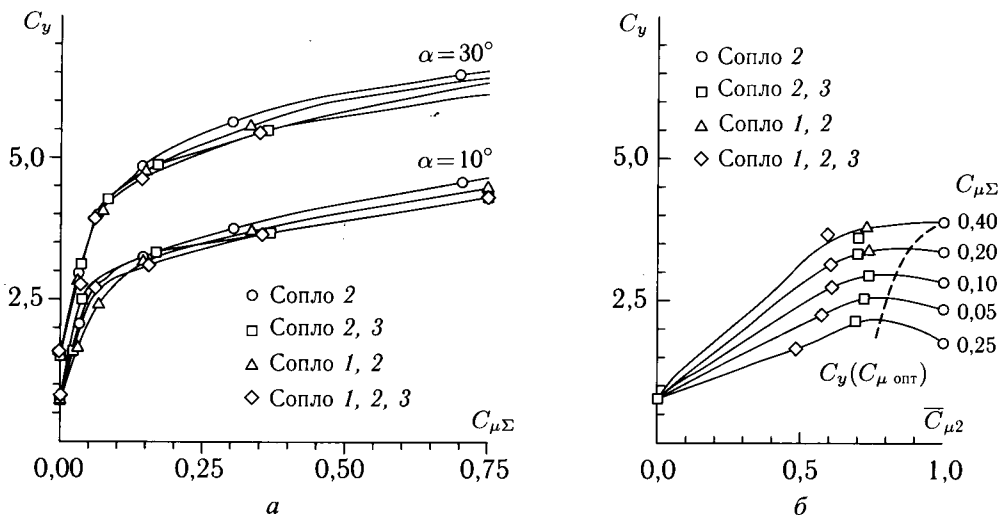


Рис. 1.24. Зависимости коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла от коэффициента импульса струй: а — зависимости коэффициента подъемной силы от суммарного коэффициента импульса выдуваемых струй; б — зависимости коэффициента подъемной силы от относительного коэффициента импульса струи, выдуваемой из сопла 2

О целесообразности оптимизации интенсивности выдува из носка крыла и на закрылок свидетельствуют экспериментальные данные, приведенные в работе [1.3.4], а также расчетные исследования обтекания высоконесущих профилей [1.1.5] и поверхностей, обдуваемых струями из щелевых сопел [1.3.1].

Таким образом, проведенные исследования показали возможности обеспечения безотрывного обтекания крыла большой кривизны в широком диапазоне углов атаки и достижения теоретической величины подъемной силы, получаемой в рамках модели идеальной жидкости, за счет применения тангенциального выдува струи из щелевых сопел на верхнюю поверхность крыла.

1.4. Энергетические системы увеличения подъемной силы крыла (струйная механизация крыла)

Основным способом увеличения подъемной силы крыльев современных самолетов является применение щелевой механизации — закрылков и предкрылков. Однако возможности значительного повышения несущих свойств крыльев за счет применения щелевой механизации ограничиваются возникновением отрывного течения на элементах разрезного крыла и вблизи его поверхности. Как показано в разделе 1.2, принципиальным ограничением возможностей достижения высоких значений подъемной силы крыла со щелевой механизацией является возникновение отсоединенного отрыва потока, то есть области возвратного течения в потоке, обтекающем крыло, и отделенной

от поверхности крыла слоем безотрывного течения. Наличие развитого отсоединенного отрыва приводит к существенному ухудшению несущих свойств механизированного крыла, несмотря на сохранение безотрывного течения непосредственно на поверхности крыла.

Таким образом, при оптимальных параметрах взлетно-посадочной механизации максимальные значения коэффициента подъемной силы на крыльях большого удлинения ($\lambda = 8-10$) с многощелевыми закрылками и предкрылками не превышают $C_{y\max} = 3,2-3,5$ [1.2.3] или $C_{y\max} = 4,5-5,0$ в случае специально спроектированных разрезов крыльев большой кривизны (см., например, [1.1.10, 1.2.2], рис. 1.17). Дальнейшее повышение несущих свойств крыльев может быть достигнуто только за счет применения энергетических систем увеличения подъемной силы (ЭСУПС), то есть устройств для увеличения подъемной силы, принцип действия которых основан на использовании энергии двигателей самолета или дополнительных источников мощности (рис. 1.25–1.28).

1.4.1. Классификация типов энергетических систем увеличения подъемной силы крыла (ЭСУПС). В настоящее время известно большое число способов активного управления обтеканием крыла, основанных на различных принципах внесения в поток дополнительной энергии: отсасывание пограничного слоя, подвижные поверхности, выдув струй сжатого воздуха, обдув крыла струями маршевых двигателей и др. [38]. Наибольший практический интерес представляют струйные системы увеличения подъемной силы в связи с наличием на борту современных самолетов мощных воздушно-реактивных двигателей с большими располагаемыми объемами сжатого воздуха (газа), проходящего по газодинамическому тракту ВРД.

По способу воздействия на обтекание крыла и уровню энергетических затрат струйные системы можно условно разделить на две группы:

- 1) струйная механизация крыла (СМК), то есть устройства, в которых для улучшения обтекания крыла и повышения его несущих свойств используется выдув струй сжатого воздуха (газа), отбираемого от маршевых двигателей самолета или автономных источников;
- 2) системы обдува механизированных крыльев струями реактивных или винтовых двигателей самолета, а также управление вектором тяги двигателей.

В последнем случае вся энергия двигателей используется для управления аэродинамическими характеристиками самолета.

В данной монографии рассматривается лишь струйная механизация крыла. По физическому воздействию на обтекание крыла существующие типы струйной механизации можно разделить на следующие группы (рис. 1.25–1.28).

Системы управления пограничным слоем (УПС) предназначены для воздействия на пограничный слой с целью предотвращения его отрыва на крыле, закрылках, органах управления и других элементах самолета. Выдув струй сжатого воздуха осуществляется из щелевых сопел вдоль касательной к обтекаемой поверхности с минимальной интенсивностью, достаточной для обеспечения безотрывного обтекания. При выдуве на закрылок

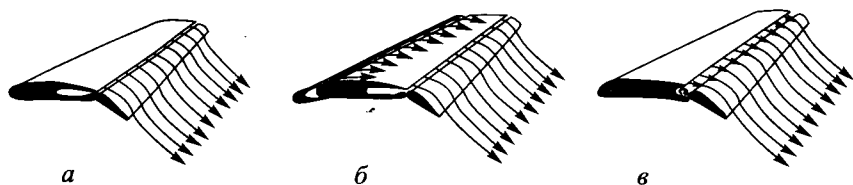


Рис. 1.25. Схемы управления пограничным слоем

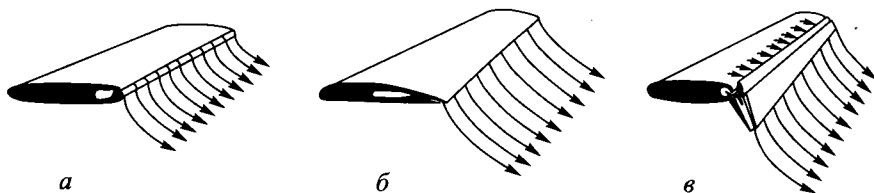


Рис. 1.26. Схемы управления циркуляцией

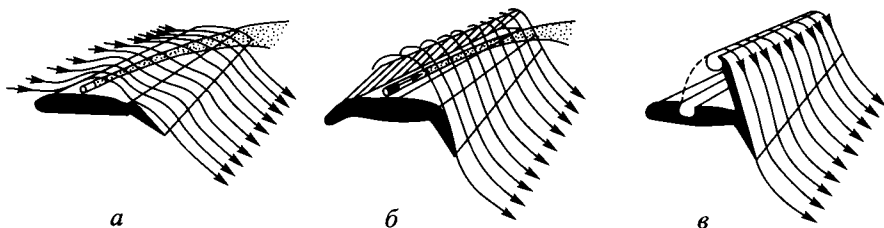


Рис. 1.27. Схемы управления отрывом потока

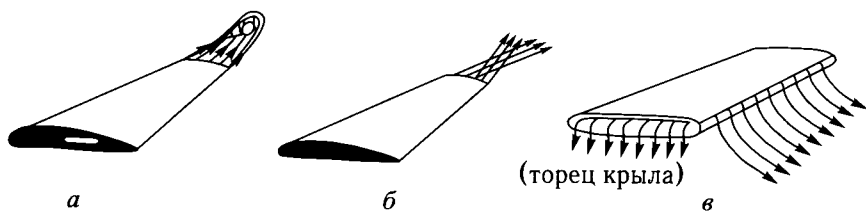


Рис. 1.28. Струйные законцовки крыла

и органы управления (рис. 1.25, а) происходит увеличение их эффективности при больших углах отклонения, а при выдуве из передней кромки крыла (рис. 1.25, б) — улучшение его аэродинамических характеристик при больших углах атаки (увеличение коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки). Управление пограничным слоем осуществляется также за счет использования струйно-вихревых ячеек в виде полых профилированных каналов вдоль размаха крыла, в которых формируется интенсивное вихревое течение при тангенциальном выдуве струй над их поверхностью (рис. 1.25, в).

Системы управления циркуляцией (УЦ) создают приращение подъемной силы за счет перестройки внешнего безотрывного обтекания крыла вследствие воздействия выдуваемой струи. При этом реализуется так называемый эффект суперциркуляции, заключающийся в дополнительном

увеличении аэродинамической нагрузки на крыле по сравнению со случаем расположения задней критической точки на задней кромке крыла (условие Чаплыгина–Жуковского).

Управление циркуляцией осуществляется путем:

- тангенциального выдува на поверхность отклоненного механического закрылка с интенсивностью, превышающей потребную для обеспечения его безотрывного обтекания (реактивный закрылок (РЗ), см. рис. 1.25, а);
- тангенциального выдува струи из щелевого сопла на скругленную заднюю кромку крыла (СЗКК) (рис. 1.26, а);
- выдува тонкой струи из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла под некоторым углом к его хорде (струйный закрылок (СЗ) рис. 1.26, б).

Комбинированные системы:

- эжекторный закрылок (ЭЗ) (рис. 1.26, в) обеспечивает повышение несущих свойств за счет управления пограничным слоем путем отсасывания (эжектирования) воздуха с поверхности крыла и закрылка, увеличения циркуляции скорости при выдуве струи из крыла, а также увеличения располагаемого импульса струи в камере смешения эжектора, образованной элементами закрылка, по сравнению с импульсом активной струи в эжекторе.

Увеличение подъемной силы крыльев с УЦ происходит как за счет воздействия на обтекание (аэродинамический эффект), так и за счет вертикальной реакции выдуваемой струи.

Управление вихревым обтеканием крыла осуществляется путем выдува струй из дискретных осесимметричных сопел вдоль размаха крыла (система поперечного выдува струй — ПВС, рис. 1.27, а) с целью предотвращения разрушения и стабилизации вихревого течения над верхней поверхностью крыльев малого удлинения или корневых наплывов большой стреловидности при больших углах атаки, а также для формирования устойчивого вихревого течения над крыльями малой стреловидности, у которых это течение не образуется естественным путем.

Системы управления эффективной кривизной и толщиной крыла обеспечивают увеличение несущих свойств крыла путем формирования «жидкого» контура, создающего вместе с крыловым профилем аэродинамическую конфигурацию с большой эффективной толщиной и кривизной за счет:

- поперечного выдува струй над поверхностью крыла, закрылков и органов управления (см. рис. 1.27, а),
- отклонения дополнительных элементов (щитков) на крыле в сочетании с поперечным выдувом струи из осесимметричного сопла в область отрывного течения за щитком (рис. 1.27, б) или тангенциального выдува струи из щелевого сопла на верхнюю поверхность отклоненного щитка (рис. 1.27, в).

Управление эффективным удлинением крыла с целью повышения несущих свойств и уменьшения индуктивного сопротивления осуществляется за счет выдува струй из торцов крыла вдоль его размаха (рис. 1.28, а) или под углом к плоскости крыла (рис. 1.28, б), а также тангенциального выдува на скругленную законцовку крыла (рис. 1.28, в). При несимметричном выдуве струй на консолях крыла эти системы могут быть использованы также для улучшения поперечной управляемости самолета.

Влияние каждого из указанных выше вариантов струйной механизации на аэродинамические характеристики крыльев различной формы рассмотрены в последующих разделах.

1.4.2. Параметры моделирования и критерии подобия при исследованиях струйной механизации крыла. На основании общей теории подобия [1.4.2] основными параметрами, которые должны моделироваться при экспериментальных исследованиях моделей со струями, являются [1.4.1, 1.4.3]:

1. Геометрическое подобие модели и натурного самолета, равенство углов, образованных векторами скоростей внешнего потока и струи. При этом необходимо особенно тщательно соблюдать подобие по форме части модели, прилегающей к выходному сечению сопла, и его относительной площади:

$$\bar{F}_c = F_c/S,$$

где F_c — площадь сопла, S — характерная площадь тела (крыла);

2. Динамическое подобие струи вне тела, зависящее от силового взаимодействия с окружающей средой, которое определяется параметрами:

- для невозмущенного потока: число Маха M_∞ , отношение удельных теплоемкостей среды (воздуха) κ_∞ ,
- для струи (на срезе сопла): M_c , κ_c ,
- отношение статических давлений на срезе сопла и в набегающем потоке $\pi_c = p_c/p_\infty$.

Таким образом, основными параметрами подобия тела со струей являются: \bar{F}_c , M_∞ , κ_∞ , M_c , κ_c , π_c . Любые другие параметры являются комбинациями из этих величин.

Сила, действующая на струю со стороны потока,

$$R_\infty = C_{R_\infty} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S. \quad (1.9)$$

Сила воздействия струи на поток,

$$R_c = C_{R_c} \frac{\rho_c V_c^2}{2} F_c. \quad (1.10)$$

Из условия равенства этих сил следует,

$$\frac{\rho_c V_c^2/2}{\rho_\infty V_\infty^2/2} = \frac{C_{R_\infty}}{C_{R_c}} \frac{1}{\bar{F}_c}, \quad (1.11)$$

то есть обобщенным динамическим параметром подобия является отношение скоростных напоров в струе и в набегающем потоке:

$$\bar{q}_c = \frac{\rho_c V_c^2}{2} \bigg/ \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} = \text{const}$$

или

$$\bar{q}_c = \pi_c \frac{\kappa_c M_c^2}{\kappa_\infty M_\infty^2}. \quad (1.12)$$

Сила R_T , с которой действует тело на струю при избыточном давлении на срезе сопла, определяется по известной формуле:

$$R_T = J_c + (p_c - p_\infty)F_c, \quad (1.13)$$

где J_c — секундное количество движения (импульс) вытекающей из сопла струи сжатого воздуха (газа).

В динамически подобных системах должно выполняться равенство отношения сил:

$$\frac{R_T}{R_C} = \frac{1}{C_{R_\infty}} \left(\frac{J_c}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S} + \frac{p_c - p_\infty}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}} \bar{F}_c \right). \quad (1.14)$$

Отсюда следует, что основными комплексными параметрами подобия тел со струями, являются:

коэффициент импульса струи:

$$C_\mu = \frac{J_c}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S} \quad (1.15)$$

и коэффициент давления на срезе сопла:

$$C_{pc} = \frac{p_c - p_\infty}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}} = \frac{2}{\kappa_\infty M_\infty^2} (\pi_c - 1). \quad (1.16)$$

Импульс струи $J_c = \rho_c V_c^2 F_c$ и, соответственно, коэффициент импульса может быть представлен в виде,

$$C_\mu = 2\bar{q}_c \bar{F}_c. \quad (1.17)$$

В случае струйного закрылка параметр \bar{F}_c не является существенным. На тонкой струе большого размаха, вытекающей из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла, перепад давлений на ее поверхностях зависит от импульса J'_c , приходящегося на единицу размаха, и среднего радиуса кривизны струйной поверхности r_c : $\Delta p = J'_c / r_c$. Так как величина r_c зависит от динамических параметров, то при $p_c = p_\infty$ ($\pi_c = 1$) и $M_\infty \ll 1$ задача при нулевом угле атаки крыла полностью определяется параметром C_μ . Этот коэффициент заменяет параметры J_c , M_c и F_c при сохранении относительного размаха струи l_c .

При $\pi_c > 1$ необходимо сохранять постоянными параметры J_c , M_c , π_c и \bar{F}_c . Для приближенного моделирования наиболее простым является сохранение постоянными коэффициента C_μ и произведения $p_c \bar{F}_c$, а при учете влияния сжимаемости внешнего потока — дополнительно параметров M_∞ и κ_∞ .

В случае выдува на закрылок при $\pi_c \approx 1$ влияние струи приближенно определяется одним параметром C_μ . Это объясняется тем, что отрыв потока происходит из-за торможения в пограничном слое вследствие воздействия сил трения и положительного градиента давления. Для нейтрализации влияния этих сил к пограничному слою необходимо приложить направленную по потоку силу в виде импульса струи J_c .

Если струя вытекает из сопла недорасширенной и на срезе сопла имеется избыточное давление, то для управления пограничным слоем определяющим будет импульс струи, численно равный реакции R_c .

В этом случае параметром подобия будет коэффициент реакции струи:

$$C_{\mu\Sigma} = \frac{R_c}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S} = C_\mu + C_{pc} \bar{F}_c \quad (1.18)$$

или

$$C_{\mu\Sigma} = [\pi_c(1 + \kappa_c M_c^2) - 1] \frac{2\bar{F}_c}{\kappa_\infty M_\infty^2}. \quad (1.19)$$

Так как отношение полного давления p_{oc} к статическому давлению p_c на срезе сопла определяется формулой:

$$\pi_{oc} = \frac{p_{oc}}{p_c} = \left(1 - \frac{\kappa_c - 1}{2} M_c^2\right)^{\frac{\kappa_c}{\kappa_c - 1}}, \quad (1.20)$$

то при $M_c = 1$,

$$C_{\mu\Sigma} = \left[2 \left(\frac{2}{\kappa_c + 1}\right)^{\frac{1}{\kappa_c - 1}} \frac{p_{oc}}{p_\infty} - 1\right] \frac{2\bar{F}_c}{\kappa_\infty M_\infty^2}. \quad (1.21)$$

При $\kappa_c = \kappa_\infty = 1,4$,

$$C_{\mu\Sigma} = \left(1,81 \frac{p_{oc}}{p_\infty} - 1,43\right) \frac{\bar{F}_c}{M_\infty^2}. \quad (1.22)$$

Таким образом коэффициент $C_{\mu\Sigma}$ может быть определен путем измерения реакции струи R_c на аэродинамических весах в статических условиях (при $V_\infty = 0$) или рассчитан теоретически. В последнем случае для повышения точности необходимо знать эффективное значение \bar{F}_c с учетом влияния пограничного слоя на стенках сопла.

Обычно коэффициент импульса струи выдуваемого воздуха определяют по формуле:

$$C_\mu = J_c / q_\infty S_o, \quad (1.23)$$

где $J_c = \dot{m}_c V_c$ — импульс струи [Н], \dot{m}_c и V_c — соответственно, секундный массовый расход воздуха через сопло [кг/с] и скорость истечения струи из сопла [м/с],

q_∞ — скоростной напор набегающего потока [Н/м²],

S_o — характерная площадь крыла, соответствующая размаху крыла, обдуваемого струей [м²] (рис. 1.29).

Этот коэффициент является основным параметром, определяющим энергетические затраты на струйную механизацию и ее воздействие на обтекание крыла. Для крылового профиля коэффициент импульса определяется по формуле:

$$C'_\mu = \frac{\rho_c V_c^2 \cdot h_c}{q_\infty \cdot b} = 2 \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \cdot \left(\frac{V_c}{V_\infty}\right)^2 \frac{h_c}{b}, \quad (1.24)$$

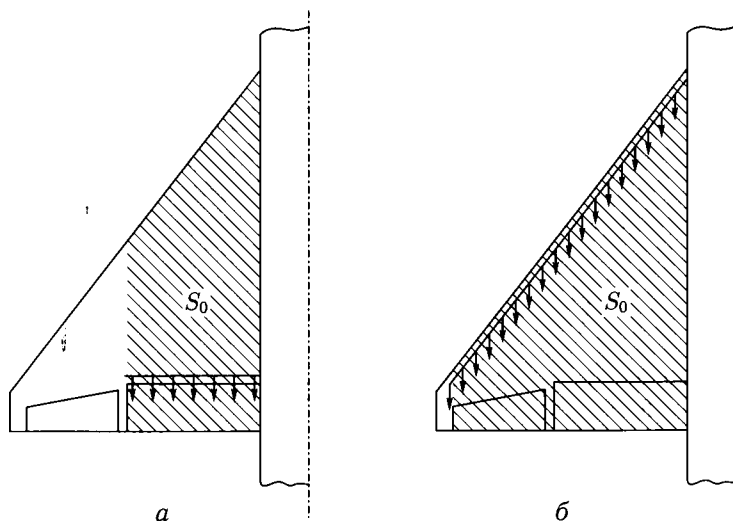


Рис. 1.29. Определение площади крыла, обслуживаемой выдувом

где h_c — ширина (высота) щелевого сопла, b — хорда профиля, V_c — скорость истечения струи выдуваемого воздуха, условно определяемая по полному адиабатическому расширению сжатого воздуха от значения полного давления p_{oc} в канале перед щелевым соплом до статического давления p_∞ в набегающем невозмущенном потоке:

$$V_c = \sqrt{2RT_o \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} \right) [1 - (p_\infty/p_{oc})]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}, \quad (1.25)$$

где R — газовая постоянная ($R = 287$ Дж/кг · К — для воздуха),
 T_o — температура сжатого воздуха, К,
 κ — отношение удельных теплоемкостей ($\kappa = 1,4$ для воздуха).

В действительности струя сжатого воздуха расширяется до местного статического давления p в месте расположения сопла. Учет этого обстоятельства позволяет более точно определить величину V_c . Однако локальные условия вблизи сопла зависят от местной геометрии профиля крыла. Поэтому при одинаковых величинах полного давления в канале подвода сжатого воздуха два профиля, отличающиеся формой, могут иметь различные значения коэффициента импульса. Поэтому коэффициент импульса C_μ , основанный на допущении об адиабатическом расширении сжатого воздуха до статического давления p_∞ в невозмущенном набегающем потоке, принимается как более «универсальный» параметр для сравнения различных систем выдува.

При малых скоростях истечения струи для несжимаемого потока коэффициент импульса струи может быть определен по более точной формуле:

$$C'_\mu = 2 \frac{V_c^2}{V_\infty^2} \frac{h_c}{b} \left(1 - \frac{V_e}{V_c} \right), \quad (1.26)$$

где V_e — внешняя скорость течения вблизи сопла.

Коэффициент импульса при выдуве на крыло определяется по формулам (1.23) или при докритических перепадах давления на срезе сопла ($p_{oc}/p < 1,89$) по формуле:

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_c (V_c - V_e)^2}{q_\infty S_o}. \quad (1.27)$$

Величина скорости внешнего течения V_e в области расположения сопла может быть приближенно определена расчетом или экспериментально путем измерения распределения давления на поверхности крыла.

Величина скорости истечения струи может быть определена также по формуле:

$$V_c = a_{кр} \cdot \lambda_c, \quad (1.28)$$

где $a_{кр}$ — критическая скорость звука, соответствующая скорости потока, при которой $M = 1$, λ_c — коэффициент приведенной скорости струи, определяемый по формуле:

$$\lambda_c = \sqrt{\left[1 - (p_\infty/p_{oc})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right] \cdot \frac{\kappa+1}{\kappa-1}} = \sqrt{\left[1 - 1/(\pi_{oc})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right] \cdot \frac{\kappa+1}{\kappa-1}}. \quad (1.29)$$

Таким образом,

$$V_c = 18,3 \cdot \lambda_c \sqrt{T_o} \text{ м/с}. \quad (1.30)$$

Аналогично, изоэнтропический массовый расход воздуха может быть рассчитан по следующим формулам:

при докритическом режиме истечения ($p_\infty/p_{oc} > 0,528$)

$$\dot{m}_c = F_c \cdot p_{oc} \sqrt{\frac{2}{RT_o} \frac{\kappa}{\kappa-1} \left[(p_\infty/p_{oc})^{\frac{2}{\kappa}} - (p_\infty/p_{oc})^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]}, \quad (1.31)$$

при критическом или сверхкритических перепадах давления ($p_\infty/p_{oc} \leq 0,528$)

$$\dot{m}_c = F_c \cdot p_{oc} \sqrt{\frac{\kappa}{RT_o} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}. \quad (1.32)$$

Расход воздуха, выдуваемого из сопла, можно также определить по формуле:

$$\dot{m}_c = A \cdot F_c \cdot p_{oc} \cdot q(\lambda_c) / \sqrt{T_o}, \quad (1.33)$$

где $A = \sqrt{\kappa(2/\kappa+1)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot 1/R} = 0,0404 \text{ [м}^{-1} \cdot \text{с} \cdot \text{К}^{0,5}]$ — коэффициент пропорциональности (для воздуха), $q(\lambda_c)$ — безразмерная плотность тока или приведенный расход:

$$q(\lambda_c) = \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{1/\kappa-1} \cdot \lambda_c \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \cdot \lambda_c^2 \right)^{1/\kappa-1}. \quad (1.34)$$

Таким образом массовый расход воздуха определяется по формуле:

$$\dot{m}_c = 0,0404 \cdot F_c \cdot p_{oc} \cdot q(\lambda_c) / \sqrt{T_o}, \text{ кг/с}, \quad (1.35)$$

где $p_{oc} \text{ [Н/м}^2\text{]}, F_c \text{ [м}^2\text{]}.$

Следовательно, импульс струи может быть вычислен по формуле:

$$J_c = 0,74 \cdot F_c \cdot p_{oc} \cdot q(\lambda_c) \cdot \lambda_c \text{ [Н]}. \quad (1.36)$$

При критическом и сверхкритических перепадах давления на срезе сопла ($p_\infty/p_{oc} \leq 0,528$), то есть при $\lambda_c \geq 1$ следует принять $q(\lambda_c) = 1$.

Важно отметить, что при принятых выше допущениях величина J_c , определяемая по формуле (1.36), не зависит от температуры сжатого воздуха, что упрощает процедуру экспериментального определения коэффициента импульса струи.

Импульс выдуваемого воздуха при экспериментальных исследованиях в аэродинамических трубах может быть определен двумя способами:

— путем непосредственного измерения силы реакции струи R_c , действующей на модель, аэродинамическими весами при отсутствии набегающего потока («весовой» способ);

— по измерениям параметров сжатого воздуха.

При докритическом истечении воздуха величина R_c равна J_c . При сверхкритических перепадах давления в щели значение J_c несколько превышает R_c . При перепадах давления выдуваемого воздуха $p_{oc}/p_\infty = 3,5\text{--}4,0$ отношение $R_c/J_c = 0,99\text{--}0,985$. Таким образом, значения коэффициента импульса C_μ , определенные путем непосредственного измерения реакции струи R_c и путем измерения параметров сжатого воздуха, должны быть близкими.

При весовом способе определения импульса струи с помощью аэродинамических весов измеряются вертикальная (R_y), горизонтальная (R_x) и поперечная (R_z) составляющие силы реакции струи при отсутствии набегающего потока в трубе. Величина силы реакции определяется как

$$R_c = \sqrt{R_x^2 + R_y^2 + R_z^2}. \quad (1.37)$$

Однако недостатком весового метода определения импульса является ограниченность его применения. Определение этим способом истинного значения импульса струи приемлемо только при определенных условиях, а именно тогда, когда выдув производится только в одном месте, а вытекающая из щели струя при дальнейшем ее течении не омывает каких-либо частей испытываемой модели. Этому условию удовлетворяет выдув воздуха из одной щели, расположенной в задней кромке основной части крыла. При этом измерение силы реакции струи должно производиться при отсутствии закрылка. В том случае, когда вытекающая из щели струя обтекает часть поверхности крыла или закрылка, сила реакции, измеренная с помощью весов, будет меньше предполагаемого значения импульса вследствие потерь на трение, связанных с обтеканием струей указанных частей модели.

Необходимо учитывать, что при определении коэффициента C_μ весовым способом на измеренную величину силы реакции струи оказывает влияние эжектирующее действие выдуваемого воздуха. В результате этого вокруг крыла образуется некоторый наведенный поток, который приводит к возникновению дополнительных сил, искажающих измеренную величину реакции струи. При выдуве сравнительно небольшого количества воздуха, что в большинстве случаев имеет место при испытаниях современных самолетов и их

моделей с УПС, значения указанных сил малы и ими обычно пренебрегают. При больших значениях C_μ , когда расход выдуваемого воздуха велик, индуктивное действие выдуваемой струи может быть довольно большим и должно учитываться при измерении силы реакции струи весовым способом. Необходимые поправки определяются путем измерения распределения давления по поверхности крыла.

Во всех случаях, когда весовым способом невозможно правильно определить величину импульса струи выдуваемого воздуха, коэффициент C_μ должен определяться путем измерения параметров выдуваемого воздуха. Из структуры формулы количества движения $J_c = \dot{m}_c \cdot V_c$ следует, что определение величины J_c сводится к измерению величины расхода воздуха и скорости его истечения. Расход воздуха может быть измерен в каком-либо сечении подводящего воздухопровода с помощью стандартных мерных устройств или путем измерения в этом сечении полных и статических давлений с помощью гребенки, состоящей из приемников полных давлений, и с помощью дренажных отверстий в стенках трубопровода.

Расход воздуха определяют в этом случае по формуле (1.35), где $p_{oc} = p_{oc.cp}$ — среднее значение полного давления в сопле; $q(\lambda_c)$ — относительная плотность тока (приведенный расход воздуха) в выходном сечении сопла; T_o — температура торможения воздуха.

Осреднение полного давления по размаху щелевого сопла производится обычно путем определения его среднеарифметического значения, получаемого по результатам измерений датчиками давлений, расположенными в канале подвода воздуха перед соплом. Относительная плотность тока $q(\lambda_c)$ определяется с помощью газодинамических таблиц по величине отношения $p_\infty/p_{oc.cp}$ или по формуле (1.34). При этом потерями полного давления в щели пренебрегают.

Этот метод определения расхода воздуха является несколько менее точным, чем метод использования стандартных мерных устройств, так как в нем не учитываются потери полного давления в щелевом сопле, изменение площади выходного сечения щели, которое может иметь место вследствие нежесткости ее конструкции, а также и то обстоятельство, что местное статическое давление на выходе из щели отличается от статического давления невозмущенного потока. Последнее вносит погрешность в определение расхода воздуха только при докритическом истечении.

Скорость струи выдуваемого воздуха определяется путем измерения полного давления перед соплом. Требования к измерению полного давления перед соплом в этом случае такие же, как при измерении расхода воздуха. По известному отношению $p_\infty/p_{oc.cp}$ с помощью формулы (1.29) или газодинамических таблиц определяются приведенная скорость λ_c и скорость истечения воздуха по формуле (1.30).

Метод определения импульса выдуваемого воздуха по измерению его параметров является более трудоемким по сравнению с весовым методом. Однако этот метод более правильно оценивает величину импульса выдуваемого воздуха. Пример сопоставления результатов определения коэффициентов импульса струй по двум методам, полученных при выдуве на закрылки крупномасштабной модели самолета с системой УПС на закрылках

в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ, приведен на рис. 1.30. Величина коэффициента импульса C_μ , полученная расчетом, приблизительно на 10% превышает величину C_μ , полученную «весовым» методом на модели со снятым закрылком. При выдуве на закрылок имеют место значительные потери импульса, связанные с трением и поворотом струи на отклоненном закрылке.

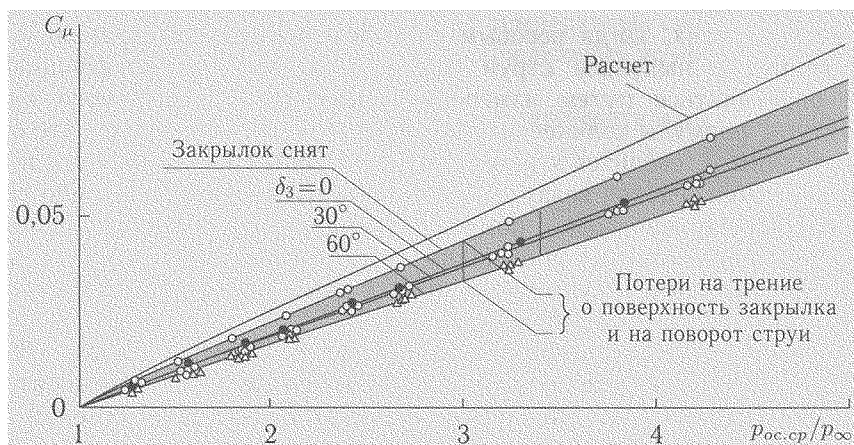


Рис. 1.30. Сравнение методов определения коэффициента импульса выдуваемой струи в системе УПС на закрылках

В случае выдува на закрылок или струйного закрылка коэффициент импульса с достаточной для практики точностью можно считать параметром, определяющим величину прироста C_y при фиксированном значении угла отклонения закрылка. На рис. 1.31 в качестве примера приведены экспериментальные зависимости C_y от C_μ для модели прямоугольного крыла с выдувом струи на закрылок при $\delta_z = 30^\circ$ и со струйным закрылком при угле выдува струи $\theta = 30^\circ$, полученные при различных значениях ширины щелевого сопла h_c и скорости потока в АДТ $V_\infty = 25$ и 50 м/с. Все экспериментальные точки достаточно хорошо укладываются на соответствующие зависимости $C_y(C_\mu)$ для выдува на закрылок и со струйным закрылком.

Следует, однако, иметь в виду, что в некоторых случаях C_μ не является единственным параметром, определяющим прирост C_y при выдуве на закрылок. При определенных сочетаниях скорости выдуваемой струи, радиуса кривизны контура закрылка вблизи щели, угла отклонения закрылка и ширины щели может иметь место отрыв струи от поверхности закрылка и тогда рост C_μ не приведет к должному увеличению C_y .

Важным вопросом является выбор величины давления сжатого воздуха. При увеличении перепада давления p_{0c}/p на срезе сопла заданная величина C_μ достигается при меньшем расходе сжатого воздуха (газа), отбираемого от двигателей самолета. Кроме того, при этом уменьшаются потребные размеры внутренних сечений трубопроводов, а также потери полного давления сжатого воздуха при его распределении по размаху (длине) щелевого сопла. При сверхкритических перепадах давления $p_{0c}/p > 1,89$ струя становится сверхзвуковой, но это практически не влияет на подъемную силу крыла при

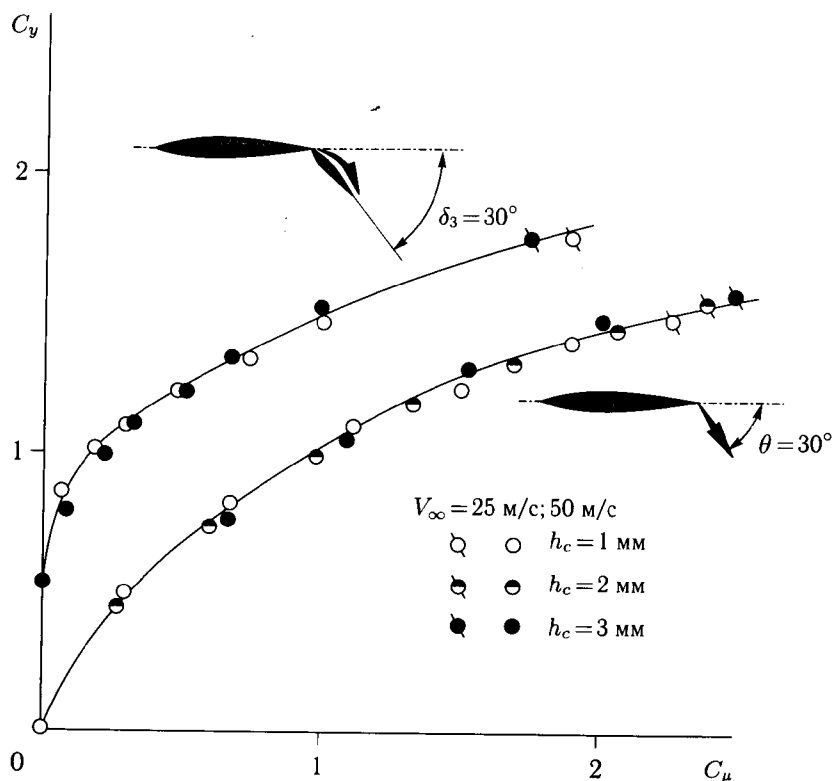


Рис. 1.31. Влияние ширины щелевого сопла на эффективность выдува на закрылок и струйного закрылка

постоянной величине C_μ . Следует также отметить, что при сверхкритических перепадах давления расход сжатого воздуха и его распределение по размаху щелевого сопла не зависит от небольших изменений внешнего давления на поверхности крыла. При докритических перепадах давления изменение внешнего давления, напротив, может оказывать существенное влияние на распределение расхода воздуха по размаху. Это требует тщательного проектирования внутренних каналов и формы щелевого сопла для обеспечения равномерного выдува низконапорного воздуха по размаху крыла. При докритических перепадах давления сопло должно быть конфузорным (сужающимся). При достаточно больших сверхкритических перепадах давления ($p_{oc}/p > 5$) некоторое преимущество может иметь конфузорно-диффузорное сопло (рис. 1.32). Однако изготовление этого сопла является технологически сложным, а производственные погрешности и деформация сопла при большом давлении сжатого воздуха минимизируют это преимущество. Поэтому в струйных системах увеличения подъемной силы целесообразно использовать конфузорные сопла. Важное значение в системах УПС имеет выбор ширины щелевого сопла. Для обеспечения эффективного «прилипания» струи к поверхности закрылка при больших углах его отклонения ($\delta_3 \geq 60^\circ$) целесообразно минимизировать ширину щели. При большой ширине щелевого

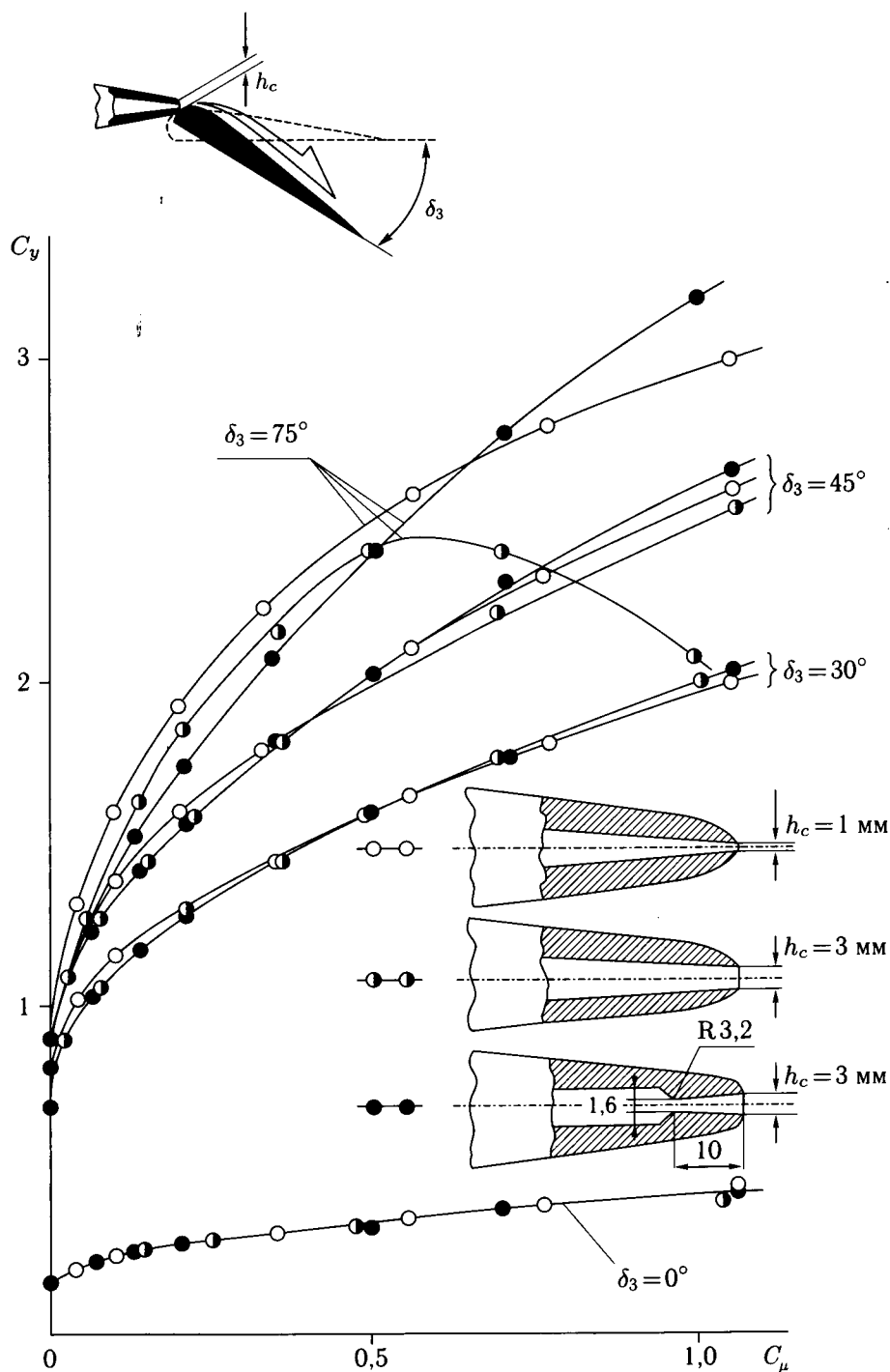


Рис. 1.32. Влияние формы и размеров щелевого сопла на эффективность выдува на закрылок

сопла возможен отрыв струи от поверхности закрылка и соответствующее уменьшение приращения подъемной силы за счет выдува (см. рис. 1.32).

Оценка количества воздуха, потребного для выдува на натурном самолете, производится по результатам испытаний в аэродинамической трубе модели самолета со струйной механизацией. Задаваясь значением коэффициента импульса C_μ , необходимым для получения соответствующего изменения аэродинамических характеристик самолета, и зная параметры воздуха, отбираемого от двигателя, можно определить потребный массовый расход воздуха,

$$\dot{m}_c = C_\mu \frac{q_\infty}{V_c} S_o, \text{ кг/с.} \quad (1.38)$$

В этой формуле скоростной напор невозмущенного потока (q_∞) должен соответствовать ожидаемой взлетной или посадочной скорости самолета с работающей системой выдува. Скорость истечения выдуваемого воздуха V_c определяется по величине отношения статического давления невозмущенного потока к полному давлению перед щелью. Давление воздуха перед щелью может быть найдено по давлению воздуха на выходе из двигателя с учетом гидравлических потерь в воздушной трассе. Гидравлические потери желательно определять при испытаниях модели самолета в аэродинамической трубе или по результатам специальных испытаний тракта, подводящего воздух. Предварительная оценка величины гидравлических потерь может быть выполнена известными методами.

При выборе типа струйной механизации следует также иметь в виду, что помимо коэффициента импульса C_μ могут быть дополнительные параметры, которые необходимо учитывать при определении эффективности системы. Например, в системах выдува на скругленную заднюю кромку (см. рис. 1.26, а) таким параметром является величина отношения ширины щелевого сопла h_c к радиусу скругления R . В эжекторных системах (см. рис. 1.26, в), помимо коэффициента импульса выдуваемой из эжектора струи C_μ , параметром подбора является также коэффициент тяги:

$$C_T = C_\mu - 2C_q, \quad (1.39)$$

где $C_q = Q/V_\infty S$ — коэффициент расхода воздуха через входное устройство эжектора, Q — объемный расход воздуха, м³/с. В системах поперечного выдува струй (см. рис. 1.27, а, б) дополнительными параметрами являются положение сопла относительно плоскости крыла по хорде и по высоте, а также угол, определяющий направление выдува.

Влияние перечисленных выше параметров на эффективность выдува определяется главным образом экспериментально на моделях крыльев или на полных компоновках самолетов в аэродинамических трубах.

1.4.3. Экспериментальные исследования струйной механизации крыла. Экспериментальные исследования различных типов ЭСУПС в ЦАГИ проводились, главным образом, на крупномасштабных моделях самолетов и натурных самолетах в большой аэродинамической трубе Т-101 в условиях, близких к натурным взлетно-посадочным режимам полета ($V_\infty \leq 50$ м/с, $Re = 2,5\text{--}9 \cdot 10^6$). АДТ Т-101 имеет открытую рабочую часть с размерами горизонтальной и вертикальной осей сопла эллиптической формы 24×14 м

и длиной 24 м. Модель самолета устанавливается на трехстоечных шестикомпонентных механических весах, расположенных на поворотном круге в нижней части АДТ (рис. 1.33). Через две стойки весов к модели подводится сжатый воздух с максимальным давлением $p_0 = 7 \cdot 10^5$ Па.

На моделях самолетов и натурных самолетах, существенно отличающихся по своей аэродинамической компоновке (рис. 1.34), были проведены исследования влияния струйной механизации на продольные и боковые аэродинамические характеристики, эффективность органов управления и характеристики устойчивости и управляемости. Наряду с этим проводилась отработка

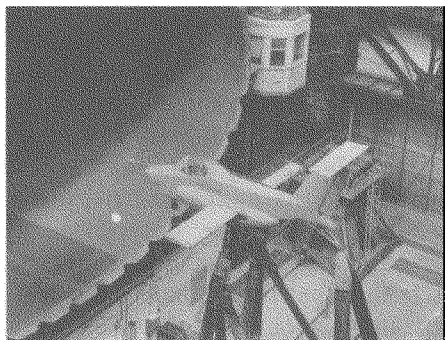


Рис. 1.33. Испытание натурного экспериментального самолета «Фотон» в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

систем выдува, определялись их оптимальные параметры, обеспечивающие максимальную эффективность при минимальных потребных расходах сжатого воздуха.

На крупномасштабной модели транспортного самолета с прямым крылом, имеющим площадь $S \approx 22$ м², размах $l \approx 16$ м и удлинение $\lambda = 11,3$, выполнены исследования эффективности системы УПС на двухсекционных закрылках, зависающих элеронах, рулях высоты и направления [4] (рис. 1.34, а). Исследования тангенциального выдува на закрылки, отклоняемые на углы $\delta_z = 0-180^\circ$, и зависающие элероны, а также на скругленную заднюю кромку

крыла и из его передней кромки проведены на натурном экспериментальном самолете «Фотон» (см. рис. 1.33; 1.34, б). Самолет «Фотон» был спроектирован и изготовлен Опытным студенческим конструкторским бюро экспериментального самолетостроения (ОСКБЭС) Московского авиационного института по техническому заданию ЦАГИ.

Влияние стреловидности крыла на эффективность системы УПС на закрылках и носках крыла было исследовано на моделях самолетов Ту-124 ($\chi_{\text{пк}} = 36^\circ$) и Ту-128 ($\chi_{\text{пк}} = 57^\circ$) (рис. 1.34, в, г).

На модели самолета МиГ-25 с трапецевидным крылом ($S \approx 15$ м², $l = 6,72$ м, $\chi = 42^\circ$, $\lambda = 2,94$) исследованы системы УПС на закрылках и носках крыла [37], а также система поперечного выдува струй (ПВС) из осесимметричных сопел над поверхностью закрылков [7.6] (рис. 1.34, д). На этой же модели исследованы мероприятия по повышению эффективности горизонтального оперения за счет поперечного выдува струй из осесимметричных, а также дополнительные балансировочные устройства в виде переднего горизонтального оперения с системой ПВС, а также выдвижных поверхностей со щелевым профилем и с тангенциальным выдувом струй [45].

Аэродинамические характеристики натурного экспериментального самолета МиГ-23 и его крупномасштабной модели во взлетно-посадочной конфигурации были исследованы как с обычной механизацией крыла (двухщелевые закрылки, предкрылки), так и с тангенциальным выдувом на закрылки,

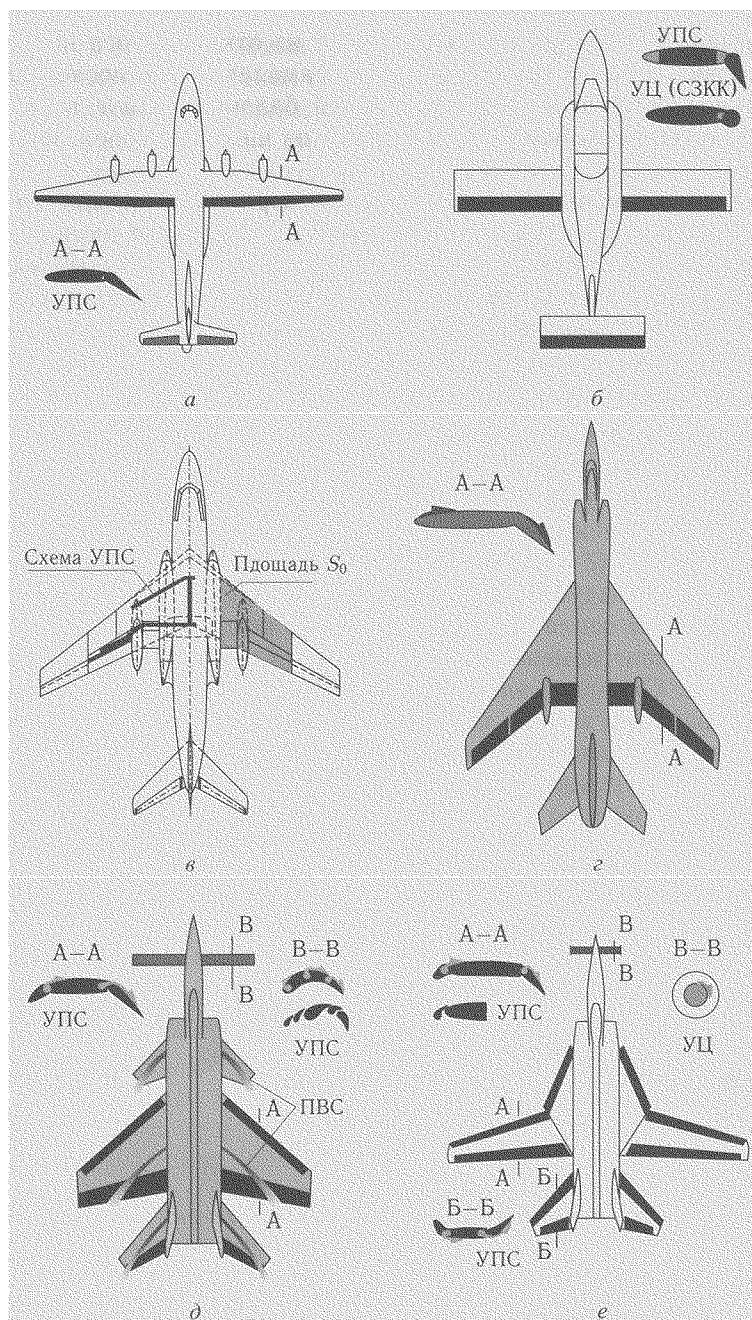


Рис. 1.34. Крупномасштабные модели и натурные самолеты со струйной механизацией, испытанные в АДТ Т-101 ЦАГИ: а) модель транспортного самолета; б) экспериментальный самолет «Фотон»; в) модель самолета Ту-124; г) модель самолета Ту-128; д) модель маневренного самолета; е) модель самолета с крылом изменяемой стреловидности

из носка крыла, а также на рулях высоты и из отклоняемого носка стабилизатора [31] (рис. 1.34, *е*). На модели этого самолета было исследовано также дополнительное устройство для продольной балансировки в виде кругового цилиндра с тангенциальным выдувом струй из щелевых сопел на его поверхность [5].

Большой объем испытаний выполнен в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ, являющейся прототипом натурной АДТ Т-101, но имеющей в шесть раз меньшие размеры. Максимальные допустимые размеры моделей в этой АДТ: площадь крыла $S \leq 0,8 \text{ м}^2$, размах $l \leq 2,5 \text{ м}$. Модели устанавливаются на ленточной подвеске 6-компонентных автоматических механических весов АВ-102. Подвод сжатого воздуха к модели с максимальным давлением $p_0 = 7 \cdot 10^5 \text{ Па}$ осуществляется через систему гибких шлангов и профилированную стойку, соединенную с внутримodelьным шарнирным узлом (воздушным подшипником), исключающих влияние воздушной системы на показания весов АВ-102.

В АДТ Т-102 проведены испытания схематизированной модели прямоугольного крыла с осесимметричным фюзеляжем (рис. 1.35, *а*). Крыло с симметричным профилем ($\bar{c} = 15\%$) снабжено сменными хвостовыми элементами, которые позволяют выдувать струю сжатого воздуха из задней кромки профиля через щелевые сопла различной ширины под углами к хорде $\theta = 0-90^\circ$ в широком диапазоне изменения коэффициента импульса $C_\mu = 0-10$ (струйный закрылок). Сменные элементы, устанавливаемые между фюзеляжем и концевыми шайбами вблизи задней кромки крыла, позволяют моделировать выдув струи на отклоненный закрылок, а также формировать камеру смешения эжектора. Конструкция модели позволяет также осуществлять выдув из передней кромки крыла на его верхнюю поверхность.

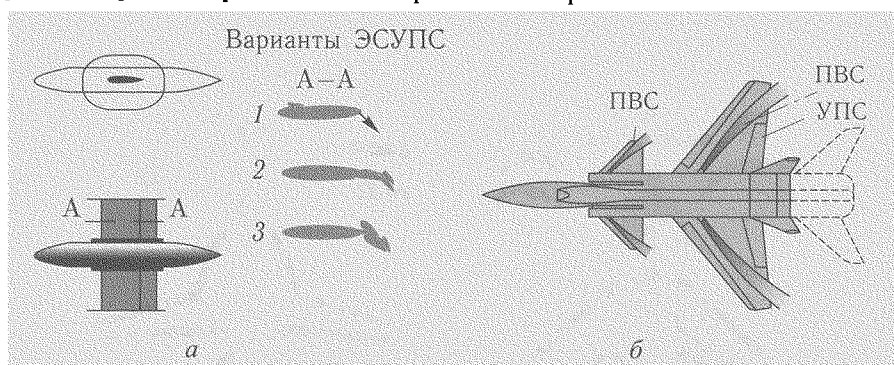


Рис. 1.35. Модели со струйной механизацией для испытаний в АДТ Т-102 ЦАГИ. *а*) модель фюзеляжа с прямым крылом: 1 — струйный закрылок, выдув из носка крыла; 2 — выдув струи на двухзвенный закрылок; 3 — эжекторный закрылок. *б*) модель маневренного самолета с различными типами ЭСУПС: УПС — управление пограничным слоем на закрылке; ПВС — поперечный выдув струи над крылом и передним горизонтальным оперением

На модели маневренного самолета с трапециевидным крылом (рис. 1.35, *б*) исследована система тангенциального выдува на закрылки, отклоняемые на углы $\delta_3 = 0-75^\circ$, в том числе и при наличии неподвижного экрана,

моделирующего близость земли [2.8.2]. Кроме того, на этой модели проведены параметрические исследования системы поперечного выдува струй (ПВС) над крылом, закрылком и передним горизонтальным оперением.

Подробные исследования системы ПВС на полумоделях крыльев различной формы в плане (прямоугольных, треугольных, трапециевидных и др.) были проведены также на специальной установке в дозвуковой АДТ Т-124 ЦАГИ с закрытой рабочей частью с квадратным поперечным сечением размерами 1×1 м.

В результате исследований получен обширный экспериментальный материал, охватывающий широкий круг вопросов, связанных с применением струйной механизации на крыльях различной формы. Эти данные в обобщенном виде представлены в соответствующих разделах монографии. Кроме материалов, полученных в ЦАГИ, использованы также экспериментальные данные, полученные в Военно-воздушной инженерной академии (ВВИА), СибНИА, а также за рубежом. Результаты экспериментов сопоставлены с теоретическими данными, полученными по существующим расчетным методам.

УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ И ЦИРКУЛЯЦИЕЙ КРЫЛА

2.1. Тангенциальный выдув струй на закрылки

Отрыв потока, возникающий на поверхности закрылка при больших углах отклонения, может быть ослаблен или полностью ликвидирован путем выдува сжатого воздуха из узкой щели, расположенной в хвостовой части основного крыла или на носке закрылка, по касательной (тангенциально) к его поверхности (см. рис. 1.25, *a*).

Восстановление безотрывного обтекания весьма четко проявляется в распределении местных давлений по поверхности крыла с отклоненным закрылком. На рис. 2.1 приведено типичное распределение давления в сечении крыла с закрылком без выдува ($C_\mu = 0$) и при наличии выдува ($C_\mu = 0,03$). Измерения проведены на большой модели самолета со стреловидным крылом в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [6]. Из сравнения эпюр при $C_\mu = 0$ для $\delta_3 = 0$ и 45° видно, что, хотя закрылок создает общее повышение подъемной силы за счет увеличения аэродинамической нагрузки на основной части крыла, однако верхняя поверхность закрылка обтекается с отрывом потока. При этом давление на задней кромке не восстанавливается и в месте излома контура на верхней поверхности нет характерной области повышенных местных скоростей. Включение системы выдува приводит к восстановлению безотрывного обтекания закрылка, и в области, близкой к месту излома на верхней поверхности, то есть в области большой кривизны контура, создаются большие местные пики разрежения. Величины этих пиков имеют тот же порядок, что и пики разрежения, образующиеся вблизи передней кромки профиля, что необходимо учитывать при оценке местных нагрузок в расчете крыла на прочность. Значительная часть дополнительной подъемной силы при наличии выдува создается за счет этой области повышенных местных скоростей на верхней поверхности закрылка. Кроме того, восстановление безотрывного обтекания закрылка приводит к увеличению аэродинамической нагрузки на основной части крыла, в первую очередь, за счет повышения местных скоростей на его верхней поверхности и некоторого дополнительного уменьшения скоростей на нижней поверхности.

С целью исследования процесса восстановления безотрывного обтекания закрылка при выдуве на большой модели самолета со стреловидным крылом были измерены также потери полного напора гребенкой, установленной вблизи задней кромки закрылка перпендикулярно плоскости хорд закрылка. Результаты измерений при $\delta_3 = 45^\circ$ и $\alpha = 0$ приведены на рис. 2.2, *a*. При $C_\mu = 0$ над закрылком имеется обширная область, в которой наблюдаются большие потери полного напора $\Delta H = (H - H_\infty)/q_\infty < 0$. Этой области соответствует

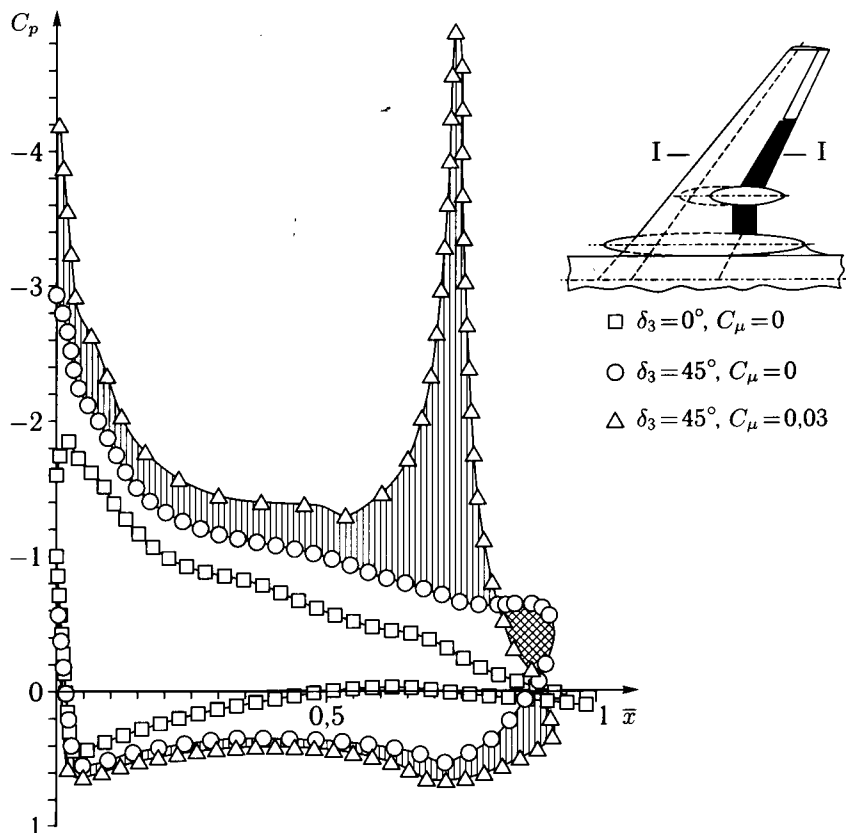


Рис. 2.1. Распределение давления в сечении крыла с тангенциальным выдувом струй на закрылок (заштрихованные области — влияние выдува на распределение давления)

зона застойного срывного течения, развивающегося над верхней поверхностью закрылка. Под воздействием выдува область потерь полного напора ликвидируется. В данных опытах при $C_\mu = 0,019$ еще имеется область потерь полного напора, хотя и значительно ослабленная. При $C_\mu \geq 0,037$ потери полного напора отсутствуют и вблизи поверхности закрылка наблюдается узкий «язык» повышенных напоров ($\Delta \bar{H} > 0$), характерный для выдува сжатого воздуха через узкую щель. С ростом C_μ профиль избыточных полных напоров вблизи поверхности закрылка становится более наполненным.

Изменение эпюры полных напоров согласуется с изменением прироста коэффициента подъемной силы за счет выдува (см. рис. 2.2, б). Участок зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ с большим наклоном соответствует процессу ликвидации отрыва пограничного слоя. Участок зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ с меньшим наклоном соответствует условиям безотрывного обтекания крыла, когда позади его задней кромки образуется струйная поверхность. В этом случае происходит дополнительное увеличение аэродинамической нагрузки на крыле, связанное

$$\delta_3 = 45^\circ; \alpha = 0$$

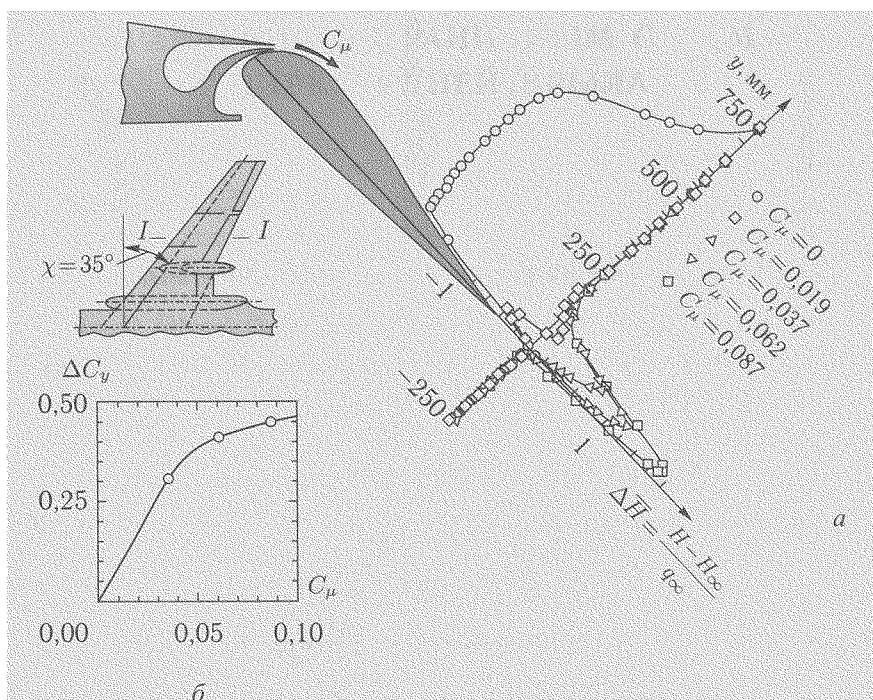


Рис. 2.2. Влияние тангенциального выдува струи на обтекание закрылка и коэффициент подъемной силы модели самолета: *a* — изменение полного напора вблизи задней кромки закрылка при тангенциальном выдуве струи; *б* — зависимость приращения коэффициента подъемной силы модели самолета от коэффициента импульса струи

с перестройкой внешнего обтекания — так называемый эффект суперциркуляции.

На рис. 2.3 приведены зависимости приращения коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с концевыми шайбами от коэффициента импульса струи при углах отклонения закрылка $\delta_3 = 15-90^\circ$ [2.1.1, 2.1.2]. На всех зависимостях ясно видны две различные зоны — зона с очень крутым наклоном ΔC_y по C_μ при малых значениях коэффициента импульса струи и вторая зона с меньшим приростом ΔC_y при больших значениях C_μ . В первой зоне струя воздействует на пограничный слой, а во второй — проявляется эффект самой струи. Граница между этими двумя зонами определяется значением коэффициента импульса струи $C_\mu = C_{\mu R}$, при котором происходит восстановление безотрывного обтекания закрылка.

При малых C_μ (меньших $C_{\mu R}$) выдув приводит к постепенному смещению точки отрыва от носка закрылка к его задней кромке, то есть влияние выдува сводится к воздействию на пограничный слой. При $C_\mu \approx C_{\mu R}$ начало отрыва смещается на заднюю кромку крыла. Режим выдува с интенсивностью $C_\mu \leq C_{\mu R}$ называют управлением пограничным слоем (УПС). При дальнейшем увеличении C_μ природа воздействия выдува на обтекание крыла корен-

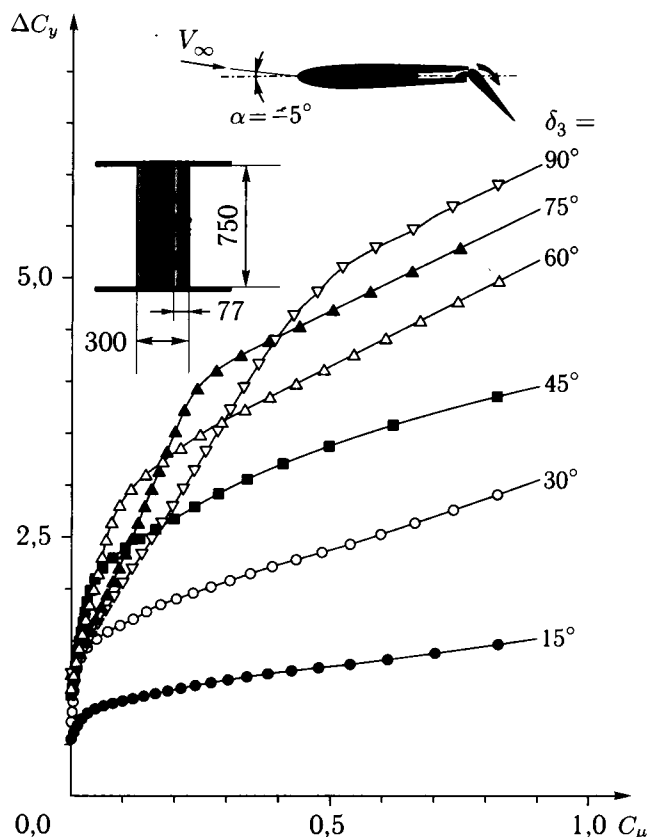


Рис. 2.3. Влияние выдува струи на закрылок на приращение коэффициента подъемной силы крыла

ным образом изменяется и сводится к увеличению циркуляции в условиях безотрывного обтекания за счет образования за крылом струйной поверхности. Этот режим с интенсивностью выдува $C_\mu > C_{\mu R}$ называют управлением циркуляцией (УЦ). Характер изменения ΔC_y по C_μ при $C_\mu > C_{\mu R}$ достаточно хорошо описывается теорией тонкой несущей поверхности со струйным закрылком (см. раздел 2.2.2).

При $C_\mu < C_{\mu R}$ выдув действует значительно более эффективно, чем при $C_\mu > C_{\mu R}$. Так, например, при $\delta_3 = 45^\circ$ (см. рис. 2.3) изменение коэффициента импульса с $C_\mu = 0$ до $C_{\mu R} \approx 0,05$ приводит к увеличению ΔC_y на 1,2, в то время как при больших значениях C_μ изменение C_μ на 0,05 (с 0,05 до 0,1) приводит к значительно меньшему увеличению ΔC_y , равному 0,2. Таким образом, при сравнительно небольшом расходе сжатого воздуха можно добиться ликвидации отрыва на закрылке и существенно повысить его эффективность.

Величина $C_{\mu R}$, потребная для восстановления безотрывного обтекания закрылка, существенно возрастает при увеличении угла его отклонения (см. рис. 2.3). Поэтому восстановление безотрывного обтекания при больших

углах отклонения закрылка возможно лишь при сравнительно больших значениях коэффициента импульса выдуваемого воздуха.

Значение C_{μ_R} позволяет оценить минимальное потребное количество воздуха на самолете, необходимого для выдува. Как указывалось выше, наиболее эффективной областью значений C_μ является область его значений, меньших C_{μ_R} . Поэтому, определив предварительно C_{μ_R} , можно заранее оценить необходимый минимум расхода воздуха, отбираемого от двигателя. Расход должен (с некоторым запасом) соответствовать величине $C_\mu = (1,2-1,3)C_{\mu_R}$.

Расчет минимального расхода следует производить для $\delta_3 \approx 45^\circ-50^\circ$. Имеющийся дополнительный расход целесообразно в первую очередь использовать для увеличения угла отклонения закрылка и лишь во вторую очередь для повышения C_y за счет суперциркуляции при $C_\mu > C_{\mu_R}$. Метод расчета коэффициента C_{μ_R} изложен в разделе 2.2.1.

2.2. Методы расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев с управлением пограничным слоем и циркуляцией

Сложный характер взаимодействия струй с крылом затрудняет построение адекватных расчетных моделей. Большинство разработанных в настоящее время методов расчета базируется на теории идеальной жидкости. В рамках этой теории удалось построить достаточно строгие методы расчета струйных течений, взаимодействия струй с телами произвольной формы, а также с элементами и полными компоновками самолетов ([9, 11, 12], (см. литературу к разд. 2.2)).

В данном разделе изложены методы и приближенные методики расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев самолетов с выдувом на закрылки, которые могут быть использованы для теоретического анализа аэродинамических эффектов, связанных с применением ЭСУПС.

В системах УПС, основной эффект от применения которых заключается в обеспечении безотрывного обтекания крыла, наиболее важной задачей является определение минимального коэффициента импульса струи $C_\mu = C_{\mu_R}$, потребного для ликвидации отрыва пограничного слоя на поверхности крыла.

2.2.1. Расчет коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва пограничного слоя на крыле. Большинство известных методов расчета коэффициента импульса струи C_{μ_R} , потребного для обеспечения безотрывного обтекания профиля, базируется, главным образом, на результатах экспериментальных исследований пристенных струй [2.2.14–2.2.16].

На основе анализа результатов многочисленных измерений предложена простая интерполяционная формула для определения коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва пограничного слоя на закрылках [2.2.10, 2.2.20]:

$$C_{\mu_R} = k \cdot \operatorname{tg} \delta_3, \quad (2.1)$$

где $k = 0,015-0,045$ — эмпирический коэффициент, δ_3 — угол отклонения закрылка.

Широкий диапазон изменения коэффициента k свидетельствует о том, что кроме угла отклонения закрылка большое влияние на величину C_{μ_R}

оказывают и другие параметры, такие как ширина щели для выдува h_c и ее положение на профиле. В частности, было установлено, что наименьшие значения $C_{\mu R}$ достигаются при малых относительных размерах щелевого сопла ($k = 0,015$ при $\bar{h}_c = h_c/b \approx 0,05\%$) и, следовательно, при больших скоростях выдуваемой струи. При ширине щели, составляющей 0,5–0,7% хорды профиля, коэффициент k возрастает до 0,040–0,045.

С целью изучения влияния выдува на обтекание профиля с отклоненным закрылком на специальной установке были проведены подробные исследования пограничного слоя за щелевым соплом [2.1.1, 2.1.2]. При этом варьировалась величина отношения скорости струи V_c к скорости набегающего потока V_∞ и ширина щели h_c .

Измерения показали, что перед щелью толщина потери импульса в пограничном слое $\theta(x)$ следует зависимости $\theta_o(x)$, полученной на профиле при отсутствии выдува. В месте расположения щели толщина потери импульса резко падает на величину θ_c за счет выдува струи и затем круто возрастает вследствие повышенных потерь на трение (рис. 2.4). Начиная с расстояния $x \approx 150h_c$ за щелью, толщина потери импульса $\theta(x)$ снова изменяется параллельно кривой $\theta_o(x)$. Уровень потерь импульса за щелью определяется отношением:

$$\eta_\theta = \frac{\theta(x) - \theta_o(x)}{\theta_c}.$$

При этом величина разности $(1 - \eta_\theta)$ показывает, какая часть импульса θ_c теряется из-за повышенного трения между струей и поверхностью профиля за щелью и не используется для ускорения пограничного слоя с целью предотвращения его отрыва. Измеренные величины η_θ выражаются простым уравнением:

$$\eta_\theta = 0,85(1 - V_\infty/V_c) \quad \text{при } V_c \geq 2V_\infty.$$

Проведенные исследования позволили разработать достаточно простой метод определения величины $C_{\mu R}$ [2.1.2]. Для этого расчета необходимо знать распределение давлений и, соответственно, распределение скоростей $V(x)$ на профиле с отклоненным закрылком, которые могут быть определены по теории идеальной жидкости. По рассчитанному распределению давления определяется точка отрыва пограничного слоя $x_{отр}$, которая, как правило, находится непосредственно за пиком разрежения (максимальной скорости) на закрылке (см. рис. 2.4). Если пограничный слой получит достаточный импульс от струи перед точкой отрыва, то область отрыва сдвинется назад. Для обеспечения безотрывного обтекания закрылка, то есть перемещения точки отрыва $x_{отр}$ на заднюю кромку профиля ($x_{з.к}$), необходим суммарный импульс струи, равный приращению толщины потери импульса θ_R пограничного слоя при отсутствии выдува на участке от точки отрыва до задней кромки профиля, то есть:

$$\theta_R = -\eta_\theta \cdot \theta_c.$$

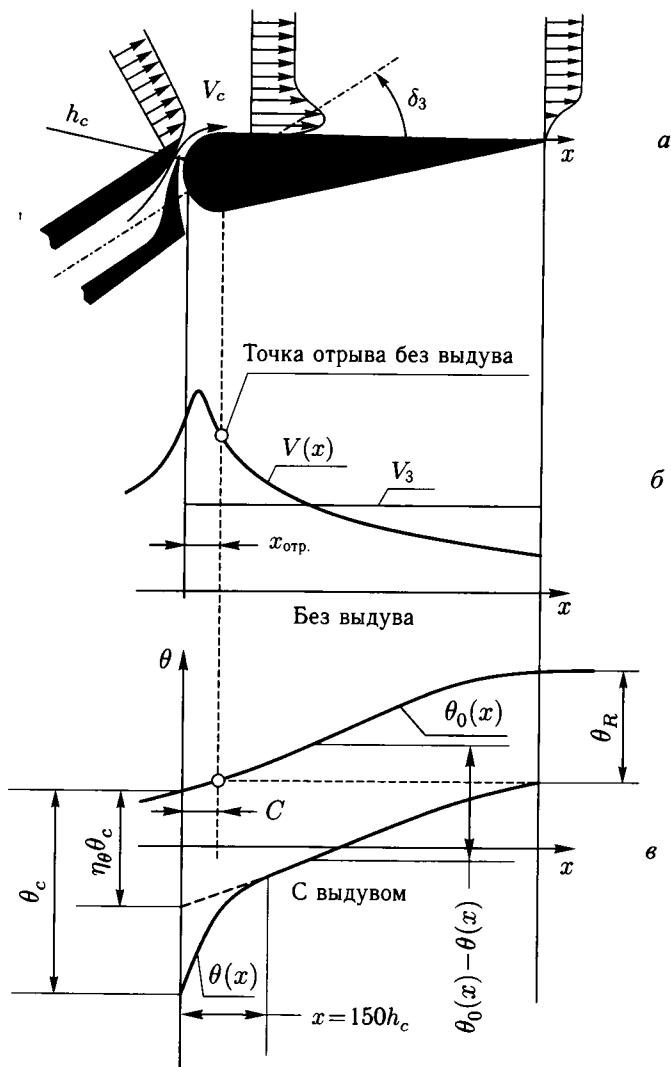


Рис. 2.4. Определение коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва потока на закрылке: а) профили скоростей при тангенциальном выдуве струи на закрылок; б) изменение скорости течения на поверхности закрылка; в) изменение толщины потери импульса в пограничном слое на поверхности закрылка

Величина θ_R определяется по теории турбулентного пограничного слоя:

$$\frac{\theta_R}{b} = 0,037 \left(\frac{V_\infty b}{\nu} \right)^{-1/5} \left(\frac{V_3}{V_\infty} \right)_{3.к}^{-3} \cdot \left[\int_{x_{отр}}^{x_{3.к}} \left(\frac{V(x)}{V_\infty} \right)^{3,5} d \left(\frac{x}{b} \right) \right]^{0,8},$$

где b — хорда профиля, V_3 — средняя скорость течения на поверхности закрылка, подсчитанная по потенциальной теории.

Таким образом коэффициент импульса, при котором полностью устраняется отрыв пограничного слоя на закрылке, может быть определен по формуле:

$$C_{\mu R} = 2 \frac{\theta x}{b} \frac{1}{0,85(1 - V_3/V_c)^2}. \quad (2.2)$$

Полученная формула дает удовлетворительное согласование расчетов и измерений до углов отклонения закрылков $\delta_3 = 40-45^\circ$. Важным следствием расчетов по полученной формуле является большая зависимость величины $C_{\mu R}$ от скорости струи и, соответственно, от размера щели. Необходимо производить выдув из щелевого сопла малой ширины, то есть с максимально возможными скоростями V_c , чтобы минимизировать требуемую величину $C_{\mu R}$.

Развитие методов расчета пристенных турбулентных струй в спутном градиентном потоке [21, 22, 2.2.15] позволило разработать метод расчета коэффициента импульса $C_{\mu R}$ для случаев течения пристенной струи со сложным S-образным профилем скоростей [2.2.9]. В данном методе, в отличие от других работ, в качестве критерия достижения безотрывного обтекания профиля используется не только условие перемещения точки отрыва пограничного слоя к задней кромке профиля (рис. 2.5, а), но и условие отсутствия отсоединенного отрыва, который может возникать в так называемой «следной» части течения позади стенки щелевого сопла при достаточно больших градиентах давления (рис. 2.5, б).

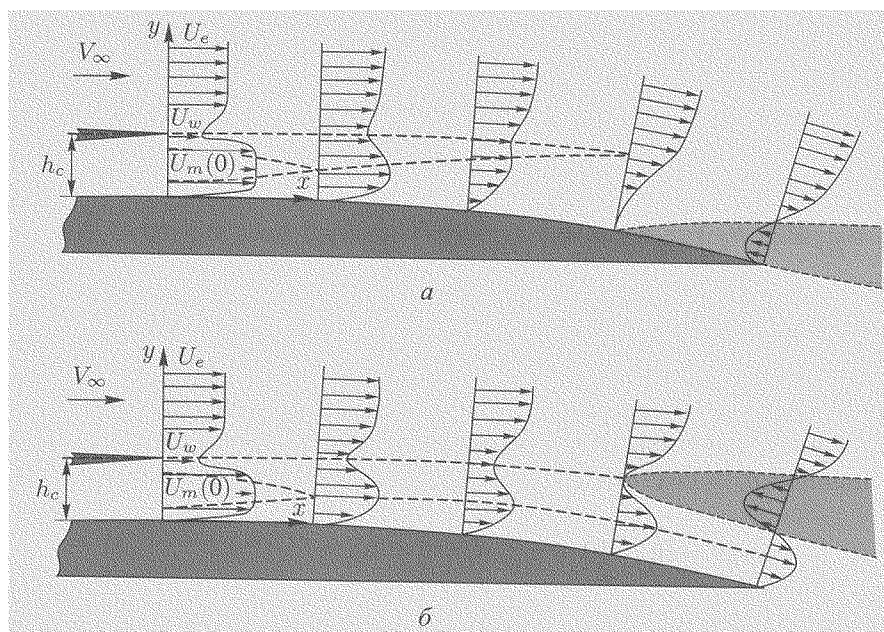


Рис. 2.5. Профили скоростей при выдуве из щелевого сопла: а — обычный отрыв ПС; б — отсоединенный отрыв ПС

Для расчета течения используются уравнения, описывающие осредненное движение несжимаемого турбулентного пограничного слоя в ортогональной

системе координат xoy (ось x направлена по касательной к поверхности, ось y — перпендикулярна к ней):

$$\frac{1}{1 + (y/R)} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{vu}{R + y} = - \frac{1}{1 + (y/R)} \cdot \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\nu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{u'v'} \right) + \frac{2}{R + y} \left(\nu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{u'v'} \right), \quad (2.3)$$

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{u^2}{R + y}, \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{v}{R} = 0, \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial p}{\partial x} + \rho u_e \frac{\partial u_e}{\partial x} = 0 \quad \text{при } y \rightarrow \infty, \quad (2.6)$$

где $u_e(x)$ — скорость на внешней границе пограничного слоя,

u, v — продольная и нормальная компоненты скорости осредненного движения,

u', v' — скорости пульсационного движения,

$\overline{u'v'}$ — турбулентное напряжение трения,

$R(x)$ — радиус продольной кривизны поверхности,

ν — кинематический коэффициент вязкости.

Интегрируя уравнение (2.3) с учетом уравнения неразрывности (2.5) поперек струи от произвольной точки с координатой $y = y_i$ до точки $y = y_j$, получаем с точностью до членов порядка δ/R :

$$2 \int_{y_i}^{y_j} u \frac{\partial u}{\partial x} dy - u_j \int_0^{y_i} \frac{\partial u}{\partial x} dy + u_i \int_0^{y_i} \frac{\partial u}{\partial x} dy - u_e \frac{du}{dx} (y_j - y_i) - \frac{\tau_j - \tau_i}{\rho} = 0, \quad (2.7)$$

где $\tau_i = \rho \nu_T \frac{du}{dx}_{y=y_i}$ — полное касательное напряжение трения на границе зоны интегрирования, ν_T — кинематический коэффициент турбулентной вязкости.

В профиле скоростей, образующемся при истечении струи из щелевого сопла шириной h_c в спутный поток, выделяются основные зоны (рис. 2.6):

пограничный слой	$(0 \leq y \leq \delta_1), u = u_m(y/\delta_1)^n;$	
ядро струи	$(\delta_1 \leq y \leq \delta_2), u = u_m;$	
«струйная» зона	$(\delta_2 \leq y \leq \delta_3), u = u_m - (u_m - u_w) \cdot f(\bar{\eta});$	(2.8)
«следная» зона	$(\delta_3 \leq y \leq \infty), u = u_e - (u_e - u_w) \cdot g(\bar{\xi});$	

где u_m и u_w — максимальная и минимальная скорости,

n — показатель степени, определяющий форму профиля скоростей,

ках максимума и минимума скорости принимается:

$$\bar{\tau}(u_m), \bar{\tau}(u_w) = 0.$$

В процессе расчета в зависимости от условий течения начальный S-образный 7-параметрический профиль скоростей может трансформироваться в более простые формы (см. рис. 2.5) вплоть до появления обычного или отсоединенного отрыва.

В качестве критерия для определения точки отрыва пограничного слоя принято условие:

$$n = 0,5; \quad dn/dx > 0, \quad d^2n/dx^2 > 0. \quad (2.11)$$

Критерием отсоединенного отрыва является условие:

$$u_w = 0; \quad \partial u_w / \partial y = 0. \quad (2.12)$$

Величина коэффициента импульса струи $C_{\mu R}$, необходимого для обеспечения безотрывного обтекания профиля крыла, определяется из условия перемещения к задней кромке профиля точки начала как отрыва пограничного слоя, определяемого по критерию (2.11) (см. рис. 2.5, а), так и отсоединенного отрыва (см. рис. 2.5, б), возникновение которого контролируется по величине минимальной скорости $u_w \rightarrow 0$ и ее производной $\partial u_w / \partial y < 0$.

Величина коэффициента импульса $C_{\mu R}$ для несжимаемого течения с учетом влияния пограничных слоев на внутренних поверхностях щелевого сопла определяется по формуле [2.2.14]:

$$C_{\mu R} = 2 \left(\frac{\rho_c}{\rho_\infty} \right) \left(\frac{u_c}{u_\infty} \right)_R \left(\frac{u_{c\infty}}{u_\infty} \right)_R \left(\frac{h_c}{b} \right) \times \\ \times \left[1 - \frac{n_2}{(n_2 + 1)(2n_2 + 1)} \left(\frac{\delta_2}{h_c} \right) - \frac{n_1}{(n_1 + 1)(2n_1 + 1)} \left(\frac{\delta_1}{h_c} \right) \right], \quad (2.13)$$

где:

$u_{c\infty}$ — скорость изоэнтропического расширения сжатого воздуха в сопле до статического давления окружающей среды,

u_{cR} — скорость струи, необходимая для ликвидации как обычного, так и отсоединенного отрыва. Член в квадратных скобках учитывает уменьшение импульса струи из-за наличия пограничных слоев на внутренних поверхностях щелевого сопла,

$\delta_1, \delta_2, n_1, n_2$ — соответственно толщины и показатели степеней профилей скоростей пограничных слоев внутри сопла.

Метод расчета позволяет выявить не только качественные особенности течения, то есть исчезновение зоны следа, струйной зоны и вырождение течения в обычный пограничный слой, но и дает значения скоростей течения, близкие к экспериментальным. На рис. 2.7 дано сопоставление результатов расчета с измерениями профиля скоростей на задней кромке отклоненного закрылка при различных углах атаки [2.2.14]. Как расчетные, так и экспериментальные данные показывают, что при постоянной величине коэффициента импульса струи, выдуваемой на закрылок ($C_\mu \approx 0,05$), увеличение угла атаки в исследованном диапазоне $\alpha \approx 3-10^\circ$ приводит к уменьшению минимальной

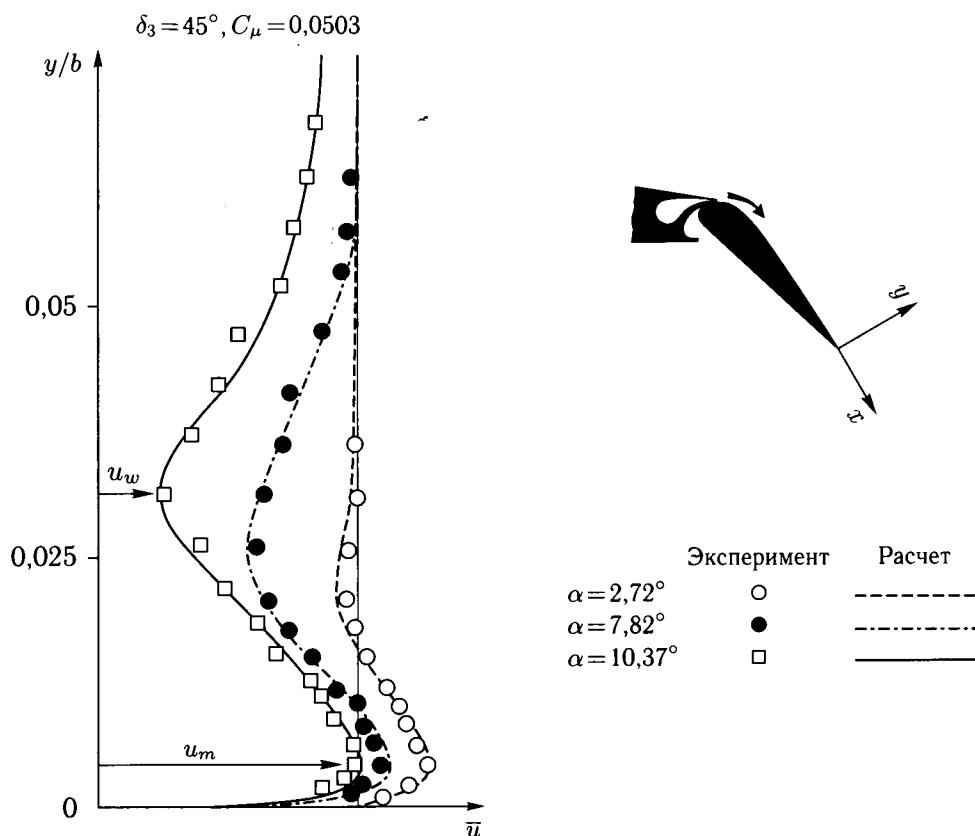


Рис. 2.7. Изменение профиля скоростей на задней кромке отклоненного закрылка с системой УПС при увеличении угла атаки

скорости u_w в следной части течения. Это свидетельствует о возможности возникновения отсоединенного отрыва при достаточно больших градиентах давления, обусловленных увеличением углов атаки или отклонения закрылка.

В опытах и при численных расчетах было установлено также, что увеличение импульса струи оказывает сравнительно слабое влияние на величину минимальной скорости в следной части течения, что является основной причиной существенного возрастания потребного коэффициента импульса струи $C_{\mu R}$, необходимого для ликвидации отсоединенного отрыва при больших углах отклонения закрылков и углах атаки.

Сопоставление результатов расчета потенциального обтекания профиля RAF-102 и коэффициента импульса $C_{\mu R}$ для различных углов отклонения закрылка с экспериментальными данными [1.3.4] показывает, что теоретические значения коэффициента подъемной силы C_{y_r} , полученные при $C_\mu = 0$, и рассчитанные величины коэффициента $C_{\mu R}$ приблизительно соответствуют точкам перегиба экспериментальных зависимостей $C_y(C_\mu)$, представленных в логарифмическом масштабе (рис. 2.8, а). Удовлетворительное согласование теоретического (при $C_\mu = 0$) и экспериментального (при $C_{\mu R}$) распределения

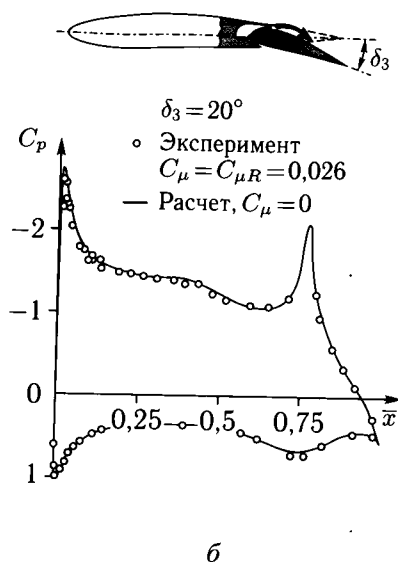
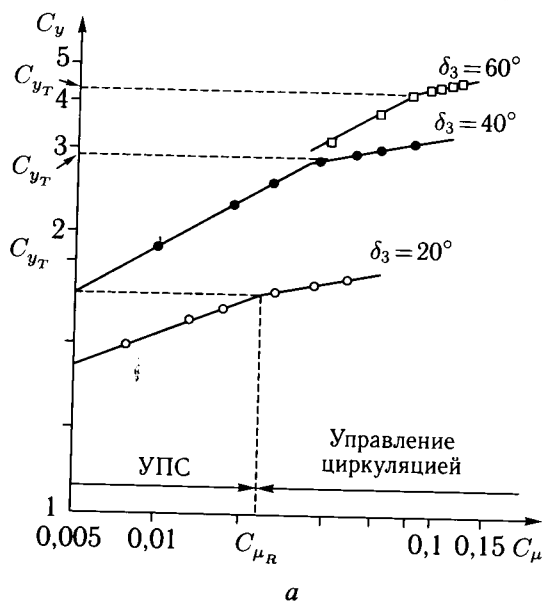


Рис. 2.8. Суммарные и распределенные аэродинамические характеристики профиля с системой УПС на закрылке

давления на профиле с отклоненным закрылком (рис. 2.8, б) свидетельствует о восстановлении безотрывного обтекания закрылка.

Сравнение экспериментальных значений коэффициента $C_{\mu R}$, определяемых по точке перегиба экспериментальных зависимостей $C_y(C_{\mu})$, с теоретическими зависимостями $C_{\mu R}(\delta_3)$, полученными по предложенному в работе [2.2.9] и по эмпирическому [2.1.2] методам, свидетельствуют о хорошем согласовании опытных и расчетных значений $C_{\mu R}$ в широком диапазоне углов отклонения закрылка ($\delta_3 \approx 0^\circ - 60^\circ$) при использовании метода [2.2.9], когда учитывалась возможность возникновения отсоединенного отрыва, и их существенное расхождение в области $\delta_3 > 45^\circ - 50^\circ$ при использовании эмпирического метода [2.1.2], когда это явление не учитывалось (рис. 2.9, а).

Метод может быть применен к широкому классу течений с тангенциальным выдувом струй и, в частности, для исследований влияния формы профиля крыла и закрылка, положения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, высоты (ширины) щелевого сопла и его положения по хорде крыла, параметров течения в сопле и других факторов на величину коэффициента $C_{\mu R}$. На рис. 2.9, б приведен пример использования метода для оптимизации положения сопла \bar{x}_c на профиле. В частности показано, что минимальное потребное значение $C_{\mu R}$ для восстановления безотрывного обтекания закрылка, отклоненного на угол $\delta_3 = 60^\circ$, достигается при расположении щели перед точкой минимального давления на закрылке \bar{x}_p на расстоянии, составляющем приблизительно 5–6% хорды профиля.

Метод расчета коэффициента импульса $C_{\mu R}$ для профилей обобщен на случай крыльев большого удлинения и малой стреловидности на основе гипотезы плоских сечений [2.2.5]. Для крыльев сложной формы в плане

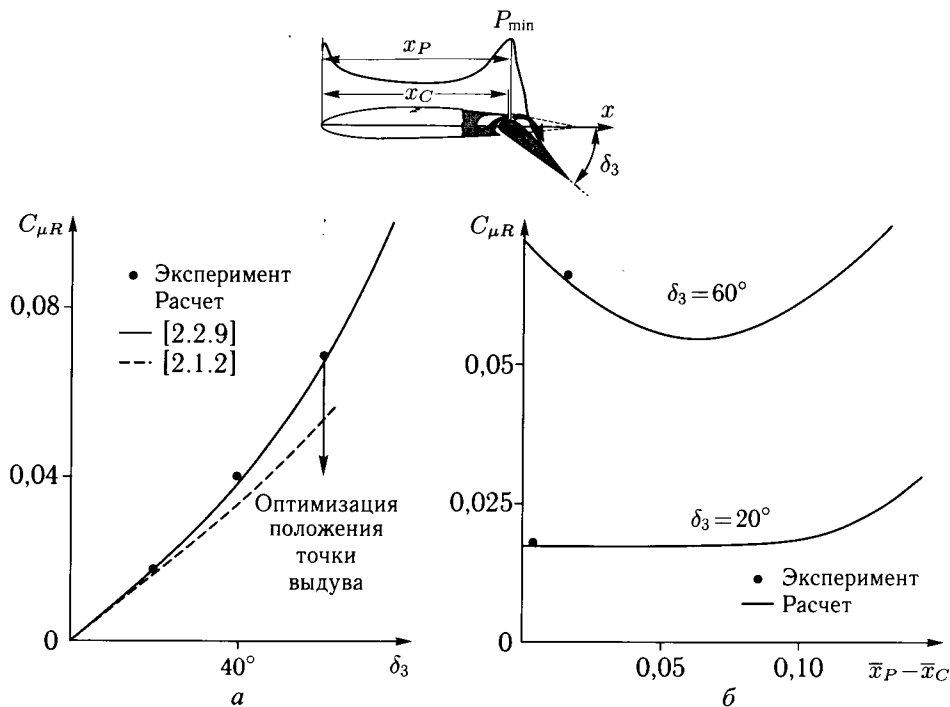


Рис. 2.9. Изменение коэффициента импульса $C_{\mu R}$ от угла отклонения закрылка (а) и положения щелевого сопла (б)

на основе обработки многочисленных экспериментальных данных получены полуэмпирические зависимости для определения коэффициента $C_{\mu R}$ на закрылках [2.2.8] (рис. 2.10):

$$C_{\mu R} = k_t \cdot C_{\mu R\infty} \cdot C_{y\alpha}^\alpha / C_{y\infty}^\alpha \quad (2.14)$$

или

$$C_{\mu R} = (6-7) \cdot 10^{-3} \cdot \delta_3 (1 + \delta_3^2) C_{y\alpha}^\alpha, \quad (2.15)$$

где k_t — коэффициент, учитывающий величину относительного размаха закрылка:

$$k_t = 0,6-0,8 \quad \text{при } \Delta \bar{l}_3 = 0,35-0,75,$$

$C_{y\alpha}^\alpha$ и $C_{y\infty}^\alpha$ [1/рад.] — производные для крыла заданной формы в плане и для профиля при отсутствии выдува ($C_\mu = 0$),

$C_{\mu R\infty}$ — коэффициент импульса для профилей на участке крыла с отклоненными закрылками. Для предварительной оценки величина $C_{\mu R\infty}$ может быть определена по эмпирической формуле:

$$C_{\mu R\infty} = 0,04\delta_3(1 + \delta_3^2), \quad (2.16)$$

которая дает близкие результаты по формуле (2.14) при коэффициенте $k_t = 0,045$.

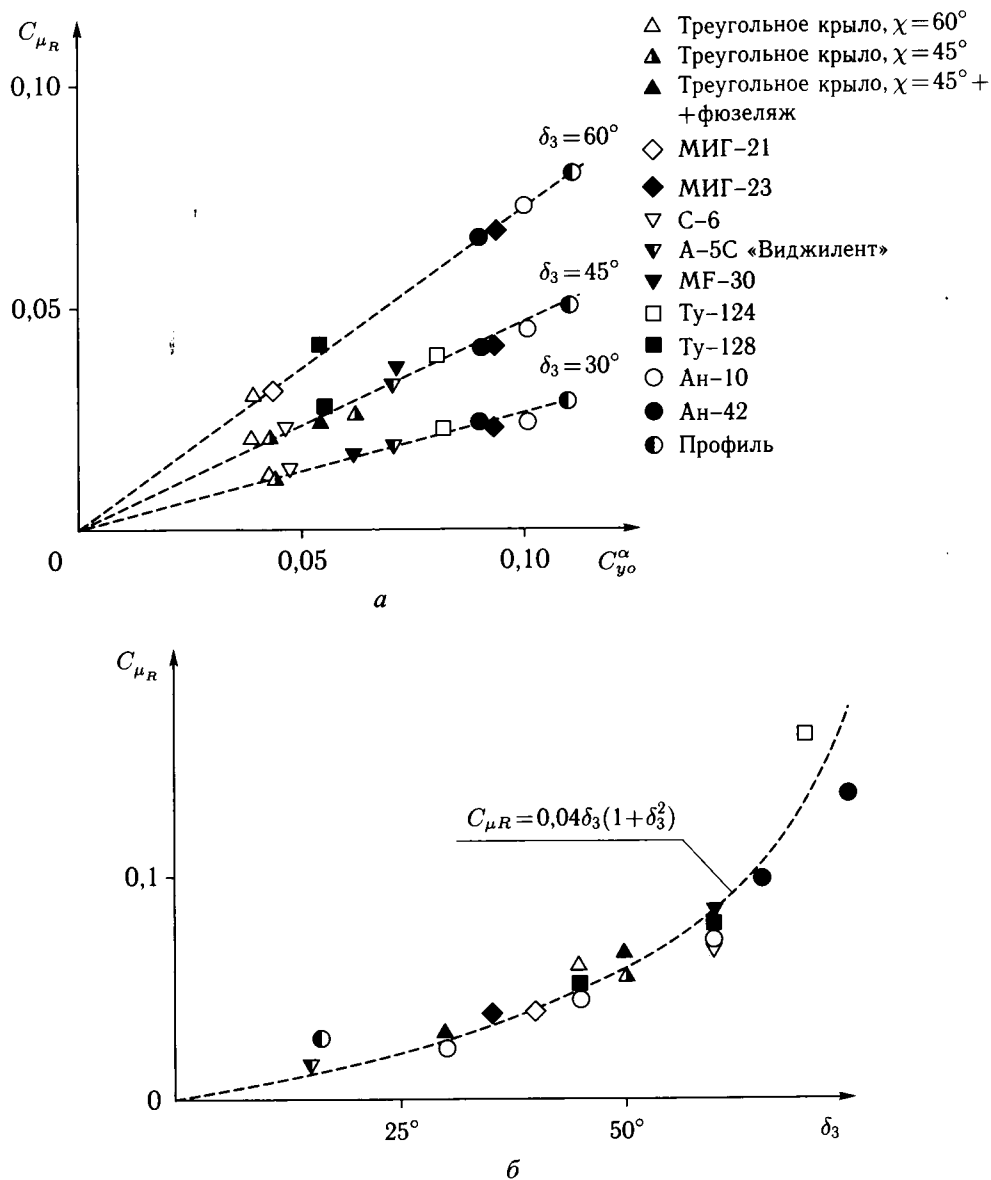


Рис. 2.10. Зависимости коэффициента импульса C_{μ_R} для крыльев различной формы и удлинений

2.2.2. Расчет аэродинамических характеристик крыльев со струйными (реактивными) закрылками. В работе [2.2.8] предложена методика расчета суммарных и распределенных аэродинамических характеристик профилей и крыльев конечного удлинения с системами УПС на закрылках. Методика базируется на теории профилей и крыльев в потоке идеальной жидкости [10, 14] и методе расчета коэффициента импульса струи C_{μ_R} , потребного для обеспечения безотрывного обтекания крыла с отклоненной механизацией

и достижения теоретической величины приращения коэффициента подъемной силы (при $C_\mu = 0$) [2.2.9].

Использование этой методики позволяет с помощью линейной [10] (или нелинейной [3, 7, 14]) теории несущей поверхности рассчитывать суммарные и распределенные аэродинамические характеристики крыльев различной формы в плане с системами УПС на закрылках при $C_\mu = C_{\mu R}$.

Для расчета аэродинамических характеристик крыльев с выдувом струй на закрылки с интенсивностью $C_\mu > C_{\mu R}$ (реактивный закрылок) или при выдуве струи из задней кромки крыла под некоторым углом к его хорде (струйный закрылок) используются методы, учитывающие взаимодействие тонкой струи сжатого воздуха с набегающим потоком [9, см. список литературы к разд. 2.2].

Решение задачи об определении аэродинамических характеристик крыла со струйными (реактивными) закрылками основано на совместном использовании модели течения тонкой струи в плоском потоке идеальной жидкости и теории крыла конечного размаха.

Расчетная схема крыла с реактивным закрылком приведена на рис. 2.11, а. Выдув струи осуществляется вдоль хорды механического закрылка, отклоненного на угол δ_3 , или из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла под некоторым углом θ к его хорде (струйный закрылок). Увеличение несущих свойств крыла происходит как за счет реактивной силы J_c , равной по абсолютной величине секундному импульсу струи на выходе из щели, так и за счет дополнительной аэродинамической силы, обусловленной циркуляционным движением вокруг крыла при наличии струи. Таким образом, полная подъемная сила со струйным закрылком складывается из реактивной составляющей $Y_c = J_c \cdot \sin(\theta + \alpha)$, проявляющейся в виде давления на внутренний канал подвода воздуха, и аэродинамической части Y_A , обусловленной силами давления на крыле, вызываемыми наличием струйной поверхности. При достаточно малых, практически реализуемых на самолете, величинах коэффициента импульса струи аэродинамическая составляющая полной подъемной силы в несколько раз превосходит составляющую от реакции струи.

При решении задачи о взаимодействии струи и равномерного потока используется упрощенная модель течения струи в плоском потоке идеальной жидкости [2.2.22, 2.2.23]. Течение внутри струи принимается безвихревым и ограниченным вихревой пеленой, благодаря которой оно не смешивается с внешним потоком.

В результате взаимодействия струи и внешнего потока на границах струи возникает перепад давлений, который определяется из условия равновесия элемента струи во внешнем потоке (рис. 2.11, б). Разность давлений, действующих на элемент струи dS снизу и сверху, равна центробежной силе $F_{ц}$:

$$(p_2 - p_1)dS = \frac{V_c^2}{R}dm = \frac{V_c^2}{R}\rho\delta dS = \frac{J_c}{R}dS,$$

где R — средний радиус кривизны струйной поверхности. Следовательно, в случае тонкой струи ($\delta/R \ll 1$) перепад давлений зависит только от секунд-

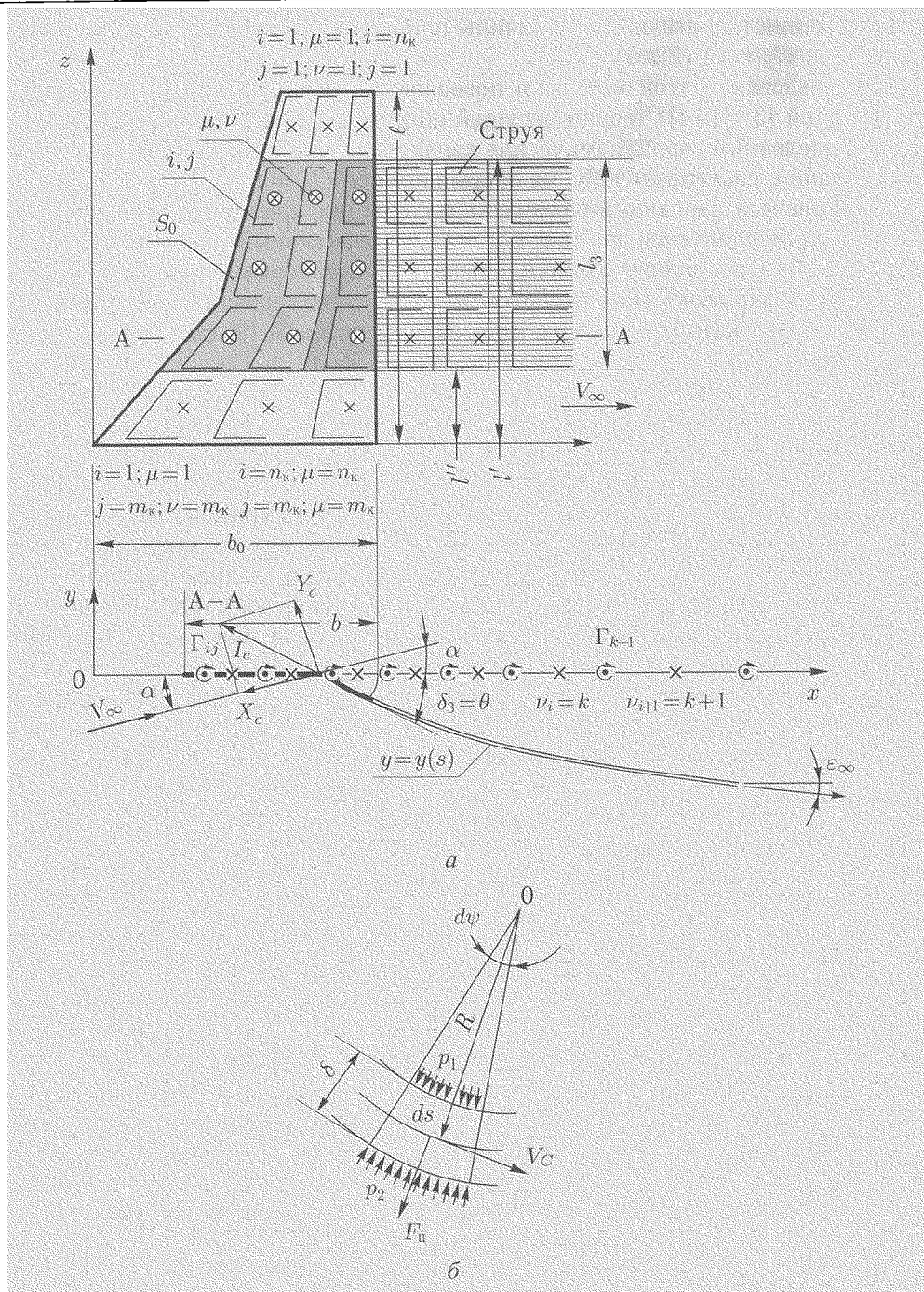


Рис. 2.11. Расчетная схема для определения аэродинамических характеристик крыла с реактивным (струйным) закрылком: а — схема расположения вихрей и контрольных точек на крыле и струе; б — элемент струи

ного импульса и среднего радиуса кривизны струи

$$\Delta p_c = \frac{J_c}{R}. \quad (2.17)$$

Перепаду давлений на противоположных сторонах струи соответствует разрыв скоростей на границах струи. Следовательно, струя может быть заменена некоторой эквивалентной по воздействию на внешний поток вихревой поверхностью. По теореме Жуковского «в малом» [10]:

$$\Delta p_c = \rho_\infty V_\infty \gamma_c, \quad (2.18)$$

где ρ_∞ и V_∞ — плотность и скорость набегающего потока,

γ_c — интенсивность вихрей на струе.

Следовательно:

$$\gamma_c = \frac{J_c}{\rho_\infty V_\infty R},$$

или

$$\gamma_c = \frac{1}{2} C'_\mu V_\infty b \cdot y''_c, \quad (2.19)$$

где $C'_\mu = J_c / q_\infty b$ — коэффициент импульса в сечении крыла,

$y'' = d^2 y / ds^2$ — кривизна струи,

b — хорда профиля.

В случае крыла конечного размаха погонная завихренность струи:

$$\gamma_c(x) = \frac{1}{2} C_\mu V_\infty y''_c, \quad (2.20)$$

$$\text{где } C_\mu = \frac{J_c}{q_\infty S_o} = \frac{1}{q_\infty S_o} \int_{l'}^{l''} C'_\mu(z) b(z) dz,$$

S_o — площадь крыла, соответствующая размаху струи от l' до l'' (см. рис. 2.11, а).

Таким образом, систему, состоящую из крыла и струи, можно заменить полубесконечной вихревой поверхностью.

Интенсивность дискретных вихрей, заменяющих вихревую поверхность, определяется при выполнении кинематических граничных условий непротекания в контрольных точках (μ, ν) на поверхностях крыла и струи, а на поверхности струи, кроме того — динамического условия равновесия струи во внешнем потоке (2.19).

Нормальная скорость в контрольной точке (μ, ν) от вихря Γ_{ij} на правой половине несущей поверхности и симметричного вихря на ее левой половине определяется согласно закону Био–Савара:

$$w_{ij}^{\mu\nu} = \frac{1}{2\pi} \Gamma_{ij} \cdot \alpha_{ij}^{\mu\nu}, \quad (2.21)$$

где функция $\alpha_{ij}^{\mu\nu}$, зависящая от расстояния между вихрем и контрольной точкой, определяется согласно методу [10]. Таким образом, задача сводится к решению системы уравнений, удовлетворяющих различным граничным условиям:

$$\sum_{i=1}^{n_k} \sum_{j=1}^{m_k} \Gamma_{ij} \alpha_{ij}^{\mu\nu} + \sum_{i=n_k+1}^{n_c} \sum_{j=1}^{m_c} \Gamma_{ij} \alpha_{ij}^{\mu\nu} = \begin{cases} 2\pi\alpha & \text{— на крыле,} \\ 2\pi\delta & \text{— на закрылке,} \\ 2\pi y'_\nu & \text{— на струе,} \end{cases} \quad (2.22)$$

где n_k, m_k, n_c, m_c — число вихрей по хорде и размаху крыла, а также струи соответственно.

Величина производной y'_ν определяется путем интегрирования погонной завихренности на струе (2.20) с учетом угла выдува у задней кромке крыла θ_c и угла атаки

$$y'_\nu = \frac{2}{C_\mu(z)b(z)V_\infty} \sum_{n_k+1}^{n_c m_c} \Gamma_{ij} - [\theta(z) + \alpha]. \quad (2.23)$$

Численное решение системы линейных алгебраических уравнений (2.22), (2.23) позволяет определить значения интенсивности присоединенных вихрей Γ_{ij} на крыле и струе. По известным Γ_{ij} определяются распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла

$$\Delta C p_i = 2\Gamma_i(x_i, z_i), \quad (2.24)$$

производные коэффициентов подъемной силы, момента тангажа и аэродинамического сопротивления по углу атаки крыла и углу отклонения струи:

$$C_y^\alpha = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\alpha, \quad C_y^\theta = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\theta, \quad (2.25)$$

$$m_z^\alpha = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\alpha \cdot \bar{x}_i, \quad m_z^\theta = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\theta \cdot \bar{x}_i, \quad (2.26)$$

где $\bar{x}_i = x/b_o$, b_o — корневая хорда крыла, $N = n_k m_k + n_c m_c$,

$$C_x^{\alpha^2} = \frac{1}{2\pi} \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\alpha \sum_{j=1}^N \Gamma_j^\alpha a_{ij}, \quad (2.27)$$

$$C_x^{\theta^2} = \frac{1}{2\pi} \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^N \Gamma_i^\theta \sum_{j=1}^N \Gamma_j^\theta a_{ij}. \quad (2.28)$$

Производные коэффициентов подъемной силы можно представить в виде:

$$C_y^\alpha = C_{y_A}^\alpha + \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=n_k+1}^{n_c} \Gamma_i^\alpha, \quad C_y^\theta = C_{y_A}^\theta + \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=n_k+1}^{n_c} \Gamma_i^\theta, \quad (2.29)$$

где $C_{y_A}^\alpha = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^{n_k} \Gamma_i^\alpha$ и $C_{y_A}^\theta = \frac{\lambda}{N^2} \sum_{i=1}^{n_k} \Gamma_i^\theta$ — производные коэффициентов аэродинамической (циркуляционной) подъемной силы крыла.

Вследствие линейности задачи можно считать, что:

$$\begin{aligned} C_{y_A} &= C_{y_A}^\alpha \cdot \alpha + C_{y_A}^\theta \cdot \theta, \\ m_{z_A} &= m_{z_A}^\alpha \cdot \alpha + m_{z_A}^\theta \cdot \theta, \\ C_{x_A} &= C_{x_A}^{\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{x_A}^{\theta^2} \cdot \theta^2. \end{aligned} \quad (2.30)$$

Метод прошел широкую апробацию, показавшую надежность и большие возможности его использования для расчета суммарных и распределенных аэродинамических характеристик профилей и крыльев различной конфигурации со струйной механизацией.

На рис. 2.12–2.15 приведены некоторые примеры расчетов по разработанному методу, дано их сопоставление с экспериментальными данными и теоретическими результатами, полученными по другим методам. На рис. 2.12 дано сравнение результатов расчета производных C_y^α , C_y^θ для тонкого профиля со струйным закрылком по методу дискретных вихрей и по теории Спенса [2.2.22], показывающее их хорошее согласование между собой, а также с экспериментальными данными. Теоретические значения аэродинамических производных $C_{y_A}^\alpha$, $C_{y_A}^\theta$ также удовлетворительно согласуются с результатами испытаний прямоугольных крыльев различного удлинения со струйными закрылками (рис. 2.13).

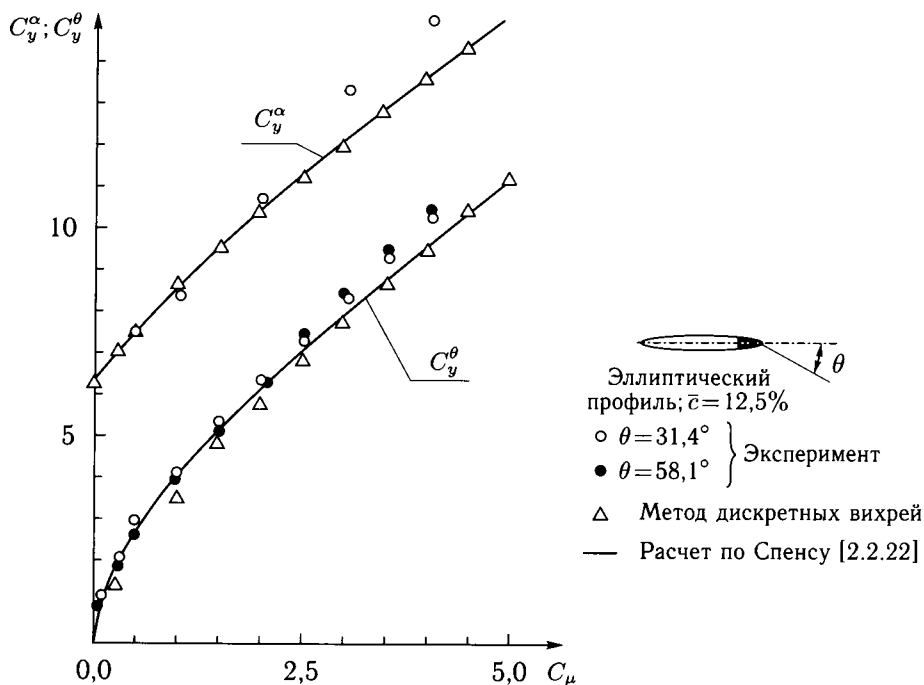


Рис. 2.12. Аэродинамические характеристики профиля со струйным закрылком

Как следует из сопоставления результатов расчетов с опытными данными, теоретические значения коэффициента аэродинамической подъемной силы C_{y_A} крыла со струйным закрылком, полученные по линейной теории, удовлетворительно согласуются с их экспериментальными величинами до углов отклонения струйного закрылка $\theta \leq 60^\circ$ (рис. 2.14).

Удовлетворительное согласование расчетного и экспериментального [2.2.13] распределения аэродинамической нагрузки $\Delta C_p = C_p^\alpha \cdot \alpha + C_p^\theta \cdot \theta$ вдоль хорды (рис. 2.15, а) и коэффициента подъемной силы сечений C'_{y_A}

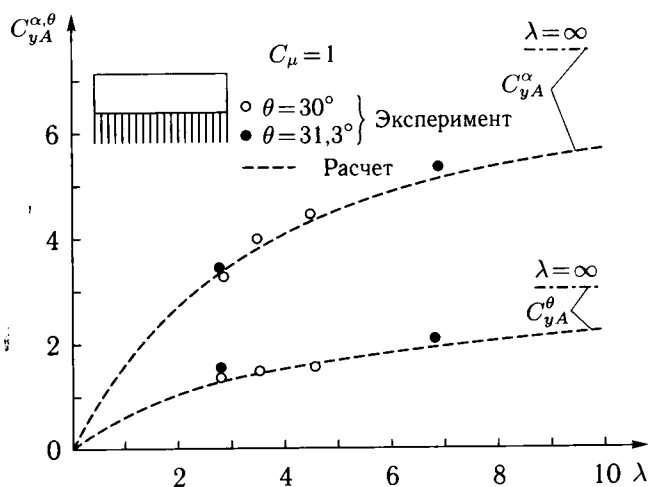


Рис. 2.13. Зависимости от удлинения производных аэродинамического коэффициента подъемной силы прямоугольных крыльев со струйными закрылками

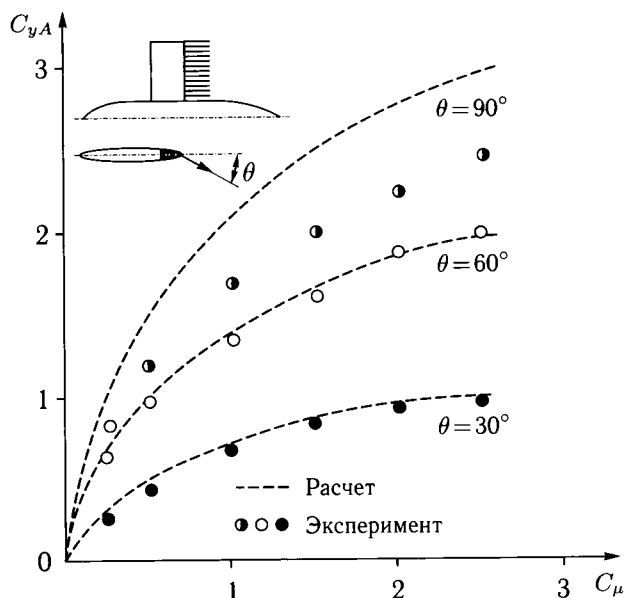


Рис. 2.14. Сравнение теоретических и экспериментальных зависимостей коэффициента аэродинамической подъемной силы модели со струйным закрылком от коэффициента импульса струи

по размаху (рис. 2.15, б) крыльев со струйными закрылками свидетельствуют о возможности получения достаточно точных расчетных моментных характеристик, а также индуктивного сопротивления таких крыльев (см. [2.2.8]).

При сопоставлении теоретических и экспериментальных аэродинамических характеристик крыльев с выдувом струй вдоль хорды отклоненных

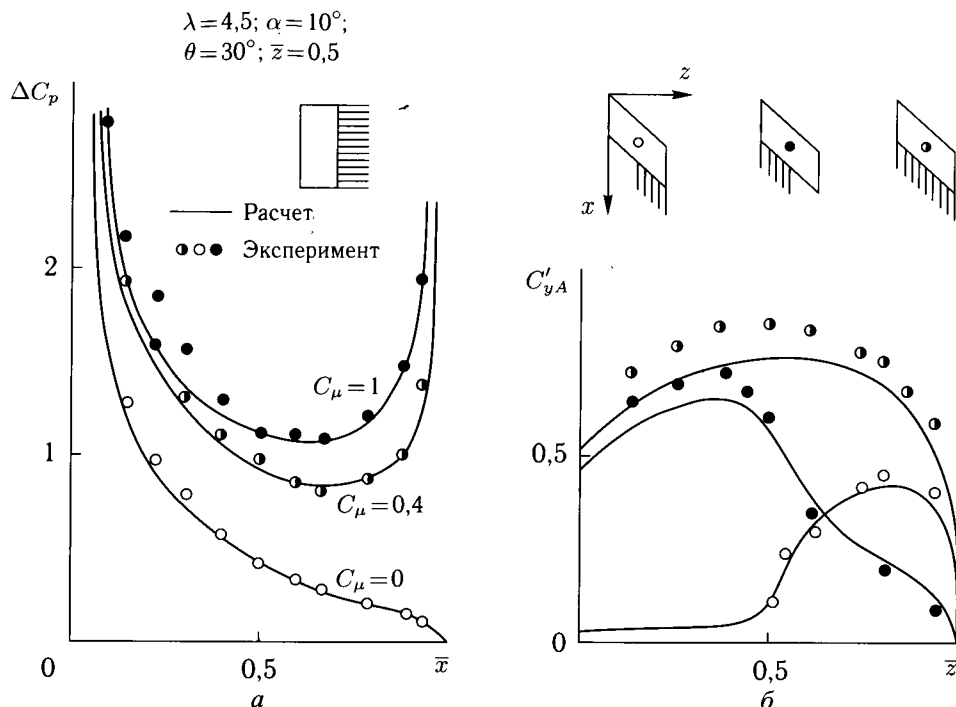


Рис. 2.15. Распределенные аэродинамические характеристики крыльев со струйными закрылками: а — распределение аэродинамической нагрузки (ΔC_p) в сечении крыла ($\bar{z} = 0,5$); б — распределение коэффициента подъемной силы вдоль полуразмаха крыла

механических закрылков необходимо учитывать, что при обтекании крыла реальным вязким потоком часть импульса струи, равная $C_\mu = C_{\mu_R}$, расходуется на ликвидацию отрыва пограничного слоя на закрылках. Сопоставление результатов расчетов потенциального обтекания с экспериментальными данными [4] показывает, что теоретические значения приращений коэффициента подъемной силы ΔC_{y_t} , полученные при $C_\mu = 0$ для различных углов отклонения закрылка, являются близкими к экспериментальным значениям коэффициента ΔC_y при $C_\mu = C_{\mu_R}$, соответствующим завершению ликвидации отрыва пограничного слоя на отклоненном закрылке (рис. 2.16). Это свидетельствует о том, что потенциальное обтекание достигается при определенном значении коэффициента импульса струи, равном $C_\mu = C_{\mu_R}$. Этот вывод подтверждает удовлетворительное согласование теоретического и экспериментального распределения аэродинамической нагрузки, определяемой разностью коэффициентов давления ΔC_p на верхней и нижней поверхностях сечения стреловидного крыла крупномасштабной модели самолета с системой УПС на закрылках (рис. 2.17).

Опытные и расчетные величины коэффициентов ΔC_y крыльев с реактивными закрылками (то есть с выдувом струй вдоль хорды отклоненных закрылков) удовлетворительно согласуются между собой при $C_\mu > C_{\mu_R}$ и углах

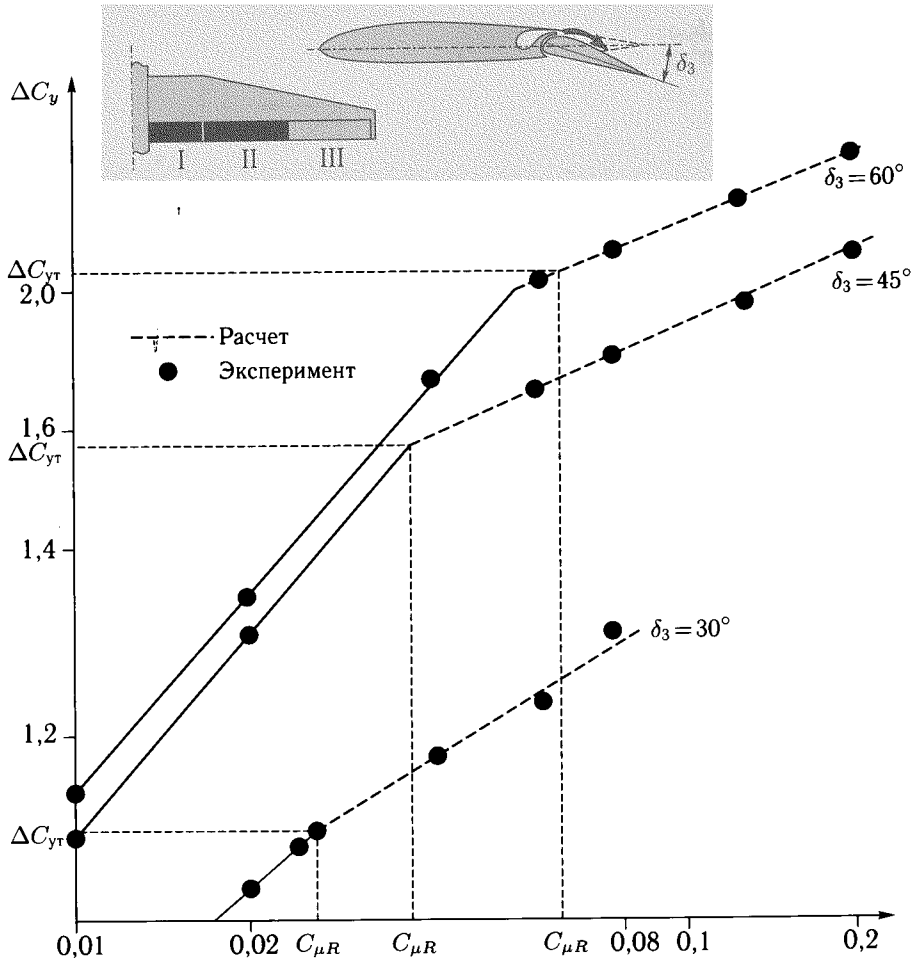


Рис. 2.16. Зависимости приращений коэффициента подъемной силы крыла с выдувом струи на закрылок от коэффициента импульса

отклонения закрылков до $\delta_3 = 60^\circ$ в случае их сопоставления при одинаковых значениях избыточного импульса $\Delta C_\mu = C_\mu - C_{\mu R}$, то есть в условиях безотрывного обтекания (см. рис. 2.16).

2.3. Подъемная сила крыльев с управлением пограничным слоем на закрылках

2.3.1. Выбор параметров системы УПС на закрылках. Методика расчета профилей с УПС, изложенная в разделе 2.2.1, позволяет провести анализ влияния формы профиля крыла и условий внешнего течения на величину коэффициента $C_{\mu R}$ с целью его минимизации.

Расчеты показывают, что при приблизительно линейном изменении градиента скоростей внешнего течения $\bar{u}_e(\bar{x})$, может возникать либо обычный отрыв пограничного слоя, определяемый формой профиля скоростей в погра-

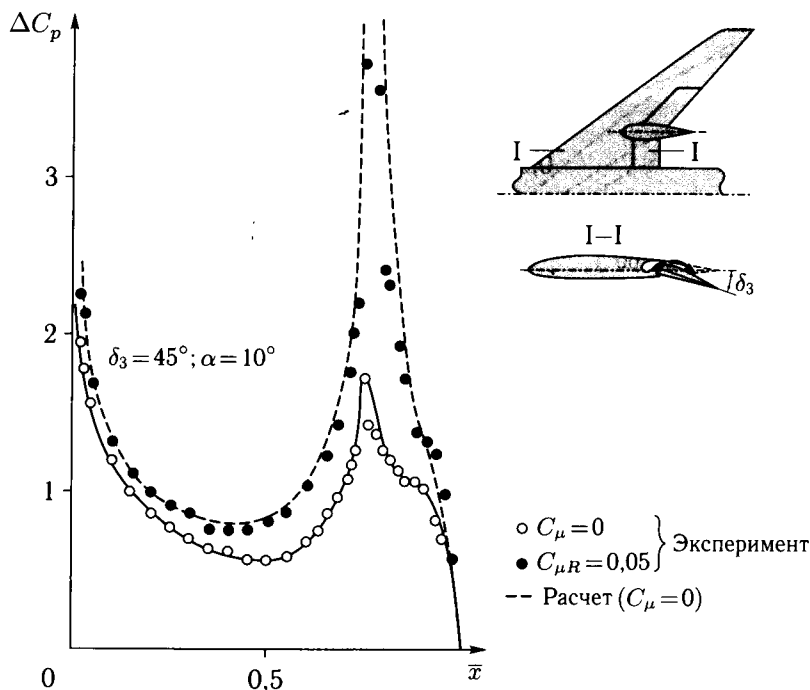


Рис. 2.17. Распределение аэродинамической нагрузки в сечении крыла модели самолета с системой УПС на закрылках

ничном слое ($n = 0,5$), либо отсоединенный отрыв, определяемый значением минимальной скорости в потоке $u_w = 0$.

Условия перехода обычного отрыва пограничного слоя в отсоединенный отрыв потока показаны на рис. 2.18, где приведены зависимости коэффициента $C_{\mu R}$ от величины отношения толщины внешнего пограничного слоя δ_e к высоте щелевого сопла h_c и относительной величины минимальной скорости $\bar{u}_w = u_w/u_e$. Из приведенных зависимостей следует, что отсоединенный отрыв возникает при определенных критических величинах $(\delta_e/h_c)_{кр}$, которые возрастают при увеличении минимальной скорости в «следной» части течения. При значениях $(\delta_e/h_c) > (\delta_e/h_c)_{кр}$ происходит резкое увеличение потребной величины коэффициента $C_{\mu R}$, связанное с необходимостью ликвидации отсоединенного отрыва.

Следовательно, для снижения потребных энергетических затрат, направленных на ликвидацию отсоединенного отрыва, целесообразно использовать средства, уменьшающие толщину внешнего пограничного слоя перед щелевым соплом (вихрегенераторы, отсос пограничного слоя и др.) и уменьшать толщину стенки сопла для обеспечения большего значения \bar{u}_w в следе и уменьшения величины δ_e/h_c до значений, меньших критических.

Влияние положения сопла $\bar{x}_c = x_c/b$ относительно точки минимального давления \bar{x}_p на закрылке на величину коэффициента $C_{\mu R}$ показано на рис. 2.9, б. При большом угле отклонения закрылка ($\delta_3 = 60^\circ$) имеется отчетливо выраженный минимум значений $C_{\mu R}$, который достигается при расположении

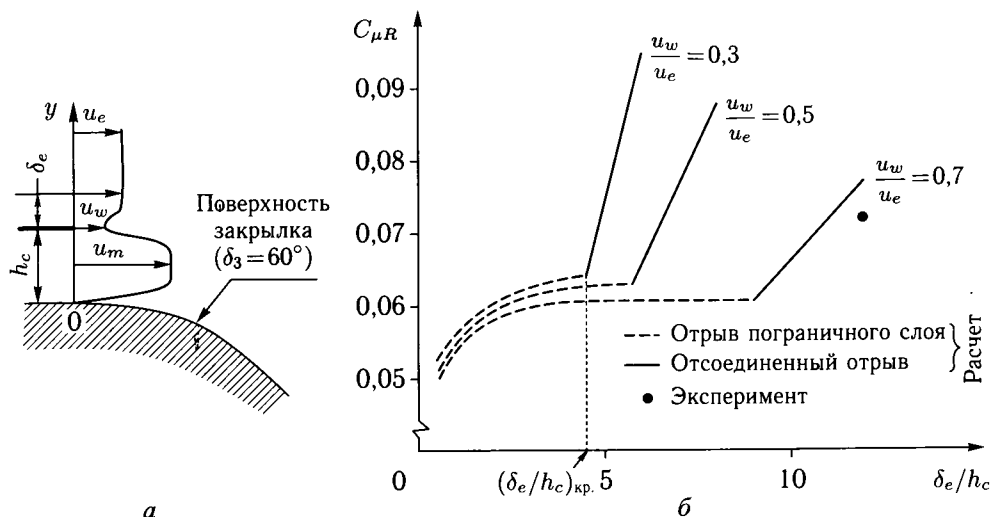


Рис. 2.18. Влияние типа отрывного обтекания закрылка на коэффициент импульса струи $C_{\mu R}$, потребный для ликвидации отрыва: а — начальная форма профиля скорости вблизи щелевого сопла; б — зависимости коэффициента $C_{\mu R}$ от относительной толщины пограничного слоя вблизи щелевого сопла

сопла перед точкой \bar{x}_p на расстоянии, составляющем приблизительно 6 % хорды профиля. Увеличение коэффициента $C_{\mu R}$ при уменьшении расстояния между щелевым соплом и точкой минимального давления (левая ветвь зависимости) связано с ликвидацией отсоединенного отрыва, а удаление сопла от точки минимального давления вверх по потоку (правая ветвь зависимости) — обычного отрыва пограничного слоя. Минимальное значение коэффициента $C_{\mu R}$ соответствует случаю, когда обычный и отсоединенный отрывы потока одновременно достигают задней кромке профиля.

На рис. 2.9, а, где представлена зависимость $C_{\mu R}(\delta_3)$, указано рассчитанное значение коэффициента $C_{\mu R}$, потребного для ликвидации отрыва на закрылке, отклоненной на угол $\delta_3 = 60^\circ$, при оптимальном положении щели для выдува. Уменьшение потребной величины коэффициента $C_{\mu R}$, составляющее примерно 25 % от исходного значения $C_{\mu R}$, полученного в условиях эксперимента, свидетельствует о необходимости оптимизации параметров системы выдува, особенно при больших углах отклонения закрылков.

С целью анализа аэродинамической эффективности проведены расчетные исследования различных вариантов выполнения систем УПС на профиле СР-16 с относительной толщиной $\bar{c} = 12\%$ и закрылками, отклоненными на угол $\delta_3 = 60^\circ$ (рис. 2.19, а). Исследованные варианты отличаются величинами радиуса носка закрылка (варианты 1 и 2), размещением воздухопроводов (вар. 2 и 3), кинематикой отклонения и степенью выдвижения закрылков (вар. 5, 6). Вариант 4 имеет адаптивный элемент, который может поворачиваться относительно оси вращения, обеспечивая плавное изменение кривизны профиля и оптимальное положение сопла при отклонении закрылка во взлетное или посадочное положение. Адаптивный элемент может быть также исполь-

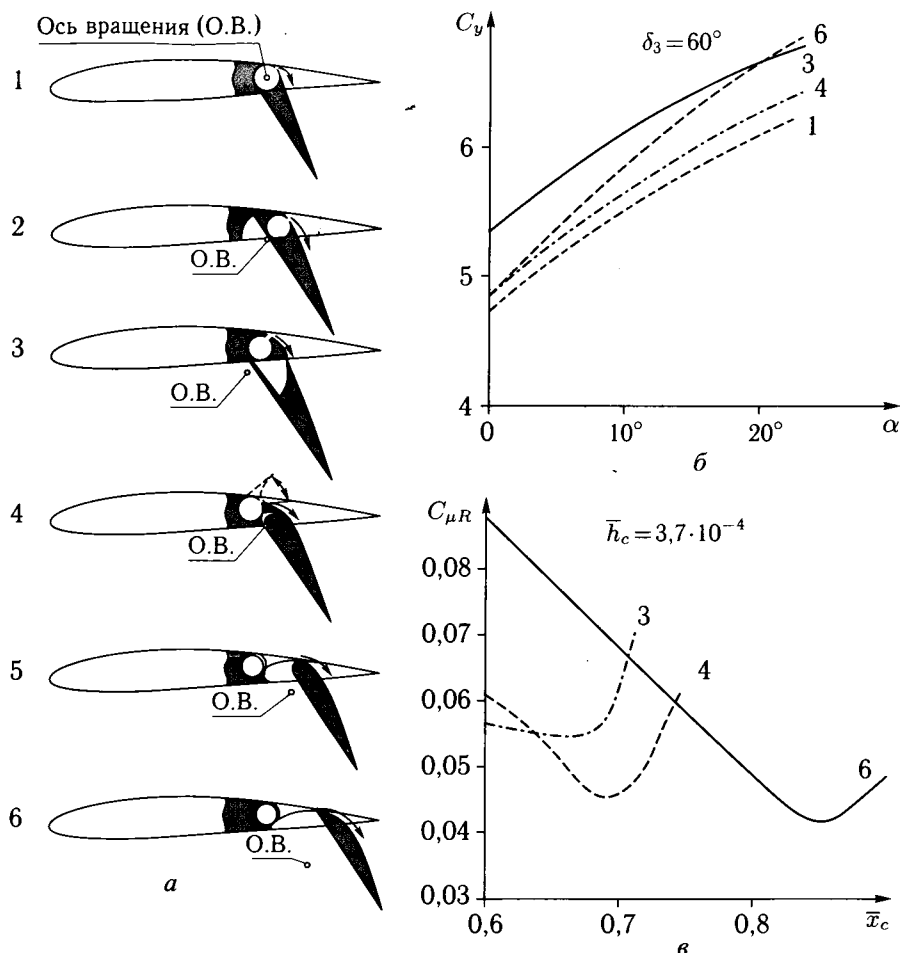


Рис. 2.19. Влияние системы УПС на аэродинамические характеристики профиля крыла с различными типами закрылков: а — варианты системы УПС на закрылках; б — зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки; в — зависимости коэффициента импульса струи $C_{\mu R}$ от положения щелевого сопла по хорде профиля крыла

зован в качестве комбинированного (механического и струйного) спойлера для улучшения характеристик управляемости на малых скоростях полета и торможения при посадке.

Расчеты показали, что наибольшие величины коэффициента подъемной силы достигаются на профилях вариантов 3, 6, 4 (в порядке уменьшения C_y при $\alpha = 10^\circ$, рис. 2.19, б).

Расчеты, выполненные по методу [2.2.9], показали также, что среди аэродинамически эффективных вариантов профилей наименьшие потребные значения $C_{\mu R}$ у вариантов 4 и 6 (рис. 2.19, в). При выбранной относительной ширине (высоте) щелевого сопла $\bar{h}_c = h_c/b \approx 4 \cdot 10^{-4}$ и оптимальных положениях сопел \bar{x}_c по хорде минимальные потребные значения коэффици-

ента импульса струи для этих вариантов профилей находятся в диапазоне $C_{\mu R} = 0,042-0,045$.

Таким образом, выбор типа механизации с УПС необходимо производить с учетом аэродинамической эффективности, потребных величин коэффициента $C_{\mu R}$ и конструктивных особенностей системы. При этом необходимо учитывать следующие основные общие требования, полученные на основе анализа и обобщения результатов систематических расчетных и экспериментальных исследований систем УПС [6].

Выдув сжатого воздуха на верхнюю поверхность закрылка может производиться через щелевое сопло из основной части крыла или из внутренней полости закрылка. В обоих случаях щель должна располагаться перед областью возможного отрыва пограничного слоя, который, как правило, возникает при больших положительных градиентах давления непосредственно за точкой минимального давления $C_{p_{\min}}$ на закрылке. Неправильный выбор положения щели может ухудшить процесс ликвидации отрыва с помощью УПС и увеличить значения $C_{\mu R}$, особенно при больших углах отклонения закрылка. На рис. 2.20, в качестве примера, показано влияние положения щели, характеризуемое углом γ_c , на эффективность выдува из внутренней полости закрылка, отклоненного на угол $\delta_3 = 75^\circ$ [6]. Видно, что расположение щели под углами $\gamma_c > 30^\circ$ приводит к значительному уменьшению эффективности УПС, а при $\gamma_c = 60^\circ$ отрыв практически не ликвидируется при увеличении коэффициента импульса струи до $C_\mu = 0,15$. При малых углах отклонения закрылка прирост подъемной силы менее чувствителен к положению щели. Таким образом, рациональное положение щели для выдува характеризуется углом γ_c , меньшим $20-30^\circ$.

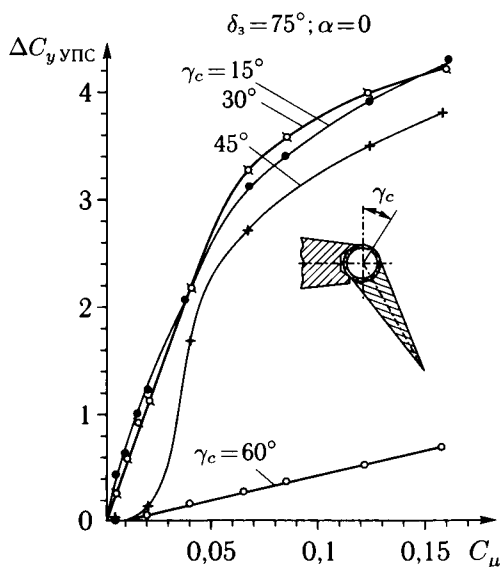


Рис. 2.20. Влияние положения щелевого сопла на эффективность системы УПС

Выдув струи должен осуществляться по касательной к поверхности закрылка. Особенно существенным является выполнение этого требования при выдуве струи на закрылок из щели, расположенной в задней кромке основной части крыла. Небольшое смещение контура верхней поверхности закрылка вверх от оси струи, составляющее 0,5–1 % хорды закрылка, допустимо, так как оно мало сказывается на величине подъемной силы. Однако, смещение закрылка вниз от оси выдуваемой струи может привести к ее отрыву от поверхности закрылка и к существенному ухудшению эффективности выдува.

Ширина (высота) щели, или точнее, площадь выходного сечения щелевого сопла, определяется исходя из потребного расхода воздуха. При этом с целью уменьшения потребной величины $C_{\mu R}$ щель должна иметь минимальную (по конструктивным возможностям) ширину. Согласно расчетам и экспериментальным данным, ширина щели не должна превышать 0,03–0,05 % хорды крыла. Уменьшение ширины щелевого сопла улучшает также «прилипание» тонкой струи к поверхности закрылка и обеспечивает таким образом более эффективное восстановление его безотрывного обтекания, особенно при больших углах отклонения. Этому способствует также увеличение радиуса кривизны носовой части закрылка (см. рис. 2.19).

Следует также стремиться к уменьшению величины уступа верхней стенки канала на выходе из щели. Увеличение уступа неблагоприятно сказывается на величине подъемной силы. Однако при толщине стенки порядка ширины щели потери получаются сравнительно небольшими.

Внутренний канал щелевого сопла целесообразно выполнять конфузорным с плоскопараллельным выходным участком для обеспечения заданного направления выдува. В выходном сечении сопла должны отсутствовать перемычки, перегородки и другие элементы, нарушающие непрерывность выдува вдоль размаха сопла. Выдув струй из дискретных насадков, обладающих конструктивными и технологическими преимуществами, является менее эффективным, чем выдув из щелевых сопел (рис. 2.21).

Для уменьшения размеров щелевого сопла и габаритов воздухопроводов системы УПС целесообразно использовать сжатый воздух высокого давления, обеспечивая сверхкритический перепад давления $p_{oc}/p > 2$ на срезе сопла.

Важным вопросом является целесообразность применения системы УПС на щелевых закрылках. Наличие щелей (без системы УПС) благодаря перетеканию воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю способствует затягиванию отрыва потока на закрылке и тем самым повышает его эффективность. Однако при использовании системы УПС отрыв ликвидируется с помощью выдува сжатого воздуха, и необходимость в устройстве щелей для этой цели отпадает. Более того, перетекание воздуха через щели снижает подъемную силу крыла при наличии УПС. Поэтому щель между крылом и закрылком следует устранить и по возможности герметизировать. На рис. 2.22 в качестве иллюстрации дано сравнение результатов испытаний большой модели самолета Ан-10 с нещелевым и с двухщелевым закрылками. В случае двухщелевого закрылка выдув осуществлялся как из внутренней полости закрылка с интенсивностью $C_{\mu 3}$, так и из дефлектора с интенсивностью $C_{\mu д}$. Видно, что без УПС ($C_{\mu} = 0$) двухщелевой выдвижной закрылок значительно лучше простого нещелевого. Однако при наличии системы УПС, которая

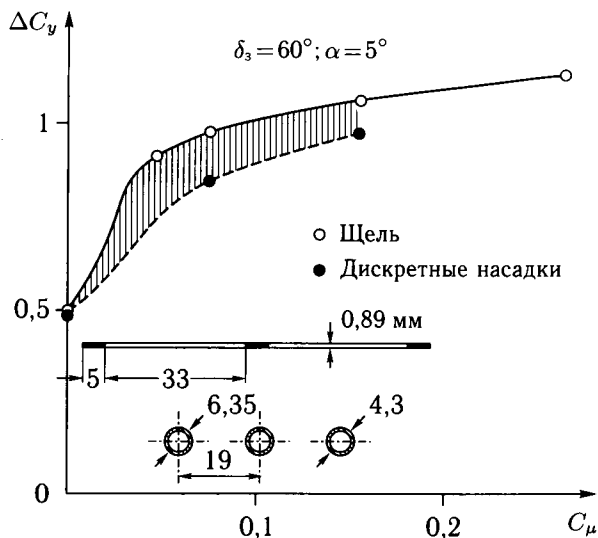


Рис. 2.21. Влияние формы сопел на эффективность системы УПС

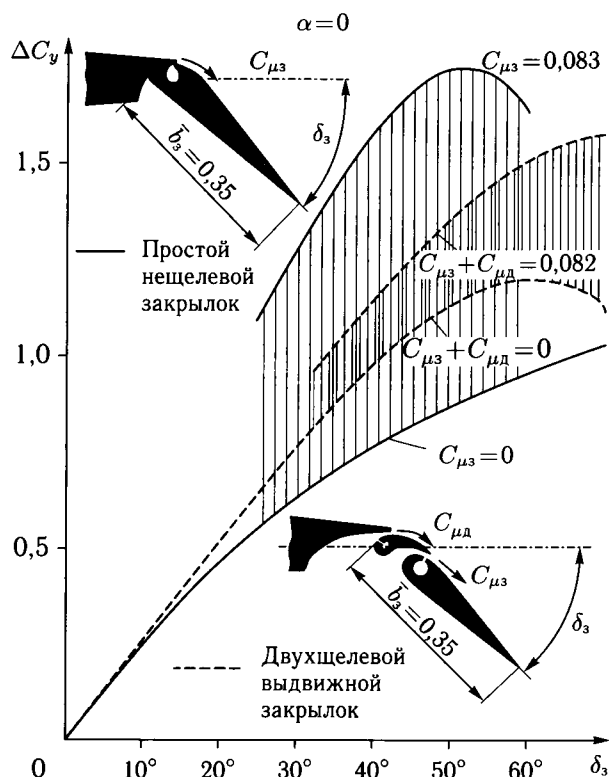


Рис. 2.22. Сравнение эффективности системы УПС на нещелевом и щелевом закрылках

обеспечивает ликвидацию отрыва потока на обоих вариантах закрылков, простой нещелевой закрылок позволяет получить значительно более высокие приросты подъемной силы, чем сложный двухщелевой выдвижной закрылок с выдувом на дефлектор и основной закрылок.

Таким образом, систему УПС целесообразно использовать на простых поворотных (или выдвижных) нещелевых закрылках с большим радиусом кривизны в месте расположения щелевого сопла. Выполнение указанных выше требований при проектировании системы УПС может обеспечить высокую эффективность выдува при минимальных потребных расходах сжатого воздуха.

2.3.2. Влияние системы УПС на эффективность закрылков. Величина коэффициента импульса струи $C_{\mu R}$, необходимая для обеспечения безотрывного обтекания закрылка, возрастает при увеличении угла его отклонения приблизительно пропорционально $\tan \delta_3$. Зависимость прироста коэффициента подъемной силы от угла отклонения закрылка при переменном значении $C_{\mu} = C_{\mu R}$ является близкой к линейной (рис. 2.23). Экспериментальные зависимости $\Delta C_y(\delta_3)$ при $C_{\mu} = C_{\mu R}$ удовлетворительно согласуются с расчетными, полученными по линейной теории несущей поверхности [10] при $C_{\mu} = 0$, в широком диапазоне углов отклонения закрылков ($\delta_3 \leq 60^\circ$) для самолетов с крыльями различной формы (рис. 2.24). Теория несущей поверхности может быть использована также для оценок моментных характеристик

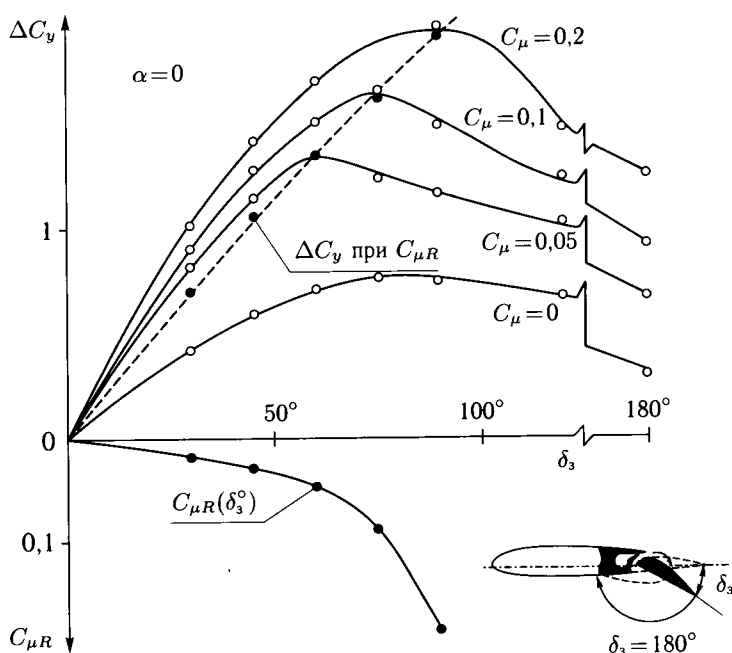


Рис. 2.23. Эффективность системы УПС на закрылках модели самолета с прямым крылом

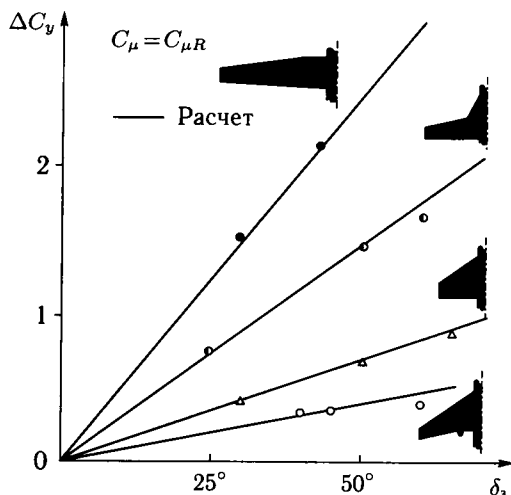


Рис. 2.24. Эффективность системы УПС на закрылках крыльев различной формы и величины индуктивного сопротивления крыльев с системами УПС на закрылках при $C_\mu = C_{\mu R}$.

При $C_\mu > C_{\mu R}$, то есть после ликвидации отрыва на закрылке, увеличение подъемной силы происходит как за счет эффекта суперциркуляции, так и реакции отклоненной струи. В этом случае закрылок с интенсивным выдувом на его поверхность условно называют реактивным закрылком. При расчете аэродинамических характеристик крыла с реактивным закрылком необходимо учитывать влияние струйной поверхности, которая образуется позади крыла при выдуве с интенсивностью $C_\mu > C_{\mu R}$ (см. раздел 2.2.2).

2.4. Подъемная сила крыльев со струйными (реактивными) закрылками

2.4.1. Профили со струйными закрылками. Теоретические методы [9, 2.2.1–2.2.4, 2.2.8, 2.2.17, 2.2.23] позволяют определять суммарные и распределенные аэродинамические характеристики профилей и крыльев со струйными (реактивными) закрылками. Используя теорию тонкого профиля в идеальной несжимаемой жидкости [2.2.22, 2.2.23], можно рассчитать влияние струи выдуваемого воздуха на его аэродинамические характеристики. Профиль схематически заменяется плоской пластиной, из задней кромки которой выдувается сжатый воздух в виде тонкой струи под углом θ к хорде профиля. Решена задача и для более сложного случая, когда профиль заменяется пластиной с отклоненным на угол δ_3 закрылком. Выдув производится вдоль поверхности закрылка, то есть угол отклонения струи совпадает с углом отклонения закрылка. При теоретическом анализе щель можно считать расположенной на задней кромке закрылка или в конце основной части крыла, что дает одинаковые результаты. Получающееся увеличение подъемной силы ΔC_y обусловлено как добавочной циркуляцией воздуха вокруг крыла (эффект суперциркуляции), то есть аэродинамическим воздействием струи на

обтекание крыла (ΔC_{yA}), так и непосредственно реакцией струи выдуваемого воздуха: $\Delta C_{yR} = C_\mu \sin(\theta + \alpha)$.

В соответствии с этим

$$\Delta C_{yA} = \Delta C_y - C_\mu \sin(\theta + \alpha). \quad (2.31)$$

Эффективность выдува определяется отношением

$$E = \Delta C_{yA} / C_\mu \sin(\theta + \alpha). \quad (2.32)$$

При малых θ , когда $\sin \theta \simeq \theta$, величина E не зависит от угла отклонения струи. Эта закономерность, полученная теоретически для малых значений θ , достаточно хорошо подтверждается результатами экспериментальных исследований профилей и крыльев при больших значениях θ . Теоретические и экспериментальные данные свидетельствуют о том, что при малых значениях C_μ прирост C_y , за счет увеличения циркуляции, в несколько раз превышает проекцию реакции струи, в то время как при очень больших C_μ основная доля прироста C_y определяется реакцией струи.

Измерения и расчеты распределения давления по профилю со струйным закрылком показывают, что влияние струи выдуваемого воздуха аналогично влиянию обычного механического закрылка. Наличие струи приводит к увеличению скоростей на верхней поверхности профиля и к их уменьшению на нижней поверхности.

Используя аналогию между влиянием струйного и механического закрылка на обтекание крыла, иногда вводят понятие об «эквивалентном механическом закрылке», имея в виду такую зависимость хорды механического закрылка от величины коэффициента импульса C_μ , которая при $\theta = \delta_3$ обеспечивает равные значения коэффициента подъемной силы профиля со струйным и механическим закрылками. Для получения эффекта, имеющего место при отклонении обычного механического закрылка с хордой, составляющей 20–30 % хорды профиля, необходимо использовать эквивалентный струйный закрылок с $C_\mu = 0,8\text{--}1,0$, то есть осуществлять выдув с большой интенсивностью.

Увеличение подъемной силы тонкого профиля за счет струйного закрылка может быть представлено в виде:

$$\Delta C_y = \Delta C_{y\theta} + \Delta C_{y\alpha}, \quad (2.33)$$

где $\Delta C_{y\theta} = C_y^\theta \cdot \theta$ — увеличение подъемной силы за счет отклонения струи на угол θ при неизменном угле атаки, $\Delta C_{y\alpha} = C_y^\alpha \cdot \alpha - C_{y_0}^\alpha \cdot \alpha = \Delta C_y^\alpha \cdot \alpha$ — увеличение подъемной силы за счет влияния выдува на величину производной C_y^α при фиксированном угле θ , где $C_{y_0}^\alpha = 2\pi$ — производная тонкого профиля при $C_\mu = 0$.

Согласно теории тонкого профиля со струйным закрылком [2.2.22]:

$$C_y^\theta = 3,54\sqrt{C_\mu} + 0,325C_\mu + 0,156C_\mu\sqrt{C_\mu} \text{ 1/рад}, \quad (2.34)$$

$$\Delta C_y^\alpha = C_y^\alpha - C_{y_0}^\alpha = 1,152\sqrt{C_\mu} + 1,106C_\mu + 0,051C_\mu\sqrt{C_\mu} \text{ 1/рад}. \quad (2.35)$$

На рис. 2.25 и в таблице 2.1 даны зависимости C_y^θ и C_y^α по C_μ для струйного закрылка.

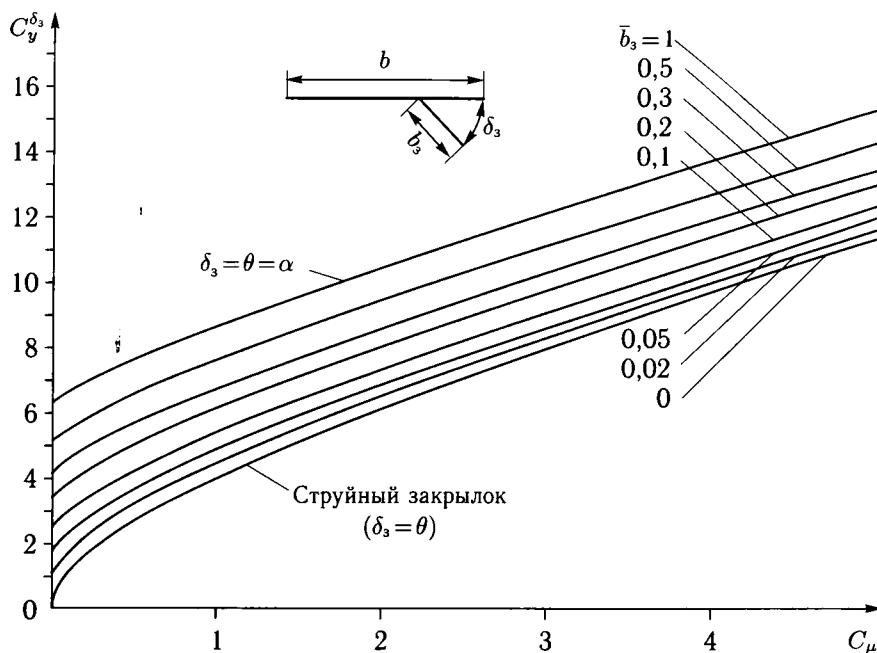


Рис. 2.25. Влияние выдува струи на аэродинамические характеристики тонкого профиля со струйным (реактивным) закрылком

Таблица 2.1

C_μ	$\bar{b}_3 = 0$ ($\delta_3 = \theta$) струйный закрылок		$C_y^{\delta_3}$						$\bar{b}_3 = 1,$ ($\delta_3 = \alpha$)	
	C_y^θ	m_z^θ	$\bar{b}_3 = 0,02$	$\bar{b}_3 = 0,05$	$\bar{b}_3 = 0,1$	$\bar{b}_3 = 0,2$	$\bar{b}_3 = 0,3$	$\bar{b}_3 = 0,5$	C_y^α	m_z^α
0	0	0	1,123	1,774	2,487	3,455	4,151	5,141	6,283	−1,571
0,01	0,357	—	1,210	1,845	2,547	3,505	4,198	—	6,392	—
0,05	0,803	−0,408	1,490	2,081	2,751	3,681	4,360	—	6,460	−1,626
0,10	1,137	−0,588	1,763	2,318	2,962	3,868	4,535	—	6,614	−1,668
0,20	1,641	−0,863	2,194	2,708	3,316	4,190	4,839	—	6,885	−1,739
0,40	2,391	−1,295	2,873	3,340	3,908	4,740	5,365	—	7,365	−1,850
0,50	2,707	−1,485	3,165	3,618	4,173	4,989	5,607	—	7,588	−1,898
1,0	4,026	−2,315	4,421	4,827	5,337	6,102	6,690	7,561	8,605	−2,097
1,5	5,133	−3,054	—	—	—	—	—	—	9,532	−2,258
2,0	6,135	−3,745	6,474	6,836	7,301	8,012	8,566	—	10,405	−2,396
3,0	7,958	−5,055	—	—	—	—	—	—	12,050	−2,633
4,0	9,638	−6,307	—	—	—	—	—	—	13,609	−2,836
5,0	11,231	−7,525	11,513	11,825	12,236	12,878	13,385	14,227	15,109	−3,016

В случае профиля с отклоненным закрылком теория тонкого профиля [2.2.23] также дает возможность рассчитать влияние струи воздуха, выдуваемого в направлении отклоненного закрылка, на его аэродинамические характеристики. Результаты этих расчетов при $\alpha = 0$ приведены на рис. 2.25 и 2.26 и в таблице 2.1 в виде зависимостей $C_y^{\delta_3}$ от C_μ и относительной хорды закрылка \bar{b}_3 . Крайние случаи соответствуют струйному закрылку ($\bar{b}_3 = 0$, $\delta_3 = \theta$) и плоской пластине со струей воздуха, выдуваемого в направлении хорды ($\bar{b}_3 = 1$, $\delta_3 = \theta = \alpha$). Видно, что с увеличением \bar{b}_3 неравномерность хода кривой $C_y^{\delta_3}$ по C_μ ослабляется, то есть уменьшается роль слагаемого, пропорционального $\sqrt{C_\mu}$ (см. рис. 2.25). Из рассмотрения рис. 2.26 следует, что при малых значениях C_μ увеличение относительной хорды закрылка приводит вначале к весьма интенсивному росту $C_y^{\delta_3}$. При дальнейшем увеличении хорды закрылка значения $C_y^{\delta_3}$ продолжают увеличиваться, хотя темп их роста ослабляется. Эта неравномерность влияния хорды закрылка на величину прироста C_y заметно сглаживается с увеличением C_μ .

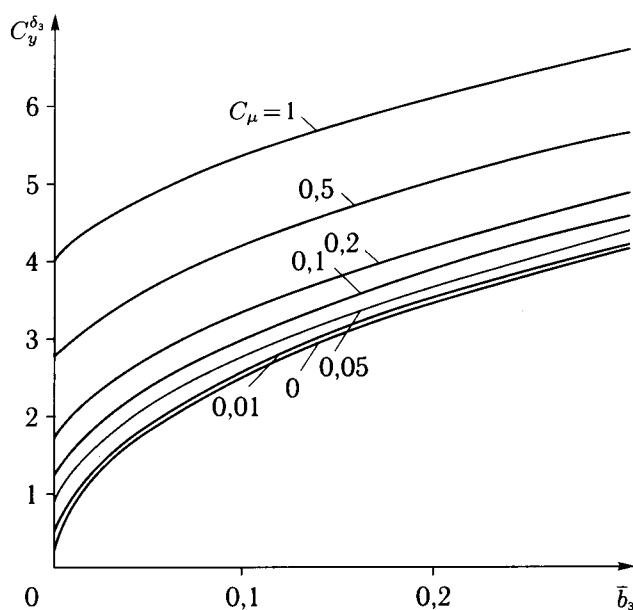


Рис. 2.26. Влияние относительной хорды закрылка и коэффициента импульса струи на аэродинамические характеристики профиля

Влияние струи выдуваемого воздуха приводит не только к увеличению подъемной силы профиля, но и к изменению его продольного момента. Обычно при исследовании закрылков вводится понятие второго фокуса, положение которого относительно передней кромки профиля определяется по формуле

$$\bar{x}_{F_2} = -\frac{m_z^{\delta_3}}{C_y^{\delta_3}}. \quad (2.36)$$

Положение второго фокуса для различных значений \bar{b}_3 и C_μ приведено на рис. 2.27. В случае струйного закрылка ($\bar{b}_3 = 0$) второй фокус имеет весьма заднее расположение ($\bar{x}_{F_2} > 0,5$), которое обусловлено как равномерным распределением добавочной аэродинамической подъемной силы по хорде, так и тем, что реакция струи приложена в хвостовой части профиля. С увеличением хорды закрылка наблюдается смещение второго фокуса вперед.

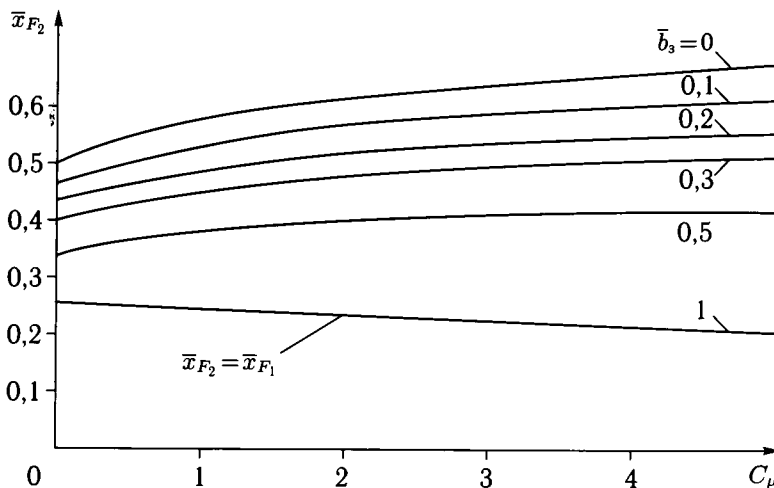


Рис. 2.27. Зависимость положения второго фокуса на профиле со струйным (реактивным) закрылком от коэффициента импульса струи

Теория тонкого профиля дает изменения аэродинамических характеристик от выдува, достаточно близко согласующиеся с результатами испытаний струйного закрылка (см. рис. 2.12). При этом, используя результаты испытаний, можно эмпирически обобщать зависимости, следующие из теории тонкого профиля, с целью использования их в тех случаях, когда непосредственное применение теории тонкого профиля не является обоснованным. Это, в первую очередь, относится к случаю выдува под большим углом θ к хорде профиля, что особенно важно с практической точки зрения, и в то же время не охватывается теорией тонкого профиля, справедливой по существу при малых θ . В частности, экспериментальные зависимости $\Delta C_{y\theta}$ для профилей со струйными закрылками от угла отклонения струи, с достаточной для практики точностью, можно считать линейными до углов $\theta = 60^\circ$, если принять, что прирост C_y за счет отклонения струи ($\Delta C_{y\theta}$) пропорционален синусу угла отклонения струи, причем в формуле

$$\Delta C_{y\theta} = C_y^\theta \sin \theta, \quad (2.37)$$

производная C_y^θ может быть определена по линейной теории тонкого профиля.

Ниже приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований влияния параметров крыльев на эффективность выдува струй.

2.4.2. Влияние удлинения и формы крыла на подъемную силу. Приращение подъемной силы, создаваемое струйными (реактивными) закрылками,

существенно зависит от удлинения и формы крыла, то есть стреловидности, сужения, толщины и др. Ниже приведены данные систематической обработки экспериментальных данных, а также обобщения результатов расчетов по влиянию параметров крыльев на эффективность выдува струй.

Подробные расчеты аэродинамических характеристик большой серии прямоугольных, трапециевидных, стреловидных и треугольных крыльев в широких диапазонах изменения удлинения ($\lambda = 1-10$), стреловидности ($\chi = 0-60^\circ$), сужения ($\eta = 1-\infty$), относительного размаха ($\bar{l}_c = 0-1$) и хорды ($\bar{b}_3 = 0-1$) закрылков, а также коэффициента импульса струи ($C_\mu = 0-10$) проведены в работе [2.2.8].

Зависимости $C_{yA}^\theta(C_\mu)$ и $C_{yA}^\alpha(C_\mu)$ для прямоугольных крыльев различного удлинения со струйными закрылками (рис. 2.28) и с выдувом на закрылки (рис. 2.29), а также крыльев других форм показывают, что увеличение подъемной силы крыльев со струйной механизацией происходит главным образом за счет изменения производных C_{yA}^θ и C_{yA}^δ . Производная C_{yA}^α сравнительно слабо изменяется при увеличении коэффициента импульса струи C_μ , особенно в случае крыльев малых удлинений.

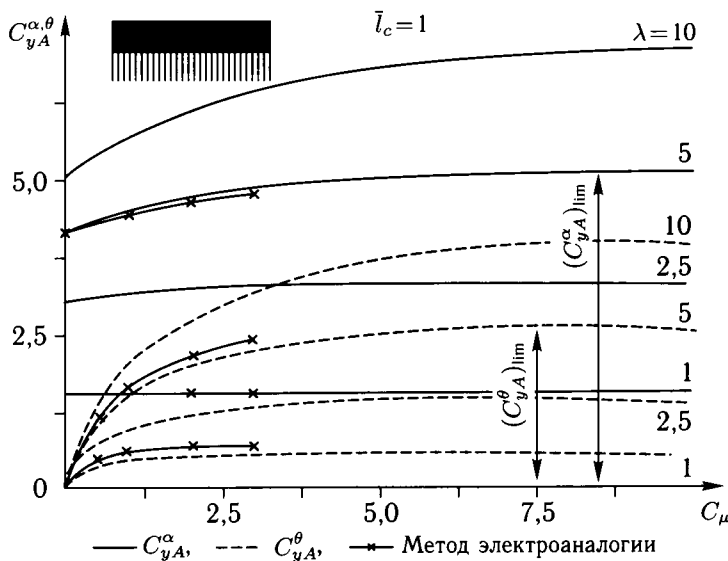


Рис. 2.28. Влияние удлинения на несущие свойства прямоугольных крыльев со струйными закрылками

Из теоретических расчетов, а также результатов экспериментов следует, что эффективность выдува снижается как при уменьшении удлинения, так и при увеличении угла стреловидности крыла. В случае крыла со стреловидным закрылком эффективность УПС значительно меньше, чем у крыла с прямым закрылком. При угле стреловидности закрылка $\chi_3 = 0$ имеется область резкого увеличения C_y при малых C_μ , соответствующая ликвидации отрыва на закрылке, а при $\chi_3 = 45^\circ$ на стреловидном крыле имеет место монотонное увеличение C_y по C_μ . Это объясняется тем, что при больших χ_3

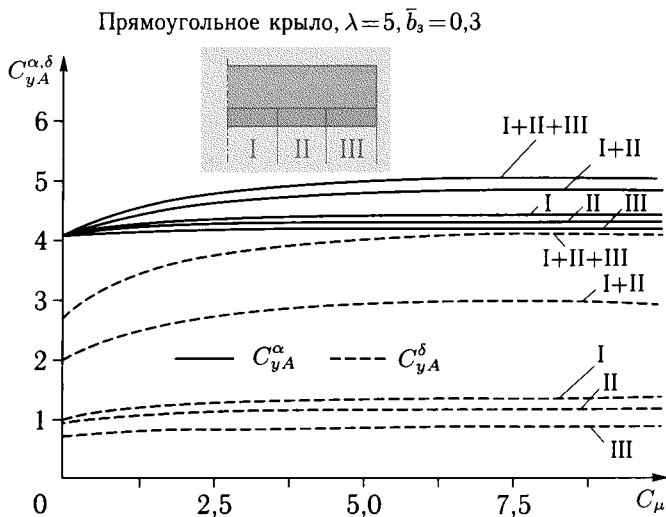


Рис. 2.29. Влияние относительного размаха и положения закрылка на несущие свойства прямоугольного крыла с реактивным закрылком

отрыв на закрылке получается слабым и основной эффект от УПС при малых C_{μ} , связанный с ликвидацией отрыва, проявляется также очень слабо. Вследствие этого эффективность применения системы УПС на закрылках уменьшается при увеличении угла стреловидности крыла. Аналогичные результаты получены также на треугольных крыльях.

Анализ результатов расчетов и экспериментальных исследований крыльев различных форм со струйной механизацией показал, что достаточно общим параметром, учитывающим изменение основных геометрических параметров крыла (удлинение, стреловидность, сужение) является величина производной $C_{y_0}^{\alpha}$ исходного крыла без отклоненной механизации и струи (рис. 2.30; 2.31).

На рис. 2.30 даны результаты обработки материалов испытаний прямоугольных крыльев различного удлинения со струйными закрылками по всему размаху крыла при $\alpha = 0$ в виде зависимостей от параметра $C_{y_0}^{\alpha}$ [1/град] приращения аэродинамической подъемной силы крыла ΔC_{yA} , отнесенного к параметру $(1 + \bar{c})$, учитывающему относительную толщину профиля, и к величине $\sin \theta$, учитывающей нелинейный характер изменения ΔC_{yA} крыла со струйным закрылком по углу отклонения струи θ . Экспериментальные зависимости удовлетворительно согласуются с результатами расчетов тонких профилей и крыльев со струйными закрылками, которые являются близкими к линейным в исследованном диапазоне значений $C_{\mu} = 0,1-1,0$.

Основной вывод из приведенного анализа состоит в том, что величина приращения аэродинамической подъемной силы за счет выдува весьма существенно зависит от несущих свойств исходного крыла и значительно уменьшается при уменьшении удлинения крыла.

Простая линейная связь между приращением аэродинамической подъемной силы и производной $C_{y_0}^{\alpha}$ может быть использована, однако, лишь

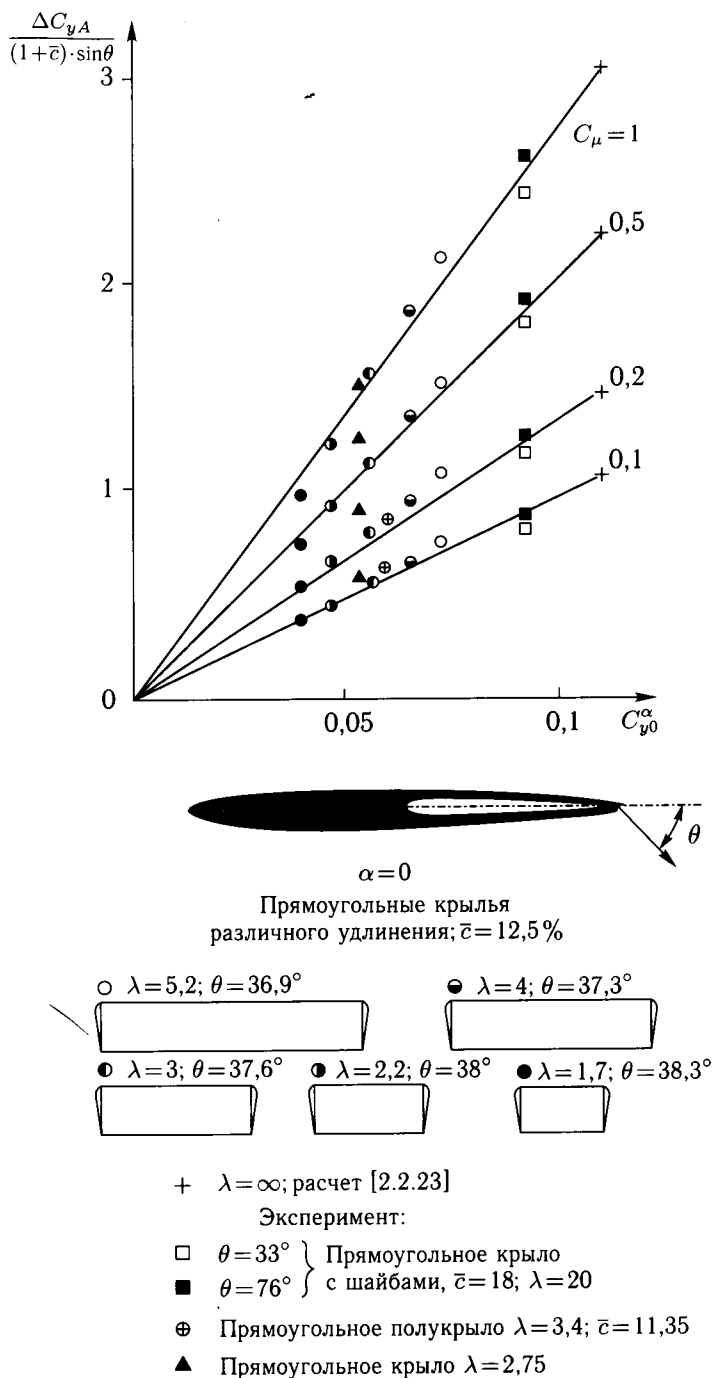


Рис. 2.30. Относительное приращение коэффициента подъемной силы прямоугольных крыльев за счет применения струйного закрылка

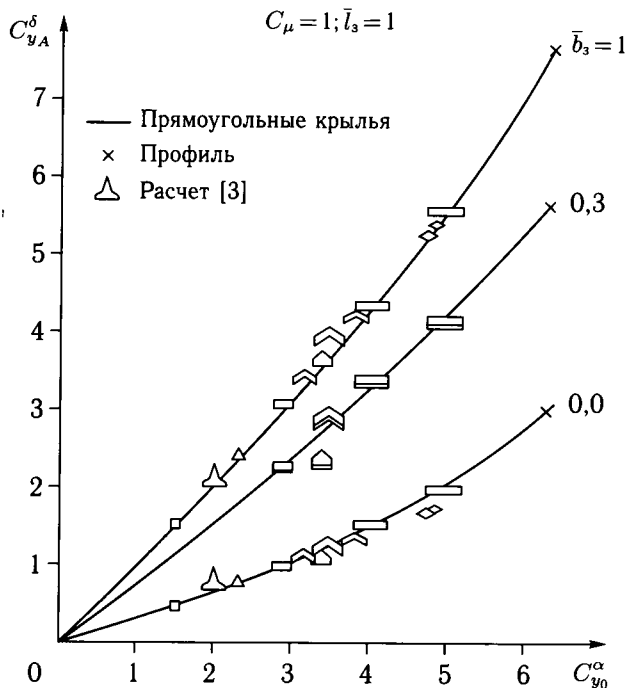


Рис. 2.31. Влияние удлинения и формы крыльев на увеличение коэффициента подъемной силы за счет отклонения струйных (реактивных) закрылков

в ограниченном диапазоне значений C_{μ} . Из теории крыла конечного размаха со струйным закрылком следует, что зависимость $C_{yA}(C_{y0}^{\alpha})$ становится существенно нелинейной при больших значениях C_{μ} (см. рис. 2.31). Однако, поскольку подавляющее большинство практических приложений УПС предполагает использование сравнительно небольшой интенсивности выдува, для определения прироста аэродинамической части коэффициента подъемной силы можно приближенно считать зависимость ΔC_{yA} от C_{y0}^{α} линейной как для крыльев со струйными закрылками, так и для крыльев с системами УПС. В соответствии с этим по известному значению приращению коэффициента подъемной силы профиля (см. (2.31)) можно приближенно найти аэродинамическую часть прироста C_y крыла конечного размаха с выдувом по всему размаху, если известно значение производной C_{y0}^{α} для этого крыла при $C_{\mu} = 0$:

$$\Delta C_{yA} = (\Delta C_{yA})_{\bar{c}=0; \lambda=\infty} (1 + \bar{c}) \frac{57,3 C_{y0}^{\alpha} [1/\text{град}]}{2\pi}. \quad (2.38)$$

Полный прирост коэффициента подъемной силы

$$\Delta C_y = \Delta C_{yA} + C_{\mu} \sin(\theta + \alpha). \quad (2.39)$$

2.4.3. Влияние относительной хорды и размаха закрылка на подъемную силу крыла. Выдув вдоль хорды отклоненного механического закрылка позволяет получить значительно большие величины коэффициента подъемной

силы (главным образом при $\bar{b}_3 \leq 0,3-0,35$) по сравнению со случаем выдува из задней кромки крыла (струйный закрылок, $\bar{b}_3 = 0$) (см. рис. 2.26).

На практике выдув происходит не по всему размаху крыла, а только по его части, занимаемой закрылком. Это необходимо учесть при расчете ΔC_y . Темп увеличения производных $C_{y_A}^\delta$ и $C_{y_A}^\theta$ зависит как от относительного размаха, так и от расположения закрылка по размаху крыла. Наибольший темп увеличения несущих свойств для всех исследованных крыльев имеет место при увеличении относительного размаха от $\bar{l}_3 = 0,3$ до 0,7. При дальнейшем увеличении \bar{l}_3 темп увеличения коэффициента подъемной силы снижается. Это обусловлено тем, что при одинаковом относительном размахе эффективность выдува из концевой части крыла (III) является меньшей, чем при выдуве из средней (II) или корневой (I) частей крыла (см. рис. 2.29). Важно отметить, что величина $C_{y_A}^\theta$, получаемая при выдуве струи по всему размаху крыла превышает сумму величин $C_{y_I}^\theta + C_{y_{II}}^\theta + C_{y_{III}}^\theta$, получаемых при раздельном выдуве из корневой (I), средней (II) и концевой (III) частей крыла. Это свидетельствует о том, что наличие разрывов по размаху закрылка приводит к уменьшению приращения подъемной силы крыла от выдува.

Аналогичные результаты, свидетельствующие о целесообразности выдува на закрылки, расположенные в корневой и центральной частях крыла, получены при испытаниях натурного самолета с крылом изменяемой стреловидности в большой аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [8, 31] (рис. 2.32).

Теория крыла конечного размаха позволяет учитывать влияние относительной протяженности обычного механического закрылка на несущие свойства крыла [10]. Эти результаты могут быть использованы для приближенной оценки величины ΔC_y в случае выдува на закрылок и струйного закрылка. На рис. 2.33 приведен график функции $f(\bar{l}_3)$ для крыльев различного сужения. Функция $f(\bar{l}_3)$ представляет собой отношение величины ΔC_{y_A} крыла с закрылком по части размаха к ΔC_{y_A} крыла с закрылком по всему размаху. Обычно закрылок прерывается у борта фюзеляжа или гондолы двигателя. В таком случае влияние относительной протяженности закрылка на несущие свойства учитывается с помощью графика, приведенного на рис. 2.33, по разности $f(\bar{l}_3') - f(\bar{l}_3'')$. Величина \bar{l}_3' определяется как отношение расстояния от плоскости симметрии самолета до внешнего конца закрылка к полуразмаху крыла, а \bar{l}_3'' — как отношение расстояния от плоскости симметрии самолета до внутреннего конца закрылка к полуразмаху крыла.

Если закрылок на каждом полукрыле состоит из двух участков, разделенных, например, гондолой двигателя, то следует отдельно воспользоваться графиком, приведенным на рис. 2.33, для каждого участка и затем просуммировать результаты для обоих участков, то есть найти $\sum [f(\bar{l}_3') - f(\bar{l}_3'')]$. Это суммирование не учитывает возможного влияния отдельных участков закрылка на процесс ликвидации отрыва, особенно если эти участки имеют различную стреловидность. В этих случаях целесообразно провести специальные испытания или пересчитать результаты испытаний модели аналогичной схемы, если таковые имеются. В качестве примера на рис. 2.34 приведены результаты испытаний прямоугольных крыльев с выдувом на закрылок. Рассмотрение

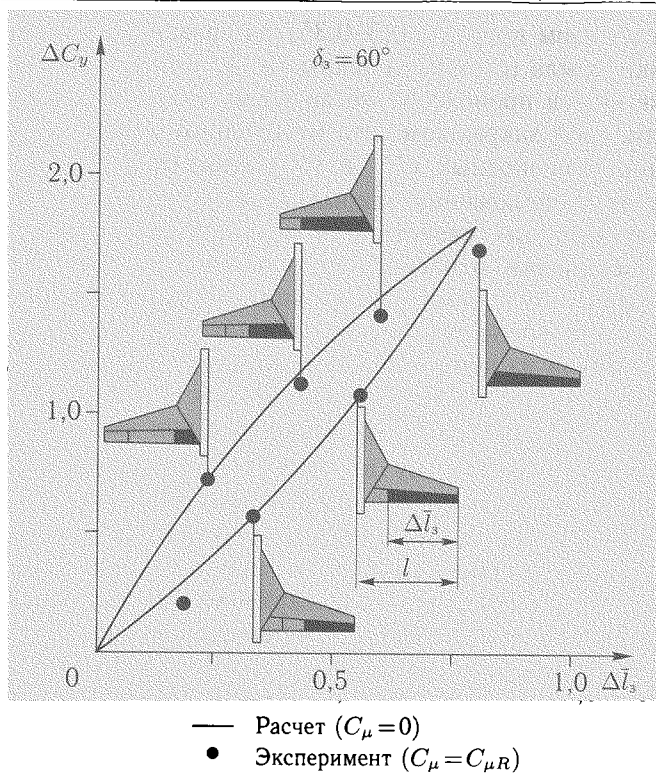


Рис. 2.32. Влияние относительного размаха и положения закрылка на подъемную силу крыла изменяемой стреловидности

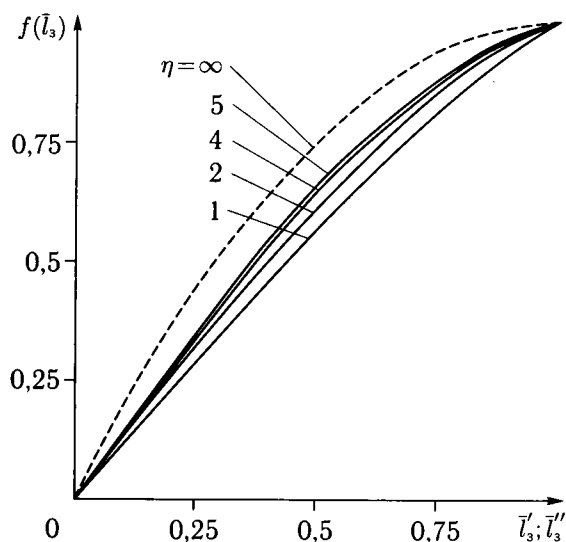


Рис. 2.33. Функция относительного размаха закрылка

этих материалов показывает, что зависимости ΔC_{y_A} от $[f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)]$ близки к линейным, то есть в опытах доля уменьшения ΔC_{y_A} при уменьшении размаха закрылка получается такой же, как и по теории. Это значит, что аэродинамическую часть прироста коэффициента подъемной силы (ΔC_{y_A}) на крыле можно определять с учетом относительной протяженности закрылка по размаху крыла по следующей эмпирической формуле

$$\Delta C_{y_A} = (\Delta C_{y_A})_{\bar{c}=0; \lambda=\infty} (1 + \bar{c}) \frac{57,3 C_{y_o}^\alpha}{2\pi} [f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)]. \quad (2.40)$$

Из формулы (2.40) и результатов испытаний, приведенных на рис. 2.32, 2.34, следует, что уменьшение относительной протяженности закрылка по размаху крыла приводит к значительному снижению прироста коэффициента подъемной силы.

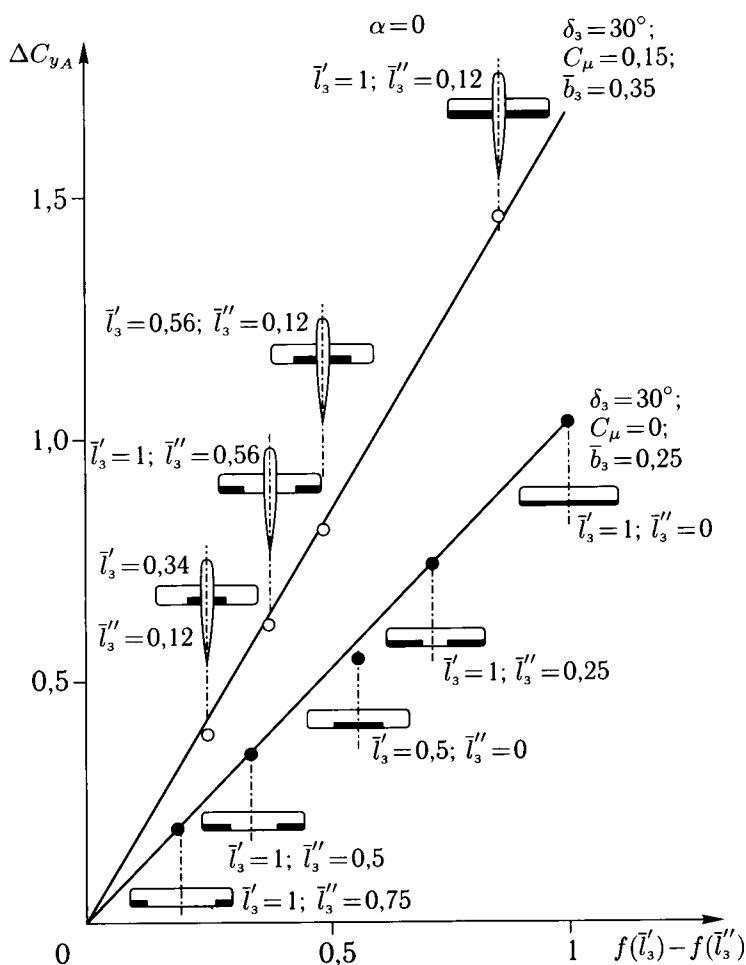


Рис. 2.34. Влияние относительного размаха закрылка на приращение подъемной силы прямоугольного крыла

2.4.4. Предельная подъемная сила крыльев. Анализ результатов расчетных и экспериментальных исследований показал, что как для прямоугольных крыльев различного удлинения, так и для крыльев других форм в плане при определенных и достаточно больших значениях коэффициента импульса выдуваемой струи практически прекращается рост производных $C_{y_A}^\alpha$, $C_{y_A}^\theta$ и $C_{y_A}^\delta$, которые достигают своих предельных значений $(C_{y_A}^\alpha)_{\text{lim}}$; $(C_{y_A}^\theta)_{\text{lim}}$ и $(C_{y_A}^\delta)_{\text{lim}}$ (см. рис. 2.28, 2.29). Предельные значения производных уменьшаются с уменьшением удлинения крыла и относительного размаха закрылка.

Экспериментальные исследования крыльев с выдувом струй подтверждают, что при определенных значениях коэффициента импульса аэродинамическая подъемная сила достигает своего предельного значения $C_{y_A \text{ lim}}$ при заданных углах атаки и выдува струи, в то время как суммарная подъемная сила крыла продолжает возрастать за счет реакции выдуваемой струи (C_{y_R}), (см. рис. 2.35, а). Теоретические значения $(C_{y_A}^\delta)_{\text{lim}}$ для прямоугольных крыльев различного удлинения удовлетворительно согласуются с имеющимися опытными данными (рис. 2.35, б).

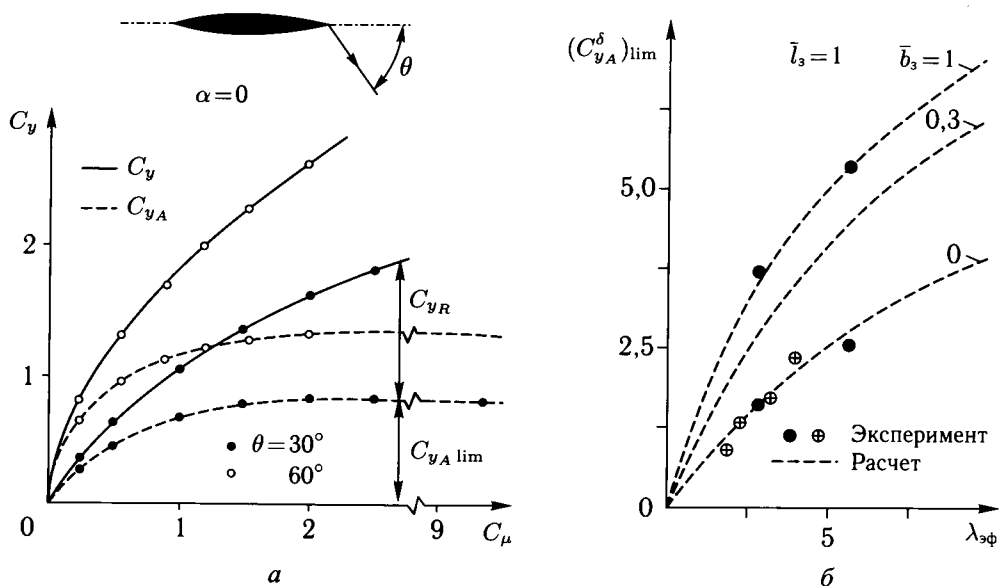


Рис. 2.35. Предельная подъемная сила крыльев со струйными (реактивными) закрылками

Расчеты показали, что достижение предельных значений $C_{y_A}^\alpha$ и $C_{y_A}^\delta$ связано с прекращением увеличения аэродинамической нагрузки на крыле и закрылке при достаточно больших величинах коэффициента импульса струи (рис. 2.36). Величины предельного перепада давления на крыле конечного размаха уменьшаются с уменьшением удлинения крыла. Причиной этого является рост потерь энергии, затрачиваемой на образование концевых вихрей, в результате которого увеличение C_y , начиная с определенного его значения, компенсируется увеличением скоса потока. Неблагоприятное влияние умень-

шения удлинения крыла, так же как и уменьшение размаха закрылка, на эффективность выдува приводит к тому, что использование больших значений C_μ становится аэродинамически неэффективным, так как увеличение C_y достигается практически только за счет увеличения вертикальной составляющей реакции струи.

На рис. 2.37 приведено сравнение экспериментальных значений $(C_{yA})_{\lim}$ для крыльев различного удлинения с их теоретическими величинами, полученным по различным приближенным расчетным методам [6, 2.4.1–2.4.4]. Экспериментальные значения $(C_{yA})_{\lim}$ получены как непосредственно (при $\theta \approx 85^\circ$), так и путем пересчета опытных предельных значений C_{yA} , определенных при $\theta < 90^\circ$, к значению при $\theta = 90^\circ$ (пропорционально $\sin \theta$). Характерно, что предельные значения C_{yA} при $\theta = 90^\circ$, полученные указанным способом, удовлетворительно согласуются с теоретическими значениями $(C_{yA})_{\lim}$.

Согласно приведенным данным, например, на прямоугольном крыле с удлинением $\lambda = 2$ величина $(C_{yA})_{\lim}$ получается порядка 2. Следует также отметить, что аэродинамическая часть прироста коэффициента подъемной силы за счет выдува при заданных значениях θ или δ_3 и больших C_μ

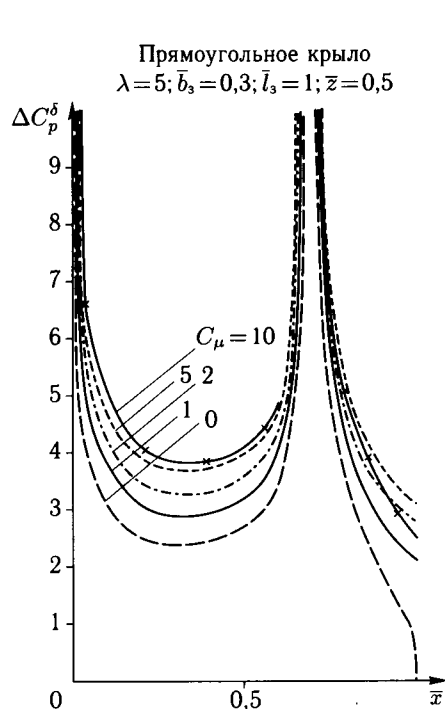


Рис. 2.36. Изменение аэродинамической нагрузки в сечении прямоугольного крыла с реактивным закрылком при увеличении коэффициента импульса струи

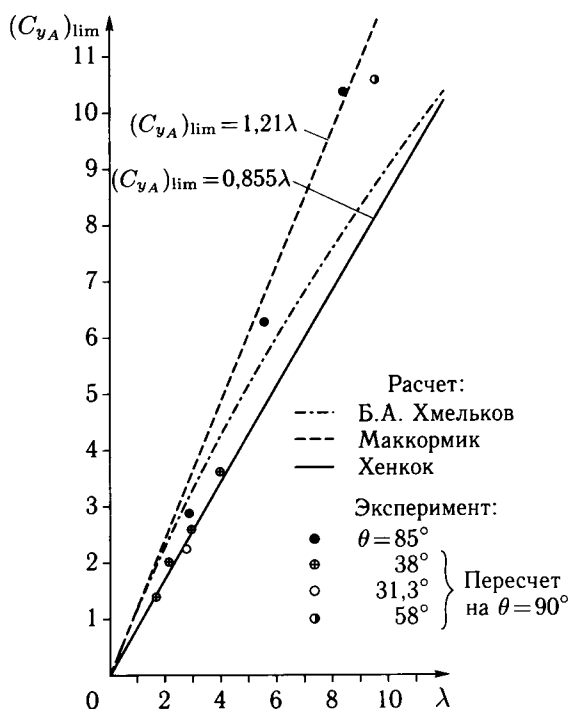


Рис. 2.37. Предельная аэродинамическая подъемная сила прямоугольных крыльев со струйными закрылками

не может превышать предельное значение, равное при $\alpha = 0$ приблизительно $(C_{y_A})_{\lim} \cdot \sin \theta$ в случае выдува по всему размаху крыла. Выдув по части размаха крыла приводит к соответствующему уменьшению предельного значения C_{y_A} . Чтобы приблизиться к $(C_{y_A})_{\lim}$, наиболее целесообразно использовать сочетание некоторого, допустимого из конструктивных соображений, увеличения угла атаки крыла с увеличением угла отклонения закрылка. Целесообразно также одновременно увеличивать относительную хорду закрылка и его протяженность по размаху крыла. При этом УПС следует применять, в первую очередь, для ликвидации отрыва потока и обеспечения плавного обтекания крыла и закрылка, ограничиваясь сравнительно небольшой интенсивностью выдува, достаточной для достижения этой цели.

Для получения C_{y_A} , близкого к $(C_{y_A})_{\lim}$, целесообразно увеличивать интенсивность выдува до значений, существенно превышающих $C_{\mu R}$. Следует иметь в виду, что на крыльях малого удлинения основной эффект суперциркуляции получается при значениях C_μ , практически не превышающих 0,5–1, и что дальнейшее увеличение C_μ не является оправданным с точки зрения возможностей увеличения C_{y_A} .

2.4.5. Приближенный метод расчета коэффициента подъемной силы крыльев со струйными (реактивными) закрылками. Как показали расчетные и экспериментальные исследования, приращение подъемной силы, создаваемое системой УПС и струйными (реактивными) закрылками, существенно зависит как от формы крыла, то есть его удлинения, стреловидности, сужения и др., так и от параметров закрылка (относительной хорды, размаха). Ниже приведен приближенный метод оценки приращения подъемной силы крыльев с системами выдува, основанный на использовании обобщенных данных экспериментальных исследований, а также теории тонкого профиля и результатов расчетов по методу несущей вихревой поверхности со струйным закрылком. Рассматривается как выдув струи на верхнюю поверхность несцевого закрылка при $C_\mu \geq C_{\mu R}$, то есть в условиях безотрывного обтекания, так и выдув струи их задней кромки крыла (струйный закрылок).

В общем случае коэффициент подъемной силы крыла со струйным (реактивным) закрылком может быть определен с использованием результатов расчетов по линейной теории несущей поверхности производных $C_{y_A}^\alpha$ и $C_{y_A}^\theta$ при заданных величинах относительной хорды и размаха закрылков и различных величинах коэффициента импульса струи по следующей формуле:

$$C_y = (C_{y_A}^\alpha \cdot \alpha + C_{y_A}^\theta \cdot \theta)(1 + \bar{c}) + C_\mu(\theta + \alpha), \quad (2.41)$$

где \bar{c} — средняя относительная толщина крыла.

Приближенно увеличение подъемной силы плоского тонкого крыла за счет влияния струи может быть представлено в виде:

$$\Delta C_y = \Delta C_{y\theta} + \Delta C_{y\alpha},$$

где $\Delta C_{y\theta} = C_{y_A}^\theta \cdot \theta$ — приращение подъемной силы за счет отклонения струи на угол θ при неизменном угле атаки α ,

$\Delta C_{y\alpha} = C_y^\alpha \cdot \alpha - C_{y_o}^\alpha \cdot \alpha$ — приращение подъемной силы за счет влияния выдува на величину производной C_y^α при фиксированном угле θ , где $C_{y_o}^\alpha$ — производная C_y^α исходного крыла при $\delta_3 = 0$ и $C_\mu = 0$.

Для предварительной оценки приращения коэффициента подъемной силы крыла может быть использована приближенная формула, основанная на теории тонкого профиля со струйным (реактивным) закрылком [6]:

$$\Delta C_y = [C_y^\theta \sin \theta + (C_y^\alpha - 2\pi) \frac{\alpha}{57,3} - C_\mu \sin(\theta + \alpha)] \times \\ \times [f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)](1 + \bar{c}) \frac{57,3}{2\pi} C_{y_o}^\alpha + \bar{S}_o \cdot C_\mu \sin(\theta + \alpha), \quad (2.42)$$

где C_y^θ и C_y^α — производные коэффициента подъемной силы по углу отклонения закрылка (струи) и углу атаки определяются в случае струйного закрылка по формулам (2.34), (2.35) или зависимостям, приведенным на рис. 2.25, 2.26, или по данным таблицы 2.1, \bar{S}_o — относительная площадь крыла, соответствующая размаху струйного (реактивного) закрылка.

Для определения ΔC_y при выдуве на отклоненный закрылок в формуле (2.42) вместо θ следует подставить δ_3 , а C_y^α определять по данным на рис. 2.25, 2.26 или по таблице 2.1 в зависимости от величины средней относительной хорды закрылка и значения коэффициента импульса выдуваемого воздуха, превышающего коэффициент $C_{\mu R}$, потребный для восстановления безотрывного обтекания закрылка.

При $C_\mu = C_{\mu R}$ величина приращения подъемной силы крыла может быть определена по приближенной полуэмпирической формуле:

$$\Delta C_y = 0,6 C_{y_o}^\alpha \cdot \sin \delta_3^\circ \cdot \Delta f(\bar{l}_3), \quad (2.43)$$

где $C_{y_o}^\alpha$ — производная для крыла заданной формы без выдува (1/град), $\Delta f(\bar{l}_3) = f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)$ — функция относительного размаха закрылков.

Формула (2.42) позволяет учесть изменения формы крыла в плане, толщины профиля, размеров закрылка (\bar{b}_3 , \bar{l}_3) и т.д. Эту формулу можно использовать также для пересчета имеющихся экспериментальных данных по самолету-прототипу на заданную компоновку. Пересчет можно производить по следующим формулам:

— при изменении формы крыла в плане

$$\Delta C_{y_{A2}} = \Delta C_{y_{A1}} \frac{(C_{y_o}^\alpha)_2}{(C_{y_o}^\alpha)_1},$$

— при изменении протяженности закрылка по размаху крыла

$$\Delta C_{y_{A2}} = \Delta C_{y_{A1}} \frac{[f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)]_2}{[f(\bar{l}'_3) - f(\bar{l}''_3)]_1}$$

и аналогично при изменении других параметров, где индекс «1» соответствует исходному крылу, а индекс «2» — модифицированному.

При таком пересчете данных для близкого самолета-прототипа точность повышается, так как при этом более полно учитываются особенности его аэродинамической компоновки. Расчет по формуле (2.42) производится для

крыла самолета без горизонтального оперения, а учет влияния оперения и балансировки производится обычными методами.

2.5. Продольный момент крыльев со струйными (реактивными) закрылками

Выдув струи на поверхность отклоненного закрылка или из задней кромки крыла (струйный закрылок) приводит не только к увеличению подъемной силы крыла, но и к изменению его продольного момента.

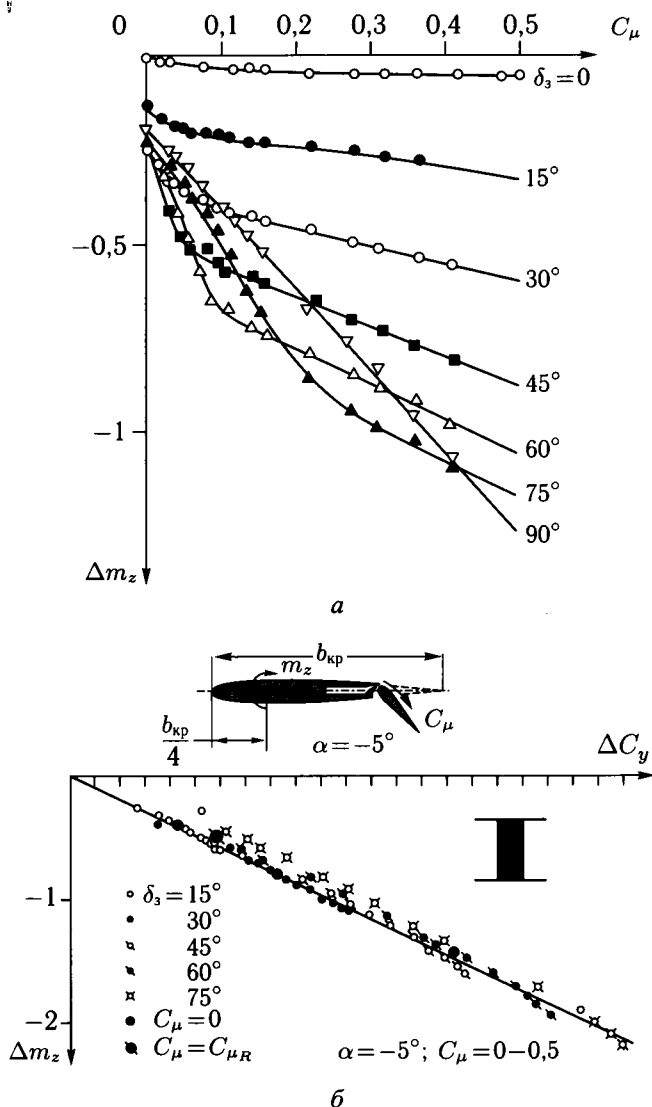


Рис. 2.38. Влияние выдува на закрылок на продольный момент прямоугольного крыла

Зависимости приращения коэффициента продольного момента Δm_z от коэффициента импульса струи C_μ для крыльев с выдувом на закрылки (рис. 2.38, а) в значительной мере сходны с видом кривых ΔC_y по C_μ , построенных для того же случая (см. рис. 2.3). При $C_\mu < C_{\mu R}$ имеет место резкое увеличение m_z , а начиная с $C_\mu \approx C_{\mu R}$, темп изменения m_z по C_μ существенно замедляется. Основной зависимостью, характеризующей изменение продольного момента крыла при включении системы выдува, является связь между приростом коэффициента продольного момента (Δm_z) и приростом коэффициента подъемной силы (ΔC_y). На рис. 2.38, б представлены зависимости Δm_z по ΔC_y для прямоугольного крыла с шайбами [2.1.1, 2.1.2], а на рис. 2.39 для трапецевидного крыла [4], в случае выдува на закрылок при различных значениях δ_3 и C_μ . Анализ приведенных зависимостей позволяет сделать следующие основные выводы:

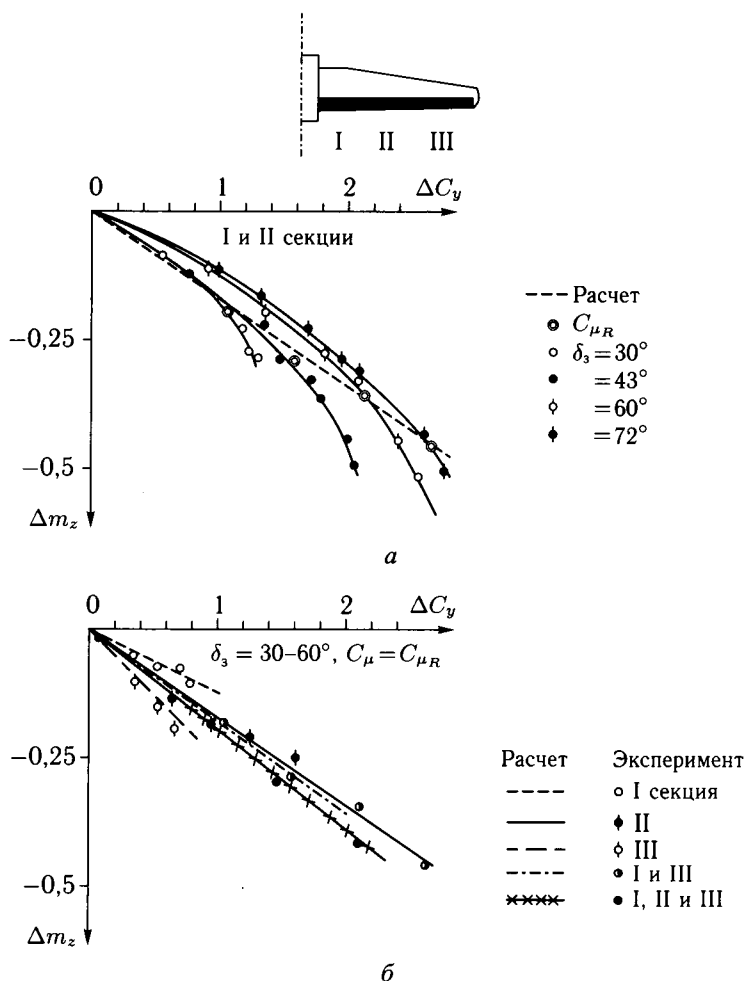


Рис. 2.39. Влияние выдува на закрылок на продольный момент трапецевидного крыла

1. Связь Δm_z с ΔC_y слабо зависит от угла отклонения закрылка и интенсивности выдува для заданного крыла и закрылка при $\delta_3 \leq 45^\circ$ и $C_\mu \leq C_{\mu R}$. На эту зависимость укладывается и случай механизации без УПС ($C_\mu = 0$). Некоторое отступление от этой основной зависимости появляется при больших углах отклонения закрылка ($\delta_3 > 45^\circ$) и значениях $C_\mu > C_{\mu R}$ (см. рис. 2.39, а).

2. Связь Δm_z и ΔC_y с достаточной точностью можно считать линейной при $\delta_3 \leq 60^\circ$ и $C_\mu \leq C_{\mu R}$.

Как показали испытания модели самолета с трапециевидным крылом [4], величина отношения $\Delta m_z / \Delta C_y$ зависит от расположения и относительного размаха закрылка (рис. 2.39, б). Например, при $x_T = 0,25b_A$, для корневой секции закрылка (I) величина отношения $\Delta m_z / \Delta C_y = -0,12$, а для концевой секции (III) — $0,29$. Эти величины, а также зависимости $\Delta m_z(\Delta C_y)$, полученные при совместном отклонении секций закрылка I + II, I + II + III, удовлетворительно согласуются с расчетными значениями отношения $\Delta m_z / \Delta C_y$, полученными для крыла с отклоненными закрылками по теории несущей поверхности [10] при $C_\mu = 0$.

Эти выводы справедливы также для треугольных и стреловидных крыльев. Зависимости между Δm_z и ΔC_y для моделей трапециевидного, стреловидного и треугольного крыльев при $C_\mu \leq C_{\mu R}$ приведены на рис. 2.40. Они показывают, что в широком диапазоне значений $\delta_3 \leq 60^\circ$ и во всем представляющем интерес диапазоне значений $C_\mu \leq C_{\mu R}$, включая и $C_\mu = 0$, связь Δm_z и ΔC_y для заданного крыла и закрылка можно считать линейной и не зависящей от величины угла отклонения закрылка и интенсивности

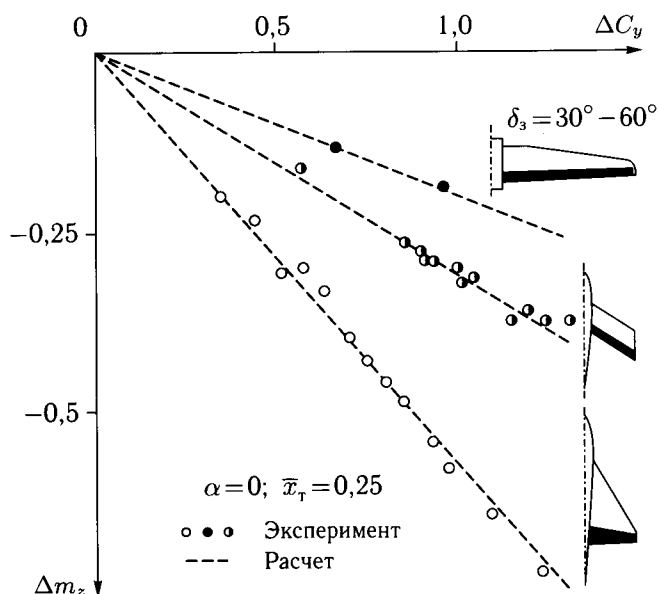


Рис. 2.40. Влияние формы крыла на приращение продольного момента при выдуве на закрылок

выдува. Величина отношения $\Delta m_z / \Delta C_y$ определяет положение второго фокуса $\bar{x}_{F_2} = \bar{x}_T - \Delta m_z / \Delta C_y$, то есть точки приложения приращения подъемной силы крыла, создаваемого закрылком. Теоретические зависимости положения второго фокуса для тонкого профиля, определяемого относительно его передней кромки ($\bar{x}_T = 0$) величиной отношения, $\bar{x}_{F_2} = -m_z^{\delta_3} / C_y^{\delta_3}$, для различных значений коэффициента импульса выдуваемой струи и относительной хорды закрылка приведены на рис. 2.27.

Изменение формы крыла и закрылка, так же, как и в случае обычной механизации, сказывается на величине наклона зависимости Δm_z по ΔC_y , то есть на положении второго фокуса (см. рис. 2.40). Влияние величины относительной хорды закрылка (\bar{b}_3) иллюстрируется на рис. 2.41, на котором дано сравнение зависимостей Δm_z по ΔC_y для $\bar{b}_3 = 0$ (струйный закрылок) и $\bar{b}_3 = 0,35$, полученных при испытаниях моделей прямоугольного крыла. Уменьшение хорды закрылка приводит к смещению второго фокуса назад.

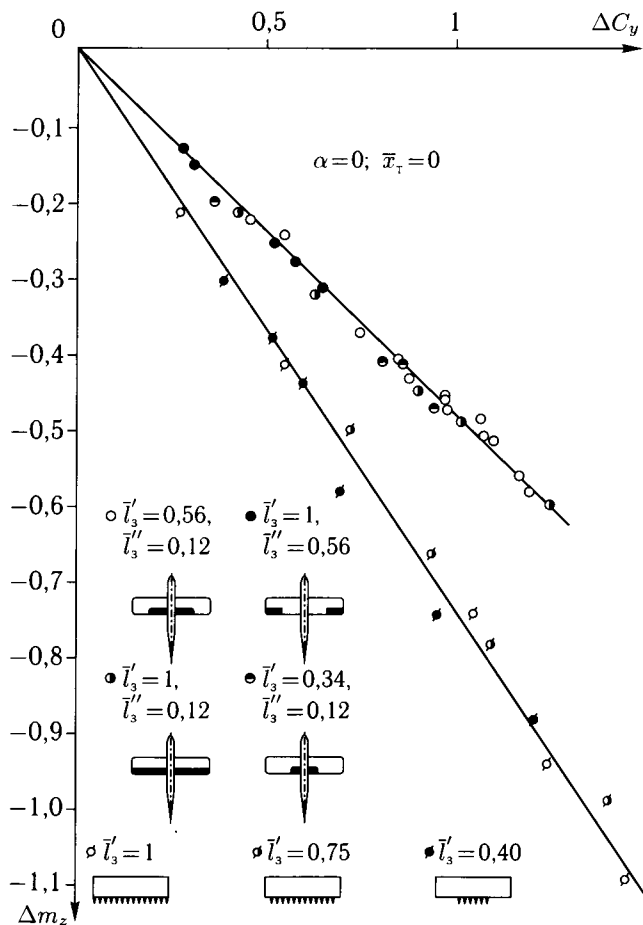


Рис. 2.41. Влияние выдува на закрылки и струйного закрылка на продольный момент прямоугольных крыльев

При $\bar{b}_3 = 0$ значение $\bar{x}_{F_2} \approx 0,75$, а при $\bar{b}_3 = 0,35$ значение $\bar{x}_{F_2} \approx 0,49$, то есть смещение второго фокуса $\Delta \bar{x}_{F_2} \approx 0,26$. Связь Δm_z и ΔC_y для прямоугольных крыльев с выдувом на закрылок и со струйным закрылком практически не зависит от относительного размаха закрылка (см. рис. 2.41). Эксперимент показывает, что на треугольных крыльях выдув по всему размаху или только по его части дает практически одинаковую зависимость Δm_z по ΔC_y как в случае выдува на закрылок (рис. 2.42), так и в случае струйного закрылка. На стреловидных крыльях выдув по всему размаху дает более заднее положение второго фокуса, чем выдув на корневую часть размаха.

С увеличением угла атаки крыла второй фокус несколько смещается назад. Небольшое смещение фокуса по α при наличии выдува можно отнести к изменению первого фокуса крыла. При переходе от $C_{\mu} = 0$ к $C_{\mu R}$ первый фокус прямоугольного крыла смещается назад примерно на 2–2,5%

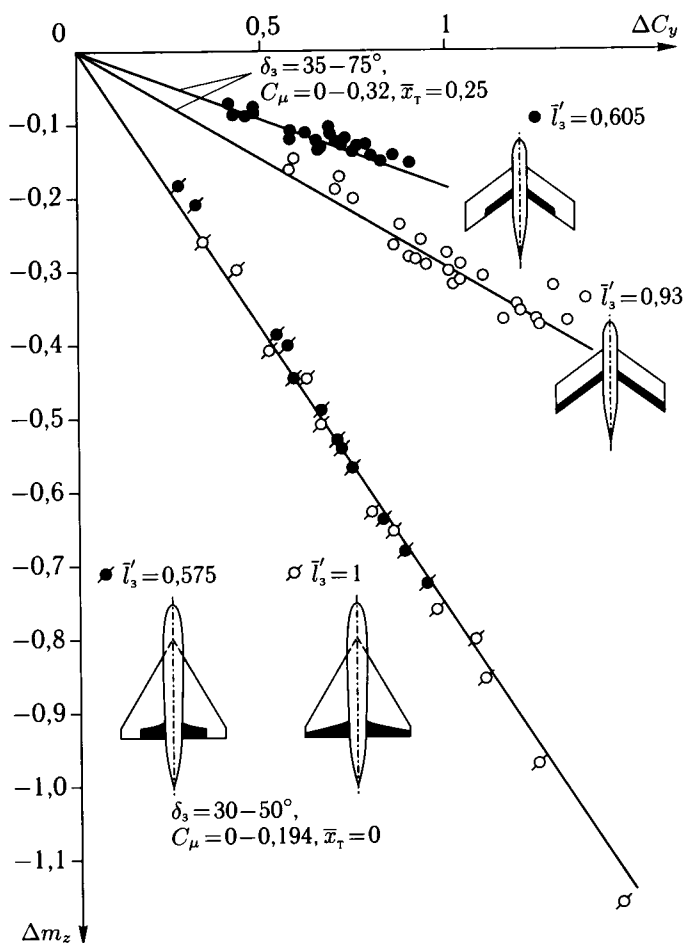


Рис. 2.42. Влияние размаха закрылков с системой УПС на продольный момент стреловидных и трапециевидных крыльев

хорды. В случае стреловидного крыла ($\chi = 35^\circ$) смещение фокуса получается меньшим и составляет приблизительно 1–1,5 %. В случае треугольного крыла влияние α на зависимости Δm_z по ΔC_y является пренебрежимо малым.

Исходя из проведенного анализа по влиянию выдува на продольный момент крыла, можно рекомендовать приближенный метод построения зависимости Δm_z по ΔC_y для крыльев с системами УПС на закрылках при $C_\mu \leq C_{\mu R}$. Он сводится к использованию обычных методов, применяемых при построении такой зависимости для механизированного крыла без УПС. Различие состоит в том, что величина ΔC_y для заданного крыла и закрылка определяется с учетом УПС. Если известна экспериментальная зависимость Δm_z по ΔC_y для механизированного крыла без УПС, то, воспользовавшись тем, что она слабо зависит от C_μ , можно определить по ней Δm_z крыла с системой УПС, предварительно рассчитав значение ΔC_y . Этот приближенный прием может быть использован для сравнительно небольших используемых на практике значений C_μ .

При выдуве на закрылки с интенсивностью $C_\mu > C_{\mu R}$, когда начинает сказываться эффект струйного закрылка, величина $|\Delta m_z / \Delta C_y|$ возрастает. Дополнительное увеличение продольного момента на пикирование в этом случае может быть определено по теории крыла конечного размаха со струйным закрылком [2.2.8]. Как показывают расчеты и экспериментальные результаты, это дополнительное увеличение продольного момента при выдуве с интенсивностью, значительно превышающей коэффициент импульса $C_{\mu R}$, может быть весьма существенным (см. рис. 2.39, а). Поэтому для обеспечения продольной балансировки самолета с системой УПС на закрылках целесообразно осуществлять выдув с интенсивностью, не большей, чем это требуется для ликвидации отрыва на закрылках.

2.6. Сопротивление крыльев с выдувом на закрылки

Характер изменения полярны крыла при выдуве на закрылки является существенно различным в зависимости от угла их отклонения (рис. 2.43), коэффициента импульса струи и относительного размаха закрылков (рис. 2.44). При малых значениях угла отклонения закрылков ($\delta_3 < 40^\circ$) и при выдуве на закрылки, расположенные по всему размаху крыла, наблюдается уменьшение сопротивления, которое проявляется в виде сдвига полярны влево по сравнению с полярной при $C_\mu = 0$. При больших углах отклонения закрылков, расположенных по части размаха, наоборот происходит увеличение сопротивления, которое проявляется в виде сдвига полярны вправо по сравнению с полярной при $C_\mu = 0$, причем это увеличение сопротивления может быть весьма значительным (см. рис. 2.43).

Отмеченные особенности изменения сопротивления имеют большое значение как на режиме взлета, так и на режимах посадки. Уменьшение сопротивления при отклонении закрылков на умеренные углы $\delta_3 \leq 30^\circ$ (желательно по всему размаху крыла) является весьма благоприятным для улучшения взлетных характеристик. Увеличение сопротивления за счет отклонения закрылков на большие углы целесообразно на режимах посадки.

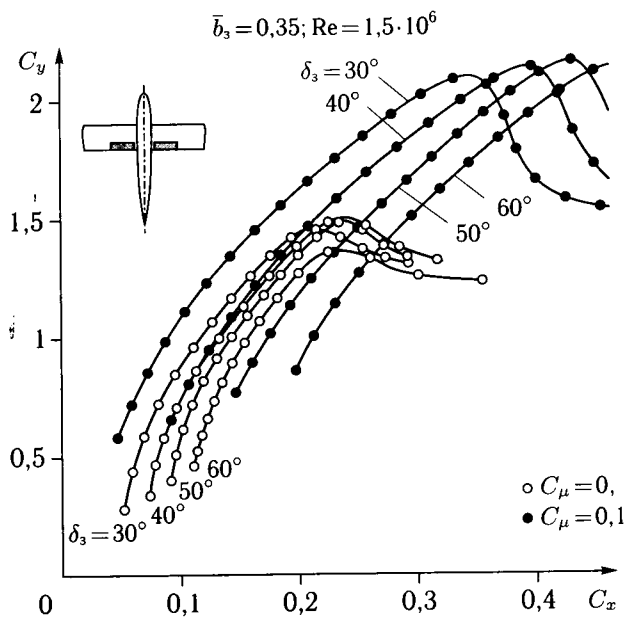


Рис. 2.43. Влияние угла отклонения закрылков на поляру модели самолета с прямым крылом

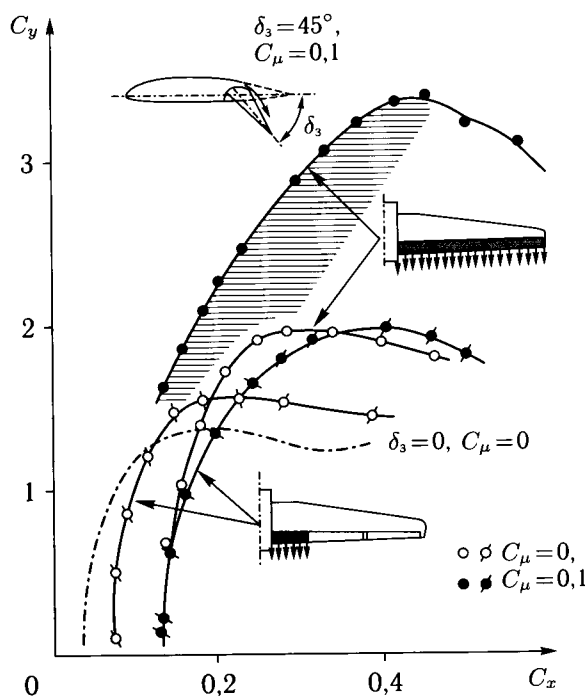


Рис. 2.44. Влияние размаха закрылков на поляру модели самолета с трапецевидным крылом

Различный характер изменения поляры, как это следует из анализа компонентов сопротивления, связан с различным влиянием отдельных параметров механизации крыла. Общее сопротивление (тангенциальная сила) крыла с выдувом на закрылки или со струйными закрылками кроме аэродинамического сопротивления (C_{xA}) включает в себя компоненту от реакции струи в направлении скорости полета (C_{xR}):

$$C_x = C_{xA} - C_{xR}. \quad (2.44)$$

Величина C_{xR} может быть оценена приближенно:

$$C_{xR} = \eta_c C_\mu \bar{S}_o \cdot \cos(\delta_3 + \alpha), \quad (2.45)$$

где η_c — коэффициент потерь импульса струи вследствие трения и поворота струи при выдуве на закрылок ($\eta_c \approx 0,8-0,85$), $\eta_c \approx 1$ для струйного закрылка, \bar{S}_o — относительная площадь крыла, соответствующая размаху щелевого сопла.

Таким образом, аэродинамическое сопротивление крыла с выдувом определяется путем исключения реактивной составляющей сопротивления (тяги) из общего сопротивления, то есть:

$$C_{xA} = C_x + C_{xR}. \quad (2.46)$$

Аэродинамическое сопротивление может быть представлено в виде:

$$C_{xA} = C_{x1} + C_{xi}, \quad (2.47)$$

где C_{x1} — коэффициент минимального сопротивления крыла с отклоненным закрылком. Коэффициент индуктивного сопротивления C_{xi} определяется по формуле:

$$C_{xi} = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}} (C_{y0} + \Delta C_y)^2, \quad (2.48)$$

где C_{y0} — коэффициент подъемной силы крыла при $\delta_3 = 0$, $C_\mu = 0$ и заданном угле атаки, ΔC_{yA} — приращение коэффициента аэродинамической подъемной силы за счет отклонения закрылка с выдувом, $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла.

В случае крыльев со струйными закрылками по всему размаху индуктивное сопротивление может быть определено по приближенным формулам [2.2.19]:

$$C_{xi} = \frac{C_{yA}^2}{\pi \lambda_{эф} + 2C_\mu} \quad (2.49)$$

или

$$C_{xi} = \frac{C_{yA}^2}{\pi \lambda_{эф} \left(\frac{1}{1 + 2C_\mu / \pi \lambda_{эф}} \right)}. \quad (2.50)$$

Формула (2.50) показывает, что при увеличении C_μ эффективное удлинение крыла несколько уменьшается (вследствие увеличения эффективной хорды крыла за счет наличия струйной поверхности за закрылом).

Обработка экспериментальных результатов показала, что величина производной $\partial C_{x_A} / \partial C_y^2$ слабо зависит от угла отклонения закрылков и интенсивности выдува (рис. 2.45), а также от величины относительного размаха закрылков [4]. Для модели самолета с трапецевидным крылом при углах отклонения закрылков в диапазоне $\delta_3 = 0-60^\circ$ средняя величина производной $\partial C_{x_A} / \partial C_y^2 \approx 0,03$, что соответствует эффективному удлинению $\lambda_{\text{эф}} \approx 10,6$ при геометрическом удлинении крыла $\lambda = 11,3$.

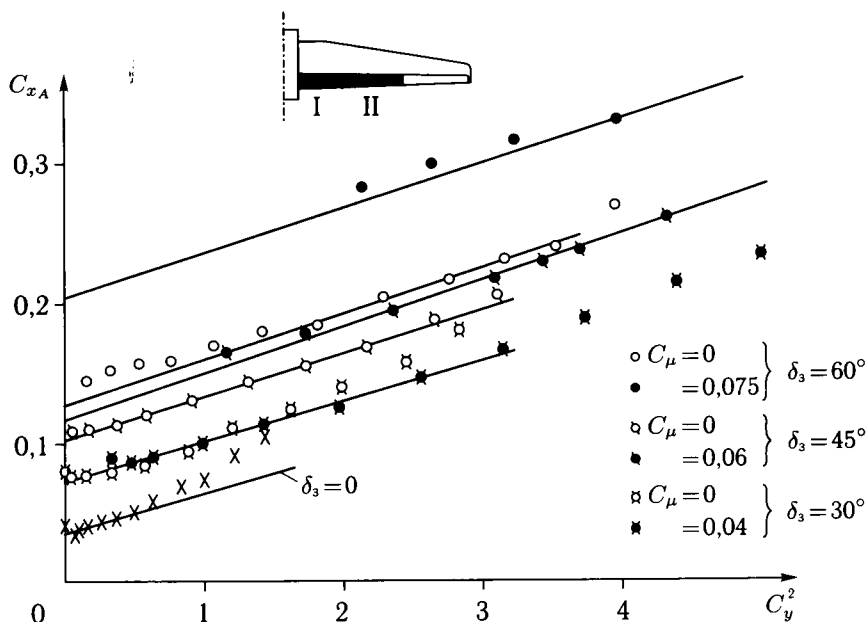


Рис. 2.45. Аэродинамическое сопротивление модели самолета с выдувом на закрылки

Параллельность зависимостей $C_{x_A}(C_y^2)$ указывает на то, что при использовании выдува изменение поляр происходит в основном за счет ее сдвига, то есть изменения величины коэффициента C_{x_1} , состоящего из сопротивления C_{x_o} крыла с неотклоненной механизацией при $C_y = 0$, прироста профильного сопротивления $\Delta C_{x_{\text{пр}}}$ за счет отклонения закрылка и добавочного индуктивного сопротивления ΔC_{x_i} , возникающего при отклонении закрылка по части размаха и выдуве на него:

$$C_{x_1} = C_{x_o} + \Delta C_{x_{\text{пр}}} + \Delta C_{x_i}. \quad (2.51)$$

В случае выдува по всему размаху крыла сопротивление уменьшается за счет уменьшения профильного сопротивления, связанного с ликвидацией отрыва пограничного слоя при включении системы УПС. В случае выдува только на части размаха, на крыле возникают области резкого изменения циркуляции, приводящие к возникновению добавочного индуктивного сопротивления, тем большего, чем больше угол отклонения закрылка. Если распространять выдув по всему размаху, добившись ликвидации отрыва потока

на закрылке при включении системы УПС, то при всех значениях δ_3 можно достигнуть уменьшения сопротивления.

Расчет добавочного индуктивного сопротивления, обусловленного очень резкими изменениями циркуляции по размаху, вызывает значительные затруднения. В линейной теории крыла конечного размаха с отклоненными закрылками добавочное индуктивное сопротивление определяется по формуле [2.6.2]

$$\Delta C_{x_i} = \frac{k_x}{\pi \lambda_{эф}} \Delta C_{y_3}^2. \quad (2.52)$$

Экспериментальные зависимости $C_{x_1}(\Delta C_{y_3}^2)$, являющиеся линейными (рис. 2.46, а), позволяют определить коэффициент $k_x = \pi \lambda_{эф} \cdot (\partial C_{x_1} / \partial \Delta C_{y_3}^2)$. Величина этого коэффициента, слабо зависящая от угла отклонения закрылков и коэффициента импульса струи, существенно зависит от величины относительного размаха закрылков $\Delta \bar{l}_3$ (рис. 2.46, б). Так, например, при выдуве на корневую секцию закрылка трапецевидного крыла $k_x \approx 10$, а для закрылков по всему размаху крыла (за исключением фюзеляжа) $k_x \approx 0,03$. Экспериментальные величины $k_x(\Delta \bar{l}_3)$ удовлетворительно согласуются с результатами расчета, полученными по линейной теории несущей поверхности при $\Delta \bar{l}_3 = 0,4-1,0$.

Влияние ΔC_{x_i} , как следует из полученных результатов, оказывается весьма существенным и приводит к значительному увеличению сопротивления при использовании выдува на закрылках по части размаха крыла. Величина ΔC_{x_i} при этом существенно больше, чем уменьшение профильного сопротивления в результате ликвидации отрыва на закрылке. Этим и объясняется значительное смещение поляры вправо при выдуве на закрылки, расположенные на части размаха крыла (см. рис. 2.43, 2.44).

Увеличение размаха закрылка приводит к более равномерному распределению циркуляции по размаху крыла и, следовательно, к уменьшению ΔC_{x_i} . При отклонении закрылков по всему размаху крыла (без разрывов) добавочное индуктивное сопротивление равно нулю и сопротивление C_{x_1} уменьшается вследствие уменьшения профильного сопротивления за счет ликвидации отрыва пограничного слоя на закрылках. Коэффициент пропорциональности не является линейной функцией от величины относительного размаха закрылка и существенно уменьшается с увеличением его размаха.

Линейная теория позволяет определить аэродинамические характеристики в зависимости от удлинения крыла, относительного размаха закрылка и его расположения на крыле. Однако, если применить этот метод к случаю выдува на закрылок малого относительного размаха ($\Delta \bar{l}_3 < 0,4$), то получается, что при больших значениях δ_3 линейная теория значительно занижает получающийся прирост сопротивления. Это, по-видимому, объясняется тем, что при больших δ_3 в области резкого изменения циркуляции имеют место значительные перетекания воздуха, приводящие к существенно пространственному характеру вихревого течения и нарушающие упрощенную схему линейной теории. Расхождение особенно усиливается на крыльях малого удлинения и стреловидных крыльях. В связи с этим на практике приходится прибегать к приближенным эмпирическим методам оценки сопротивления.

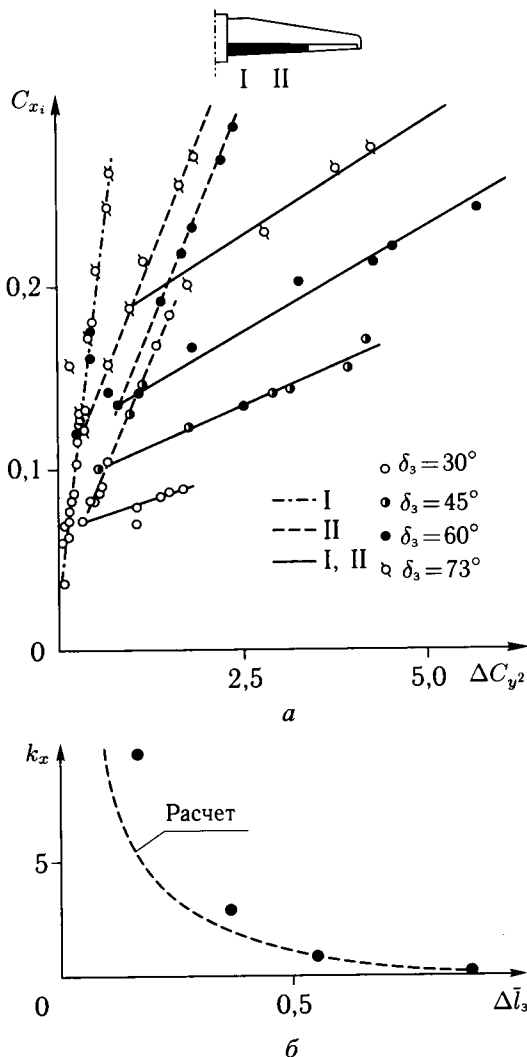


Рис. 2.46. Определение добавочного индуктивного сопротивления крыла с выдувом на закрылки

В работе [2.6.1] показано, что если при фиксированном значении угла атаки откладывать величину C_{x_A} в зависимости от параметра $\Delta C_{y_3} \cdot \sin \delta_3$, то точки, соответствующие различным значениям δ_3 и различным C_{μ} , включая и $C_{\mu} = 0$, хорошо укладываются на одну близкую к линейной зависимость. Это иллюстрируется на рис. 2.47 для моделей с прямыми крыльями. Аналогичные зависимости получены для моделей с треугольными и стреловидными крыльями. Во всех случаях показано, что такая обработка действительно дает зависимости, близкие к линейным. Конечно, возможность применения такой эмпирической обработки для каких-либо других схем крыла и закрылка требует дополнительного исследования.

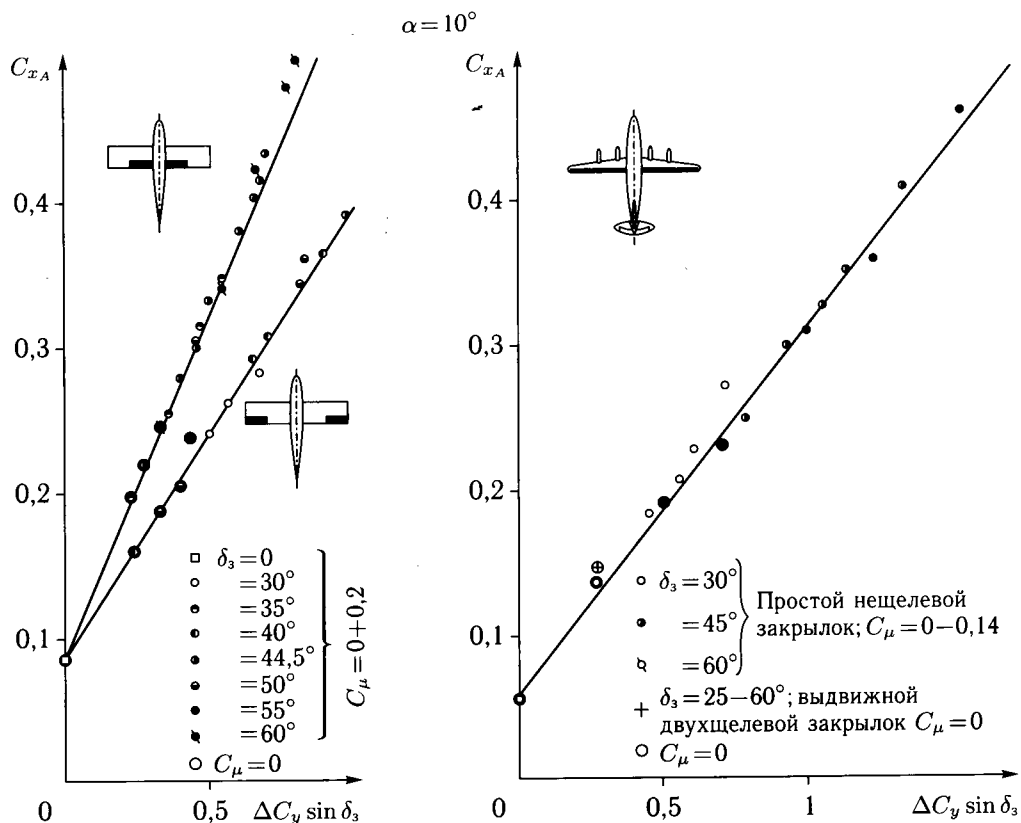


Рис. 2.47. Влияние закрылков на аэродинамическое сопротивление моделей самолетов

При испытаниях в аэродинамических трубах моделей с выдувом (без работающих двигателей) измеряемая величина сопротивления включает реакцию струи выдуваемого воздуха. Эта реакция струи, при практически используемых небольших значениях C_μ , сравнительно невелика. Для расчета летных данных исключать реакцию струи из измеренного сопротивления нет необходимости. В аэродинамическом расчете при известном расходе отбираемого воздуха уменьшение тяги двигателя учитывается по заданным характеристикам двигателя, которые должны быть получены с учетом отбора воздуха.

2.7. Тангенциальный выдув на крыле при больших углах атаки

Величина прироста коэффициента подъемной силы, обусловленного отклонением закрылков с системой УПС, мало изменяется, как правило, в широком диапазоне углов атаки, вплоть до значений, близких к $\alpha_{кр}$ [4] (рис. 2.48). Изменение производной C_y^α при увеличении угла отклонения закрылков и коэффициента импульса струи является незначительным. Однако, величина приращения коэффициента максимальной подъемной силы изменяется в зави-

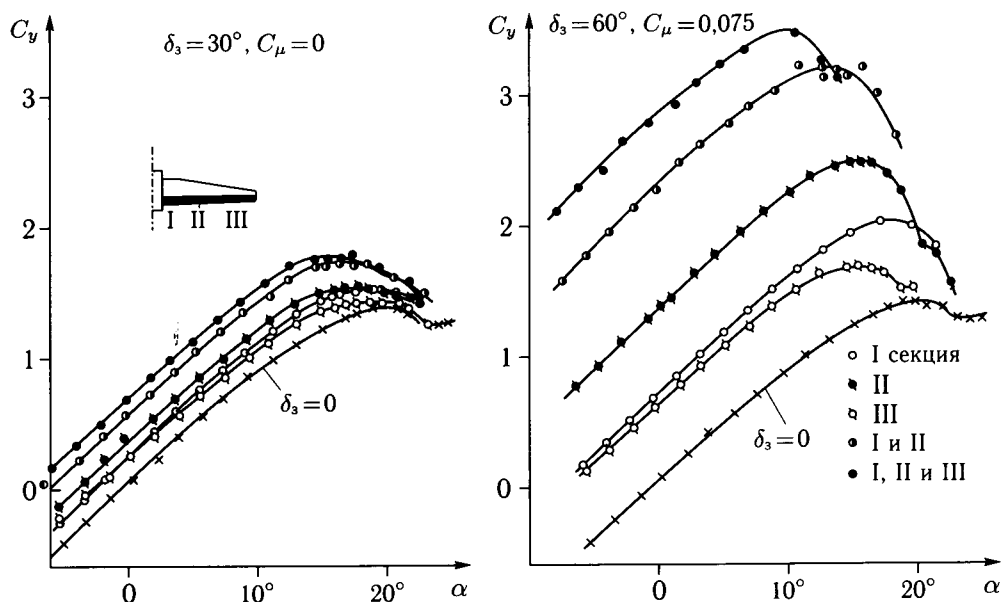


Рис. 2.48. Влияние закрылков на несущие свойства крыла

симости от угла отклонения закрылка и C_μ , причем величина $C_{y_{\max}}$ зависит от относительного размаха закрылков и их положения. Увеличение угла отклонения любой из секций закрылка уменьшает величину критического угла атаки (см. рис. 2.48).

Зависимость $\Delta C_{y_{\max}}$ от прироста коэффициента подъемной силы, получаемого за счет отклонения закрылков ΔC_{y_3} , является линейной и характеризуется отношением $\Delta C_{y_{\max}} / \Delta C_{y_3} \approx 0,6$ для крыла исследованной формы (рис. 2.49). Величина этого отношения при $C_\mu = 0$ слабо зависит от рас-

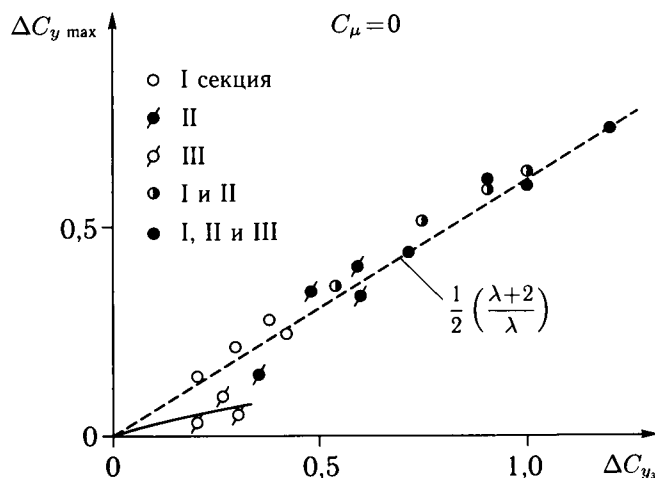


Рис. 2.49. Влияние закрылков на коэффициент максимальной подъемной силы крыла

положения и относительного размаха закрывков и соответствует значению, определяемому выражением $\Delta C_{y_{\max}}/\Delta C_{y_3} = \frac{1}{2} \left(\frac{\lambda+2}{\lambda} \right)$ для крыльев с обычными видами механизации. При отклонении только концевой секции закрывка величина отношения $\Delta C_{y_{\max}}/\Delta C_{y_3}$ является значительно меньшей, чем при отклонении других секций, и равна приблизительно 0,2.

Выдув на закрывках приводит к более значительному увеличению $C_{y_{\max}}$. При этом зависимость $\Delta C_{y_{\max}}(\Delta C_{y_3})$ становится нелинейной (рис. 2.50). Увеличение $C_{y_{\max}}$ при использовании системы УПС связано с тем, что выдув на закрывки ослабляет или устраняет отрыв пограничного слоя на основной части крыла при больших углах атаки за счет создания местного разрежения на хвостовой части крыла, и, следовательно, создания более благоприятного градиента давления. При определенных величинах коэффициента импульса C_μ прирост коэффициента $C_{y_{\max}}$ уменьшается. Это связано с возникновением отрыва потока с носовой части крыла, обтекание которой носит напряженный характер из-за значительного смещения передней критической точки на нижней поверхности крыла назад при увеличении эффективности закрывков. При выдуве на закрывки с интенсивностью $C_\mu = C_{\mu_R}$ зависимости $\Delta C_{y_{\max}}(\Delta C_{y_3})$ являются практически линейными (см. рис. 2.50, 2.51).

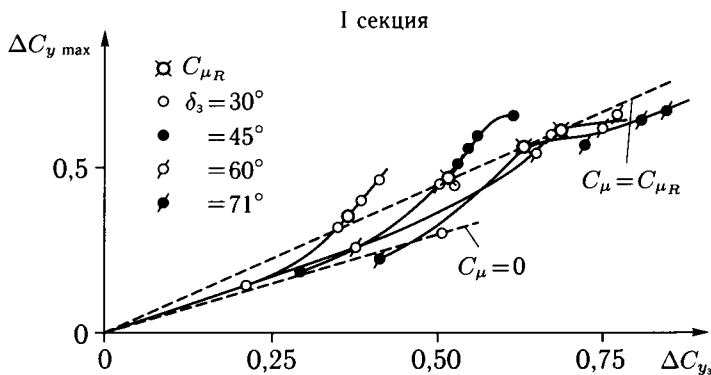


Рис. 2.50. Влияние закрывков с УПС на коэффициент максимальной подъемной силы крыла

Выдув сжатого воздуха на закрывки оказывает различное влияние на величину критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{\max}}$ в зависимости от расположения секций закрывка по размаху крыла. Величины критического угла атаки и приращения $C_{y_{\max}}$ существенно уменьшаются при выдуве на концевую секцию закрывка (III) и, наоборот, возрастают при выдуве на корневую секцию (I) (см. рис. 2.51). При отклонении закрывков по всему размаху крыла величина отношения $\Delta C_{y_{\max}}/\Delta C_{y_3} \approx 0,73$.

Таким образом, для реализации наибольшего приращения коэффициента максимальной подъемной силы при минимальном уменьшении критического угла атаки целесообразно отклонять лишь корневые и средние секции закрывка.

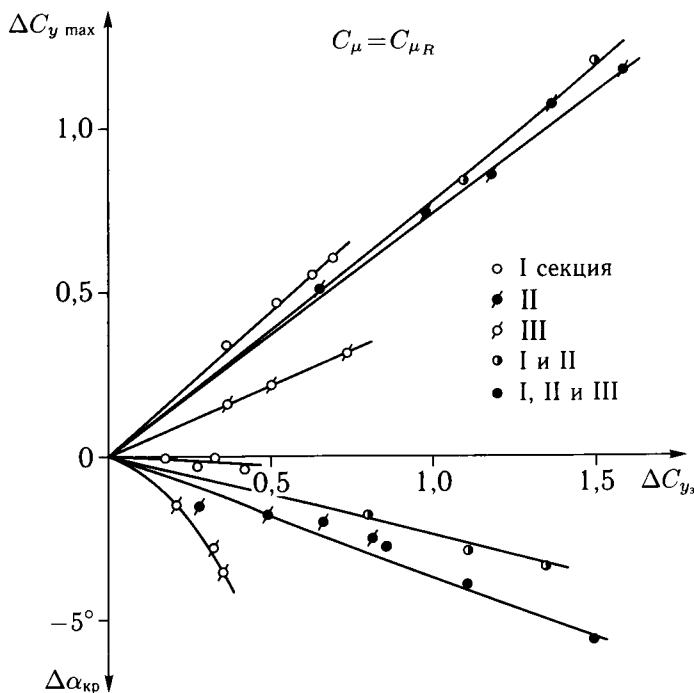


Рис. 2.51. Влияние закрывков с УПС на коэффициент максимальной подъемной силы и критический угол атаки крыла при $C_\mu = C_{\mu_R}$

Для повышения $C_{y_{\max}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ необходимо использовать обычную механизацию передней кромки крыла (отклоняемые носки, предкрылки) или выдув сжатого воздуха из передней кромки крыла на его верхнюю поверхность (рис. 2.52). Выдув из передней кромки является эффективным способом улучшения аэродинамических характеристик при больших углах атаки крыла как с неотклоненными закрывками, так и с закрывками, отклоненными на части или по всему размаху крыла (рис. 2.53). На тонких крыльях эффективным средством повышения $C_{y_{\max}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ является совместное использование отклоняемого носка и выдува на верхнюю поверхность крыла из щелевого сопла [31] (рис. 2.54). Применение этой системы является более эффективным, чем отклонение носка или предкрылка.

Улучшение обтекания крыла и увеличение $C_{y_{\max}}$ и критического угла атаки с помощью тангенциального выдува на носке крыла благоприятно сказывается и на других характеристиках — улучшение продольной и поперечной устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки, повышение аэродинамического качества. Примеры практического применения УПС на носке крыла для улучшения обтекания на больших углах атаки с целью улучшения характеристик продольной устойчивости самолета и повышения эффективности элеронов, а также для улучшения обтекания стабилизатора приведены в главе 3.

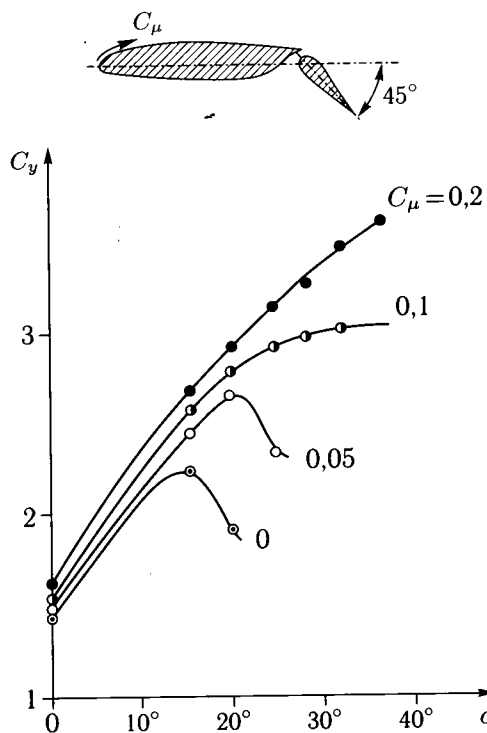


Рис. 2.52. Применение системы УПС для улучшения аэродинамических характеристик крыла со щелевым закрылком на больших углах атаки

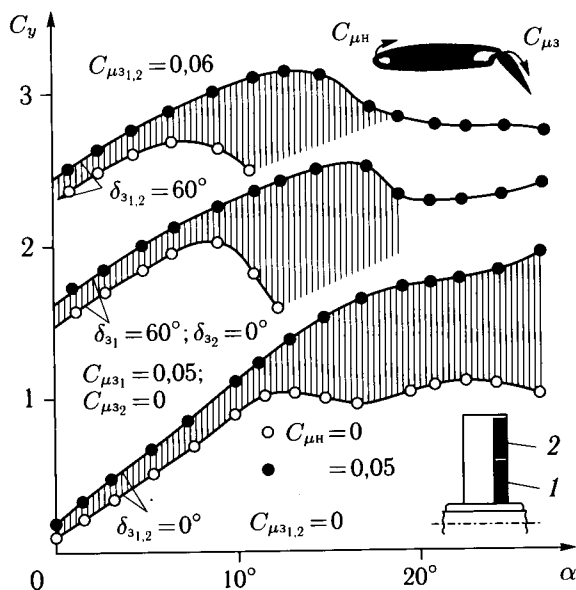


Рис. 2.53. Влияние выдува из носка прямоугольного крыла самолета «Фотон» с системой УПС на закрылках

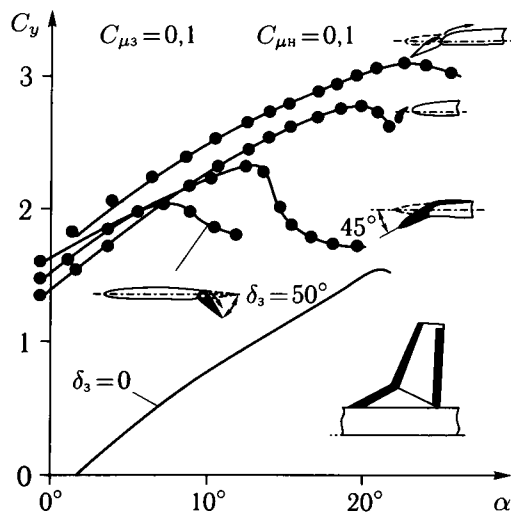


Рис. 2.54. Исследование средств повышения максимальной подъемной силы и критического угла атаки крыла на модели самолета с системой УПС на закрылках

2.8. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыльев со струйными (реактивными) закрылками

Близость земли приводит, как правило, к повышению несущих свойств самолета. Однако при теоретических и экспериментальных исследованиях механизированных профилей и крыльев вблизи экрана, моделирующего поверхность земли, было обнаружено уменьшение подъемной силы высоконесущей системы при уменьшении расстояния до экрана. Расчеты профиля с закрылком [2.8.1] показали, что при углах отклонения закрылка, соответствующих большим значениям подъемной силы в неограниченном потоке ($C_y \approx 1,5-2$), уменьшение подъемной силы механизированного профиля с приближением к земле становится заметным на расстояниях от земли порядка одной или нескольких хорд крыла, то есть на расстояниях, соответствующих основным этапам взлета и посадки самолета.

Вопрос о влиянии близости земли становится особенно важным при использовании систем выдува сжатого воздуха (струйный закрылок, УПС на отклоненных закрылках), которые обеспечивают значительно более высокие величины подъемной силы, чем обычная механизация. Применение этих систем, как показали испытания профиля со струйным закрылком [2.8.7] и с выдувом на закрылок [2.2.10], осложняется тем, что при касании струей выдуваемого воздуха поверхности земли подъемная сила профиля существенно уменьшается.

На рис. 2.55 показано влияние земли на распределение давления и обтекание крыла с выдувом на закрылок [2.2.10]. В опытах коэффициент импульса струи изменялся от нуля до двух при отклонении закрылка на углы от 0 до 105°. Влияние земли моделировалось подвижной лентой, которая могла

двигаться со скоростью набегающего потока. Измерения распределения давления в сечении крыла и суммарных сил и моментов, действующих на крыло, проведены при $\alpha = -5^\circ$, $\delta_3 = 60^\circ$ и скорости потока $V_\infty = 12$ м/с. Опыты показали, что с приближением к земле происходит существенное изменение обтекания крыла. Случай «а» соответствует очень большому расстоянию до земли ($\bar{h} = h/b = \infty$), а в случае «б» ($\bar{h} = 1$) над крылом возникает замкнутая зона («пузырь») отрывного течения, наличие которой приводит к повышению разрежения на верхней поверхности крыла по сравнению со случаем «а». При этом между крылом и землей возникает вихревое течение с таким же направлением вращения, как и циркуляция скорости вокруг крыла. В этом случае на земле образуются две критические точки (КТ), а коэффициент подъемной силы возрастает (рис. 2.56, а). При очень малом расстоянии ($\bar{h} = 0,4$, случай «в» на рис. 2.55) исчезает отрывной «пузырь» на верхней поверхности крыла, обе критические точки на земле сливаются в одну, а течение между крылом и землей приобретает беспорядочный характер. При этом происходит резкое уменьшение несущих свойств и изменение момента тангажа крыла (см. рис. 2.56, а, б).

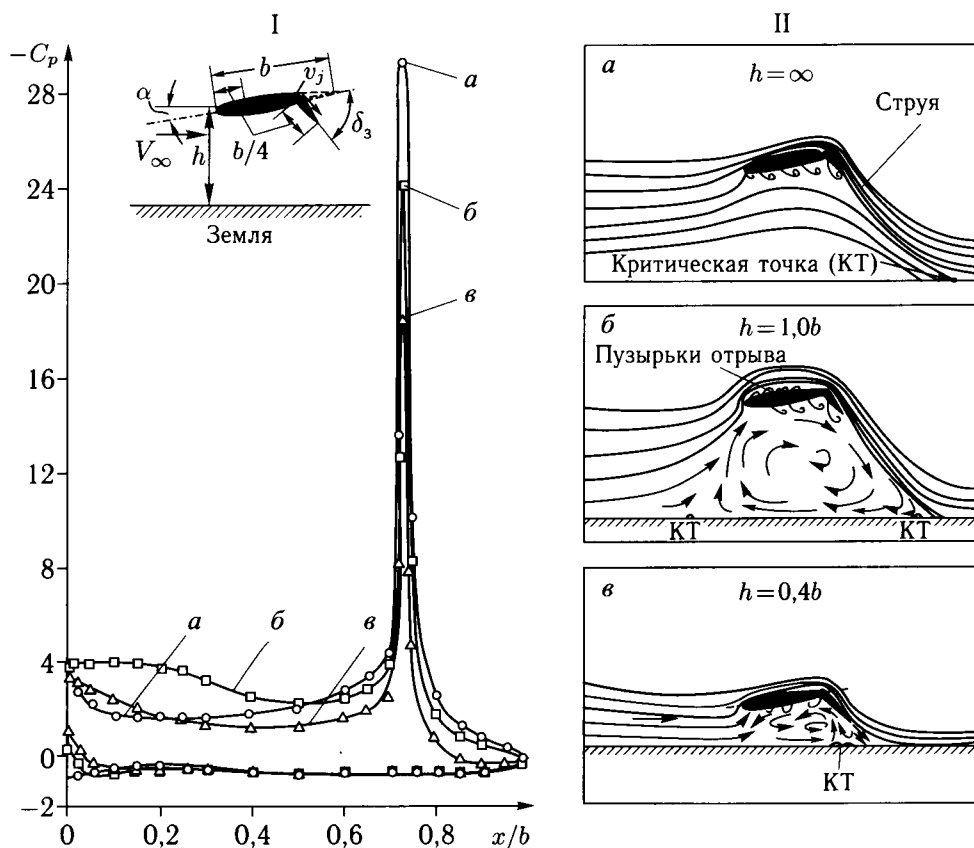


Рис. 2.55. Влияние близости земли на распределение давления и обтекание крыла с выдувом струи на закрылок. Профиль NASA 0010, $\alpha = -5^\circ$; $\delta_3 = 60^\circ$

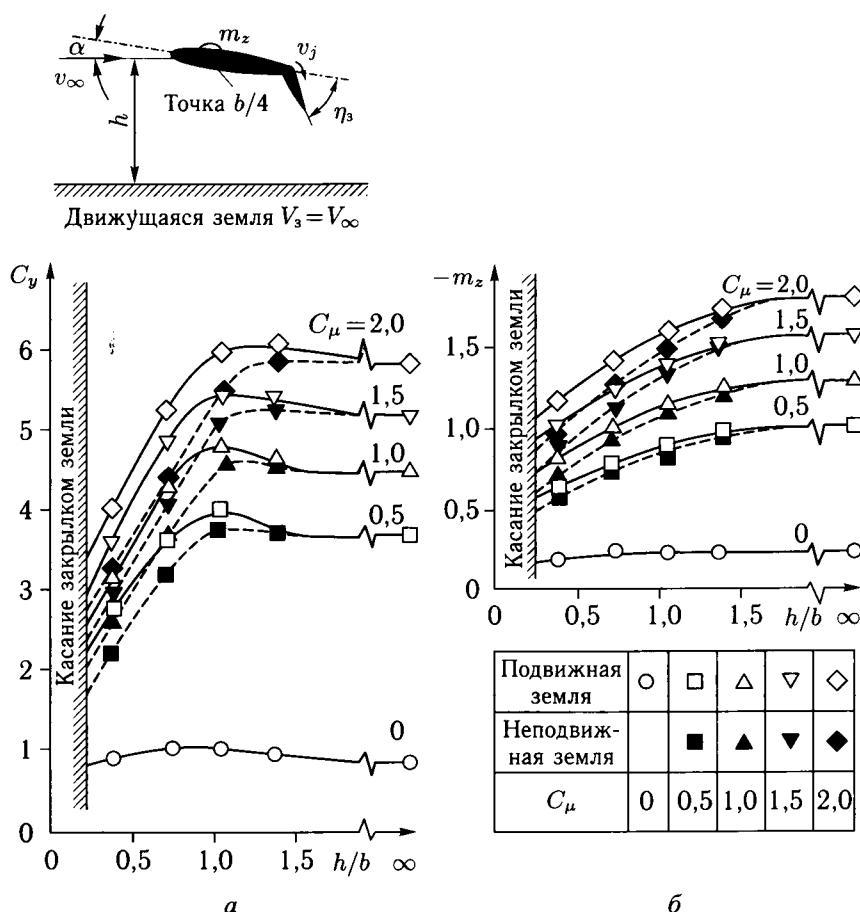


Рис. 2.56. Влияние методов моделирования близости земли на подъемную силу и момент тангажа крыла с выдувом струи на закрылок. Профиль NACA 0010, $\alpha = -5^\circ$; $\delta_3 = 60^\circ$

Следует отметить, что указанные эффекты имеют более выраженный характер при моделировании земли неподвижным экраном. Это различие тем больше, чем меньше расстояние до экрана. При неподвижной «земле» ее влияние начинает сказываться при несколько больших расстояниях от крыла, что объясняется наличием пограничного слоя на неподвижном экране [2.8.8, 2.8.9].

На рис. 2.57 приведены результаты испытаний эллиптического профиля со струйным закрылком вблизи неподвижного экрана, моделирующего землю [2.8.7]. Результаты этих испытаний показывают, что при больших значениях C_μ и малых $h/b_{кр}$ наблюдается существенное уменьшение аэродинамической части прироста коэффициента подъемной силы, причем характерно, что при каждом значении $h/b_{кр}$ имеется некоторое максимальное значение ΔC_{yA} .

Согласно теории [2.8.7], значение коэффициента импульса, при котором струя выдуваемого воздуха касается земли, препятствуя дальнейшему протеканию воздуха между землей и нижней поверхностью профиля, соответствует

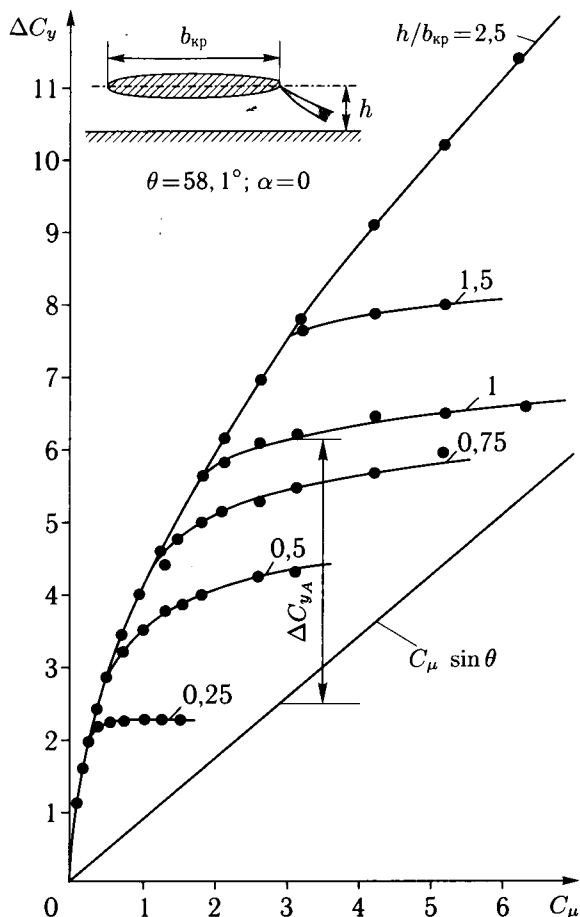


Рис. 2.57. Влияние близости земли (экрана) на несущие свойства профиля со струйным закрылком

максимальному значению аэродинамической части коэффициента подъемной силы.

При условии отсутствия протекания между профилем со струйным закрылком и землей, циркуляция скорости на профиле определяется формулой

$$\frac{\Gamma}{V_\infty} = 2\pi\bar{h} \left/ \left[4\bar{h} \cdot \arctg \frac{1}{4\bar{h}} + \frac{1}{2}\bar{h}(4\bar{h}^2 + 1) \right] \right. \quad (2.53)$$

Коэффициент подъемной силы профиля вблизи земли

$$C_y = \frac{2}{b} \left(1 - \frac{1}{\pi b} \frac{\Gamma}{V_\infty} \arctg \frac{1}{4\bar{h}} \right) \frac{\Gamma}{V_\infty}. \quad (2.54)$$

Подставляя (2.53) в (2.54), можно определить предельное значение коэффициента подъемной силы профиля вблизи земли.

Качественно эффект влияния близости земли не изменяется и на крыльях конечного размаха. С целью выяснения особенностей изменения основных

аэродинамических характеристик самолета с крылом умеренного удлинения и стреловидности ($\lambda = 3,5$, $\chi = 40^\circ$) вблизи экрана в работе [2.8.2] проведены исследования модели самолета с системой УПС на закрылках.

Испытания модели проведены в присутствии неподвижного экрана в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Общий вид модели и ее основные геометрические параметры приведены на рис. 2.58. Модель испытывалась без горизонтального и вертикального оперений.

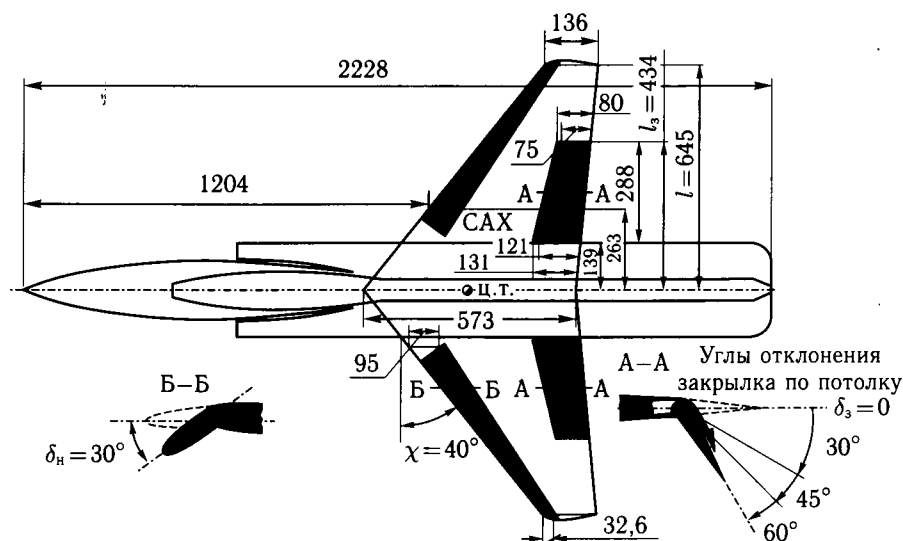


Рис. 2.58. Модель самолета с системой УПС на закрылках

За безразмерное расстояние от модели до экрана принято отношение расстояния от экрана до задней кромки сечения крыла, соответствующего средней аэродинамической хорде, к величине САХ ($b_A = 0,4057$ м) ($\bar{h} = h/b_A = 1,5-0,25$).

2.8.1. Подъемная сила крыла вблизи экрана. На исследованной модели с помощью УПС обеспечивается безотрывное обтекание закрылков, отклоненных на углы $\delta_s \leq 50^\circ$. При $C_\mu > C_{\mu R}$ возникает эффект струйного закрылка, заключающийся в увеличении приращения подъемной силы за счет перестройки внешнего безотрывного обтекания крыла. Влияние струйного закрылка эквивалентно увеличению хорды механического закрылка. В этом случае истинное («эффективное») относительное расстояние до экрана меньше расстояния \bar{h}' от задней кромки отклоненного закрылка до экрана.

Влияние неподвижного экрана на зависимость $C_y(\alpha)$ модели самолета с отклоненными и неотклоненными закрылками проявляется прежде всего в увеличении производной C_y^α и в изменении угла атаки α_0 , соответствующего нулевой подъемной силе.

Экспериментальная зависимость относительного увеличения производной $C_{y_h}^\alpha / C_{y_\infty}^\alpha$ исследованной модели самолета с неотклоненными закрылками от относительного расстояния до экрана \bar{h}' достаточно хорошо согласуется

с аналогичной зависимостью, полученной расчетом по методу несущей поверхности [10] (рис. 2.59). Как расчет, так и эксперимент показывают, что наиболее существенное увеличение C_y^α происходит при относительных расстояниях до экрана $\bar{h}' \leq 1,0$. При $\bar{h}' < 0,3$ величина производной $C_{y_h}^\alpha$ модели вблизи экрана более чем в полтора раза превышает величину $C_{y_\infty}^\alpha$ модели в отсутствие экрана.

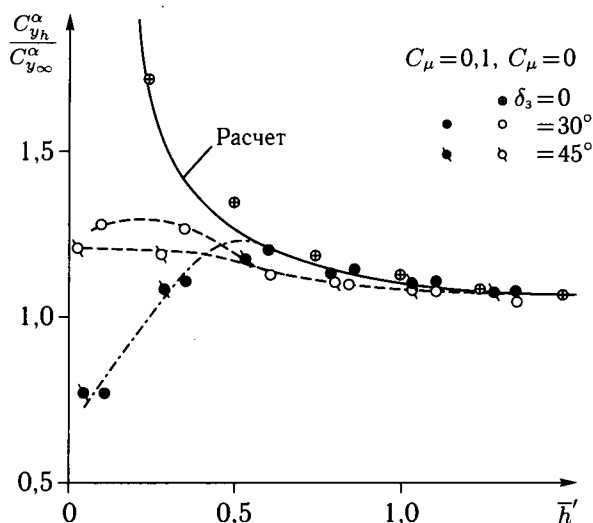


Рис. 2.59. Относительное изменение несущих свойств модели самолета с УПС на закрылках вблизи земли

При отклонении закрылков без выдува, то есть при наличии отрыва потока с поверхности закрылков, относительное приращение C_y^α оказывается меньшим, чем при $\delta_3 = 0$. При обеспечении безотрывного обтекания с помощью УПС экспериментальные значения C_y^α близки к расчетным в широком диапазоне изменения относительного расстояния до экрана. Однако при $\bar{h}' < 0,5$ отношение $C_{y_h}^\alpha / C_{y_\infty}^\alpha$ для модели самолета с системой УПС на закрылках резко уменьшается. Так, при $\delta_3 = 30^\circ$ и $C_\mu = 0,1$ уменьшение отношения производных $C_{y_h}^\alpha$ и $C_{y_\infty}^\alpha$ начинается при $\bar{h}' \approx 0,5$, а при $\bar{h}' < 0,25$ величина $C_{y_h}^\alpha / C_{y_\infty}^\alpha$ становится меньше единицы. Критические значения относительного расстояния до экрана, при которых происходит резкое уменьшение производных, возрастают с увеличением угла отклонения закрылков.

Отношение величины приращения коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков вблизи экрана $(\Delta C_{y_3})_h$ к приращению коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков в безграничном потоке $(\Delta C_{y_3})_\infty$ при малых углах атаки, определенное экспериментально, находится в близком соответствии с расчетными значениями в диапазоне \bar{h}' от 1,5 до 0,6 как для закрылков с УПС, так и без выдува (рис. 2.60).

При уменьшении расстояния до экрана в диапазоне $\bar{h}' = 1,5-0,5$ отношение $(C_{y_3})_h / (C_{y_3})_\infty$ увеличивается в той же степени, как и отношение произ-

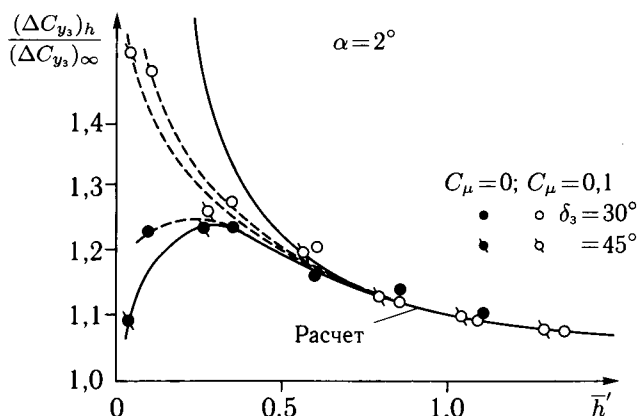


Рис. 2.60. Влияние близости земли на эффективность закрылков

водных $C_{y_h}^\alpha / C_{y_\infty}^\alpha$ (см. рис. 2.59), что указывает на то, что увеличение коэффициента подъемной силы крыла и повышение эффективности механизации при наличии экрана обусловлены главным образом увеличением производной C_y^α крыла.

При сравнительно малых расстояниях до экрана ($\bar{h}' < 0,5$) относительная величина коэффициента подъемной силы для закрылков без УПС оказывается меньше расчетной, а при выдуве на отклоненные закрылки с интенсивностью $C_\mu \approx 0,1$ наблюдается резкое уменьшение приращения коэффициента подъемной силы.

Отмеченные выше особенности изменения несущих свойств связаны с изменением характера обтекания крыла и закрылков вблизи экрана. Увеличение коэффициента подъемной силы с уменьшением расстояния до экрана обусловлено главным образом увеличением давления на нижней поверхности крыла и закрылка.

При достаточно малых расстояниях до экрана, как показали расчеты обтекания профиля с отклоненным закрылком [2.8.1], а также опыты (см. рис. 2.55), уменьшается разрежение на верхней поверхности закрылка, причем тем интенсивнее, чем ближе профиль расположен к поверхности земли. При больших углах отклонения закрылка давление на верхней поверхности увеличивается более интенсивно, чем на нижней. В результате на крыле с закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 45^\circ$, подъемная сила уменьшается при больших расстояниях до экрана, чем при $\delta_3 = 30^\circ$ (см. рис. 2.60).

При наличии выдува на закрылках и при достаточно малых расстояниях до экрана происходит, как указывалось ранее, резкое уменьшение относительного прироста коэффициента подъемной силы. Уменьшение подъемной силы крыла при интенсивном выдуве на закрылок, как показали опыты [2.1.2], обусловлено тем, что при контакте струи с землей разрежение на хвостовой части верхней поверхности крыла и закрылка уменьшается (см. рис. 2.55, в). Вследствие этого происходит существенное уменьшение аэродинамической нагрузки как на закрылке, так и на основной части крыла. Это обстоятель-

ство и приводит к резкому уменьшению прироста подъемной силы самолета с системой выдува на закрылках при малых расстояниях до экрана.

Влияние экрана, сопровождающееся указанными выше неблагоприятными эффектами, становится заметным после достижения определенного относительного расстояния между экраном и моделью: оно возрастает с увеличением угла атаки и угла отклонения закрылков δ_3 , а также коэффициента импульса C_μ .

Уменьшение прироста подъемной силы с увеличением угла атаки, как показали расчеты профиля с отклоненным закрылком вблизи экрана [2.8.1], связано с уменьшением разрежения на верхней поверхности закрылка при возрастании угла атаки. Изменение условий течения вблизи задней кромки механизированного крыла с уменьшением \bar{h} приводит к уменьшению абсолютной величины $C_{p_{\min}}$ и возрастанию положительного градиента давлений на верхней поверхности профиля, что в реальном вязком потоке способствует более раннему возникновению отрыва и уменьшению $C_{y_{\max}}$. Этот результат был получен ранее экспериментальным путем при исследованиях профиля с отклоненным щитком [2.8.3]. Опыты на модели самолета с системой УПС подтвердили выводы, указывающие на неблагоприятное влияние близости земли на величину $C_{y_{\max}}$. Уменьшение $C_{y_{\max}}$ приводит к более резкому уменьшению отношения $\Delta C_{y_3} / \Delta C_{y_{3\infty}} = f(\alpha)$ при больших углах атаки.

Таким образом, изменение аэродинамических характеристик крыла с приближением к экрану связано как с изменением потенциального обтекания несущей системы, так и с влиянием вязкости и отрывом потока. Оба эти обстоятельства играют существенную роль в изменении аэродинамических характеристик самолета вблизи земли. Линейная теория несущей поверхности, как показало сравнение расчетных и экспериментальных данных, достаточно хорошо отражает изменение несущих свойств самолета с крылом умеренного удлинения ($\lambda = 3,5$) при углах отклонения закрылков $\delta_3 = 30^\circ - 45^\circ$ и коэффициентах импульса $C_\mu < 0,2$, обеспечивающих при углах атаки $\alpha = 20^\circ$ коэффициент подъемной силы $C_y \approx 1,5$ при относительных расстояниях до экрана, не меньших $\bar{h} \approx 0,5$. При меньших расстояниях должны быть использованы нелинейные методы расчета несущей поверхности.

Для ослабления неблагоприятного влияния экрана, вызывающего уменьшение несущих свойств крыла вследствие контакта струи с поверхностью земли, целесообразно осуществлять выдув на закрылки с интенсивностью, не превышающей потребную для ликвидации отрыва потока на закрылке, а для увеличения $C_{y_{\max}}$ вблизи земли необходимо использовать более мощную механизацию передней кромки крыла (включая и УПС).

Таким образом, приближение к экрану может привести как к увеличению несущих свойств крыла, так и к уменьшению подъемной силы механизированного крыла.

Обработка результатов испытаний модели самолета с системой УПС показала, что величина приращения и характер изменения коэффициента подъемной силы модели самолета C_{y_h} вблизи экрана определяются лишь относительным расстоянием до экрана и коэффициентом подъемной силы самолета $C_{y_{\infty}}$ в безграничном потоке и практически не зависят от угла откло-

нения закрылков, интенсивности выдува или угла атаки α . При постоянном значении и сравнительно малых величинах $C_{y\infty}$ приращение коэффициента подъемной силы $\Delta C_{y_h} = C_{y_h} - C_{y\infty}$, обусловленное близостью земли, линейно возрастает с увеличением $C_{y\infty}$ (рис. 2.61).

При значениях $C_{y\infty} = C_{y\infty}^*$ достигается максимальное приращение коэффициента подъемной силы $(\Delta C_{y_h})_{\max}$, величина которого зависит от расстояния до экрана. При $C_{y\infty} > C_{y\infty}^*$ величины ΔC_{y_h} уменьшаются вследствие отмеченных выше неблагоприятных эффектов, обусловленных близостью земли. Наконец, при некоторых величинах $C_{y\infty}$ положительный эффект близости земли полностью исчезает и наблюдается уменьшение подъемной силы самолета по сравнению с его значением вдаль от экрана. Причем, чем меньше \bar{h} , тем при меньших величинах $C_{y\infty}$ исчезает положительное влияние земли. Так, при $\bar{h} = 1,5$ неблагоприятное влияние земли начинается при $C_y > 1,75$, а при $\bar{h} = 1,0$ уже при $C_{y\infty} > 1,5$ (см. рис. 2.61).

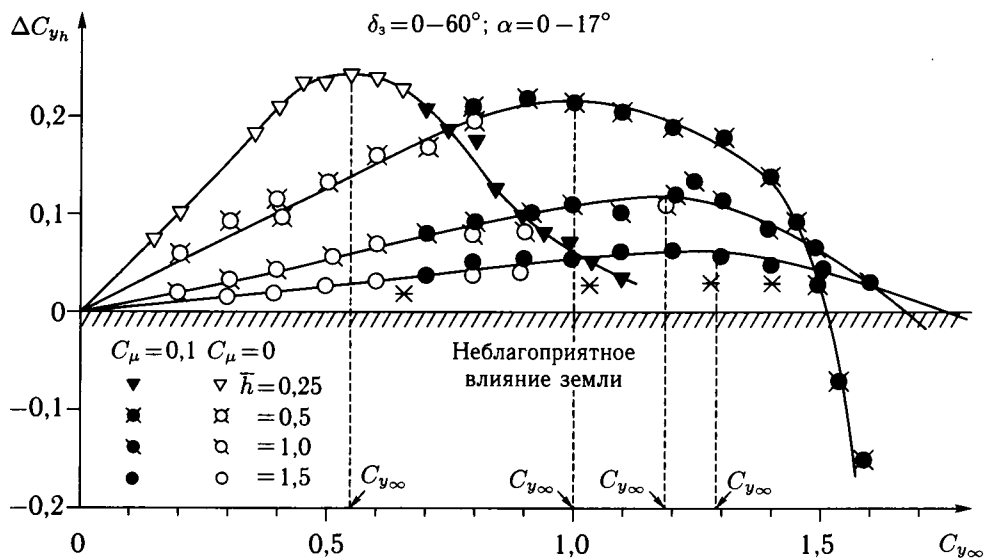


Рис. 2.61. Приращение несущих свойств модели самолета вблизи земли

Зависимости $\Delta C_{y_h}(C_{y\infty})$ и $C_{y_h}/C_{y\infty}(C_{y\infty})$ являются универсальными для крыла заданной формы в плане, то есть практически не зависят от того, каким способом на данном крыле получен коэффициент подъемной силы $C_{y\infty}$: за счет увеличения угла атаки, отклонения закрылков или использования системы УПС. Изменение несущих свойств самолета вблизи земли определяется лишь величиной относительного расстояния до земли и величиной подъемной силы самолета вдаль от земли. Этот вывод согласуется с результатами работы [2.8.1], где для профиля с отклоненным закрылком были отмечены универсальность зависимости $C_{y_h}/C_{y\infty}(C_{y\infty})$ при различных α и δ_z и возможности уменьшения подъемной силы, обусловленные повышением давления на верхней поверхности крыла с отклоненным закрылком при достаточно малых расстояниях до экрана.

Результаты, полученные на модели самолета с трапецевидным крылом умеренной стреловидности и удлинения ($\chi = 40^\circ$; $\lambda = 3,5$), имеющего закрылки с относительным размахом $\bar{l}_3 \approx 0,67$ и хордой $\bar{b}_3 = 0,3$, по-видимому, носят достаточно общий характер, поскольку, как свидетельствуют результаты расчетов по методу несущей поверхности [10], влияние указанных геометрических параметров закрылков на изменение зависимостей $C_{y_h}(C_{y\infty})$ является сравнительно слабым.

На рис. 2.62 показана полученная по результатам испытаний модели с трапецевидным крылом ориентировочная граница области $C_{y\infty}(\bar{h})$, вне которой проявляется неблагоприятное влияние земли, приводящее к уменьшению несущих свойств крыла. Как следует из приведенных зависимостей, неблагоприятное влияние земли на несущие свойства исследованной модели самолета начинает сказываться уже при довольно больших относительных расстояниях до земли ($\bar{h} = 1$), если крыло (с механизацией или без нее) обеспечивает получение коэффициента подъемной силы, превышающего $C_{y\infty} = 1,7$.

Следует подчеркнуть, что приведенные данные получены при испытаниях модели вблизи неподвижного экрана. Имеющиеся экспериментальные

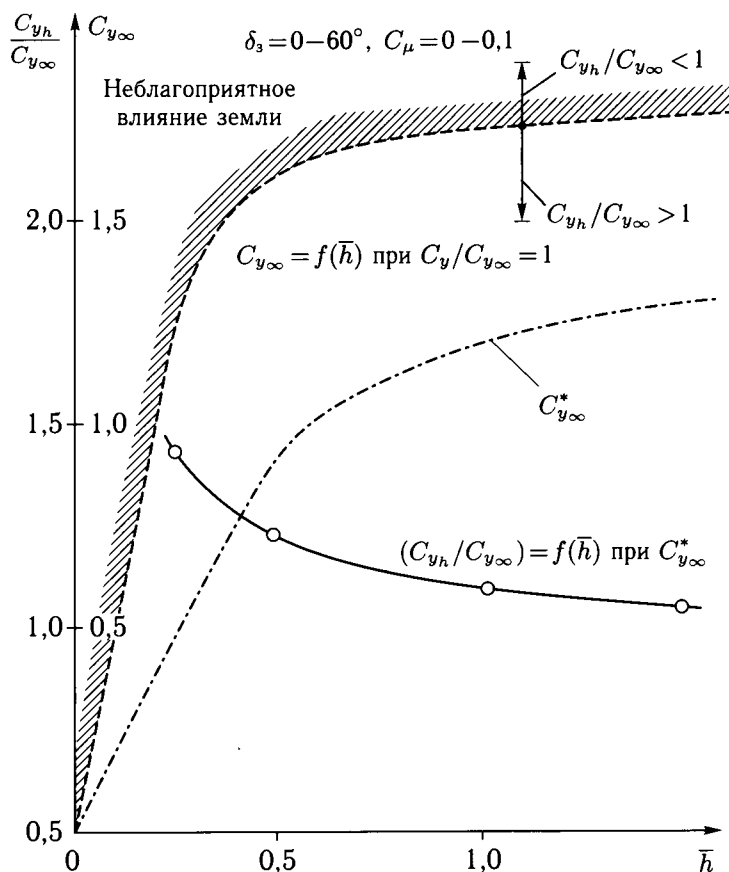
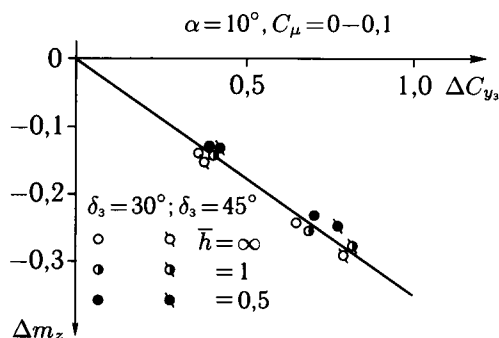
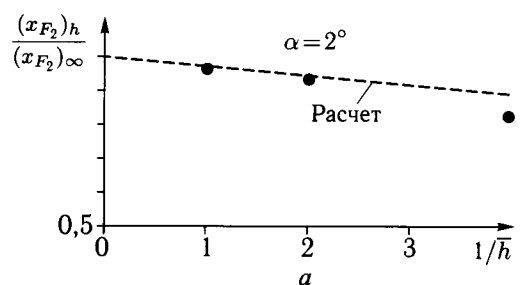


Рис. 2.62. Влияние близости земли на несущие свойства модели самолета

данные свидетельствуют о том, что при движении самолета вблизи земли или при испытаниях с движущимся экраном (что делает моделирование относительного движения самолета и земли более правильным) неблагоприятное влияние экрана начинает сказываться при меньших расстояниях до экрана, чем при испытаниях с неподвижным экраном [2.8.8, 2.8.9] (см. рис. 2.56). Это дает основание ожидать, что в натурных (летных) условиях неблагоприятное влияние земли на несущие свойства самолета с высокоэффективной механизацией будет проявляться при меньших расстояниях до экрана или при более высоких значениях коэффициента $C_{y\infty}$, чем при испытаниях модели с УПС в аэродинамической трубе вблизи неподвижного экрана.

2.8.2. Продольный момент крыла вблизи экрана. Зависимости изменения относительного приращения продольного момента, связанного с отклонением механизации, от относительного расстояния до экрана имеют тот же характер, что и зависимости $(\Delta C_{y_s})_h / (\Delta C_{y_s})_\infty$, поскольку изменения ΔC_y и Δm_z в значительной мере связаны между собой. Этим обусловлен тот факт, что в области малых углов атаки наличие экрана оказывает слабое влияние на зависимость $\Delta m_z = f(\Delta C_{y_s})$ при расстояниях до земли $\bar{h} > 0,5$. В этом диапазоне относительного расстояния до экрана ($\bar{h} - 1,5 - 0,5$) расчетные значения отношения положения второго фокуса модели вблизи экрана $(\bar{x}_{F_2})_h$ и вдали от него $(\bar{x}_{F_2})_\infty$: $\frac{(\bar{x}_{F_2})_h}{(\bar{x}_{F_2})_\infty} = \frac{m_{zh}^\delta}{m_{z\infty}^\delta}$, полученные по методу несущей поверхно-



б

Рис. 2.63. Влияние близости земли на положение второго фокуса

сти, удовлетворительно согласуются с экспериментальными (рис. 2.63, а). При $\bar{h} \approx 0,25$ близость экрана приводит к уменьшению отношения $\Delta m_z / \Delta C_y$. В области взлетно-посадочных углов атаки ($\alpha = 10^\circ$) изменение относительного расстояния до экрана во всем исследованном диапазоне $\bar{h} \geq 0,5$ практически не оказывает влияния на зависимость $\Delta m_z / (\Delta C_y)$ (рис. 2.63, б).

Многочисленные исследования эффективности обычной механизации на крыльях различной формы в плане и аналогичные исследования систем выдува на верхнюю поверхность отклоненных закрылков показывают, что при применении УПС на используемых в настоящее время компоновках самолетов можно не учитывать влияние близости земли на приращение коэффициента продольного момента изолированных крыльев, обусловленное отклонением закрылка и выдувом на закрылок. В соответствии с этим связь между приростом коэффициента продольного момента и приростом коэффициента подъемной силы крыла вблизи земли также практически почти не меняется по сравнению со случаем полета вдали от земли (рис. 2.64).

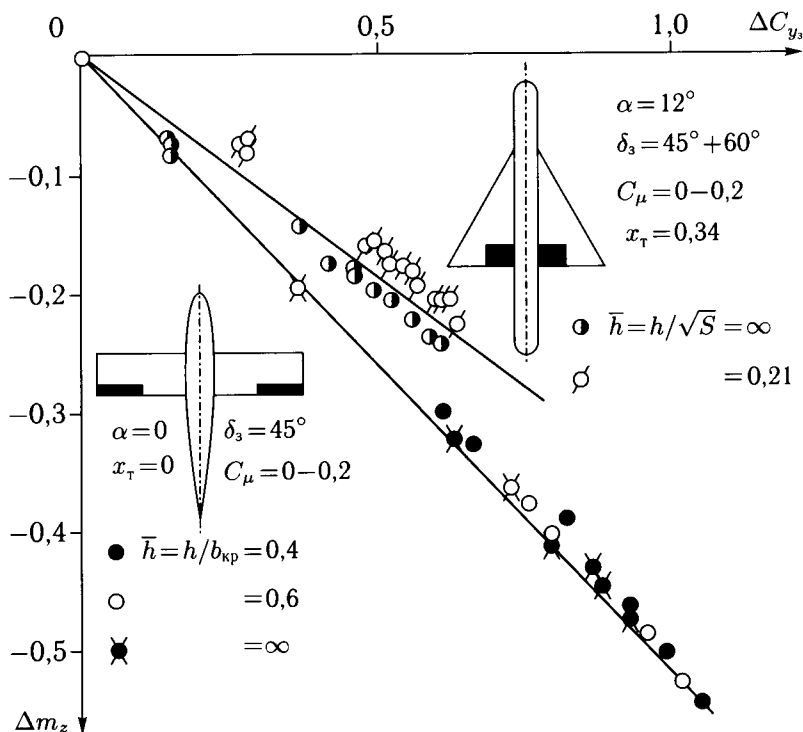


Рис. 2.64. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики моделей самолетов

Учет влияния близости земли при оценках аэродинамических характеристик самолетов с системой УПС на закрылках и, прежде всего, условий их продольной балансировки может производиться в первом приближении теми же методами, как и в случае обычной механизации. При этом необходимо учитывать существенное влияние близости земли на характеристики про-

дольной устойчивости и эффективность горизонтального оперения самолетов нормальной схемы.

2.8.3. Сопротивление крыла вблизи экрана. Уменьшение индуктивных сходов потока за крылом с приближением к земле приводит к повышению несущих свойств крыла и к уменьшению его индуктивного сопротивления, при всех углах отклонения закрылков как при использовании системы УПС,

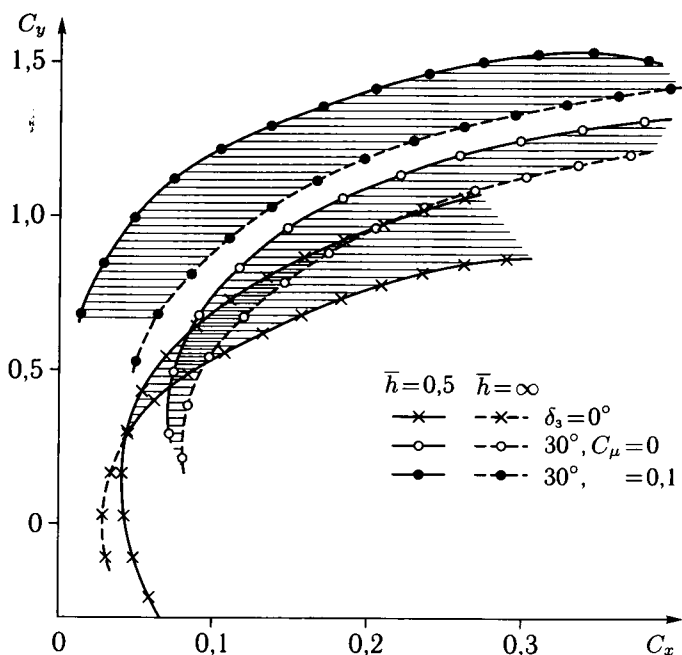


Рис. 2.65. Влияние близости земли на поляру модели самолета с трапецевидным крылом

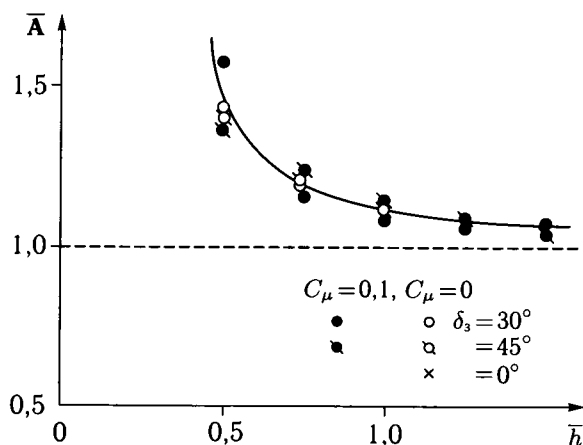


Рис. 2.66. Влияние близости земли на относительную величину отвала поляры (индуктивное сопротивление)

так и при $C_\mu = 0$ (рис. 2.65). Зависимость относительного изменения отвала поляр, характеризуемого отношением $\bar{A} = (C_y^2/C_x)_h / (C_y^2/C_x)_\infty$, от величины относительного расстояния до экрана для исследованных углов отклонения закрылков и значений коэффициента импульса C_μ (рис. 2.66) имеет характер, сходный с изменением зависимости $C_{y_h}^\alpha / C_{y_\infty}^\alpha$ (см. рис. 2.59). Это указывает на то, что изменение аэродинамического сопротивления самолета обусловлено в основном увеличением эффективного удлинения крыла с приближением к экрану.

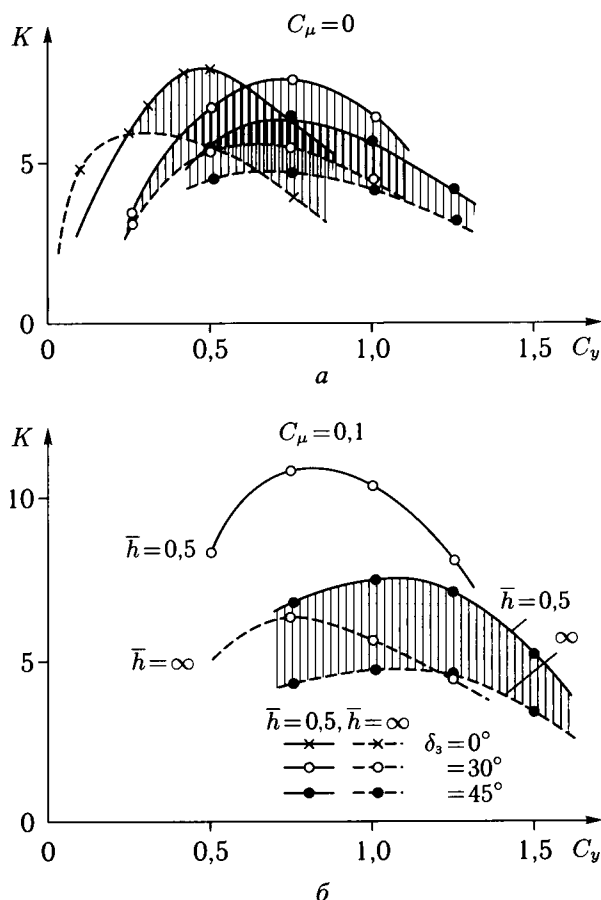


Рис. 2.67. Влияние близости земли на аэродинамическое качество модели самолета

Уменьшение сопротивления приводит к возрастанию аэродинамического качества самолета при уменьшении расстояния до экрана практически при всех значениях коэффициента подъемной силы. Особенно существенным является увеличение эффективного аэродинамического качества $K = C_y / (C_x - C_\mu \bar{S}_o)$ модели самолета с системой УПС на закрылках (рис. 2.67).

Глава 3

ПРИМЕНЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ (УПС) НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

Изложенные в главе 2 общие свойства систем управления пограничным слоем и приближенные методы расчета некоторых основных аэродинамических характеристик не охватывают полностью те аэродинамические задачи, которые возникают при практическом использовании УПС на самолетах [6, 3.1–3.5]. Решение многих из этих задач существенно зависит от конкретной аэродинамической компоновки самолета и, в силу сложности пространственного обтекания, не может быть получено теоретически с достаточной точностью. В настоящей главе приведены характеристики подъемной силы, сопротивления, устойчивости и управляемости самолетов различного типа с УПС, полученные, главным образом, при испытаниях натуральных самолетов и крупномасштабных моделей в большой АДТ Т-101 ЦАГИ. Специальное внимание уделяется вопросам повышения эффективности органов управления, в частности, с помощью выдува на элероны, стабилизатор и руль высоты. Эти материалы могут быть использованы для оценки аэродинамических характеристик самолетов с УПС, близких по своей аэродинамической компоновке к исследованным.

3.1. Применение УПС на самолетах с прямыми крыльями

Эффективность закрылков с системой УПС была исследована на крупномасштабной модели транспортного самолета в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [4]. Схема общего вида модели и ее основные геометрические параметры представлены на рис. 3.1. Крыло самолета с размахом $l \approx 15,8$ м, установленное на фюзеляже по схеме высокоплана, имеет прямоугольную центральную часть и трапециевидные консольные части. Удлинение крыла с учетом подфюзеляжной части $\lambda = 11,3$, сужение $\eta = 3$.

Механизация крыла выполнена в виде простых поворотных закрылков, состоящих из двух секций, и зависающих элеронов, которые являются концевыми секциями закрылка. Величины относительного размаха корневой, средней и концевой секций закрылка соответственно равны $\Delta \bar{l}_I = 0,18$, $\Delta \bar{l}_{II} = 0,368$, $\Delta \bar{l}_{III} = 0,344$. При испытаниях секции закрылка I и II отклонялись на углы до 75° , а концевые секции до 55° . Относительная хорда всех секций закрылка $\bar{l}_3 = 0,3$.

Управление пограничным слоем осуществлялось путем выдува сжатого воздуха на верхнюю поверхность закрылков через щель, расположенную в основной части крыла. Средняя ширина щелей для выдува на корневую секцию закрылка равна $h_I = 0,3$ мм, на среднюю секцию $h_{II} = 0,25$ мм и на концевую секцию $h_{III} = 0,15$ мм. Относительная ширина щелей $\bar{h} = h/b_A$, где $b_A = 1,5$ м — средняя аэродинамическая хорда крыла, имела соответ-

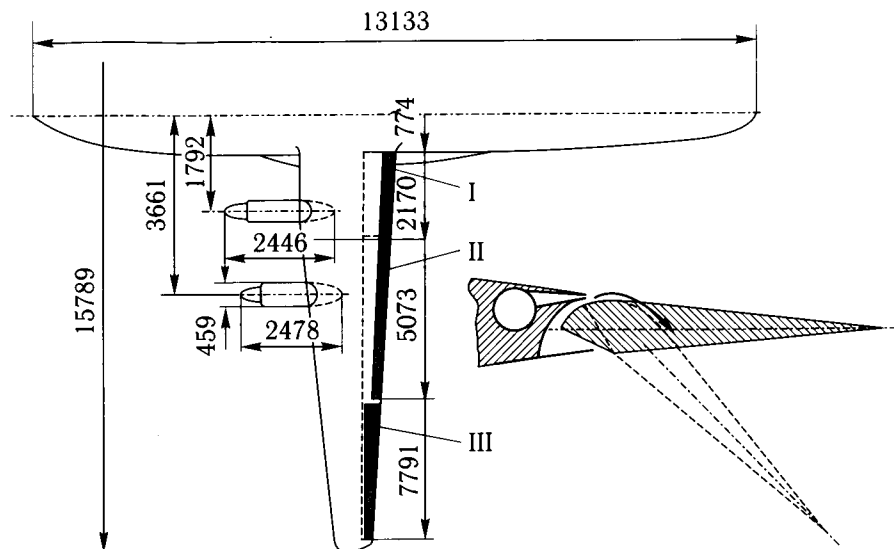


Рис. 3.1. Схема и основные геометрические размеры модели транспортного самолета с системой УПС на закрылках

ствующие значения: $\bar{h}_I = 0,02\%$, $\bar{h}_{II} = 0,017\%$ и $\bar{h}_{III} = 0,01\%$. Щели были выполнены сплошными и обеспечивали выдув струй практически без разрывов вдоль всего размаха крыла. Коэффициент импульса струи выдуваемого воздуха определялся по формуле

$$c_\mu = \frac{R}{q_\infty S_o},$$

где $R = \sqrt{X^2 + Y^2}$ — полная сила, действующая на модель самолета при выдуве воздуха, определяемая по замеряемым на весах компонентам X и Y при отсутствии набегающего потока и при снятых закрылках. Величина R , зависящая от давления в трассе подвода воздуха к щелям, относилась к скоростному напору q_∞ , соответствующему скорости потока в аэродинамической трубе, и к площади крыла S_o , соответствующей размаху щели для выдува на каждую из секций закрылка.

Испытания модели проведены при скоростях потока в АДТ $V_\infty = 45\text{--}25$ м/с, соответствующих числам $Re = (3,9\text{--}2,4) \cdot 10^6$, вычисленным по средней аэродинамической хорде крыла $b_A = 1,5$ м.

Прирост коэффициента подъемной силы крыла, обусловленный отклонением закрылков, определяется как величиной угла отклонения закрылков, так и расположением и относительной протяженностью закрылков по размаху крыла. На рис. 3.2 приведены зависимости приращения коэффициента подъемной силы крыла от угла отклонения двух секций закрылка с системой УПС на каждой консоли крыла.

Теоретическая эффективность закрылков может быть достигнута при определенной интенсивности выдува сжатого воздуха на верхнюю поверхность закрылков (см. рис. 3.2). Так, например, при отклонении корневых и средних секций закрылка на угол $\delta_3 = 45^\circ$ теоретическое значение прироста

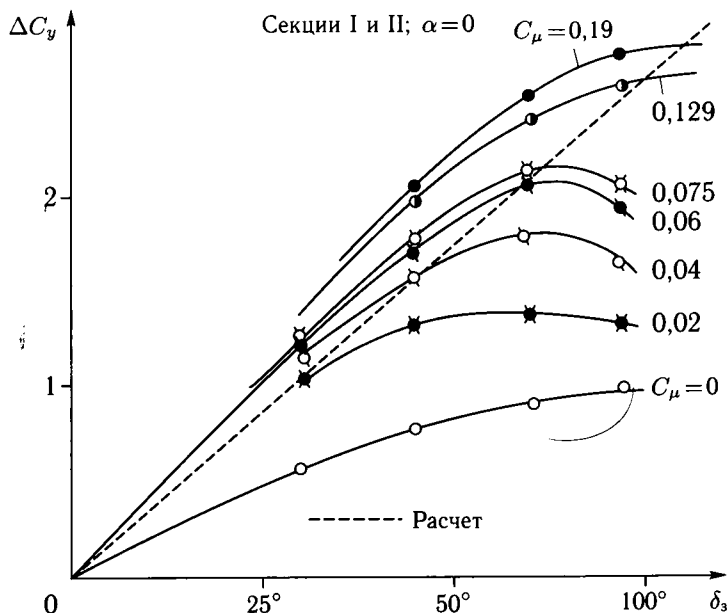


Рис. 3.2. Эффективность закрылков с системой УПС

коэффициента подъемной силы $\Delta C_y \approx 1,6$ достигается при $C_\mu = C_{\mu_R} \approx 0,04$, а при отклонении закрылков на угол $\delta_3 = 75^\circ$, потребный для достижения теоретического значения $\Delta C_y \approx 2,1$, коэффициент импульса возрастает до $C_{\mu_R} = 0,06$. Достигнутые за счет выдува величины прироста коэффициента подъемной силы в 2–2,5 раза превышают величины ΔC_y закрылков при $C_\mu = 0$.

Сравнение теоретических величин прироста коэффициента подъемной силы, полученных по линейной теории несущей поверхности [10], и экспериментальных величин ΔC_y , соответствующих коэффициенту импульса C_{μ_R} , потребного для ликвидации отрыва, показывает их хорошее согласование во всем исследованном диапазоне углов отклонения закрылков при различной их протяженности по размаху крыла (рис. 3.3). Это указывает на то, что эффективность закрылков достигает своего теоретического значения при обеспечении их безотрывного обтекания.

Зависимости $C_{\mu_R}(\delta_3)$, приведенные на рис. 3.3, показывают, что величина C_{μ_R} существенно зависит от угла отклонения закрылков и с увеличением δ_3 интенсивно возрастает. Результаты испытаний показывают, что увеличение относительного размаха закрылков до $\bar{l}_3 \approx 0,6$ слабо влияет на величину C_{μ_R} . Однако, при использовании системы УПС на концевых секциях закрылка, величины C_{μ_R} оказываются несколько большими. Это приводит к соответствующему увеличению коэффициента C_{μ_R} для закрылков, отклоняемых по всему размаху крыла (см. рис. 3.3). Если сравнивать эффективность выдува на различные секции закрылка по параметру $C_{\mu_R} \bar{S}_o$, который при постоянной скорости истечения струи выдуваемого воздуха можно рассматривать как относительный расход воздуха, потребный для ликвидации

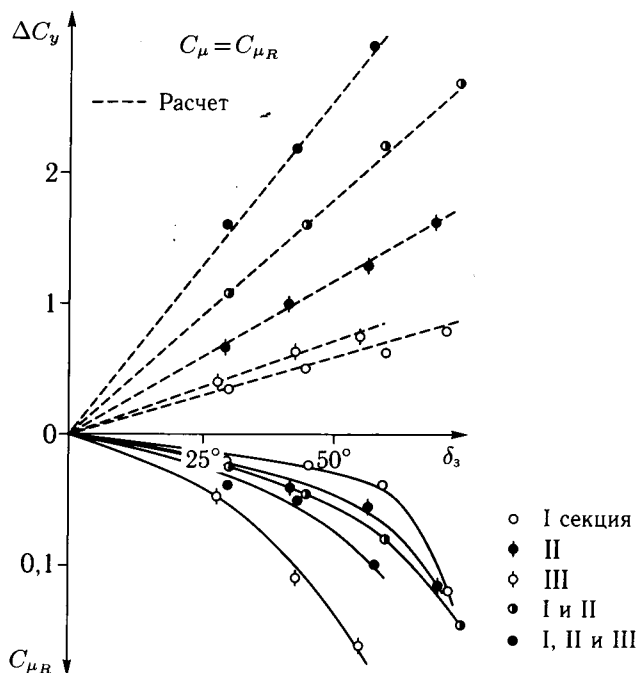


Рис. 3.3. Влияние размаха закрылки на эффективность системы УПС

отрыва, то оказывается, что прирост подъемной силы, обусловленный выдувом ($\Delta C_{y_c} = \Delta C_y - \Delta C_y|_{C_\mu=0}$), практически линейно увеличивается в зависимости от $C_{\mu R} \bar{S}_o$ при отклонении закрылок в диапазоне $\delta_3 = 30^\circ - 50^\circ$ независимо от расположения и протяженности закрылки по размаху. При углах $\delta_3 > 50^\circ$ зависимости $\Delta C_{y_c} = f(C_{\mu R} \bar{S}_o)$ становятся нелинейными. Для достижения значительных величин коэффициента C_y за счет использования закрылков по части размаха требуется отклонять их на большие углы и потребный для ликвидации отрыва расход воздуха резко возрастает. В этом случае для достижения одной и той же величины подъемной силы экономически более выгодным становится выдув на закрылки, отклоняемые на меньший угол по всему размаху крыла.

Сравнение эффективности простых поворотных закрылков с системой УПС и выдвижных двухщелевых закрылков было выполнено при испытаниях большой модели самолета Ан-10 (рис. 3.4) в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [25].

Применение простого нещелевого закрылки с УПС позволяет получить существенные преимущества по сравнению с двухщелевым выдвижным закрылком без УПС. На рис. 3.5 дано сравнение основных аэродинамических характеристик модели с простыми нещелевыми закрылками при наличии УПС с характеристиками модели с двухщелевыми выдвижными закрылками без УПС при $\delta_3 = 45^\circ$. Выдув на верхнюю поверхность простых нещелевых закрылков позволяет получить существенный прирост коэффициента подь-

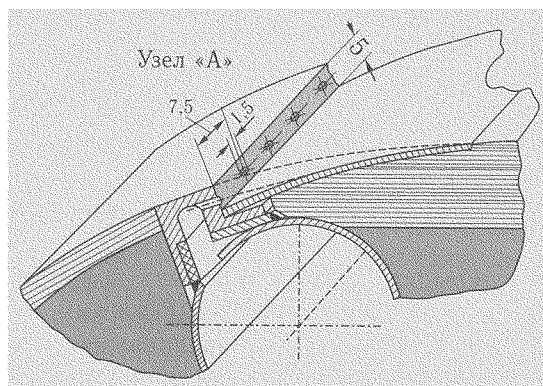
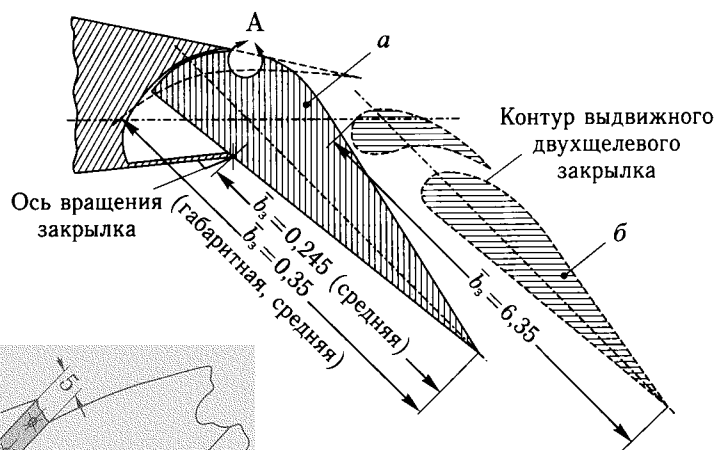
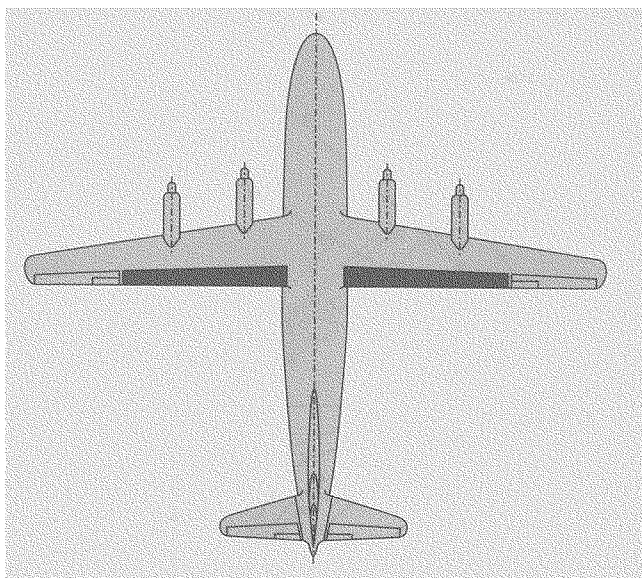


Рис. 3.4. Различные типы закрылков для модели транспортного самолета Ан-10: а — простой нещелевой закрылок с УПС; б — двухщелевой выдвижной закрылок

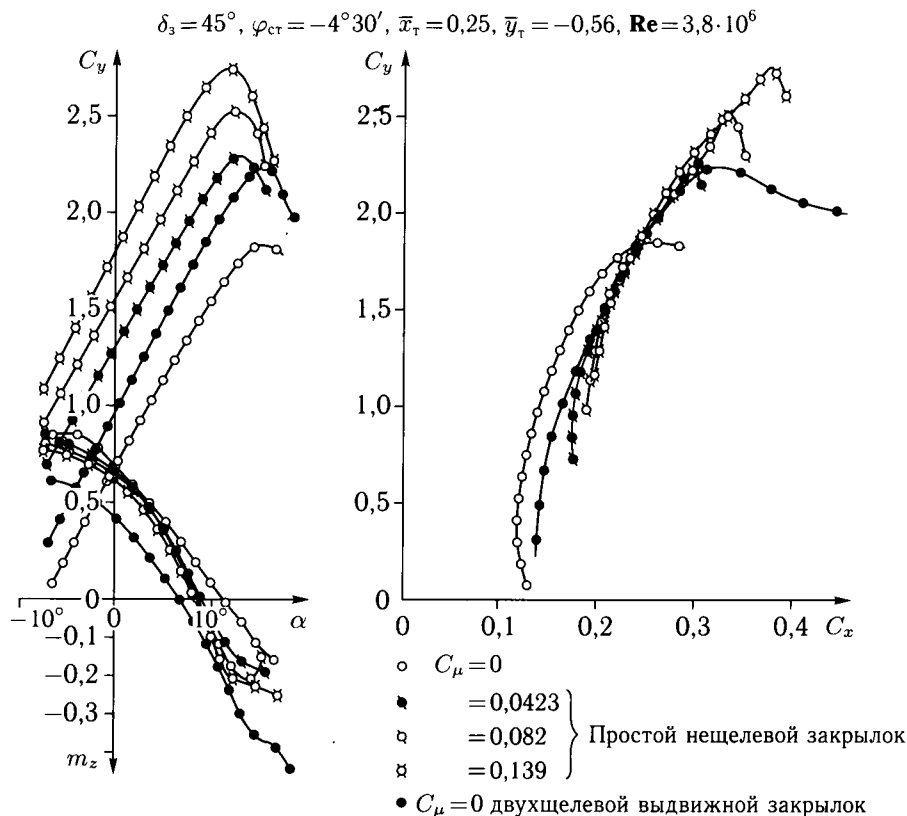


Рис. 3.5. Сравнение аэродинамических характеристик модели транспортного самолета с различными типами закрылков

емной силы по сравнению с величиной C_y , которая получается на модели самолета с выдвижными двухщелевыми закрылками без УПС.

Применение УПС при больших углах отклонения закрылков приводит к увеличению сопротивления и уменьшению аэродинамического качества (рис. 3.6). Поэтому на посадочных режимах полета представляется полезным увеличение угла отклонения простого нещелевого закрылка до 60° . Увеличение сопротивления при больших углах отклонения закрылка обусловлено ростом добавочного индуктивного сопротивления, которое превышает уменьшение сопротивления за счет ослабления или ликвидации отрыва на верхней поверхности закрылка.

При отклонении закрылков с УПС на углы $\delta_3 \leq 30^\circ$ самолет имеет более высокое аэродинамическое качество на режимах взлета, чем самолет с выдвижными щелевыми закрылками (см. рис. 3.6).

Уменьшение сопротивления и повышение аэродинамического качества может быть достигнуто за счет уменьшения неравномерности в распределении циркуляции вдоль размаха крыла с отклоненными закрылками. На режимах взлета при сравнительно небольших углах отклонения закрылка дополнительное увеличение несущих свойств крыла и увеличение аэродинамическо-

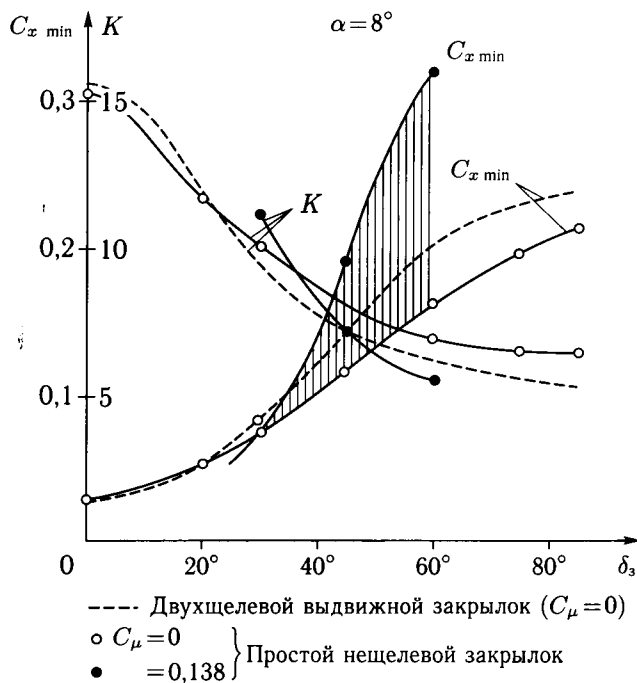


Рис. 3.6. Влияние типа и угла отклонения закрылков на сопротивление и аэродинамическое качество модели транспортного самолета

го качества может быть достигнуто использованием зависающих элеронов. На рис. 3.7 приведены аэродинамические характеристики модели с УПС на закрылках и зависающих элеронах. Отклонение элеронов на угол, равный 16° , при наличии выдува на элероны с интенсивностью, соответствующей значению $C_{\mu_3} \approx 0,025$, позволяет получить некоторый дополнительный прирост коэффициента подъемной силы. Увеличение несущих свойств модели самолета сопровождается благоприятным улучшением поляры и повышением аэродинамического качества (см. рис. 3.7). Зависание элеронов на угол $\sim 16^\circ$ лишь незначительно сглаживает неравномерность распределения циркуляции по размаху крыла и, конечно, не исчерпывает возможностей улучшения аэродинамического качества. Более существенное приращение подъемной силы и уменьшение сопротивления достигается при выполнении элерона в виде секции закрылка (см. рис. 2.44). Приведенные данные свидетельствуют о том, что при оценках возможностей улучшения взлетно-посадочных характеристик транспортных и пассажирских самолетов с прямыми крыльями большого удлинения целесообразно учитывать благоприятный эффект зависания элеронов.

Для самолетов с системами УПС на крыльях большого удлинения существенно не только повышение несущих свойств крыльев, но и улучшение характеристик устойчивости и управляемости на малых скоростях полета.

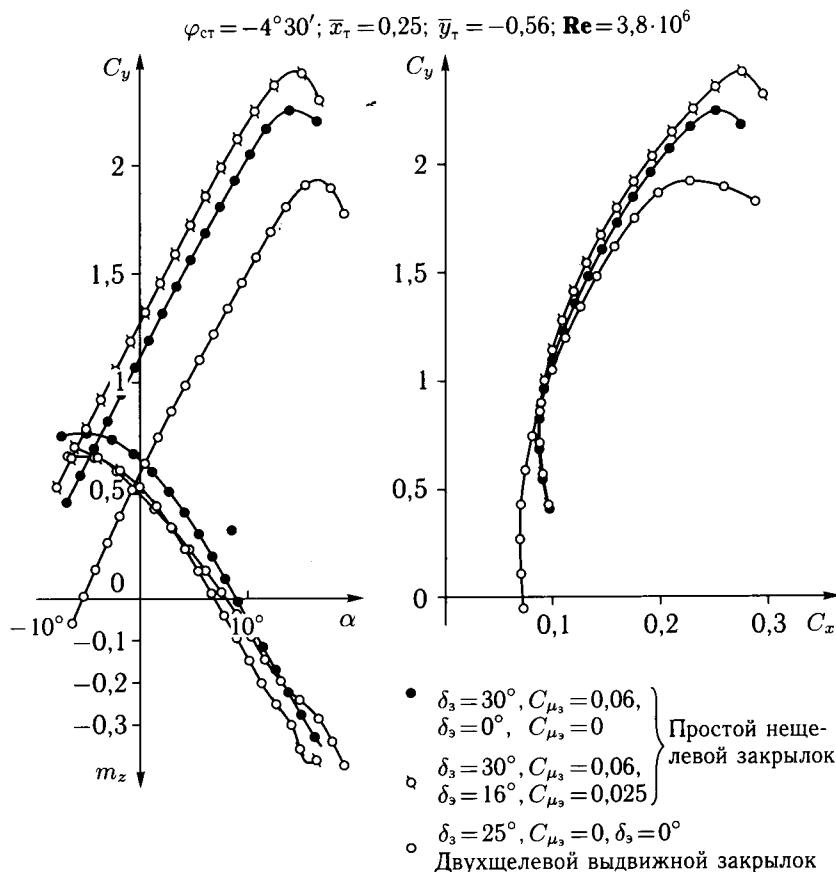


Рис. 3.7. Аэродинамические характеристики модели транспортного самолета с УПС на закрылках и зависающих элеронах

Характеристики продольной статической устойчивости рассматриваемой компоновки модели самолета Ан-10 с системой УПС на закрылках являются вполне удовлетворительными на больших взлетно-посадочных углах атаки. Однако на отрицательных и малых положительных углах атаки продольная статическая устойчивость ухудшается, что является характерным для самолетов с прямыми крыльями большого удлинения (см. рис. 3.5 и 3.7). Характер неустойчивости и область углов атаки, в которой она проявляется, зависят от величины скосов потока за крылом (то есть от величины и распределения подъемной силы по размаху крыла с отклоненной механизацией) и угла установки стабилизатора.

Появление неустойчивости или нелинейности зависимостей $m_z(\alpha)$ связано с отрывом пограничного слоя, возникающим на нижней поверхности стабилизатора. Интенсивность отрыва и характер продольной статической неустойчивости усугубляются при обледенении передней кромки стабилизатора.

Устранение продольной статической неустойчивости на малых углах атаки может быть достигнуто различными средствами: изменением профиля

стабилизатора, правильным выбором угла его установки и др. Однако одним из наиболее действенных средств улучшения характеристик продольной устойчивости является применение УПС на стабилизаторе. Выдув на нижнюю поверхность стабилизатора приводит к существенному улучшению характеристик продольной статической устойчивости. При этом не только устраняется продольная неустойчивость и восстанавливается линейность характеристик $m_z(\alpha)$ в широком диапазоне углов атаки, но и происходит некоторое увеличение эффективности стабилизатора и уменьшение сопротивления модели, свидетельствующие о ликвидации отрыва на нижней поверхности стабилизатора.¹⁾

Улучшение обтекания нижней поверхности стабилизатора с помощью УПС способствует существенному повышению эффективности руля высоты (рис. 3.8). Наиболее значительное повышение эффективности руля высоты получается при отрицательных углах атаки, когда при отсутствии выдува на нижней поверхности стабилизатора имеется интенсивный отрыв пограничного слоя. Помимо повышения эффективности руля высоты происходит и существенное благоприятное изменение характеристик шарнирного момента¹⁾ (см. рис. 3.8).

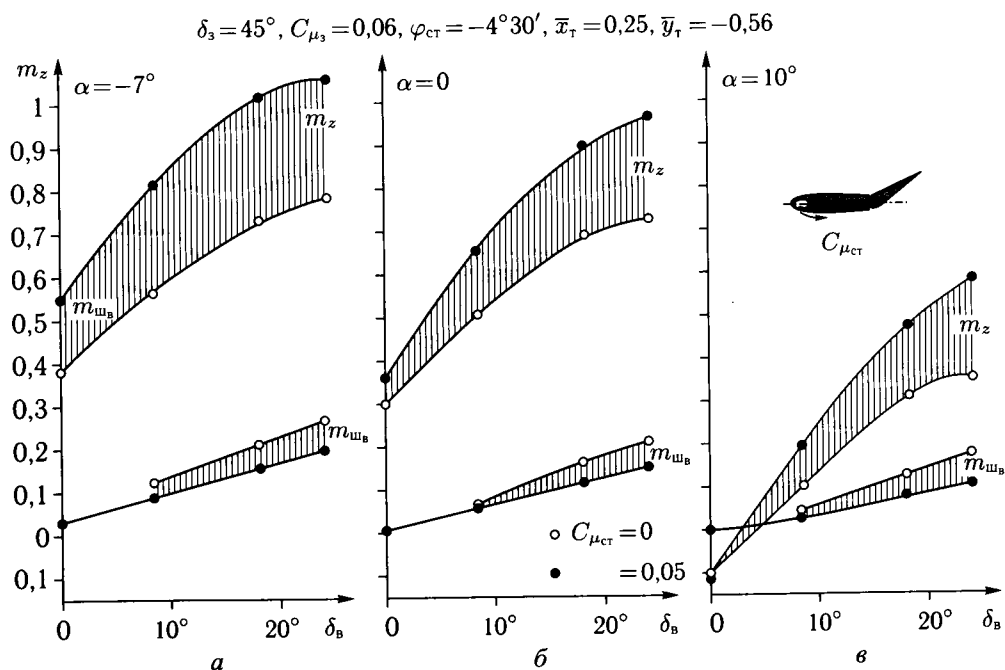


Рис. 3.8. Влияние системы УПС на эффективность и шарнирный момент руля высоты: а — $\alpha = -7^\circ$; б — $\alpha = 0^\circ$; в — $\alpha = 10^\circ$

¹⁾ Шарнирные моменты руля высоты относились к габаритной площади руля, габаритной средней аэродинамической хорде руля и скоростному напору потока.

Важное практическое значение при решении вопросов управляемости для самолетов с крыльями большого удлинения имеет повышение эффективности элеронов. Располагаемая эффективность элеронов зачастую ограничивает полное использование возможностей механизации крыла для увеличения подъемной силы при взлете и посадке. Еще более острая необходимость повышения эффективности элеронов возникает при существенном уменьшении взлетно-посадочных скоростей за счет применения УПС на закрылках.

Выдув воздуха на элероны обеспечивает существенное увеличение их эффективности. Выдув на элероны может быть использован как в комбинации с выдувом на закрылок, так и как самостоятельная система УПС для повышения эффективности элеронов. Ниже приведены основные результаты исследований эффективности УПС на элеронах, которые были проведены на модели самолета Ан-10 с простыми нещелевыми закрылками при $\delta_3 = 45^\circ$ и $C_{\mu_3} = 0,06$ [25].

При положительных значениях угла отклонения элерона выдув на его верхнюю поверхность позволяет существенно повысить эффективность, которая более чем удваивается даже при сравнительно небольших углах отклонения элерона (рис. 3.9). Увеличение эффективности элерона получается тем больше, чем больше угол отклонения элерона. Важно отметить, что столь значительное повышение эффективности элерона достигается при сравнительно небольшой интенсивности выдува ($C_{\mu_3} \approx 0,025$). При отрицательных углах отклонения элерона применение УПС оказывается оправданным лишь при больших отрицательных значениях угла отклонения. Отмеченные особенности действия выдува при положительных и отрицательных углах отклонения элерона указывают на целесообразность осуществления переменной интен-

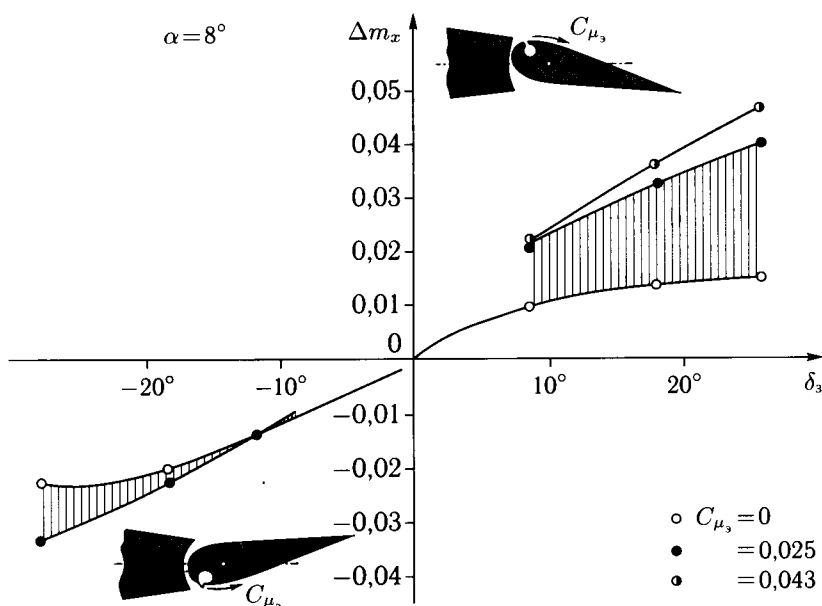


Рис. 3.9. Влияние системы УПС на эффективность элеронов

сивности выдува, регулируемой в зависимости от величины угла отклонения элеронов. Эффективность элеронов с УПС, при положительных углах их отклонения, практически не зависит от угла атаки в летном диапазоне его значений. Величина m_x^β , путевая устойчивость и зависимость коэффициента боковой силы от угла скольжения также практически не изменяются при отклонении элерона и выдуве сжатого воздуха на его поверхность.

УПС на элеронах с конструктивной точки зрения проще осуществлять не путем выдува через щели на носке элеронов, для чего требуется подводить сжатый воздух внутрь элеронов, а путем выдува через щели, расположенные на основной части крыла. Однако при выдуве через щели, расположенные на основной части крыла, значительно ухудшаются условия обдува поверхности элеронов с осевой компенсацией, особенно при больших углах их отклонения, когда носок элерона выходит за обводы крыла. Это сказывается на эффективности выдува. На рис. 3.10 дано сравнение величины прироста коэффициента момента крена, получающегося при выдуве через щель, расположенную на элероне, с приростами m_x при выдуве через щель, находящуюся на основной части крыла. Сравнение показывает, что выдув через щель на основной части крыла, осуществляемое параллельно плоскости хорд, существенно уступает по эффективности выдуву через щель на элероне, особенно при больших углах отклонения элеронов.

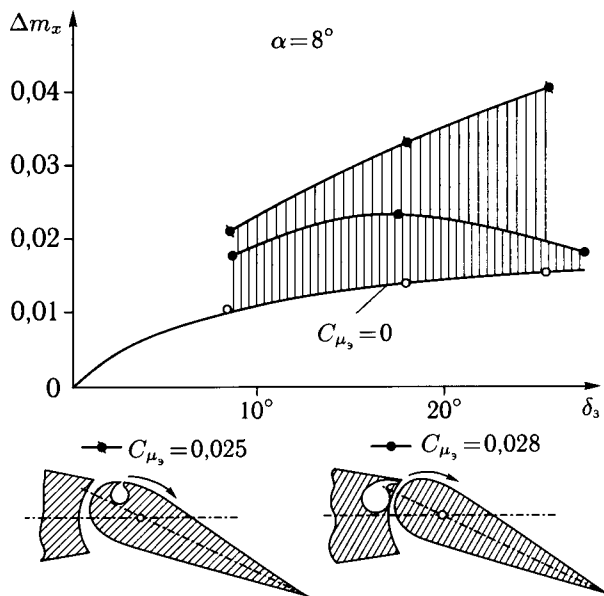


Рис. 3.10. Влияние положения щелевого сопла системы УПС на эффективность элерона

Более низкая эффективность выдува на элерон с осевой компенсацией через щель на крыле, чем через щель на элероне, свойственна выдуву и на другие органы управления с осевой компенсацией (рули высоты и направления).

3.2. Применение УПС на самолетах со стреловидными крыльями

Применение УПС на самолетах со стреловидными крыльями позволяет существенно улучшить их характеристики как на режимах взлета, так и на режимах посадки. Материалы экспериментальных исследований, приведенные в настоящем разделе, являются типичными для довольно обширной группы самолетов различного назначения, имеющих крылья с удлинением 5–7, сужением 2–3 и стреловидностью по линии четвертей хорд до 35° .

Влияние УПС на аэродинамические характеристики самолетов со стреловидными крыльями рассматриваемого типа в качественном отношении аналогично влиянию, которое оказывает УПС на аэродинамические характеристики самолетов с прямыми крыльями большого удлинения.

В качестве примера ниже приведены аэродинамические характеристики модели самолета Ту-124 с УПС на закрылках, полученные при испытаниях в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [6]. Общий вид модели самолета с системой УПС представлен на рис. 1.34, в, а схема расположения щели для выдува на верхнюю поверхность закрылка показана на рис. 3.11.

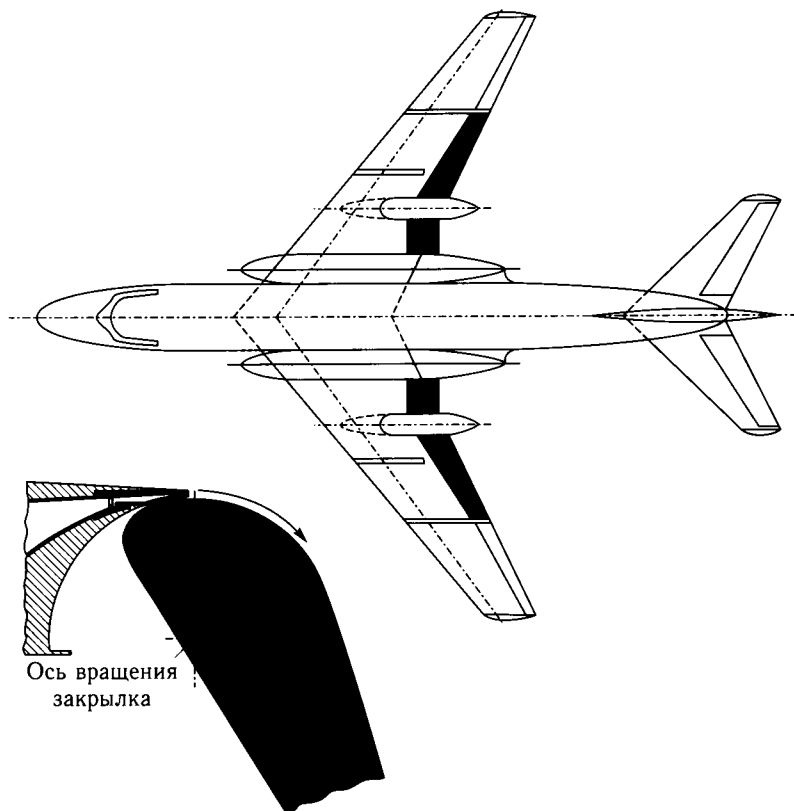


Рис. 3.11. Модель пассажирского самолета Ту-124 с системой УПС на закрылках

На режимах взлета применение простого нещелевого закрылка с УПС, отклоненного на угол $\delta_3 = 30^\circ$, позволяет получить существенный прирост коэффициента подъемной силы, несколько более высокое аэродинамическое качество и незначительное изменение характеристик продольного момента по сравнению с характеристиками, получающимися при отклонении двухщелевого выдвижного закрылка без УПС. Таким образом, УПС обеспечивает существенное улучшение характеристик самолета на режимах взлета.

На режимах посадки применение простого нещелевого закрылка с УПС также позволяет получить преимущества по сравнению с двухщелевым выдвижным закрылком (рис. 3.12). Выдув сжатого воздуха на простой нещелевой закрылок позволяет повысить эффективность закрылка примерно вдвое при его отклонении на угол $\delta_3 = 45^\circ$ и значении коэффициента импульса, равном примерно 0,05. Величина прироста C_y при $\alpha = 10^\circ$ составляет в этом случае 0,83, а при отклонении двухщелевого выдвижного закрылка на угол 38° величина $\Delta C_y = 0,54$. Повышение несущих свойств крыла при увели-

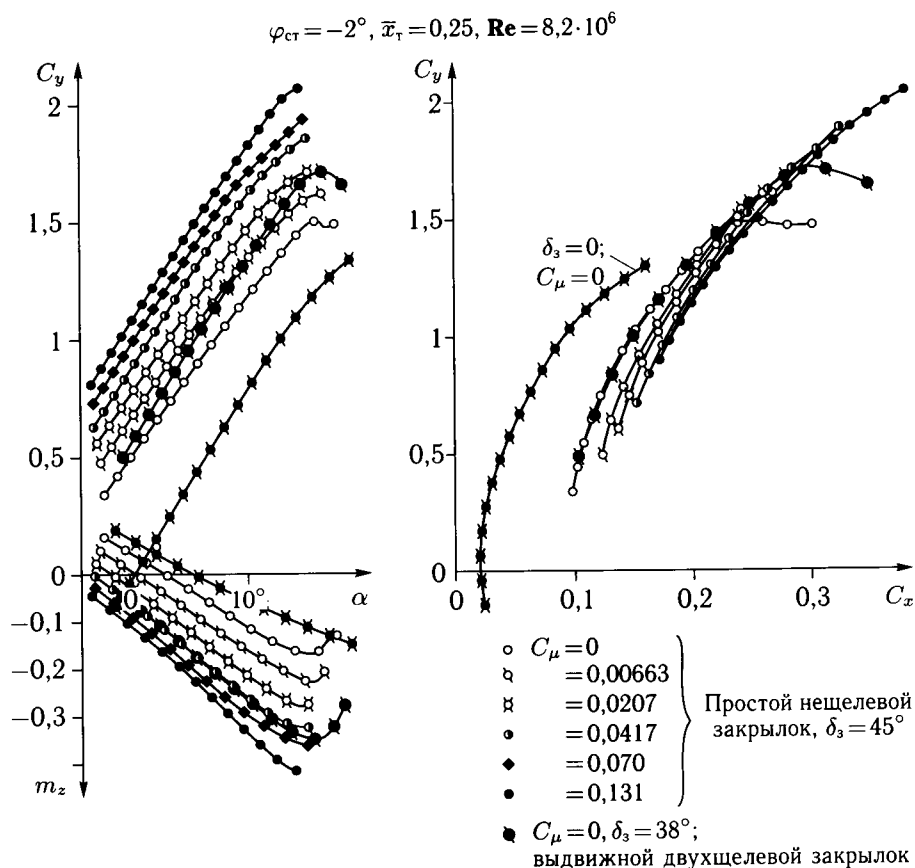


Рис. 3.12. Аэродинамические характеристики модели пассажирского самолета Ту-124 с системой УПС на закрылках

чении угла отклонения закрылка и интенсивности выдува сопровождается увеличением сопротивления.

Важной особенностью, свойственной самолетам со стреловидным крылом при наличии УПС, являются удовлетворительные характеристики продольной статической устойчивости во всем летном диапазоне углов атаки α от -3° до $+14^\circ$ при различных углах отклонения закрылка, соответствующих как режимам взлета, так и режимам посадки (см. рис. 3.12). В отличие от самолетов с прямыми крыльями большого удлинения, у самолетов типа Ту-124 не требуется принимать специальные меры для улучшения характеристик продольной статической устойчивости при УПС на закрылках.

Выдув на закрылки не оказывает существенного влияния на эффективность горизонтального оперения, то есть практически не ухудшает характеристик продольной управляемости. Этот результат может быть использован при оценочных расчетах потребных расходов руля высоты и других балансировочных характеристик самолета с УПС на закрылках.

Выдув сжатого воздуха на отклоненный закрылок оказывает весьма существенное влияние на эффективность элеронов. В летном диапазоне углов атаки выдув на закрылок приводит к увеличению эффективности элеронов как при отсутствии, так и при наличии скольжения. При $\alpha = 10^\circ$ и $\beta = 0$ производная $m_x^{\delta_z}$ возрастает от значения, равного $-0,0013$ при $C_{\mu_z} = 0$, до значения, равного $-0,0017$ при $C_{\mu_z} = 0,05$.

Для модели самолета Ту-124 величина производной m_x^{β} монотонно возрастает примерно на 30 % при увеличении интенсивности выдува от $C_\mu = 0$ до $C_\mu = 0,05$. Величина же производной m_y^{β} практически почти не зависит от интенсивности выдува на закрылок.

3.3. Применение УПС на самолетах с треугольными и стреловидными крыльями малого удлинения

Материалы экспериментальных исследований, приведенные в настоящем разделе, освещают основные особенности влияния, которое оказывает УПС на аэродинамические характеристики самолетов с крыльями малого удлинения.

Для этих самолетов, имеющих большую тяговооруженность на взлете, наибольшее значение имеет увеличение несущих свойств крыльев и улучшение других аэродинамических характеристик на режимах посадки. Результаты испытаний натурных самолетов с крыльями малого удлинения и их моделей в аэродинамических трубах свидетельствуют о том, что основные особенности влияния УПС на аэродинамические характеристики и некоторые специфические трудности, связанные с осуществлением УПС, являются во многом общими и типичными для этих самолетов. Характерной особенностью самолетов с тонкими треугольными и стреловидными крыльями малого удлинения является сравнительно малая эффективность обычных видов механизации.

Ниже в качестве примера рассматриваются аэродинамические характеристики натурального самолета МиГ-21 с треугольным крылом малого удлинения, полученные при испытаниях в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [6]

(рис. 3.13). При отсутствии УПС отклонение простого нещелевого закрылка на углы, большие $25^\circ\text{--}30^\circ$, не приводит к дополнительному увеличению прироста коэффициента подъемной силы на посадочных углах атаки $\alpha = 9^\circ\text{--}10^\circ$. Так, например, величина прироста C_y , полученная для обычного поворотного закрылка без УПС, составляет примерно 0,13 при $\delta_z = 25^\circ$ и $\alpha = 10^\circ$ (рис. 3.14).

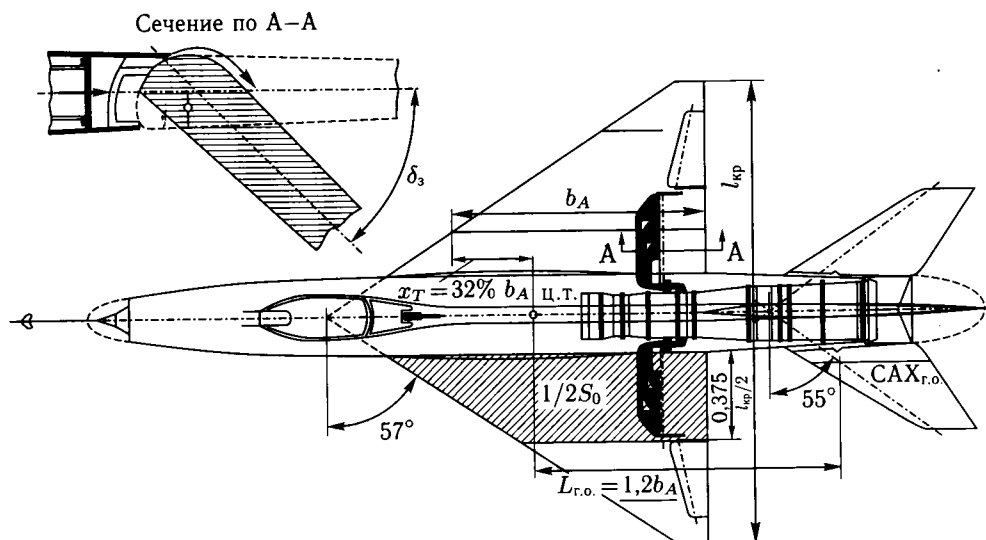


Рис. 3.13. Система УПС на закрылках натурного самолета МиГ-21

Выдув сжатого воздуха, отбираемого от компрессора двигателя, на верхнюю поверхность закрылка (см. рис. 3.13) позволяет существенно увеличить его эффективность. При выдуве на закрылок, отклоненный на угол 45° , дополнительный прирост C_y , приблизительно равный $\sim 0,12$ достигается при значении $C_{\mu_3} \approx 0,033$.

Зависимости $m_z(\alpha)$, приведенные на рис. 3.14, свидетельствуют о том, что характеристики продольной устойчивости самолета с системой УПС ухудшаются по мере увеличения угла отклонения закрылка и интенсивности выдува. Появление продольной статической неустойчивости при больших углах отклонения закрылка и C_{μ_3} , характерное для самолетов с малым плечом горизонтального оперения, связано с возникновением отрыва пограничного слоя на концах крыла, что ведет к неравномерному распределению скосов потока в области оперения и изменению степени их нарастания по углу атаки.

Для улучшения обтекания крыла на больших углах атаки, а следовательно, и характеристик продольной устойчивости могут быть использованы различные средства. Наиболее простым средством является установка перегородок. На самолете с треугольным крылом наилучшие результаты дает установка на крыле достаточно высокой перегородки между элероном и закрылком.

Установка перегородок на треугольном крыле в сочетании с выдувом на верхнюю поверхность закрылков, отклоненных на угол 45° , со сравнительно небольшой интенсивностью, соответствующей значению $C_{\mu_3} \approx 0,033$,

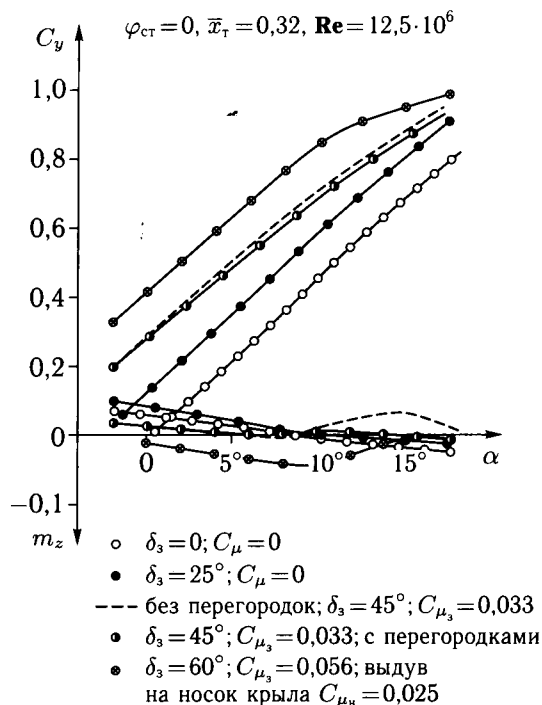


Рис. 3.14. Аэродинамические характеристики самолета МиГ-21 с системой УПС на закрылках и носке треугольного крыла

при котором величина потребного расхода сжатого воздуха может быть обеспечена без существенной модификации серийного двигателя, заметно улучшает характеристики продольной устойчивости самолета. Летные испытания самолета МиГ-21 показали, что применение такой системы УПС позволяет сократить посадочную скорость примерно на 30–40 км/час и длину пробега на 25–30 % по сравнению с их значениями для самолета без УПС с выдвижным закрылком, отклоненным на угол 25° .

Возможность улучшения характеристик продольной статической устойчивости с помощью выдува через щель на носке крыла позволила разработать более эффективный вариант системы УПС на самолете с треугольным крылом. Этот вариант отличается от первого увеличением угла отклонения закрылка с 45° до 60° и интенсивности выдува на закрылок — с $C_{\mu_3} \approx 0,03\text{--}0,035$ до $C_{\mu_3} \approx 0,056$, при одновременном выдуве через щель на носке крыла ($C_{\mu_n} \approx 0,025$). На рис. 3.14 дано сравнение зависимостей $C_y, m_z(\alpha)$ с первым и вторым вариантами УПС. Сравнение показывает, что применение второго варианта системы УПС на самолете МиГ-21 позволяет получить прирост коэффициента подъемной силы при $\alpha = 10^\circ$, равный 0,38. Этот прирост C_y почти втрое больше, чем прирост C_y , получающийся на самолете без УПС при отклонении закрылков на 25° , и почти в полтора раза выше, чем на самолете с первым вариантом системы УПС ($\delta_3 = 45^\circ, C_{\mu_3} = 0,033, C_{\mu_n} = 0$).

Летные испытания самолета МиГ-21 показали, что посадочная скорость самолета с этой системой может быть снижена примерно на 60–65 км/час, а длина пробега на 30–35 % по сравнению с посадочной скоростью самолета без УПС. При этом не обнаружено каких-либо существенных осложнений техники пилотирования.

На самолетах со стреловидным крылом малого удлинения возможности увеличения несущих свойств с помощью УПС значительно ниже. Уменьшение эффективности УПС на стреловидных крыльях связано с тем, что отрыв на стреловидном закрылке является менее интенсивным и его ликвидация не может дать значительного прироста C_y . Это подтверждается результатами испытаний натурного самолета Су-7Б со стреловидным крылом ($\chi_{1/4} = 60^\circ$, $\lambda = 2,54$, $\eta = 4$) в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. На рис. 3.15 представлены аэродинамические характеристики этого самолета с УПС на простом нещелевом закрылке и с выдвижным щелевым закрылком без УПС. Сравнение показывает, что с помощью УПС удается повысить эффективность механизации всего на 40–50 % при довольно значительной интенсивности выдува на закрылок ($C_{\mu_3} \approx 0,050-0,065$).

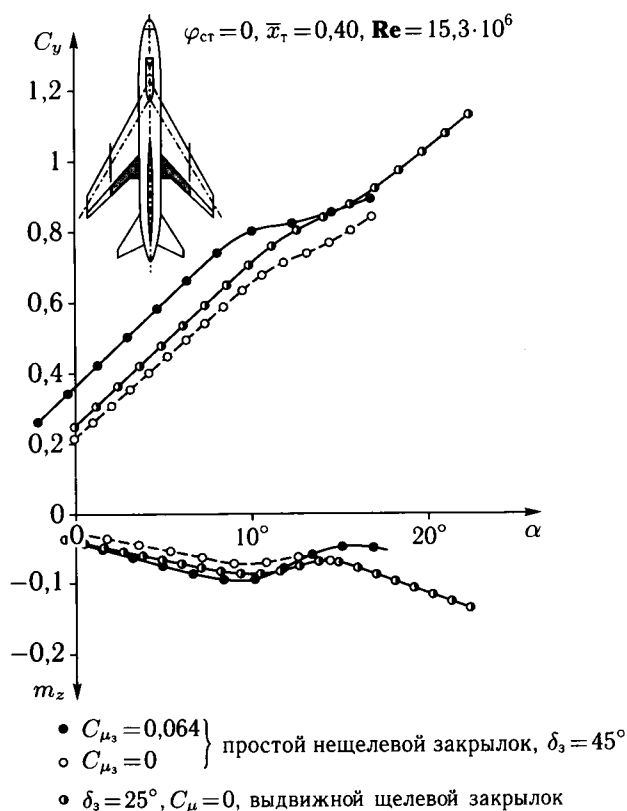


Рис. 3.15. Аэродинамические характеристики натурного самолета Су-7Б с различными типами закрылков

Рассмотрение результатов испытаний показывает, что реализация полученного улучшения несущих свойств самолетов за счет УПС возможна лишь при условии обеспечения удовлетворительных характеристик продольной устойчивости. Это может быть достигнуто как путем установки перегородок, так и за счет выдува из щелевого сопла на передней кромке стреловидного крыла (рис. 3.16).

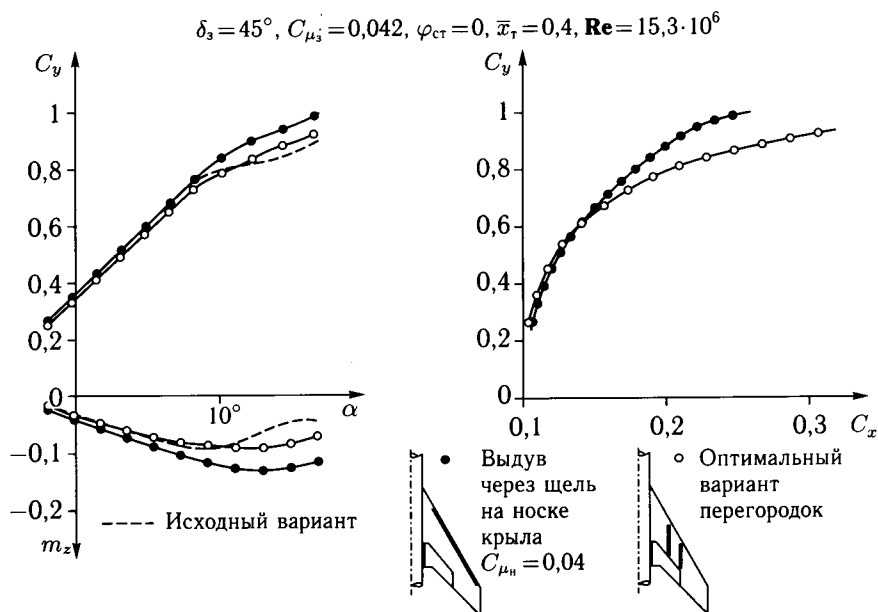


Рис. 3.16. Влияние системы УПС на носке крыла на аэродинамические характеристики самолета

Увеличение угла отклонения закрылка и интенсивности выдува на закрылок и через щель на носке крыла связано, на самолетах рассматриваемого типа, с появлением дополнительного продольного момента на пикирование и некоторым увеличением запаса продольной статической устойчивости, что требует увеличения угла отклонения стабилизатора для балансировки самолета.

Управление пограничным слоем на закрылках, с увеличением скосов потока в области оперения, приводит к уменьшению как эффективности стабилизатора ($m_z^{\varphi_{ст}}$), так и значения угла отклонения стабилизатора, при котором происходит потеря его эффективности. Это неблагоприятное изменение характеристик стабилизатора необходимо учитывать при оценке возможностей балансировки самолета с системой УПС. Ухудшение условий балансировки затрудняет, а в ряде случаев может и ограничивать реализацию более эффективных систем УПС на самолетах рассматриваемого типа.

Важное значение в условиях, когда при включении УПС уменьшаются скорости полета на режимах посадки, имеет также повышение эффективности элеронов. Существенное улучшение работы элеронов достигается при выдуве через щель на носках как треугольного, так и стреловидного крыльев вследствие улучшения обтекания концов крыла (рис. 3.17).

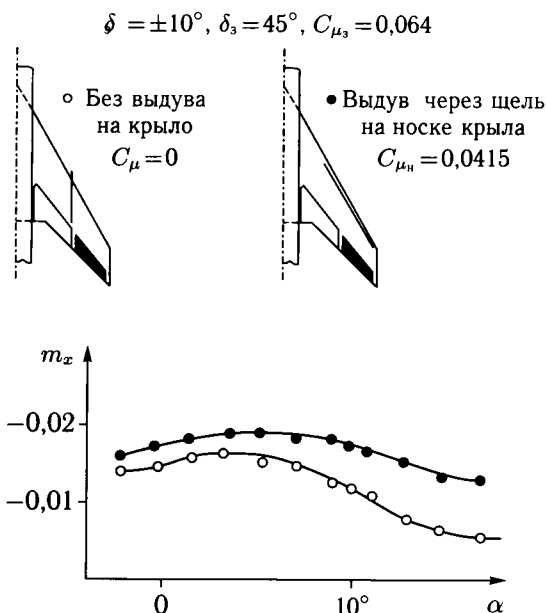


Рис. 3.17. Влияние системы УПС на эффективность элеронов

Применение систем УПС на самолетах с треугольными и стреловидными крыльями малого удлинения практически не сказывается на характеристиках боковой статической устойчивости в летном диапазоне углов атаки.

Влияние угла стреловидности, а также удлинения крыла на эффективность взлетно-посадочной механизации иллюстрируют результаты испытаний натурного самолета МиГ-23 с крылом изменяемой геометрии и его крупномасштабной модели в АДТ Т-101 ЦАГИ (рис. 3.18) [8, 31]. На самолете были исследованы расположенные по всему размаху подвижных консолей крыла различные типы закрылков: простые поворотные, однощелевые, двухщелевые выдвижные, поворотные с системой УПС. Использование на крыльях изменяемой геометрии закрылков по всему размаху подвижных консолей в развернутом взлетно-посадочном положении повышает их эффективность по сравнению с эффективностью закрылков, расположенных по части размаха крыла. Кроме того, увеличение размаха закрылков уменьшает индуктивное сопротивление крыла на больших углах атаки.

На рис. 3.18 дано сравнение аэродинамических характеристик $C_y, m_z(\alpha)$ модели с тремя видами механизации по всему размаху крыла в развернутом положении с углом стреловидности консолей $\chi_k = 16^\circ$.

Простые поворотные закрылки обеспечивают приросты коэффициента подъемной силы при $\alpha = 10^\circ$, равные $\Delta C_y = 0,4$ при $\delta_3 = 25^\circ$ и $\Delta C_y = 0,55$ при $\delta_3 = 50^\circ$. Эти закрылки целесообразно отклонять лишь до углов $25-30^\circ$, поскольку при дальнейшем увеличении угла их отклонения интенсивность прироста подъемной силы крыла уменьшается вследствие возникновения на закрылках отрыва потока.

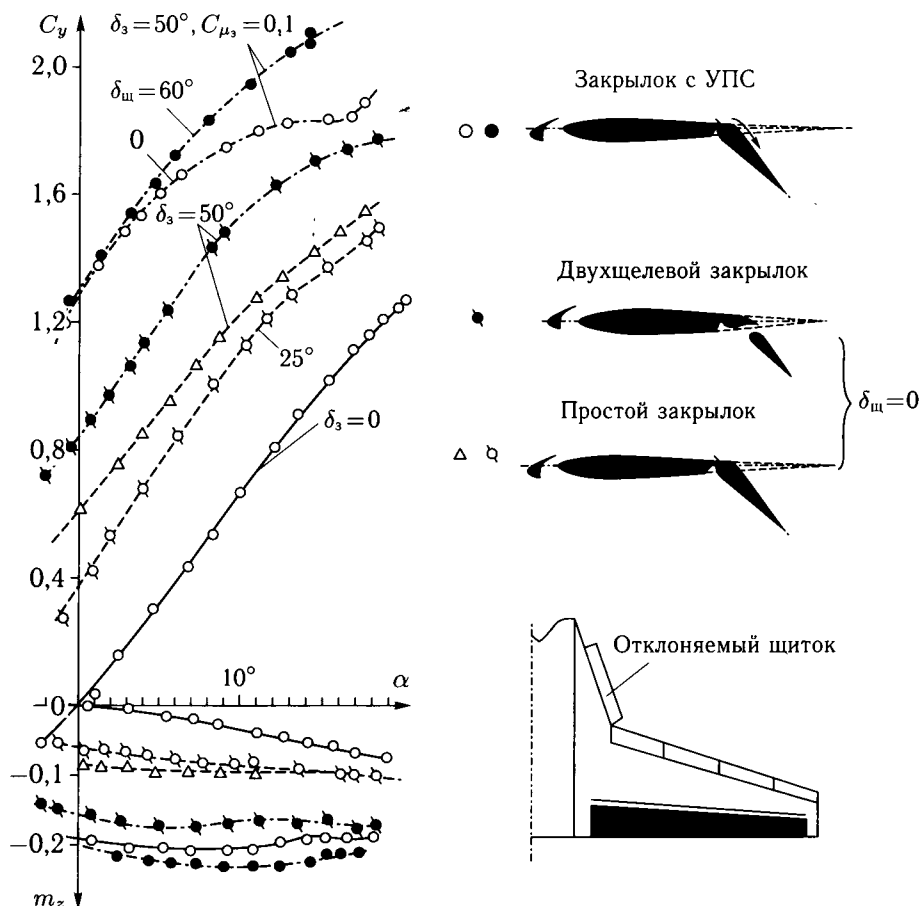


Рис. 3.18. Сравнение эффективности различных вариантов механизации крыла изменяемой геометрии

Щели позволяют предотвратить отрыв потока на закрылках и обеспечить их безотрывное обтекание до больших углов отклонения и тем самым повысить прирост коэффициента подъемной силы крыла. При оптимальных углах отклонения двухщелевых закрылков $\delta_3 = 40\text{--}50^\circ$ прирост коэффициента подъемной силы составляет $\Delta C_y = 0,9\text{--}0,95$.

Простые поворотные закрылки с системой УПС обеспечивают наибольшие приросты подъемной силы при отклонении на большие углы. На рис. 3.19, а показано влияние коэффициента импульса C_{μ_3} на приращение коэффициента подъемной силы ΔC_{y_c} за счет выдува на закрылки, отклоненные на различные углы. В исследованном диапазоне изменения коэффициента импульса $C_{\mu_3} = 0\text{--}0,15$ наибольшие приращения коэффициента подъемной силы за счет выдува достигаются при отклонении закрылков на углы $\delta_3 = 50$ и 65° . При угле отклонения закрылков $\delta_3 = 80^\circ$ повышение интенсивности выдува сопровождается монотонным увеличением ΔC_y , что свидетельствует о неполном

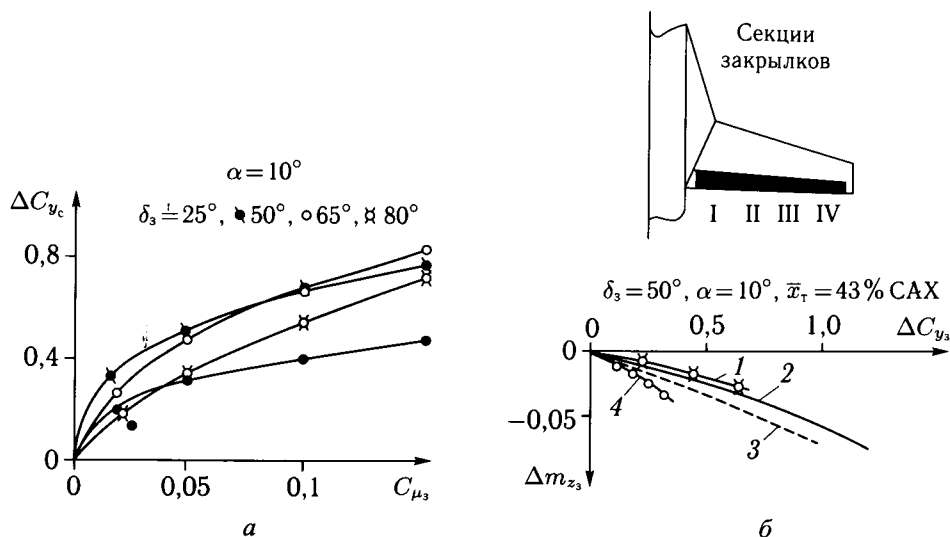


Рис. 3.19. Влияние выдува струи на приращение подъемной силы от закрылков (а). Влияние системы УПС на продольный момент крыла изменяемой геометрии (б). 1 — I; 2 — I + II + III + IV; 4 — IV — закрылок с УПС, $C_{\mu_3} = 0,1$; 3 — I + II + III + IV — двухщелевой закрылок

восстановлении безотрывного обтекания их верхней поверхности даже при сравнительно больших значениях коэффициента импульса C_μ .

Использование системы УПС практически удваивает величину ΔC_y от отклоненных простых закрылков. Существенное повышение несущих свойств крыла изменяемой геометрии при отклонении закрылков сопровождается возрастанием продольных моментов на пикирование (рис. 3.19, б). Следует отметить, что при использовании закрылков по всему размаху подвижной части крыла основной прирост подъемной силы создается за счет отклонения корневых и центральных секций закрылка и, в меньшей степени, за счет концевых секций закрылка. При этом отклонение корневой секции I закрылка сопровождается значительно меньшими приростами продольного момента на пикирование Δm_{z_3} по сравнению с приростами от отклонения концевой секции IV (рис. 3.19, б). С учетом этого обстоятельства целесообразно использовать дифференциальное отклонение секций закрылков для получения больших приростов коэффициента подъемной силы при меньших величинах Δm_{z_3} . При этом корневые секции закрылков следует отклонять на большие углы.

Испытания показали также, что отклонение двухщелевых выдвижных закрылков по всему размаху консолей крыла сопровождается большим приращением продольного момента на пикирование, чем отклонение закрылков с УПС (см. рис. 3.19, б), что облегчает проблему продольной балансировки самолета в последнем случае.

Расчеты показали [8], что на самолете с крылом изменяемой геометрии можно получить следующие балансирующие значения коэффициента подь-

емной силы при $\alpha = 10^\circ$ (с учетом влияния близости земли):

- с простыми закрылками $C_{y_{бал}} = 1,2$,
- с двухщелевыми закрылками $C_{y_{бал}} = 1,4-1,5$,
- с закрылками с системой УПС ($C_\mu = 0,1$) $C_{y_{бал}} = 1,7-1,9$.

На рис. 3.20 дано сравнение эффективности взлетно-посадочной механизации самолета с крылом изменяемой геометрии и самолетов с треугольным и трапециевидным крыльями. На каждой из представленных компоновок применение системы УПС на закрылках позволяет получить существенное повышение несущих свойств. Однако наибольшие величины подъемной силы достигаются на самолете с крылом изменяемой геометрии. Высокая эффективность системы УПС на этом самолете обусловлена большим удлинением и малой стреловидностью крыла в развернутом положении ($\chi_{пк} \approx 15^\circ$), а также отклонением закрылков по всему размаху крыла.

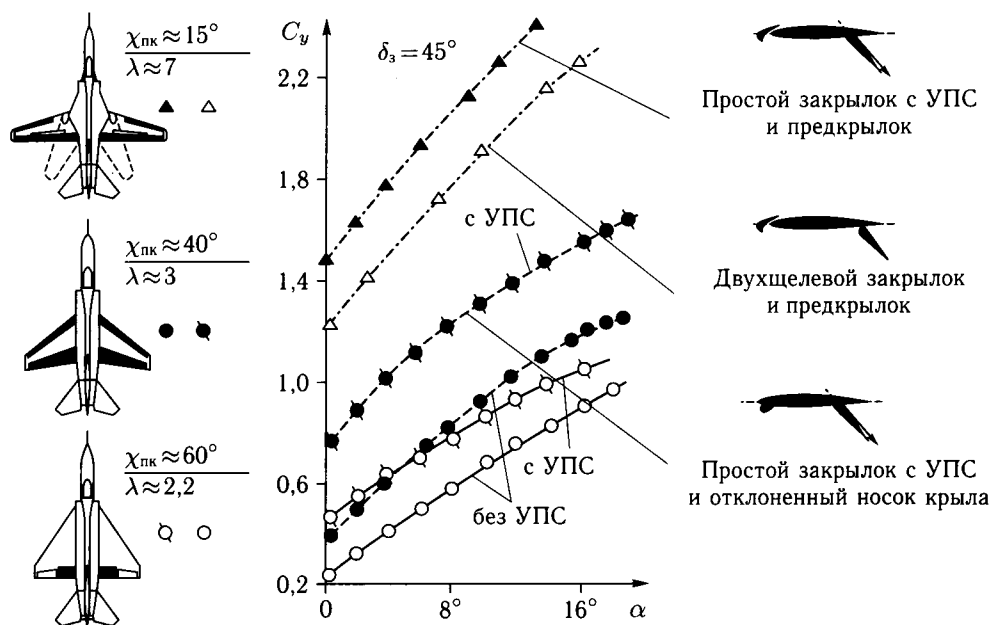


Рис. 3.20. Эффективность взлетно-посадочной механизации на самолетах с крыльями различной формы

Аналогичные системы УПС были реализованы на ряде зарубежных серийных и опытных самолетов [3.1–3.4]. На палубном серийном самолете «Фантом» F-4C/D (США) выдув осуществлялся на закрылки и из отклоняемых носков крыла, на палубном серийном самолете SMK.2 «Бакэнир» (Англия) выдув производился на закрылки, зависающие элероны, а также из передних кромок крыла и горизонтального оперения. Применение систем УПС на этих самолетах, а также на серийном самолете МиГ-21 позволило уменьшить их посадочную скорость на 15–20% и длину пробега на 25–35% по сравнению с использованием обычной механизации.

Глава 4

ПРИМЕНЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ И ЦИРКУЛЯЦИЕЙ КРЫЛА НА КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА И РЕЖИМАХ МАНЕВРА

Основными аэродинамическими проблемами полета самолета на больших околосвуковых скоростях являются резкое возрастание лобового сопротивления и возникновение тряски — трансзвукового бафтинга. Увеличение сопротивления при росте числа M_∞ полета происходит вследствие повышения интенсивности скачка уплотнения (волновое сопротивление), утолщения пограничного слоя и его отрыва (профильное сопротивление). Возникновение бафтинга связано с нестационарным взаимодействием скачка уплотнения с оторвавшимся потоком. Эти обстоятельства ограничивают возможности повышения аэродинамического показателя эффективности крейсерского полета $M_\infty \cdot K$, ухудшают маневренные характеристики, а также снижают безопасность полета самолета на этих режимах полета.

Уменьшение относительной толщины, увеличение стреловидности и оптимизация удлинения крыла позволяют ослабить указанные неблагоприятные явления. Однако возможности этих традиционных, так называемых «пассивных» методов, являются ограниченными и в настоящее время в значительной мере исчерпаны.

Аэродинамическое проектирование современных профилей и крыльев базируется главным образом на двух принципах: эффекте сверхкритичности и ламинаризации обтекания. Использование принципа максимальной сверхкритичности, заключающегося в реализации изоэнтропического торможения потока за счет уплощения верхней поверхности профиля и создания «подрезки» в хвостовой части его нижней поверхности (для сохранения заданной величины C_y), позволяет существенно повысить критическое число $M_{кр}^*$, соответствующее началу резкого возрастания волнового сопротивления профиля. Однако сверхкритические профили, которые проектируются на заданный режим полета, имеют, как правило, меньшие величины аэродинамического качества на докритических режимах полета, чем классические профили, вследствие отрыва потока в диффузорной части профиля, вызванного неблагоприятным градиентом давления или наличием скачка уплотнения [4.1]. Это существенно ограничивает возможности использования принципа сверхкритичности для дальнейшего совершенствования профилей и крыльев.

Обеспечение естественной ламинаризации в натурных условиях (при больших числах Re) возможно лишь за счет создания благоприятного градиента давления (ускорения течения) на передней части поверхности профиля. Последующее торможение потока в его кормовой части может сопровождаться отрывом пограничного слоя и соответствующим уменьшением возможностей улучшения характеристик профиля за счет ламинаризации.

Таким образом, реализация принципов сверхкритичности и ламинаризации, а также возможности создания высоконесущих профилей за счет увели-

чения их относительной кривизны и толщины ограничиваются возникновением отрыва потока, вызываемого либо неблагоприятным градиентом давления в диффузорной части профиля (диффузорный отрыв), либо наличием скачка уплотнения при околосзвуковых скоростях полета (волновой отрыв).

Перспективным направлением радикального улучшения аэродинамических характеристик крыльев является применение систем активного управления обтеканием. Одной из таких систем, исследование которой проводится в течение многих лет, является искусственная ламинаризация обтекания путем отсасывания пограничного слоя на носовой части крыла. Однако, практическая реализация этой системы сопряжена с рядом технологических, конструктивных и эксплуатационных проблем (трудоемкость изготовления перфорированной поверхности с большим количеством микроотверстий, большие потребные внутренние каналы для отсасывания низконапорного воздуха, отбор мощности от силовой установки для привода отсасывающих агрегатов, проблема загрязнения и обледенения перфорированной поверхности, а также ее прочность, ресурс и др.).

Более эффективным и практически приемлемым может являться использование струйных систем управления обтеканием крыла (рис. 4.1):

- тангенциального выдува струй сжатого воздуха из щелевого сопла на диффузорную часть сверхкритических или ламинаризованных крыльев с целью обеспечения их безотрывного обтекания (рис. 4.1, а, б);
- тангенциального выдува струй из щелевого сопла на скругленную заднюю кромку крыла с небольшим относительным радиусом округления ($R/b = 1-2\%$) (рис. 4.1, в);
- выдува струй из задней кромки под некоторым углом к его хорде (струйный закрылок) на профилях сверхкритического типа (рис. 4.1, г).

Применение тангенциального выдува или струйного закрылка позволяет:

- более полно реализовать принцип сверхкритичности, то есть обеспечить изоэнтропическое сжатие потока на значительной части крыла и ликвидировать отрыв пограничного слоя в его диффузорной части, вызванный положительным градиентом давления или наличием скачка уплотнения;
- обеспечить высокий уровень аэродинамического качества вследствие ламинаризации течения на 70–80% хорды крыла за счет создания благоприятного градиента давления и ликвидации отрыва в его диффузорной части;
- обеспечить изоэнтропическое сжатие потока на уплотненной, практически всей верхней поверхности крыла (вплоть до задней кромки), а уменьшение подъемной силы, вызванное наличием обратной кривизны сверхкритического профиля, компенсировать за счет выдува струи у задней кромки профиля (струйный закрылок);
- значительно повысить несущие свойства и аэродинамическое качество крыла на режиме околосзвукового маневра за счет ликвидации отрыва потока, вызванного большим градиентом давления и скачком уплотнения на крыле большой кривизны и больших углах атаки;
- значительно повысить несущие свойства крыла на взлетно-посадочных режимах полета за счет выдува на отклоняемую хвостовую часть, вы-

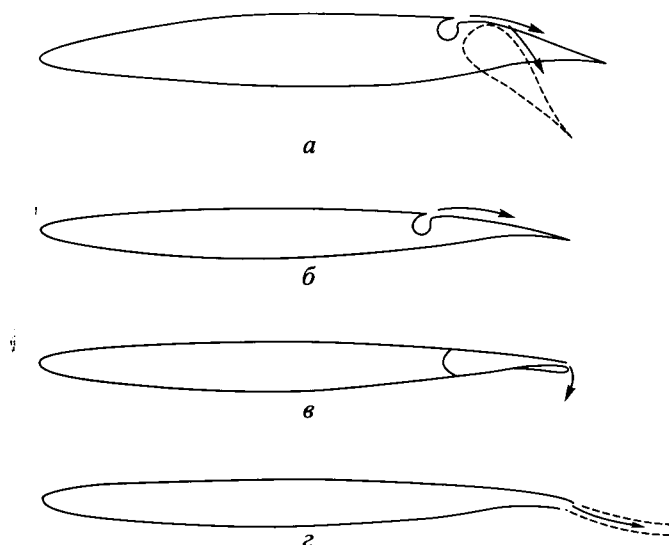


Рис. 4.1. Струйные системы активного управления обтеканием крыла: *а* — выдув струи на отклоненный закрылок; *б* — выдув струи на поверхность крыла; *в* — выдув струи на скругленную заднюю кромку крыла; *г* — струйный закрылок

полненную в виде простого поворотного или нещелевого выдвижного закрылка (см. рис. 4.1, *а*).

Тангенциальный выдув струи из щелевого сопла на скругленную заднюю кромку крыла (см. рис. 4.1, *в*) может быть также использован для повышения несущих свойств и аэродинамического качества как на взлетно-посадочных, так и на крейсерских режимах полета за счет управления циркуляцией путем изменения положения задней критической точки.

В отличие от системы отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла (с целью повышения устойчивости ламинарного течения или ликвидации отрыва), выдув струй сжатого воздуха имеет ряд преимуществ:

- для выдува может быть использован высоконапорный сжатый воздух (газ), отбираемый из газодинамического тракта маршевых двигателей и подаваемый к щелевому соплу через трубопроводы небольшого диаметра;
- система выдува является нечувствительной, в отличие от отсасывания, к таким эксплуатационным факторам как засорение, попадание влаги и замерзание щелей (перфорации).

Опыт практического использования систем управления пограничного слоя путем тангенциального выдува сжатого воздуха на поверхность отклоненных закрылков для улучшения взлетно-посадочных характеристик на серийных самолетах-истребителях МиГ-21, Фантом F-4C/D, SMK.2 «Бакэнир», летающей лодке Шин Мейва PS-1 и др., показал весьма высокую надежность этих систем в различных условиях эксплуатации.

Профили с активным управлением течением в диффузорной части являются новым классом околосзвуковых профилей, предназначенных для радикаль-

ного улучшения как крейсерских, так и взлетно-посадочных и маневренных характеристик самолетов различного назначения [17, 4.2].

Эффективное увеличение энергии пограничного слоя за счет выдува ослабляет ограничения, накладываемые на форму профиля, и позволяет реализовать заданное распределение давления. В частности, использование выдува позволяет получить близкое к «полочному» распределение давления почти на 90 % хорды профиля, обеспечивая таким образом минимальную интенсивность скачка уплотнения при заданной аэродинамической нагрузке и ликвидацию отрыва потока в диффузорной части профиля. При этом форма профиля может быть выбрана такой, чтобы минимизировать приращение момента тангажа на пикирование. Применение выдува позволяет также значительно переместить назад положение максимальной толщины профиля (до 75–80 % хорды), обеспечивая таким образом на большей части профиля благоприятный градиент давления для ламинаризации течения.

Ключевой проблемой, связанной с разработкой крыльев со струйными системами, является минимизация потребного расхода воздуха, отбираемого от двигателей, с целью уменьшения потерь тяги ТРДД на режимах крейсерского полета и околозвукового маневра. В связи с этим необходимо оптимизировать форму профилей с учетом воздействия струй.

На режимах взлета и посадки эта же система может быть использована для повышения несущих свойств крыла за счет тангенциального выдува струи с повышенной интенсивностью на простой нещелевой закрылок. Увеличение располагаемого коэффициента импульса струи в этом случае обеспечивается (при постоянном расходе воздуха) за счет уменьшения скоростного напора ($C_\mu = J_c/q_\infty S$), а также за счет повышенного расхода воздуха при большой располагаемой тяге ТРДД.

4.1. Высоконесящие крыловые профили с управлением пограничным слоем

С целью выявления целесообразности применения системы УПС на дозвуковых крейсерских режимах полета и на режимах маневра в ЦАГИ проведены расчетные исследования профилей с большими величинами коэффициента подъемной силы ($C_y = 1,5\text{--}2,0$) и высоким уровнем качества при числах $M = 0,3\text{--}0,5$ [17]. Основными задачами, которые необходимо решить при разработке таких профилей, являются:

- выбор формы профиля, обеспечивающей получение заданной величины коэффициента подъемной силы без возникновения скачков уплотнения;
- обеспечение ламинарного обтекания большей части профиля при натуральных числах Re ;
- определение формы диффузорной части профиля, обеспечивающей минимальные потребные затраты сжатого воздуха для реализации безотрывного обтекания профиля в этой области.

Рассмотрены три варианта профилей (рис. 4.2, а), предназначенных для использования на режимах $C_y = 1,5\text{--}2,0$, $M = 0,3\text{--}0,5$, с различными формами распределения давления в диффузорной части (рис. 4.2, б). Расчет формы профилей осуществлялся по заданному распределению давления путем

последовательного решения обратной и прямой задачи [4.5, 4.16]. Относительная толщина профилей определялась в результате расчета. Сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки для разработанных вариантов профилей (без выдува) при числах $M = 0,3$ и $Re = 40 \cdot 10^6$ приведено на рис. 4.2, в.

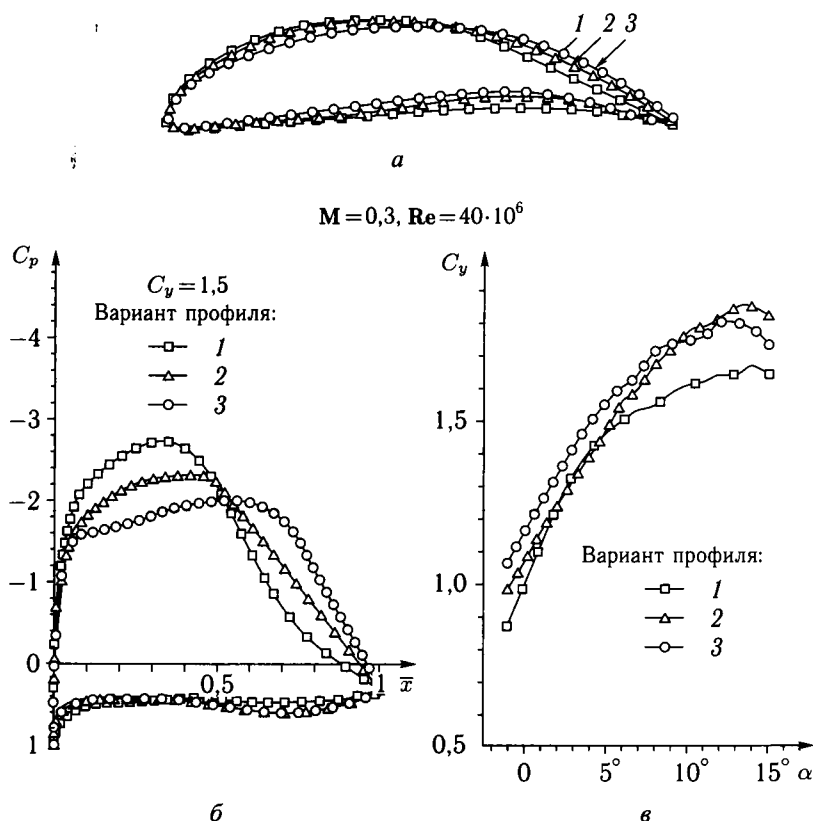


Рис. 4.2. Высоконесущие профили

В диффузорной части профиля 1 принято распределение давления, близкое к распределению Стрэтфорда [1.11] и являющееся предельным для безотрывного течения (трение не обтекаемой поверхности близко к нулю). Расчеты вязкого обтекания по методу [4.16] показали, что отрыв потока на данном профиле, имеющем максимальную относительную толщину $\bar{c} = 15,3\%$, наступает при углах атаки $\alpha > 3^\circ$, $C_y > 1,4$ (см. рис. 4.2, в). При дальнейшем увеличении угла атаки точка отрыва быстро смещается к передней кромке профиля и происходит соответствующее уменьшение приращения коэффициента подъемной силы.

Коэффициент давления в диффузорной части профиля 2 с максимальной относительной толщиной $\bar{c} = 14,4\%$ изменяется приблизительно линейно от $\bar{x} \approx 0,5$, где достигается его минимальное значение, до $\bar{x} = 0,95$ (см. рис. 4.2, б).

Распределение давления на профиле 3 ($\bar{c} = 12\%$) характеризуется наиболее задним положением точки минимального давления ($\bar{x} \approx 0,6$) и наибольшим положительным градиентом давления в диффузорной части. Соответственно, изменение положения точки отрыва пограничного слоя с увеличением C_y является наиболее слабым, а сам отрыв возникает при наименьших величинах C_y из всех рассмотренных вариантов профилей.

Зависимости $C_y(\alpha)$ показывают (см. рис. 4.2, в), что наибольшие величины $C_{y_{\max}} = 1,8-1,85$ при числах $M = 0,3$ и $Re = 40 \cdot 10^6$ достигаются на профилях вариантов 2 и 3 при $\alpha_{кр} = 12-13^\circ$, а на профиле варианта 1 — $C_{y_{\max}} = 1,65$ при $\alpha = 14^\circ$.

Положения щелевых сопел для выдува выбирались из условия сохранения безотрывного обтекания профилей при $C_y = 3$, что соответствует величине запаса $\Delta C_y = 1,0$ по отношению к максимальному расчетному значению $C_y = 2$.

Коэффициент импульса струи выдуваемого воздуха, потребный для ликвидации отрыва, определялся по формуле [2.1.1, 2.1.2]:

$$C_{\mu R} = \frac{2\Delta\bar{\theta}}{0,85(1 - V_{cp}/V_c)^2}, \quad (4.1)$$

где $\Delta\bar{\theta}$ — разность значений толщины потери импульса на задней кромке профиля и перед точкой отрыва (в месте расположения щелевого сопла), которые находятся по теории турбулентного пограничного слоя с использованием теоретического распределения скоростей во внешнем потоке, V_{cp} — средняя скорость внешнего потока на обдуваемой части профиля, V_c — скорость истечения струи.

Выдув струи с коэффициентом импульса $C_{\mu R}$ обеспечивает безотрывное обтекание профиля в заданном диапазоне углов атаки ($\alpha \leq 15^\circ$). При этом зависимости $C_y(\alpha)$ в указанном диапазоне являются линейными. Наибольшие несущие свойства ($C_y = 3,3$ при $\alpha = 15^\circ$) достигаются на профиле варианта 3 при коэффициенте импульса $C_{\mu R} = 0,011$ (рис. 4.3, а). Приблизительно такой же уровень несущих свойств может быть обеспечен на профиле варианта 2, но при значительно большем потребном коэффициенте импульса $C_{\mu R} = 0,017$.

Расчеты показали, что в условиях безотрывного вязкого обтекания наиболее высокое максимальное эффективное аэродинамическое качество $K_{\max \text{ эф}} = C_y/(C_x + C_{\mu R}) \approx 120$ при $C_y \approx 2,0$ имеет профиль 3 с более задним положением точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный ($\bar{x}_п = 0,7$). Эта величина значительно превышает значение $K_{\max} = 95$ при $C_y = 1,3$ и $M = 0,3$ для профиля без УПС (рис. 4.3, б).

4.2. Крыловые профили с управлением пограничным слоем и циркуляцией для режимов крейсерского околозвукового полета и маневра

В настоящее время известен ряд работ, в которых выполнены исследования профилей со струйными системами активного управления обтеканием [4.2, 4.8–4.14] как средства ликвидации отрыва потока с целью уменьшения

$$M=0,3, Re=40 \cdot 10^6$$

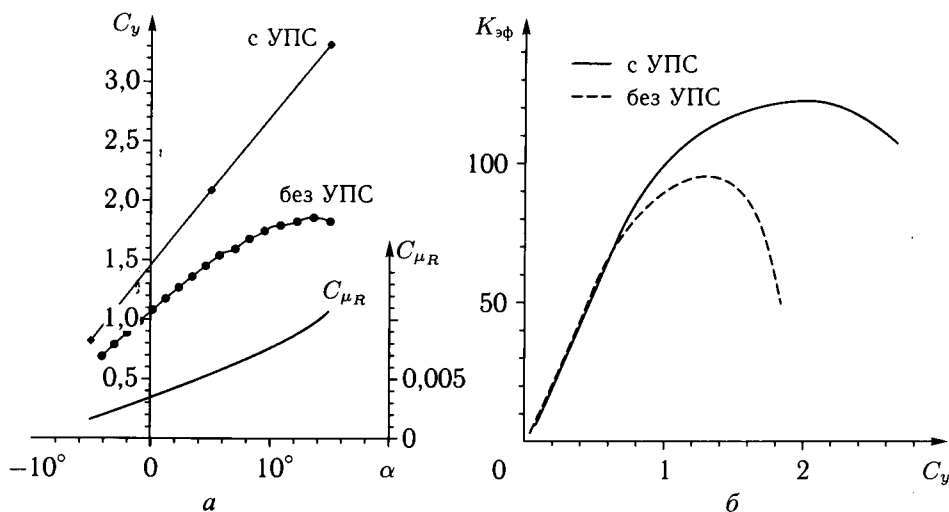


Рис. 4.3. Влияние системы УПС на аэродинамические характеристики профиля

профильного сопротивления и повышения несущих свойств на режимах околозвукового крейсерского полета и маневра.

На этих режимах полета применение выдува может расширить возможности улучшения аэродинамических характеристик самолетов. Так, например, сверхкритические профили и крылья, обладающие высоким значением $M_{кр}^*$, имеют при докритических режимах более низкое аэродинамическое качество, чем классические профили, вследствие отрыва пограничного слоя в диффузорной части. Возможности создания и применения профилей большой относительной толщины и высоконесущих профилей с повышенной относительной кривизной также ограничиваются возникновением диффузорных отрывов. Кроме того, некоторые элементы аэродинамической компоновки обтекаются с отрывом, поскольку их форма является вынужденной. В результате происходит снижение аэродинамического качества и ухудшение других характеристик самолета на крейсерском режиме полета.

В работе [4.2, 4.8] проведены расчетные исследования влияния тангенциального выдува струй на сопротивление сверхкритических крыловых профилей с максимальными относительными толщинами $\bar{c} = 10\text{--}14\%$ (рис. 4.4, а). Характерными для исследованных профилей является уплощенная верхняя и искривленная нижняя поверхности, а также наличие «подрезки» в хвостовой части нижней поверхности, компенсирующей потерю подъемной силы, вызванную уплощением верхней поверхности. Расчеты проведены в условиях турбулентного обтекания при фиксированном крейсерском значении коэффициента подъемной силы $C_y = 0,55$ в диапазоне чисел $M = 0,7\text{--}0,88$ и постоянном числе $Re = 40 \cdot 10^6$. На рис. 4.4, б показано изменение положения точек отрыва пограничного слоя ($\bar{x}_{отр}$) на верхней и нижней поверхностях исследованных профилей при увеличении числа M . Зависимости $\bar{x}_{отр}(M)$ имеют

сложный характер, обусловленный возникновением скачков уплотнения и их перемещением вдоль верхней и нижней поверхностей профиля с увеличением числа M .

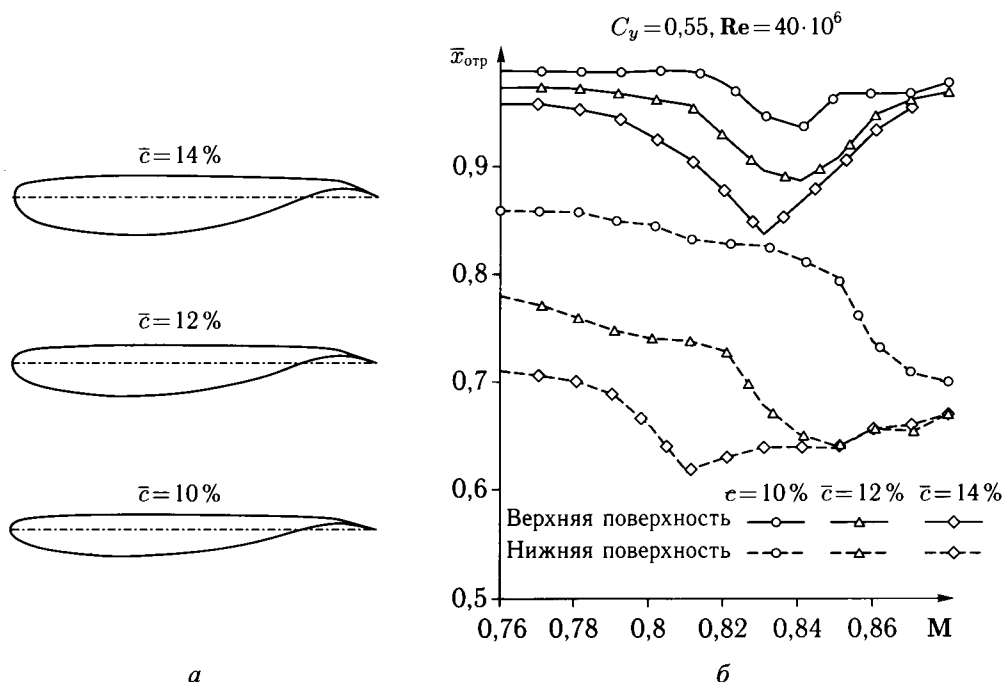


Рис. 4.4. *а* — формы сверхкритических профилей; *б* — изменение положения точки отрыва пограничного слоя на сверхкритических профилях от числа Маха

Для оценки влияния выдува струй на аэродинамические характеристики исследуемых профилей использован модифицированный метод [4.16], который позволяет рассчитать вязкое околосзвуковое обтекание профиля с интенсивными скачками уплотнения при наличии отрыва потока. Расчетная схема обтекания крылового профиля с тангенциальным выдувом струи показана на рис. 4.5. Рассматривается обтекание профиля вязким сжимаемым потоком газа при наличии развитой местной сверхзвуковой зоны, замыкаемой скачком уплотнения. Вблизи точки отрыва потока $x_{отр}$, вызванного скачком уплотнения, осуществляется выдув струи сжатого воздуха из щелевого сопла ($\bar{x}_c = x_{отр}$) с интенсивностью, достаточной для перемещения точки отрыва (толщина потери импульса в которой при отсутствии выдува равна θ_o) к задней кромке крыла. При этом коэффициент импульса струи $C_\mu = C_{\mu R}$ и соответствующая ему величина θ_s обеспечивают восстановление полного безотрывного обтекания всей верхней поверхности профиля. Область невязкого течения рассчитывается с помощью линеаризованного уравнения для потенциала скорости:

$$(1 - M)^2 \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0, \quad (4.2)$$

а область вязкого течения путем решения уравнения турбулентного пограничного слоя:

$$\frac{d\theta}{ds} + (H + 2 - M^2) \frac{\theta}{u} \frac{du}{ds} - \frac{C_f}{2} = 0, \quad (4.3)$$

где θ — толщина потери импульса, $H = \delta^*/\theta$ — формпараметр пограничного слоя, u — продольная скорость, C_f — коэффициент трения, s — направление вдоль контура профиля. Сращивание решений во внешней невязкой и внутренней вязкой областях течения производится посредством условия Лайтхилла:

$$\nu = \frac{1}{\rho} \frac{d(\rho u \delta^*)}{dS}, \quad (4.4)$$

устанавливающего связь между нормальной скоростью ν на поверхности профиля и величиной толщины вытеснения δ^* , получаемой из решения вязкой задачи. Критерием отрыва пограничного слоя являлось достижение нулевого (или близкого к нему) коэффициента местного трения C_f .

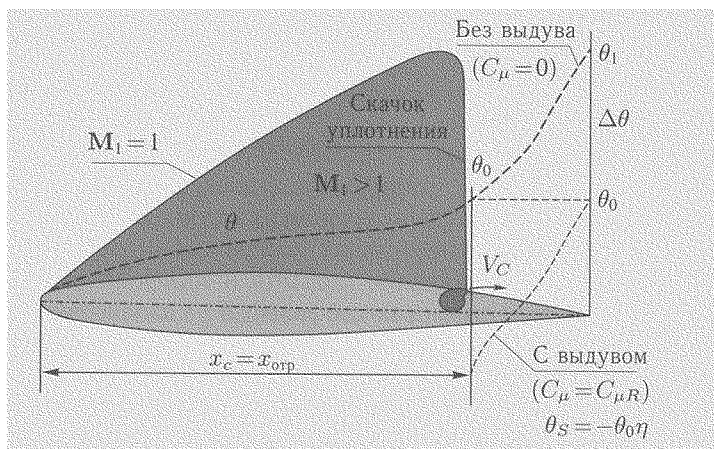


Рис. 4.5. Расчетная схема обтекания профиля с тангенциальным выдувом струи

Коэффициент импульса струи, потребный для ликвидации отрыва, определялся по формуле (4.1), которая позволяет получить удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных значений коэффициента $C_{\mu R}$ для профилей с тангенциальным выдувом до- и сверхзвуковых струй на верхнюю поверхность закрылков при больших углах их отклонения ($\delta_3 \geq 50^\circ$), то есть в условиях развитого отрыва пограничного слоя в дозвуковом потоке. Данное соотношение не требует детального расчета обтекания профиля с тангенциальным выдувом, а лишь интегрально учитывает импульс струи, потребный для восстановления безотрывного обтекания профиля путем уменьшения толщины потери импульса θ_o и формпараметра H_o пограничного слоя в точке выдува струи x_c на определенную величину η :

$$\theta_s = \theta_o \cdot \eta \quad \text{и} \quad H_s = H_o \cdot \eta,$$

где s — соответствует параметрам пограничного слоя в точке отрыва.

Условиями выбора параметра η являются: $\delta_1^* = \delta_0^*$, $\theta_1 = \theta_0$, $C_f = 0$, где δ_1^* , θ_1 — соответственно толщины вытеснения и потери импульса пограничного слоя, C_f — коэффициент трения на задней кромке профиля при выдуве струи.

В процессе расчета из полного сопротивления C_x выделялось волновое сопротивление $C_{xв}$ профиля, рассчитываемое по структурной формуле [4.4]

$$C_{xв} \approx \frac{A(M) \cdot B(M_{ск} - 1)}{k \cdot C(M_{ск} - 1)}, \quad (4.5)$$

где $M_{ск}$ — число Маха на поверхности профиля перед скачком уплотнения, k — кривизна поверхности у основания скачка уплотнения, $A(M)$, $B(M_{ск} - 1)$, $C(M_{ск} - 1)$ — функции, приведенные в работе [4.4].

Расчеты показали, что при фиксированном угле атаки тангенциальный выдув струи приводит к увеличению подъемной силы профиля за счет расширения местной сверхзвуковой зоны на верхней поверхности и увеличения давления в хвостовой части нижней поверхности. При фиксированном значении $C_y = 0,55$, $M = 0,83$ и $Re = 40 \cdot 10^6$ тангенциальный выдув струи непосредственно перед точкой отрыва исходного течения ($\bar{x}_c = \bar{x}_{отр} = 0,84$), приводит к полной ликвидации отрыва, смещению скачка уплотнения к задней кромке профиля и восстановлению давления ($C_{p1} \approx 0,25$) на его уплощенной верхней поверхности (рис. 4.6). На нижней поверхности при $\bar{x} > 0,65$ происходит существенное восстановление давления в хвостовой части за счет ликвидации отрыва ($\bar{x}_{отр} = 0,64$ — без выдува струи, $\bar{x}_{отр} = 1$ — при выдуве струи в точке $\bar{x}_c = 0,64$).

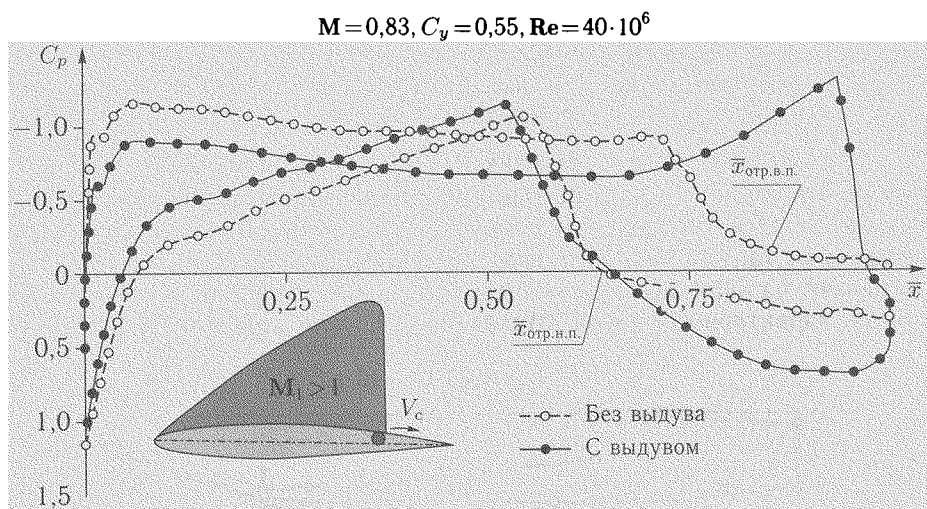


Рис. 4.6. Влияние тангенциального выдува струи на распределение давления по сверхкритическому профилю с относительной толщиной $\bar{c} = 14\%$

Вследствие ликвидации отрыва потока происходит уменьшение полного сопротивления профиля (рис. 4.7). Учет величины коэффициента $C_{\mu R}$, потребного для ликвидации отрыва, несколько снижает общий положительный эффект от выдува струи (см. зависимости $C_x + C_{\mu R}$ и $C_{\mu R}$ от числа M

на рис. 4.7). Следует отметить, что при выдуве струи волновое сопротивление, рассчитанное по формуле (4.5), возрастает вследствие расширения местной сверхзвуковой зоны на верхней поверхности профиля. Так, например, при числе $M = 0,83$ прирост волнового сопротивления вследствие восстановления безотрывного обтекания профиля составил $\Delta C_{x_b} \approx 0,0087$, что составляет 87% от уровня C_{x_b} при отрывном обтекании ($C_{x_b} \approx 0,01$). Снижение или прекращение темпа роста волнового сопротивления при числах $M > 0,84$ на профилях большой относительной толщины ($\bar{c} \geq 12\%$) обусловлен повышенной кривизной хвостового участка верхней поверхности, где располагаются скачки уплотнения при полностью безотрывном обтекании, поскольку величина $C_{x_b} \sim 1/k$, где k — кривизна поверхности профиля (см. формулу (4.5)).

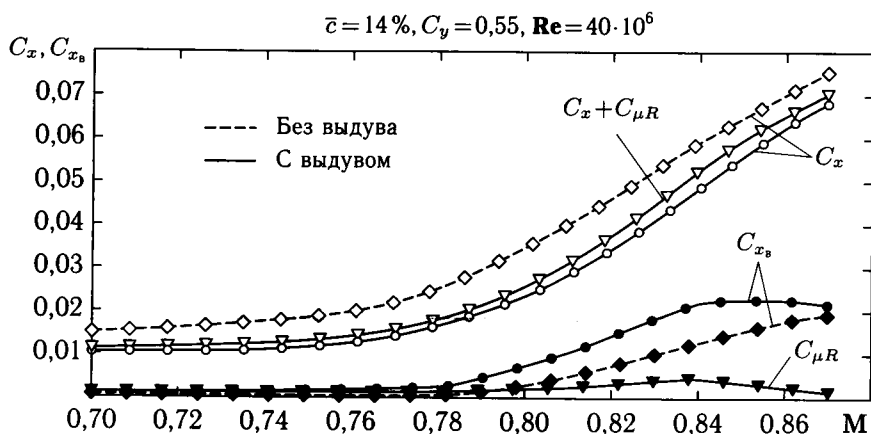


Рис. 4.7. Влияние тангенциального выдува струи на полное C_x и волновое C_{x_b} сопротивление профиля

На рис. 4.8 представлены зависимости от числа M величины отношения коэффициента сопротивления профиля при наличии выдува $C_{x_{\text{выд}}}$ к C_x исходного профиля. Эти зависимости демонстрируют существенный количественный эффект от тангенциального выдува для исследованных профилей. Расчеты указывают на наличие для каждого из профилей с заданной относительной толщиной характерного числа Маха ($M_{\text{выд}}^*$), при котором эффективность

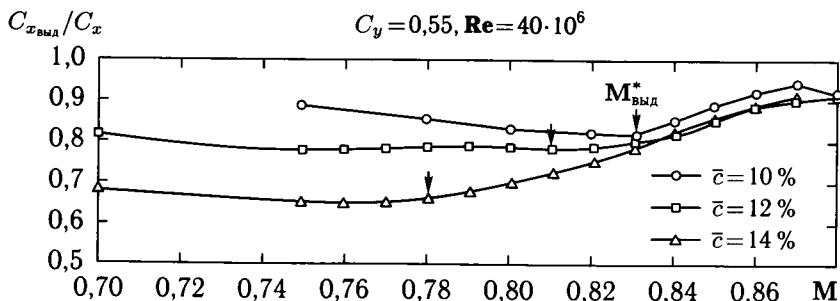


Рис. 4.8. Относительное уменьшение сопротивления профилей с тангенциальным выдувом струи

выдува является максимальной. Согласно расчетам снижение сопротивления на режиме $M_{\text{выд}}^*$ для рассматриваемых профилей с относительными толщинами $\bar{c} = 10\text{--}14\%$ достигает $18\text{--}35\%$ при числах $M_{\text{выд}}^* = 0,83\text{--}0,78$. При числах $M > M_{\text{выд}}^*$ эффективность выдува снижается вследствие увеличения волнового сопротивления.

Достоверность расчетных оценок, полученных по изложенному выше приближенному методу, подтверждается сравнением результатов расчетов распределения давления по профилю RAE 102 с относительной толщиной $\bar{c} = 6\%$ и экспериментальными данными при числах $M = 0,75$, $Re = 1,5 \cdot 10^6$ и угле атаки $\alpha = 6^\circ$ [4.15] (рис. 4.9). При отсутствии выдува ($C_\mu = 0$) результаты расчета и эксперимента свидетельствуют о наличии интенсивного отрыва потока из-под скачка уплотнения. При тангенциальном выдуве струи из щелевого сопла шириной $h_c = 0,07\%b$, расположенного на относительном расстоянии $\bar{x}_c = x_c/b = 0,15$ от передней кромки профиля, происходит восстановление безотрывного обтекания профиля. При этом число Маха в потоке вблизи щелевого сопла имеет величину $M = 1,29$, а число Маха в струе, выдуваемой из щелевого сопла, равно $M_c \approx 2,36$ при $C_\mu = 0,048$.

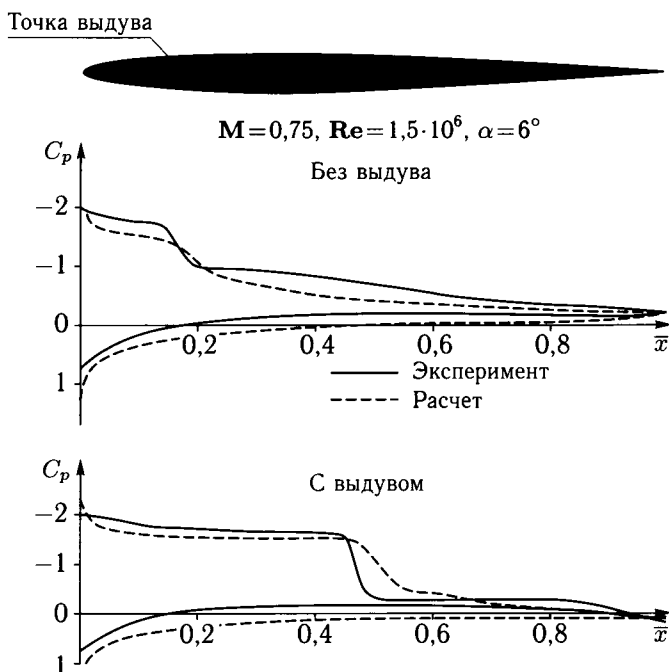


Рис. 4.9. Распределение давления на профиле RAE 102 ($\bar{c} = 6\%$) с тангенциальным выдувом струи

Удовлетворительное согласование расчетного и экспериментального распределения давления по профилю как при отсутствии выдува, так и с выдувом свидетельствует о возможности применения метода для качественного анализа воздействия тангенциального выдува на аэродинамические характеристики профилей при больших дозвуковых скоростях.

Решение задачи о воздействии выдува струи на околозвуковое обтекание профилей и крыльев является чрезвычайно сложным. В настоящее время известно сравнительно небольшое количество теоретических работ, направленных на решение этой проблемы. В работе [4.12] рассмотрены асимптотический и численный методы обтекания профилей с выдувом струи на их верхнюю поверхность в несжимаемом и околозвуковом потоках. Расчет околозвукового обтекания профиля со струей базируется на решении уравнений для полного потенциала скорости в струе и внешнем потоке (рис. 4.10, а).

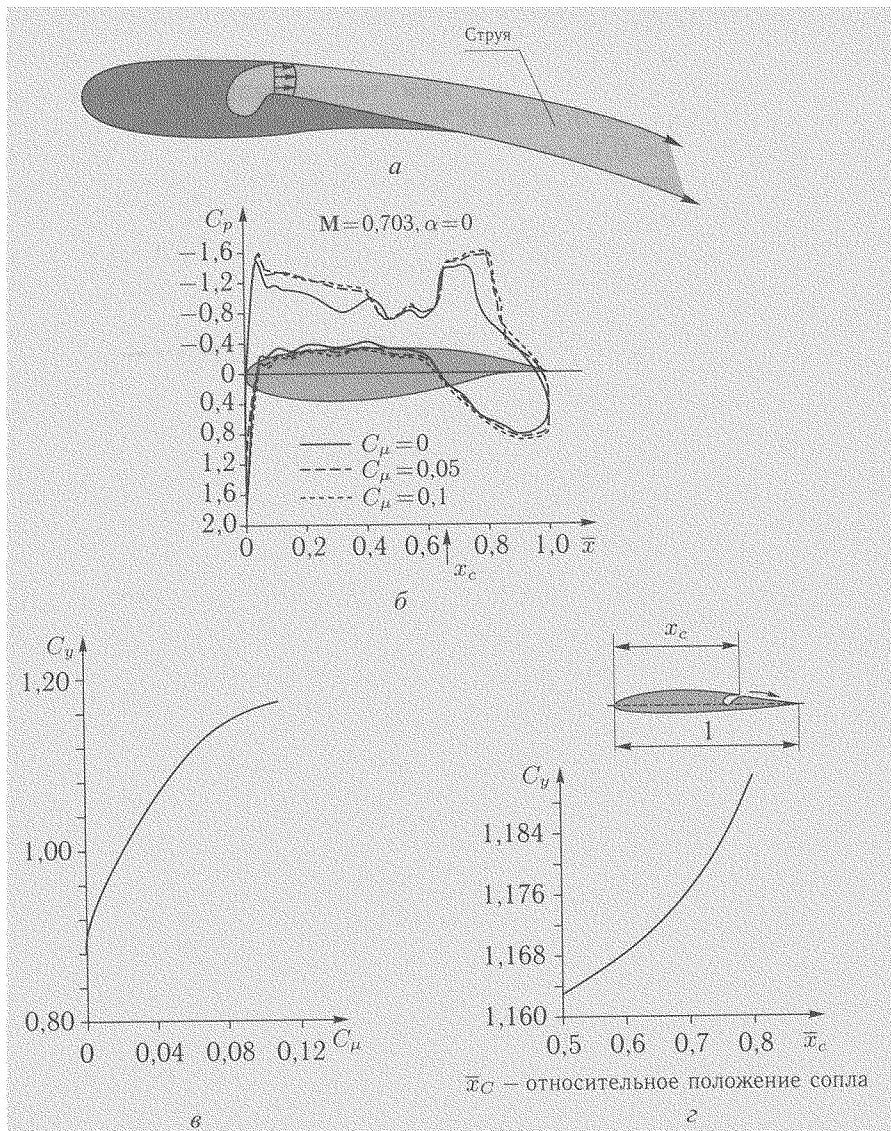


Рис. 4.10. Расчет влияния тангенциального выдува струи на аэродинамические характеристики профиля

На рис. 4.10 представлены результаты расчетов влияния выдува струи из щелевого сопла, расположенного на 65% хорды, на аэродинамические характеристики сверхкритического профиля при числе $M = 0,703$ и $\alpha = 0$. Увеличение коэффициента импульса струи приводит к перемещению скачка уплотнения к задней кромке крыла (рис. 4.10, б) и повышению подъемной силы профиля (см. рис. 4.10, в). Величина коэффициента подъемной силы при фиксированной величине коэффициента импульса ($C_\mu = 0,1$) возрастает при перемещении положения сопла x_c к задней кромке крыла (рис. 4.10, г).

В работах [4.9, 4.11] рассмотрены возможности улучшения аэродинамических характеристик профилей с относительными толщинами $\bar{c} = 12$ и 7% на крейсерских и околозвуковых маневренных режимах полета за счет активного управления течением в диффузорной части профиля. Концепция формирования профилей заключается, во-первых, в использовании специально спроектированного контура профиля, ослабляющего отрыв потока, и, во-вторых, в использовании выдува для ликвидации отрыва и изменения эффективной кривизны профиля за счет воздействия выдува. Система активного управления диффузорным течением (УДТ) (рис. 4.11) состоит из профилированного «предотрывного» контура, расположенного непосредственно за щелевым соплом для выдува струи сжатого воздуха, с последующим участком резкого торможения потока. Эффективное повышение энергии пограничного слоя за счет выдува в комбинации с быстрым торможением потока ослабляет ограничения по выбору формы профиля и позволяет реализовать заданное распределение давления.

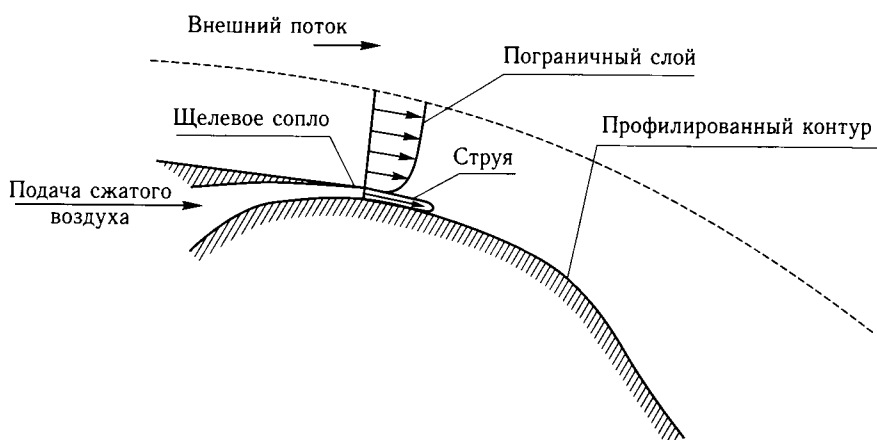


Рис. 4.11. Струйная система активного управления диффузорным течением

Интенсивность выдува определяется величиной коэффициента импульса струи:

$$C_\mu = \dot{m}_c \cdot V_c / q_\infty \cdot b,$$

где \dot{m}_c — секундный массовый расход воздуха (на единицу размаха крыла), V_c — скорость струи при изоэнтальпическом расширении сжатого воздуха от давления торможения на срезе сопла до статического давления внешнего

потока в месте расположения сопла, q_∞ — скоростной напор набегающего потока, b — хорда профиля.

В работе [4.9] представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований профилей с относительной толщиной $\bar{c} = 7\%$, разработанных с учетом системы УПС, и предназначенных для крейсерского полета при числе $M_\infty = 0,8$ и $C_y = 0,6$ (ТАТС 7С) и режима маневра при числе $M_\infty = 0,73$ и $C_y = 1,47$ (ТАТС 7М) (рис. 4.12). Профили были получены путем модификации хвостовых частей базового профиля Уиткомба, начиная с $x = 0,75b$. При этом щель для выдува располагалась на расстоянии $0,15b$ от задней кромки профиля. Наряду с этим были рассмотрены также варианты профиля Уиткомба в крейсерской (SC 7С) и маневренной (SC 7М) конфигурациях без системы УПС, полученные путем модификации базового профиля, начиная с $\bar{x} = 0,5$. Для сравнения был выбран обычный профиль НАСА 64А406 с относительной толщиной $\bar{c} = 0,06$.

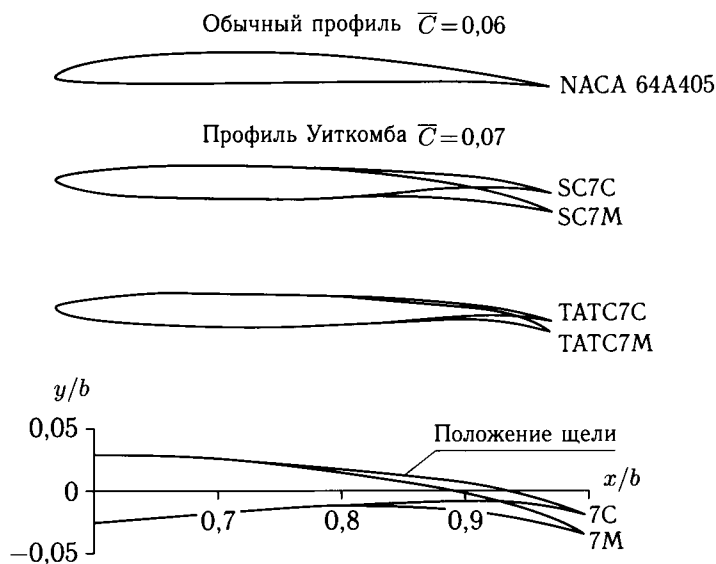


Рис. 4.12. Модификация сверхкритических профилей для околозвукового крейсерского полета и маневра

Испытания указанных вариантов профилей проведены на отсеке прямоугольного крыла удлинением $\lambda = 2,5$ с хордой 15,24 см и размахом 38,1 см в АДТ больших скоростей (HSWT) фирмы Vought с размерами поперечного сечения рабочей части $1,22 \times 1,22$ м. Щелевое сопло шириной $h_c = 0,0254$ см располагалось на расстоянии $\bar{x}_c = x_c/b = 0,85$ от передней кромки крыла. Проведены измерения распределения давления в среднем сечении крыла и, соответственно, получены величины нормальной силы в этом сечении, а также определено сопротивление крыла путем измерения распределения скоростей в следе за крылом с помощью гребенки датчиков полного и статического давлений. Испытания проведены при фиксированном ламинарно-турбулентном переходе на 0,083 хорды профиля.

На профиле в крейсерской конфигурации ТАТС 7С увеличение коэффициента импульса от $C_\mu = 0$ до 0,01 приводит к повышению аэродинамической нагрузки на хвостовой части профиля и увеличению коэффициента подъемной силы с $C_y = 0,57$ до 0,73, то есть на $\Delta C_y = 0,16$. При этом экспериментальная эпюра $C_p(\bar{x})$, полученная при числах $M = 0,9$, $Re = 2,5 \cdot 10^6$, угле атаки $\alpha = 2^\circ$ и $C_\mu = 0,005$, в основном качественно согласуется с расчетным распределением давления, полученным при $M = 0,8$, $C_y = 0,6$, $C_\mu = 0,0017$ и $Re = 10 \cdot 10^6$ (рис. 4.13). Профили с системами УПС имеют существенно более высокий уровень несущих свойств, в том числе и $C_{y_{\max}}$, по сравнению с обычными профилями.

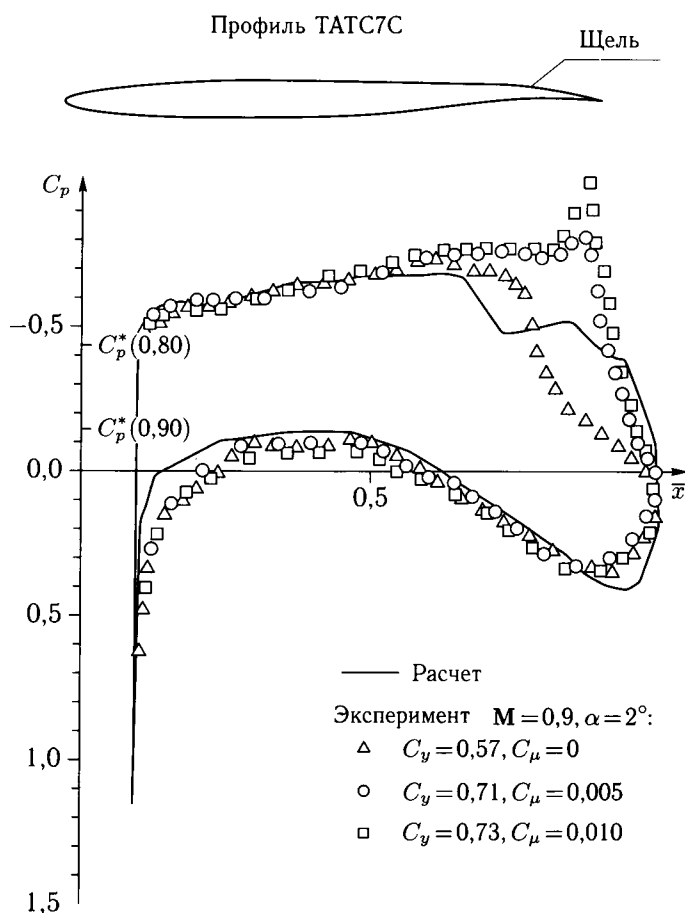


Рис. 4.13. Влияние системы УПС на распределение давления на сверхкритическом профиле

Зависимости эффективного (эквивалентного) сопротивления $C_x + C_\mu$ от C_y для различных типов профилей при числе $M = 0,8$ показаны на рис. 4.14. Согласно полученным данным, эффективное сопротивление профиля с УПС в маневренной конфигурации ТАТС 7М (огibaющая кривых

при величинах коэффициента $C_\mu = 0-0,016$) является значительно меньшим по сравнению с профилем Уиткомба в крейсерской конфигурации (SC7C) при значениях коэффициента $C_y > 0,9$ и во всем диапазоне C_y по сравнению с профилем Уиткомба в маневренной конфигурации (SC7M).

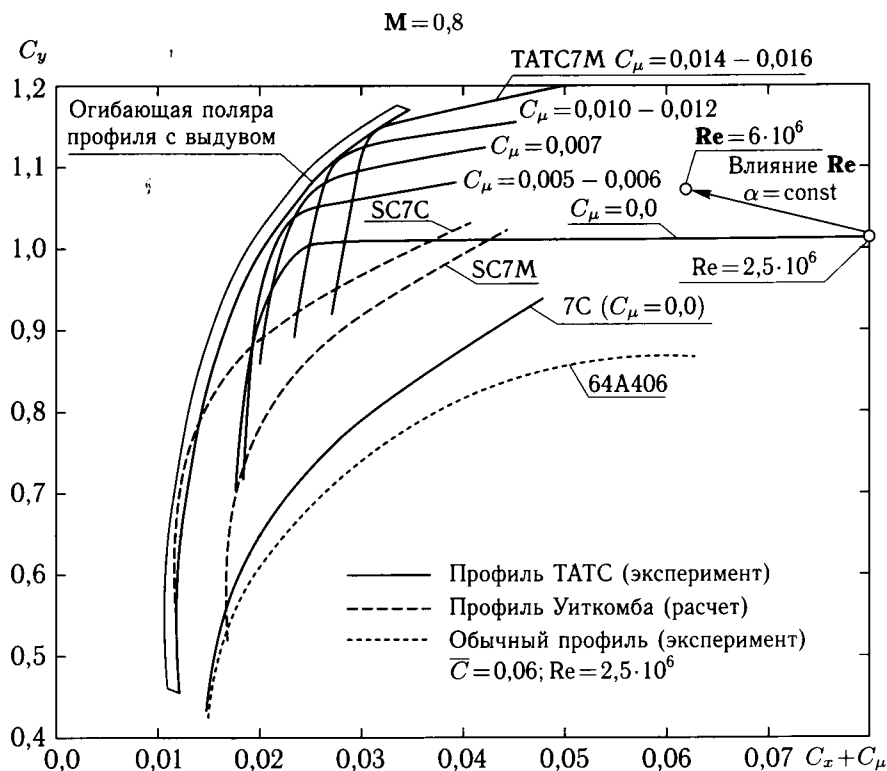


Рис. 4.14. Сравнение полярных характеристик профиля с УПС с полярными характеристиками обычных и сверхкритических профилей

При числах $M \geq 0,9$ профили с УПС имеют преимущество по сравнению с другими профилями при крейсерских значениях $C_y > 0,35$, причем наиболее выгодным является выдув с интенсивностью $C_\mu < 0,005$. При величине $C_y = 0,6$ на профиле с УПС в крейсерской конфигурации (ТАТС 7C) происходит увеличение $M_{кр}^*$ на 0,08–0,09 по сравнению с профилем Уиткомба (SC7C), а максимальная величина $M_{кр}^*$ составляет 0,92 при $C_\mu \approx 0,005$ (рис. 4.15). Это свидетельствует о том, что уменьшение сопротивления за счет ликвидации отрыва пограничного слоя превышает увеличение волнового сопротивления, сопротивление трения и затраты на выдув струи (C_μ). Оценки показали, что требуемые величины коэффициента импульса струи, даже на режиме маневра, составляют незначительную часть от располагаемого импульса вентиляционного контура для двигателей современного поколения и сравнимы с возможным импульсом при отборе воздуха от компрессора. Требуемое давление сжатого воздуха составляет 2–3 атм, то есть возможен отбор воз-

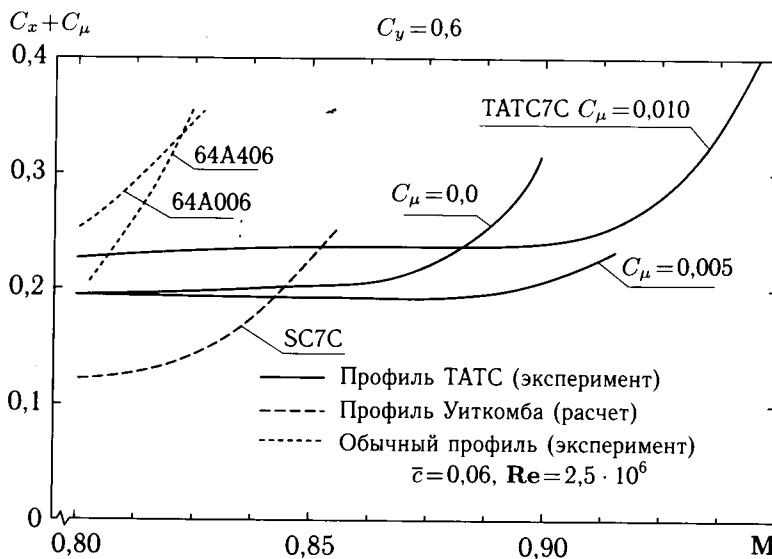


Рис. 4.15. Влияние системы УПС на эффективное сопротивление профиля

духа из вентиляторного канала ТРДД умеренной степени двухконтурности ($m = 3-4$).

В работе [4.10] рассмотрены возможности применения системы УПС на профилях с относительными толщинами 3,8%, 6% и 12% для крыльев самолетов различного назначения с целью улучшения их аэродинамических характеристик на режимах крейсерского полета и маневра при больших дозвуковых скоростях. На рис. 4.16 в качестве примера показана форма профиля (ТЕАТС) с относительной толщиной 12% для крыла транспортного самолета, спроектированного с использованием концепции, основанной на формировании предотрывного контура поверхности хвостовой части и применении тангенциального выдува струи из щелевого сопла с целью обеспечения безотрывного обтекания при различных режимах полета. Профиль получен путем модификации хвостовой части профиля крыла транспортного самолета С-141. Модифицированный профиль имеет большую кривизну хвостовой части, чем исходный профиль, и характерную диффузорную часть, на которой происходит резкое торможение потока (см. рис. 4.16).

Профиль с УПС спроектирован с целью обеспечения бескачкового обтекания при крейсерском числе $M = 0,7$ и коэффициенте подъемной силы 0,55. Сравнение теоретического распределения давления на профиле с УПС, полученного расчетом по методу Гарабедяна и Корна, и экспериментального распределения давления на профиле С-141 показано на рис. 4.16. Исходный профиль С-141 имеет «пиковое» распределение давления, которое, как правило, приводит к отрыву потока в хвостовой части, в то время как профиль с УПС имеет более равномерное по хорде распределение давления, которое является более благоприятным с точки зрения возникновения скачка уплотнения и отрыва потока.

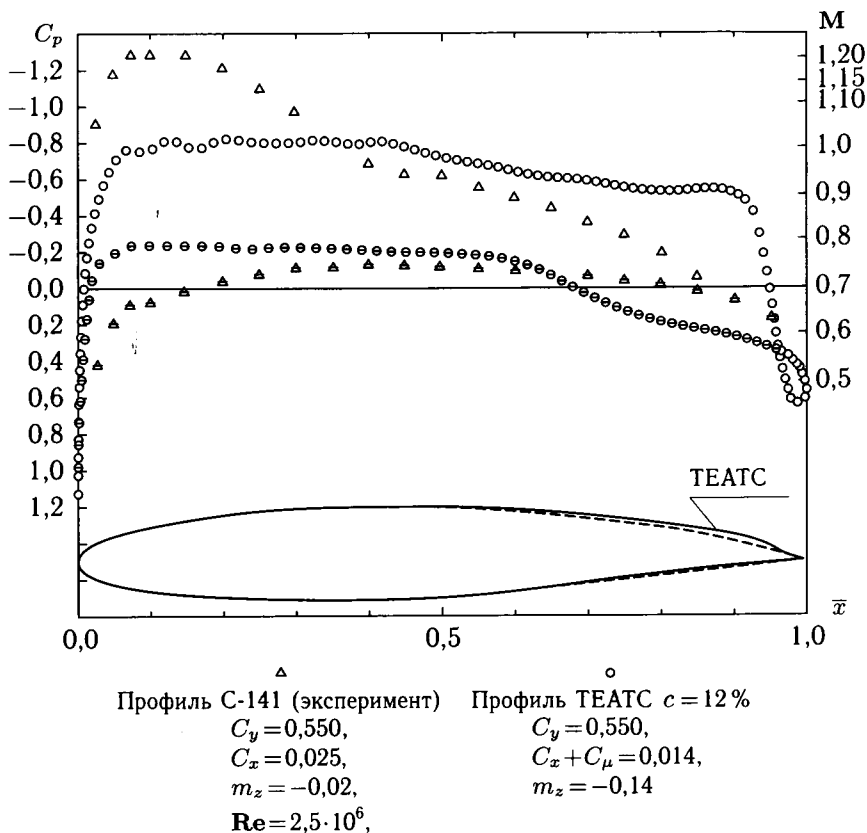


Рис. 4.16. Распределение давления по профилю крыла транспортного самолета С-141 и модифицированному профилю с системой УПС

С целью определения энергетических затрат для обеспечения безотрывного обтекания коэффициент импульса струи C_μ определен с учетом сжимаемости потока и потерь полного давления в сопле, вызванных наличием пограничных слоев на внутренних стенках щелевого сопла:

$$C_\mu = 2 \frac{\rho_j}{\rho_e} \frac{h}{b} \left(1 - \frac{2\delta_j^*}{h} \right) \frac{M_j}{M_\infty} \left(\frac{1 + 0,2M_\infty^2}{1 + 0,2M_j^2} \right)^{1/2} \frac{\overline{M}_j}{M_\infty} \left(\frac{1 + 0,2M_\infty^2}{1 + 0,2\overline{M}_j^2} \right)^{1/2}, \quad (4.6)$$

где ρ_j и ρ_e — плотности сжатого воздуха в сопле и внешнего потока в месте расположения сопла, соответственно,

h — ширина щелевого сопла,

b — хорда профиля,

δ_j^* — толщина вытеснения пограничного слоя на внутренней стенке щелевого сопла,

M_j — число Маха на выходе из щелевого сопла,

\overline{M}_j — число Маха, соответствующее скорости изэнтропического расширения сжатого воздуха в сопле до статического давления ρ_∞ в набегающем

потоке:

$$\overline{M}_j = 5(p_{oj}/p_{o\infty})^{2/7}[1 + 0,2M_\infty^2],$$

$p_{oj}/p_{o\infty}$ – отношение полных давлений в струе и в набегающем потоке,

M_∞ – скорость набегающего потока.

Эффективное (эквивалентное) сопротивление профиля с УПС, равное $C_{x_{эф}} = C_x + C_\mu = 0,014$ при $M_\infty = 0,7$ и $C_y = 0,55$, составляет лишь 56 % от сопротивления профиля С-141 ($C_x = 0,025$). Расчетные оценки показали, что критическое число $M_{кр}^*$, при котором $dC_x/dM_\infty = 0,1$, у профиля с УПС составляет 0,752, то есть превышает расчетное число M_∞ на $\Delta M_\infty = 0,052$. Кроме того, показано, что при расчетном числе крейсерского полета $M_\infty = 0,7$ максимальная величина аэродинамического параметра дальности $M_\infty \cdot K$ для профиля с УПС составляет 36 при $C_y = 0,81$, а для профиля С-141 этот параметр равен 15,8 при $C_y = 0,52$. При числе $M_\infty = 0,75$ эти значения соответственно равны 28 и 12,5, то есть по параметру крейсерской дальности полета профиль с УПС приблизительно в 2,3 раза превосходит обычный профиль. Согласно оценкам, использование профиля с УПС в компоновке крыла самолета С-141 может обеспечить при числе $M_\infty = 0,77$ максимальное аэродинамическое качество самолета $K = 21$, которое на 40 % превышает качество самолета с обычным крылом ($K = 15$). Кроме того, на профиле с УПС при числе $M_\infty = 0,7$ отрыв потока, сопровождающийся возникновением бафтинга, происходит при $C_y = 1,02$ ($C_{x_{эф}} = 0,026$, $M_\infty K = 27,5$), в то время как у профиля С-141 эти неблагоприятные явления проявляются значительно раньше, а при $C_y \approx 1$ его сопротивление существенно больше ($C_x = 0,07$). Таким образом профили с УПС обеспечивают не только лучшие крейсерские характеристики, но и маневренные характеристики при больших дозвуковых скоростях.

В работе [4.13] проведены расчетно-экспериментальные исследования ламинаризованного профиля со струйной системой активного управления течением в диффузорной части. Профиль с относительной толщиной $\bar{c} = 16,5\%$ предназначен для обеспечения высокого уровня аэродинамического качества при больших числах Рейнольдса $Re = (40-60) \cdot 10^6$, $C_y = 0,73$ и $M_\infty = 0,6$, соответствующих режимам маневрирования и длительного барражирования. Профиль спроектирован на основе двух принципов: первый — обеспечение ламинарного течения на большей части верхней и нижней поверхностей за счет выбора соответствующей формы с благоприятным распределением давления; второй — применение тангенциального выдува струи из щелевого сопла в диффузорной части профиля с целью предотвращения отрыва пограничного слоя.

Конфигурация профиля выбрана с использованием как прямых, так и обратных методов аэродинамического проектирования профилей (рис. 4.17, а). Особенностью профиля является малый радиус скругления носовой части, обеспечивающий максимальное перемещение точки нейтральной устойчивости назад на относительные расстояния до $\bar{x}_n = x_n/b = 0,14$ на верхней поверхности и до $x_n = 0,04$ — на нижней поверхности. Для предотвращения быстрого нарастания волн неустойчивости типа Толлмина–Шлихтинга,

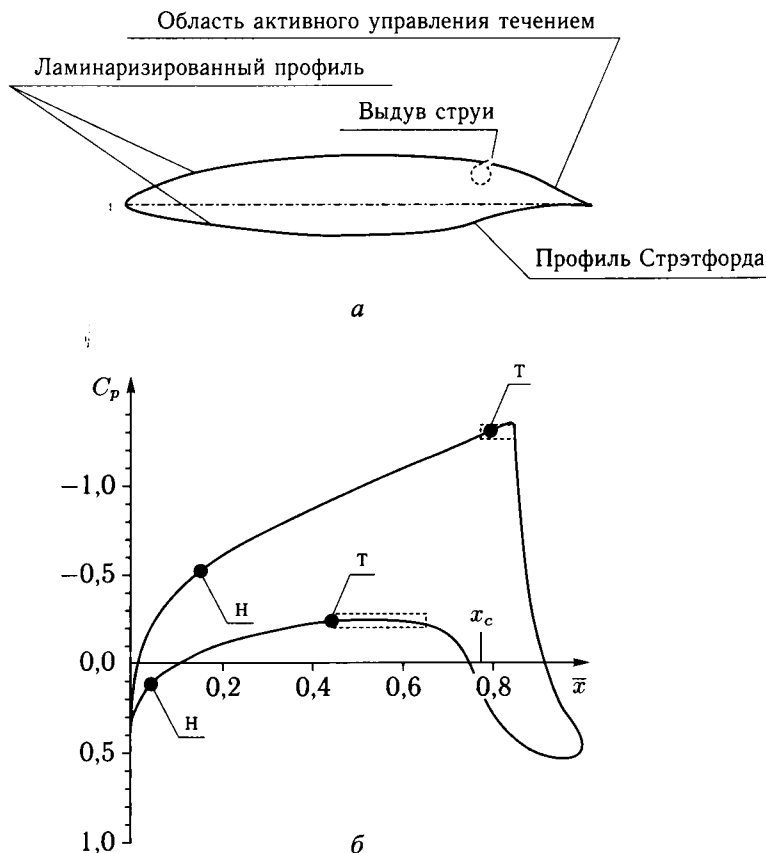


Рис. 4.17. Ламинаризированный профиль с системой УПС; «н» — положение точек нейтральной устойчивости пограничного слоя, «т» — положение точек ламинарно-турбулентного перехода

за счет выбора соответствующей формы профиля, был обеспечен благоприятный градиент давления на его большей части (рис. 4.17, б).

На основе анализа устойчивости ламинарного пограничного слоя было определено, что при выбранной конфигурации профиля ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) происходит на расстоянии $\bar{x}_T = x_T/b = 0,8$ на верхней поверхности и на $\bar{x}_T = x_T/b = 0,44$ — на нижней поверхности. В области возможного ЛТП при числах $Re = (40-60) \cdot 10^6$ и $M_\infty = 0,6$ на расстоянии $\bar{x}_c = x_c/b = 0,775$ осуществляется выдув пристенной струи (в небольшую область течения с постоянным давлением) для обеспечения эффективного взаимодействия струи с пограничным слоем с целью реализации резкого безотрывного торможения потока вблизи задней кромки.

Установлено, что при расчетных условиях ($C_y = 0,73$, $M_\infty = 0,6$, $Re = 40 \cdot 10^6$) сопротивление профиля без системы УПС составляет $C_x = 0,00303$. При этом достигается весьма высокий уровень аэродинамического качества ($K = 240$). При увеличении коэффициента подъемной силы ($C_y > 0,85$) происходит изменение распределения давления и перемещение

положения точек ламинарно-турбулентного перехода вперед, сопровождаемое возникновением отрыва потока в диффузорной части, для предотвращения которого используется система УПС. При этом, для обеспечения безотрывного обтекания профиля при $C_y > 1,1$, требуется величина коэффициента импульса $C_\mu = 0,01$. Таким образом, за счет применения системы УПС может быть достигнут весьма высокий уровень несущих свойств ($C_y \geq 1,5$) при низком уровне эквивалентного сопротивления ($C_x + C_\mu < 0,014$).

Исследования показали также, что разработанный ламинаризованный профиль является устойчивым к возмущениям, связанным со степенью турбулентности потока (до 0,1%), шероховатостью и неровностью поверхности, которые могут быть обеспечены современной технологией изготовления крыльев.

В работе [4.14] представлены результаты экспериментальных исследований сверхкритического профиля с относительной толщиной $\bar{c} = 10\%$, снабженного съемными хвостовыми частями для моделирования воздействия системы управления пограничным слоем и струйного закрылка (рис. 4.18) на обтекание при больших околосвуковых скоростях ($M = 0,75-0,85$) и числе $Re = 30 \cdot 10^6$. Целью исследований была оценка эффективности выдува для улучшения маневренных характеристик за счет повышения несущих свойств профиля крыла без существенного увеличения сопротивления при больших околосвуковых скоростях. Увеличение подъемной силы происходит за счет отклонения хвостовой части профиля. Для обеспечения безотрывного течения на этой части профиля, особенно при наличии скачка уплотнения, используется тангенциальный выдув струи на верхнюю поверхность профиля. В случае применения струйного закрылка не требуется значительного отклонения хвостовой части профиля, а увеличение его эффективной кривизны происходит за счет наличия струйной поверхности за профилем.

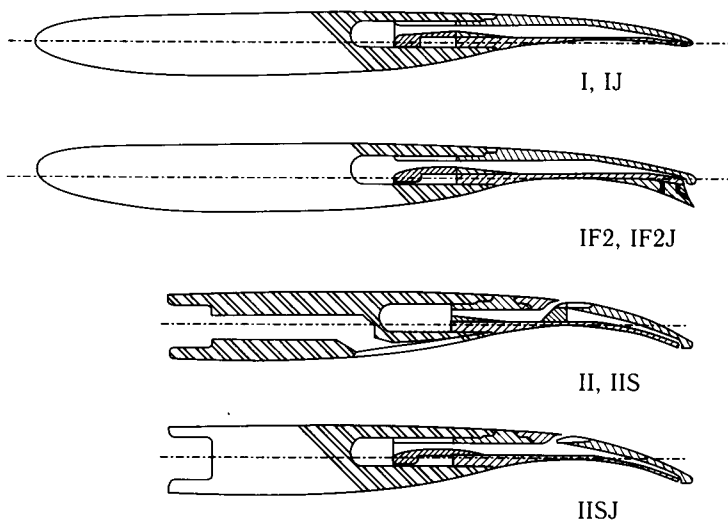


Рис. 4.18. Модель профиля со сменными хвостовыми частями для исследований различных вариантов струйных систем увеличения подъемной силы

На рис. 4.18 показаны конфигурации исследованных профилей с различными системами выдува. Базовый профиль I имеет относительную толщину $\bar{c} = 10\%$ с носовой частью, на которой образуется пик повышенного разрежения, и хвостовой частью, отогнутой приблизительно на 10° относительно хорды профиля. Конфигурация профиля выбрана для обеспечения крейсерского полета при больших околосзвуковых скоростях. Для создания струйного закрылка на нижней поверхности хвостовой части профиля выполнено щелевое сопло, через которое осуществляется выдув сжатого воздуха со звуковой скоростью под номинальным углом $\theta_c = 85^\circ$ к хорде профиля. Этот профиль имеет обозначение IJ. Профиль I был испытан также со специальной накладкой на нижней поверхности, моделирующей закрылок, без выдува (вариант IF2) и в комбинации со струйным закрылком (вариант IF2J). Профиль II имеет такую же форму, как и профиль I, на 70% хорды, а хвостовая часть отклонена на больший угол ($\sim 20^\circ$). Профиль был испытан с тангенциальным выдувом струи из щелевого сопла, расположенного на верхней поверхности профиля на 80% его хорды (вариант IIS), а также в комбинации со струйным закрылком (вариант IISJ).

Профиль с хордой, равной 0,375 м, был установлен между стенками аэродинамической трубы с размерами поперечного сечения рабочей части $0,375 \times 1,5$ м и испытан при числах $M = 0,75; 0,8; 0,85$ и числе $Re = 30 \cdot 10^6$. Были измерены силы и моменты, действующие на профиль, а также проведены измерения распределений давления и пульсаций давления с целью определения границ бафтинга в крейсерском полете и на режиме маневра.

Испытания показали, что профиль I имеет наименьшее сопротивление до $C_y \approx 0,7-0,8$ при всех исследованных числах M . Использование струйного закрылка на профиле I (вариант IJ) позволяет при $M = 0,8$ улучшить поляру в диапазоне $C_y = 0,85-1,2$. При больших C_y несколько меньшее сопротивление имеет профиль II с системой УПС (IIS) и с комбинированной системой выдува (IISJ). Сравнительно небольшая эффективность системы УПС на этом режиме связана с расположением щели для выдува в области развитого отрыва потока за скачком уплотнения, который возникает впереди щели на значительном расстоянии. Однако при числе $M = 0,85$, когда скачок уплотнения перемещается назад и щель оказывается перед скачком, эффективность системы УПС на профиле значительно возрастает. В этом случае система УПС на профиле II обеспечивает наименьшее сопротивление в широком диапазоне значений коэффициента подъемной силы ($C_y \approx 0,75-1,35$) при изменении коэффициента импульса струи от $C_\mu = 0,006$ до 0,02 (см. вариант IIS на рис. 4.19). Дополнительное использование струйного закрылка (вариант IISJ) позволяет улучшить поляру в диапазоне от $C_y = 1,35$ до $C_{y_{\max}} \approx 1,6$ при максимальной суммарной интенсивности выдува $C_\mu = 0,03$.

Следует отметить, что на этом режиме ($M = 0,85$; $Re = 30 \cdot 10^6$) применение выдува позволяет существенно повысить величину коэффициента максимальной подъемной силы профиля II (с $C_{y_{\max}} \approx 1,1$ при $C_\mu = 0$ до $C_{y_{\max}} = 1,6$ при $C_\mu \approx 0,03$). Характерным является также то обстоятельство, что применение системы УПС на профиле II не приводит практически к изменению продольного момента, измеряемого относительно $1/4$ хорды профиля,

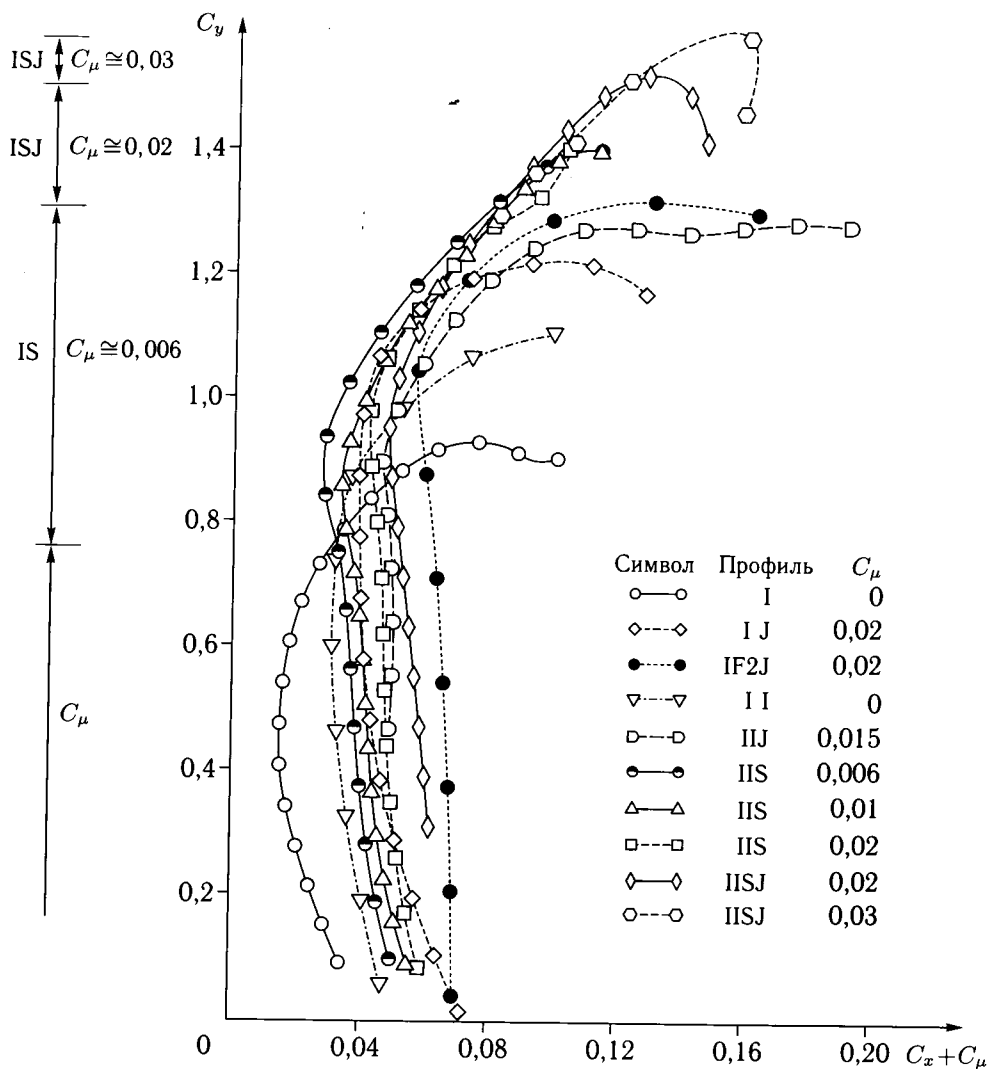


Рис. 4.19. Поляры профилей со струйными системами увеличения подъемной силы при $M = 0,85$

при $C_\mu < 0,01$. Однако использование струйного закрылка как на профиле I, так и на профиле II существенно увеличивает продольный момент на пикирование.

На рис. 4.20 показано влияние струйного закрылка на обтекание профиля I при числе $M = 0,8$ и угле атаки $\alpha \approx 1^\circ$. Повышение подъемной силы профиля при выдуве струи происходит за счет увеличения разрежения на верхней поверхности профиля и расширения местной сверхзвуковой зоны вследствие перемещения скачка уплотнения к задней кромке профиля с $\bar{x} \approx 0,55$ до $\bar{x} \approx 0,75$, а также повышения давления на нижней поверхности профиля (заштрихованные части между эпюрами распределения давления для

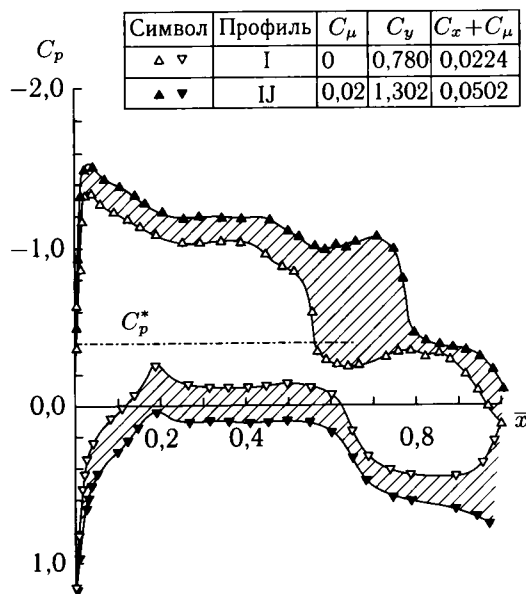


Рис. 4.20. Влияние струйного закрылка на распределение давления по профилю при $M = 0,8$, $\alpha \approx 1^\circ$

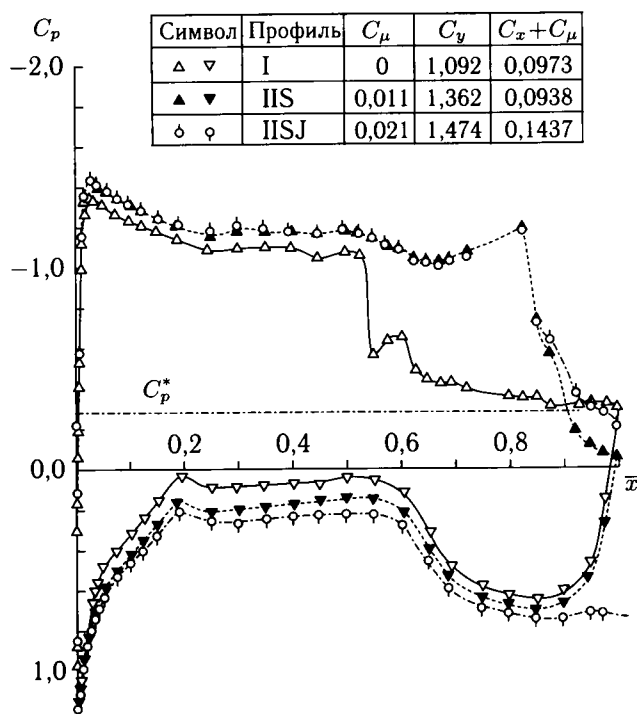


Рис. 4.21. Влияние системы УПС и струйного закрылка на распределение давления по профилю при $M = 0,85$, $\alpha \approx 3^\circ$

профиля без выдува и со струйным закрылком при $C_\mu = 0,02$). Увеличение коэффициента подъемной силы составляет $\Delta C_y \approx 0,52$, однако при этом аэродинамическое качество профиля уменьшается с 35 до 26.

Применение системы УПС на профиле II позволяет при $C_\mu \approx 0,01$ ликвидировать отрыв пограничного слоя, который возникает за интенсивным скачком уплотнения при числе $M = 0,85$ (рис. 4.21). При этом скачок уплотнения перемещается назад приблизительно на 30 % хорды профиля. Дополнительное использование струйного закрылка (вариант IISJ) практически не влияет на положение скачка уплотнения, но приводит к дополнительному повышению подъемной силы за счет увеличения аэродинамической нагрузки на хвостовой части профиля. Применение этой системы выдува при $C_\mu \leq 0,02$, как показали измерения, предотвращает возникновение бафтинга при коэффициентах подъемной силы $C_y > 1,5$, главным образом, за счет ликвидации отрыва потока за скачком уплотнения и перемещения центра давления назад по хорде профиля.

4.3. Крылья с управлением пограничным слоем и циркуляцией на режимах околозвукового крейсерского полета и маневра

В работе [4.3] наряду с исследованием влияния тангенциального выдува струй на аэродинамику сверхкритических профилей при околозвуковых скоростях проведены расчетные исследования эффективности выдува на стреловидном крыле большого удлинения ($\lambda = 16$) со стреловидностью $\chi_{1/4} = 20,5^\circ$ и относительными толщинами сечений по размаху $\bar{c} = 15,5; 13; 12,5\%$. Расчетные исследования выполнены путем численного решения уравнений Навье–Стокса в условиях полностью турбулентного обтекания крыла при числах $M = 0,78$ и $Re = 24,6 \cdot 10^6$. Расчеты показали, что при этих условиях и угле атаки крыла $\alpha = 2^\circ$ в средней части крыла наблюдается интенсивный отрыв потока (рис. 4.22, а). Тангенциальный выдув высоконапорной сверхзвуковой ($M_c = 1,53$) струи малой интенсивности ($C_\mu = 0,005$) из щелевого сопла, расположенного по всему размаху крыла на относительном расстоянии $\bar{x}_c = 0,65\text{--}0,75$ от его передней кромки (в зоне возникновения волнового отрыва), практически ликвидирует отрыв потока на всей поверхности крыла, о чем свидетельствует также картина обтекания (распределение местных чисел M) сечения крыла вблизи линии излома

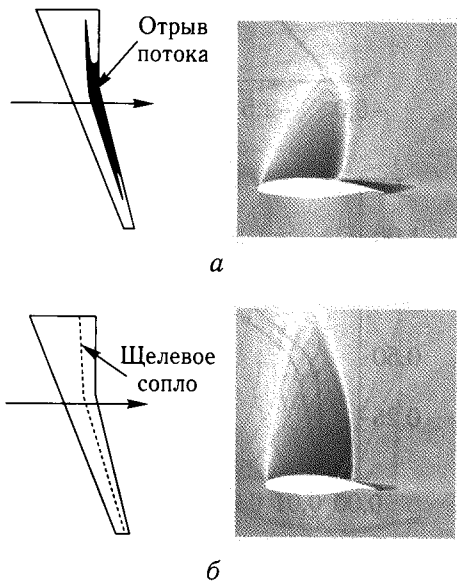


Рис. 4.22. Влияние струи на обтекание стреловидного крыла при $M = 0,78$, $Re = 24,6 \cdot 10^6$, $\alpha = 2^\circ$: а — без выдува; б — с выдувом

задней кромки ($\bar{z} = 0,37$), рис. 4.22, б. Эпюра распределения давления в этом сечении также показывает, что в условиях натурного околозвукового обтекания тангенциальный выдув сверхзвуковой струи приводит к ликвидации волнового отрыва (восстановление давления у задней кромки, рис. 4.23, а).

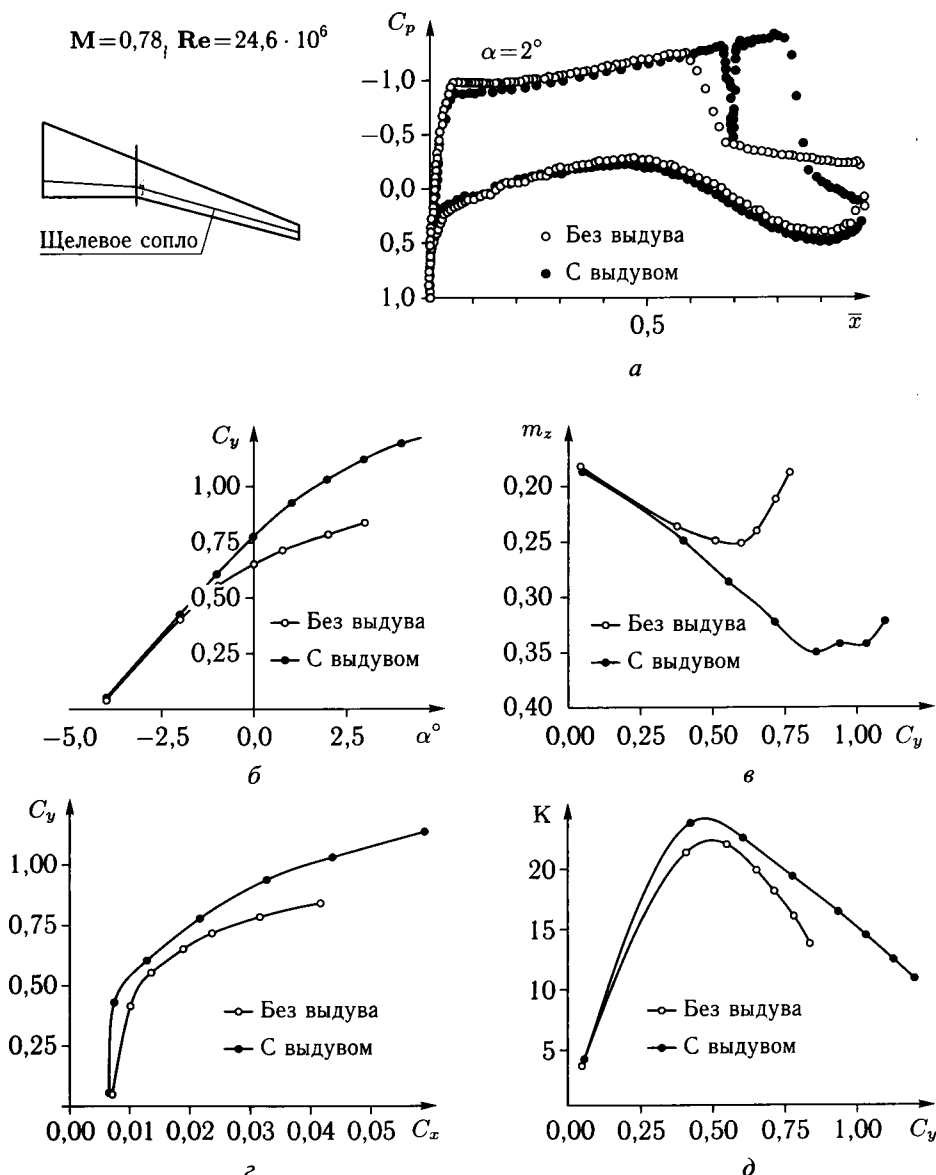


Рис. 4.23. Влияние выдува струи на аэродинамические характеристики стреловидного крыла: а — распределение давления в сечении крыла; б — зависимости коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки; в — зависимости коэффициента момента тангажа крыла от коэффициента подъемной силы; г — поляры крыла; д — зависимости аэродинамического качества крыла от коэффициента подъемной силы

В результате благоприятного воздействия выдува струи существенно повышаются несущие свойства крыла (рис. 4.23, б) и значительно увеличиваются линейные участки зависимостей коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки (рис. 4.23, в). В результате расширяются допустимые диапазоны эксплуатационных углов атаки ($\Delta\alpha_{\text{доп}} = 1,5\text{--}2^\circ$) и значений коэффициента подъемной силы ($\Delta C_{y_{\text{доп}}} = 0,35\text{--}0,40$). Таким образом, применение тангенциального выдува струй является эффективным средством повышения безопасности полета на больших углах атаки.

Приведенные на рис. 4.23, г поляры крыла за вычетом индуктивного сопротивления C_{xi} и сопротивления трения C_{xF} , то есть поляры волнового сопротивления и сопротивления, обусловленного силами вязкости, указывают на заметное снижение сопротивления за счет ликвидации волнового отрыва при использовании тангенциального выдува струи.

На рис. 4.23, д показаны зависимости аэродинамического качества крыла K от коэффициента подъемной силы. Согласно расчетам, с учетом энергетических затрат на восстановление безотрывного обтекания, выигрыш в эффективном максимальном аэродинамическом качестве $K_{\text{max}} = C_y / (C_x + C_\mu)$

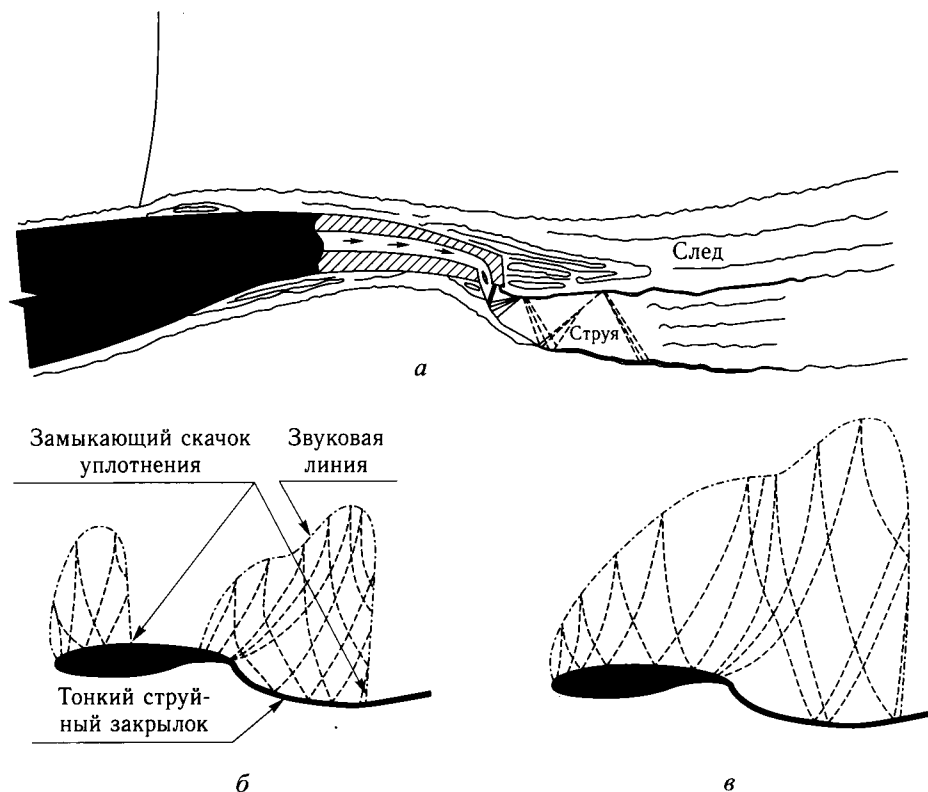


Рис. 4.24. Обтекание профиля крыла со струйным закрылком при околосвуковых скоростях: а — течение вблизи хвостовой части крыла; б — умеренные числа M и малые углы атаки; в — большие дозвуковые числа M и умеренные углы атаки

исследованного крыла большого удлинения составляет $\Delta K_{\max} \approx 1,4-1,6$, то есть составляет примерно 8–10% по сравнению с крылом без выдува.

Таким образом, проведенные расчетные исследования показали, что применение тангенциального выдува высокоскоростных струй малой интенсивности ($C_\mu = 0,005-0,007$) на сверхкритических крыльях является перспективным средством существенного улучшения их аэродинамики на околозвуковых скоростях.

В работе [4.17] рассмотрены возможности применения струйного закрылка для улучшения аэродинамических характеристик самолета с крылом изменяемой стреловидности на режимах околозвукового маневра.

Анализ показал, что при выдуве сверхзвуковой струи из задней кромки крыла под некоторым углом к его хорде над поверхностью крыла и над струйной поверхностью могут возникать локальные сверхзвуковые зоны (рис. 4.24), которые существенно изменяют распределение аэродинамической

$$M=0,85, \alpha=8,2^\circ$$

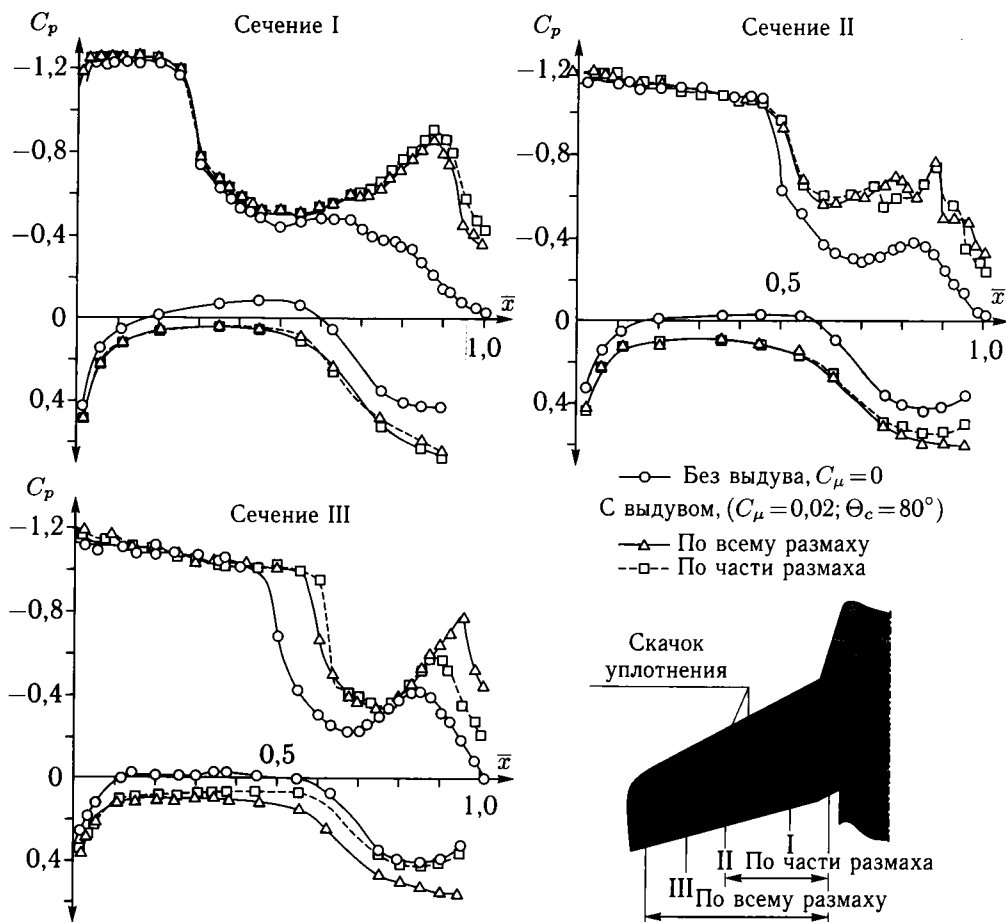


Рис. 4.25. Распределение давления по крылу со струйным закрылком

нагрузки по крылу. В целом, это воздействие аналогично влиянию отклонения механического закрылка при обтекании крыла околосзвуковым потоком.

На рис. 4.25 приведены результаты измерений распределения давления в сечениях крыла с углом стреловидности 25° и удлинением $\lambda \approx 5$ при числе $M = 0,85$ и угле атаки $\alpha = 8,2^\circ$ в условиях отсутствия выдува ($C_\mu = 0$) и при выдуве струи по части и по всему размаху поворотной части крыла. Выдув осуществлялся из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла под углом $\theta_c \approx 80^\circ$ и $C_\mu = 0,02$. Как следует из результатов измерений, выдув как из корневой части крыла, так и по всему размаху крыла приводит к существенному увеличению разрежения на верхней поверхности крыла и повышению давления на его нижней поверхности. При этом, вследствие увеличения разрежения при выдуве возникает второй скачок уплотнения вблизи задней кромки крыла. Характерным является также то, что выдув в корневой части крыла оказывает влияние на обтекание всей верхней поверхности крыла, существенно увеличивая его подъемную силу.

Необходимо отметить, что вследствие существенного нагружения хвостовой части крыла увеличение подъемной силы сопровождается появлением значительных моментов тангажа на пикирование, что является одним из существенных недостатков практического использования струйных закрылков на самолете.

Приведенные в данном разделе имеющиеся ограниченные расчетные и экспериментальные данные свидетельствуют о целесообразности проведения более широких и глубоких исследований по влиянию выдува струй для улучшения аэродинамических характеристик крыльев в крейсерском полете и на режимах маневра при больших околосзвуковых скоростях.

Глава 5

ЭЖЕКТОРНЫЕ СИСТЕМЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА

5.1. Эжекторные увеличители тяги

Эжекторы в системах увеличения подъемной силы используются либо для увеличения импульса выдуваемого воздуха, либо, при сохранении неизменного импульса, для экономии расхода сжатого воздуха (газа), отбираемого от двигателей [5.7, 5.8]. Схематически устройство эжектора и его влияние на обтекание показано на рис. 5.1. Основными элементами эжектора являются первичное (активное) сопло, из которого выдувается струя высоконапорного сжатого воздуха (газа), отбираемого от двигателя (или автономного источника), камера смешения, в которую поступает эжектируемый струей воздух из атмосферы, и диффузор, в котором происходит торможение смешанного потока. В результате смешения первичного воздуха (газа), выдуваемого из сопла, и вторичного воздуха, поступающего из атмосферы, происходит увеличение импульса струи на выходе из эжектора и, соответственно, увеличение тяги эжекторного устройства по сравнению с тягой первичного сопла. Это увеличение проявляется в виде разрежения на передних кромках воздухозаборника эжектора и повышения давления в диффузоре. Величина реализуемого приращения тяги зависит от многих геометрических и газодинамических параметров.

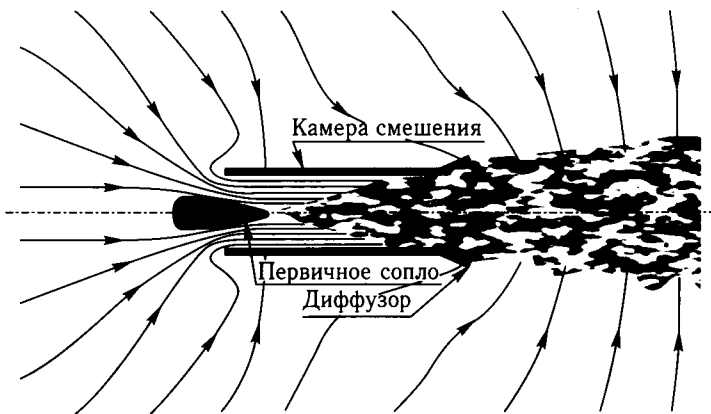


Рис. 5.1. Схема обтекания эжектора

Основные геометрические параметры эжектора (рис. 5.2):

— площадь первичного сопла F_1 ,

- площадь входного сечения камеры смешения (в месте расположения первичного сопла) F_2 ,
- площадь выходного сечения камеры смешения F_3 ,
- площадь выходного сечения диффузора F_4 ,
- длина камеры смешения $L_{см}$ и длина L_d (или угол раскрытия φ_d) диффузора, а также их относительные величины

$$\alpha = \frac{F_1}{F_2}, \quad f = \frac{F_4}{F_1 + F_2} = \frac{F_4}{F_3}.$$

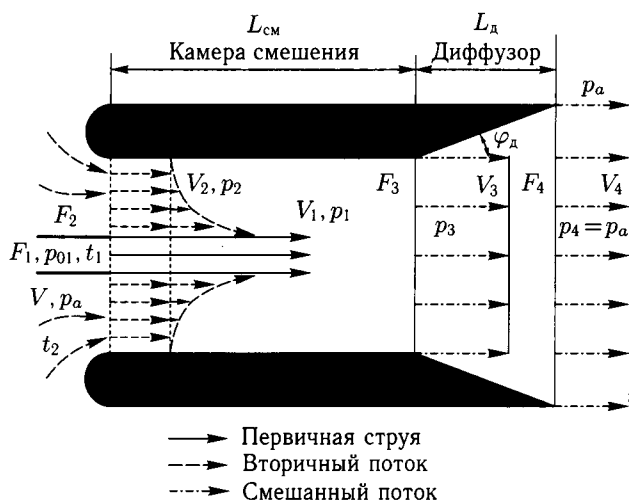


Рис. 5.2. Расчетная схема эжектора

Газодинамические параметры:

- отношение полных давлений первичного и вторичного потоков на входе в эжектор, p_{o1}/p_{o2} ,
- статическое давление на входе в эжектор, p_a ,
- отношение скоростей (или чисел Маха) внешнего потока на входе в эжектор V и скорости струи, вытекающей из первичного сопла V_1 , $\bar{V} = V/V_1$,
- отношение температур эжектирующего и эжектируемого газов, $\bar{t} = t_1/t_2$,
- отношение удельных теплоемкостей эжектирующего и эжектируемого газов.

Неблагоприятными факторами, которые могут оказывать влияние на процесс смешения потоков и, соответственно, на эффективность работы эжектора, являются:

- неравномерность распределения скоростей вторичного потока на входе в эжектор,
- неполное смешение первичного и вторичного потоков,
- потери импульса струи на трение, а также отрыв потока в диффузоре,
- потери, связанные с появлением скачков уплотнения в камере смешения,

- закручивание и отклонение потока на выходе из эжектора,
- трехмерные эффекты, связанные с формой элементов эжектора и условиями установки эжектора на крыле самолета.

Определение оптимальных параметров эжекторов является сложной многопараметрической задачей, которая решается как теоретическими, так и экспериментальными методами.

5.1.1. Расчет параметров и характеристик эжекторного увеличителя тяги. Теория эжекторного увеличителя реактивной силы (тяги) изложена в [1]. Расчетная схема эжектора показана на рис. 5.2. Предполагается, что статические давления газа в выходном сечении первичного сопла p_1 и смешанного потока на выходе из диффузора p_4 равны статическому давлению внешней среды p_a . В этом случае суммарная реактивная сила (тяги), действующая на все элементы эжектора, неподвижного относительно внешней среды ($V = 0$), равна:

$$T = (G_1 + G_2)V_4, \quad (5.1)$$

где G_1 и G_2 — секундные расходы эжектирующего газа и воздуха, V_4 — скорость истечения смеси из диффузора эжектора.

Тяга сопла без подмешивания внешнего воздуха:

$$T_o = G_1 \cdot V_1, \quad (5.2)$$

где V_1 — скорость истечения из сопла.

Кинетическая энергия смеси газов меньше начальной кинетической энергии струи из-за потерь на смешение, то есть

$$\frac{G_1 + G_2}{G_1} \left(\frac{V_4}{V_1} \right)^2 = \eta < 1. \quad (5.3)$$

Величину η принято называть коэффициентом полезного действия эжектора, оценивающим совершенство процесса смешения. Учитывая приведенные выше соотношения можно определить относительную величину тяги эжектора:

$$\frac{T}{T_o} = \sqrt{\frac{G_1 + G_2}{G_1}} \cdot \eta = \sqrt{(n + 1) \cdot \eta}, \quad (5.4)$$

где $n = G_2/G_1$ — коэффициент эжекции.

За счет присоединения к струе газа достаточного количества внешнего воздуха можно обеспечить выполнение условия $\eta + 1 > \frac{1}{\eta}$ и получить увеличение тяги, то есть $T/T_o > 1$.

Таким образом, путем распределения первоначальной энергии эжектирующего газа на большую массу потока можно увеличить реактивную тягу без затрат дополнительной энергии. Увеличение тяги при эжектировании объясняется тем, что на элементах эжектора возникают дополнительные силы, равнодействующая которых, направленная по оси эжектора, суммируется с реактивной тягой сопла. Основной из этих сил, определяющей выигрыш в тяге, является сила внешнего давления (разрежения), возникающая на воздухозаборнике эжектора при втекании в него эжектируемого воздуха. Следовательно, одной из главных проблем является определение рациональной

формы входной части эжектора. Определение параметров эжектора при $V = 0$ производится обычными методами.

При определении характеристик эжектора с внешним потоком используется следующая система уравнений при допущениях, что влияние сжимаемости газа является незначительным ($\rho = \text{const}$), удельные веса смешиваемых газов одинаковы, камера смешения — цилиндрическая, а гидравлические потери во всех элементах отсутствуют; за исключением потерь на смешение:

уравнение энергии для втекающего в эжектор внешнего воздуха

$$p_a + \frac{\rho V^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2}, \quad (5.5)$$

уравнение неразрывности для потоков в камере смешения

$$\rho F_1 V_1 + \rho F_2 V_2 = \rho (F_1 + F_2) = \rho F_3 \cdot V_3, \quad (5.6)$$

уравнение количества движения для потоков в камере смешения (при $p_1 = p_2$)

$$G_1 V_1 + G_2 V_2 - (G_1 + G_2) V_3 = (p_3 - p_2)(F_1 + F_2), \quad (5.7)$$

уравнение неразрывности и энергии для потока в диффузоре

$$\rho (F_1 + F_2) V_3 = \rho F_4 V_4, \quad (5.8)$$

$$p_3 + \frac{\rho V_3^2}{2} = p_a + \frac{\rho V_4^2}{2}. \quad (5.9)$$

Решение этой системы уравнений при известных параметрах газа в сопле и геометрических параметрах эжектора позволяет определить коэффициент эжекции и скорость истечения смеси из эжектора, необходимые для вычисления его реактивной тяги:

$$T = G_1 V_1 \left[\frac{1}{f} \frac{\alpha}{\alpha + 1} (n + 1)^2 - n \bar{V} \right], \quad (5.10)$$

где $f = \frac{F_4}{F_3}$, $\bar{V} = \frac{V}{V_1}$.

Скорость истечения газа из первичного сопла в эжектор возрастает вследствие разрежения, образующегося на входе в камеру смешения. С учетом этого исходная тяга сопла без эжектора может быть определена по формуле

$$T'_o = G_1 V_1 (1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2). \quad (5.11)$$

Таким образом, коэффициент увеличения тяги (тягоусиления) эжектора по сравнению с исходной тягой первичного сопла при равных расходах газа через сопло может быть определен по формуле

$$\delta = \frac{1}{\sqrt{1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2}} \left[\frac{1}{f} \frac{\alpha}{\alpha + 1} (n + 1)^2 - n \bar{V} \right]. \quad (5.12)$$

Из этой формулы следует, что при заданной относительной скорости движения системы \bar{V} выигрыш в тяге определяется только геометрическими параметрами эжектора α и f .

При работе эжектора на месте ($\bar{V} = 0$) коэффициент увеличения тяги определяется по формуле:

$$\delta = \frac{\alpha}{\alpha + 1} \frac{(n + 1)^2}{f\sqrt{1 - \alpha^2 n^2}}. \quad (5.13)$$

При этом уменьшение α , то есть увеличение относительной площади камеры смещения, приводит к увеличению коэффициента эжекции n , уменьшению относительной скорости потока на выходе из эжектора V_4/V_1 (рис. 5.3). Коэффициент увеличения тяги также возрастает с уменьшением величины α , причем выигрыш в тяге может достигать значительной величины. Однако, даже в предельном случае при $\alpha \rightarrow 0$ и отсутствии трения эжектор без диффузора ($f = 1$) не может увеличить тягу более чем в 2 раза.

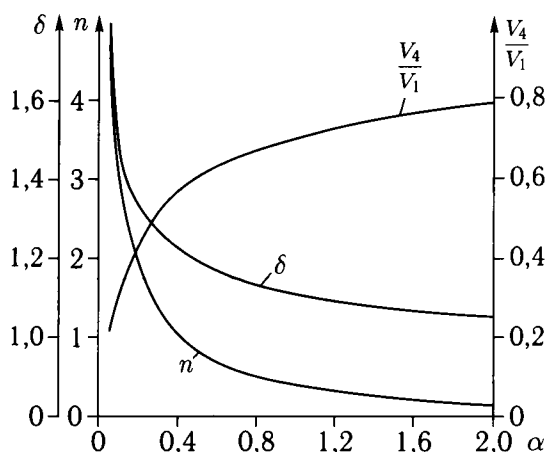


Рис. 5.3. Зависимости характеристик эжектора от относительной площади первичного сопла

Существенное влияние на увеличение тяги оказывает наличие диффузора, в котором происходит эффективное торможение смешанного потока (рис. 5.4). Однако, угол раскрытия диффузора не должен превышать величину, при котором происходит отрыв потока от его стенок.

Увеличение скорости полета приводит к уменьшению эффективности эжектора. Уже при сравнительно небольших скоростях движения $\bar{V} = V/V_1$ коэффициент увеличения тяги для идеального эжектора приближается к единице. Поэтому применение эжекторов в системах увеличения подъемной силы крыла ограничивается малыми взлетно-посадочными скоростями, соответствующими числам $M \leq 0,25-0,3$.

5.1.2. Экспериментальные исследования эжекторных увеличителей тяги. Приведенные выше теоретические результаты получены в предположении, что потери на трение в элементах эжектора пренебрежимо малы, и эффективность эжектора зависит только от потерь, возникающих в процессе смещения. Однако, помимо этих потерь, в эжекторе существуют потери полного давления в сопле, потери на трение в смесительной камере и потери

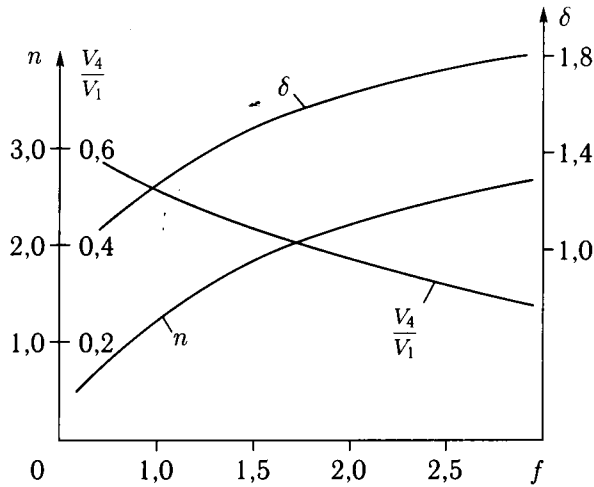


Рис. 5.4. Зависимости характеристик эжектора от степени расширения диффузора; $\alpha = 0,3$

при торможении потока в диффузоре. Величины этих потерь определяются, как правило, экспериментально. Гидравлические потери в элементах эжектора уменьшают разрежение на входе в камеру и приводят к снижению коэффициента эжекции и скорости истечения смеси из эжектора. В результате значительно уменьшается выигрыш в реактивной тяге. Тем не менее при реальных значениях потерь эжектор с геометрическими параметрами $\alpha = 0,05-0,1$ и $f = 1,5-2$ позволяет увеличить тягу на месте ($V = 0$) на 25–35% без затраты дополнительной энергии.

Влияние вторичных потерь на реактивную тягу в полете более существенно, чем при работе на месте. Поэтому уже при $\bar{V} = 0,2-0,3$ выигрыш в тяге исчезает, а для больших значений скорости движения вместо прироста получается снижение тяги. Таким образом эжекторные системы увеличения тяги могут быть полезны только в тех случаях, когда скорость полета самолета мала по сравнению со скоростью истечения газа из сопла, то есть в основном на взлетно-посадочных режимах.

При проектировании эжектора важно правильно выбрать длину камеры смешения, обеспечивающую достаточно полное выравнивание поля скорости в поперечном сечении. Экспериментально показано, что наибольшее приращение тяги получается при длине камеры смешения, равной 8–12 ее калибрам.

Потребную длину камеры можно существенно сократить, если раздробить эжектирующую струю на несколько струй. Один из возможных вариантов сопла, существенно улучшающего процесс смешения потоков, показан на рис. 5.5 [5.11]. Сопло состоит из ряда прямоугольных сегментов, из которых осуществляется выдув струй под углом друг к другу, вследствие чего на границах взаимодействующих струй возникают продольные вихри. Эти вихри обеспечивают интенсивное перемешивание первичных струй с эжектируемым воздухом на более короткой дистанции, чем при выдуве из простого щелевого сопла одинаковой площади. Эксперименты показали, что эжекторы с сегмент-

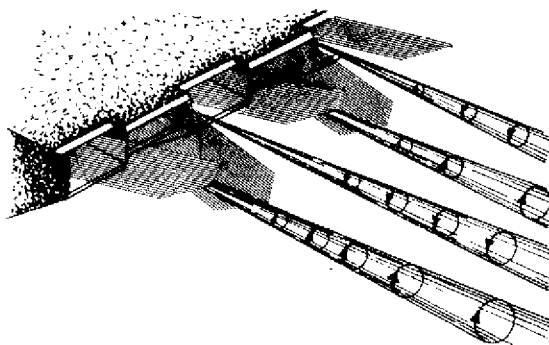


Рис. 5.5. Сегментное первичное сопло эжектора

ными соплами позволяют получить более высокий уровень приращения тяги, чем обычные эжекторы, за счет более полного смешения потоков в камере и эффективного торможения в диффузоре со степенью расширения $f > 1,1-1,2$ (рис. 5.6) [5.11, 5.13]. При этом потребная для полного смешения потоков относительная длина камеры уменьшается с 8–12 до 6–7, что является благоприятным для реализации эжекторов в системах увеличения подъемной силы крыла. Таким образом, для увеличения тяги в эжекторе необходимо обеспечить быстрое смешение потоков и осуществить эффективное торможение в диффузоре. Для приближенной оценки достижимых величин коэффициента увеличения тяги эжектора можно использовать зависимость [5.13]

$$\delta = 1,075 + 0,025 \cdot (F_4/F_1). \quad (5.14)$$

Эта зависимость получена экспериментально при изменении отношения площадей выходного сечения диффузора F_4 и первичного сопла F_1 в диапазоне $F_4/F_1 = 5-14$. Следует отметить, что при больших значениях степени

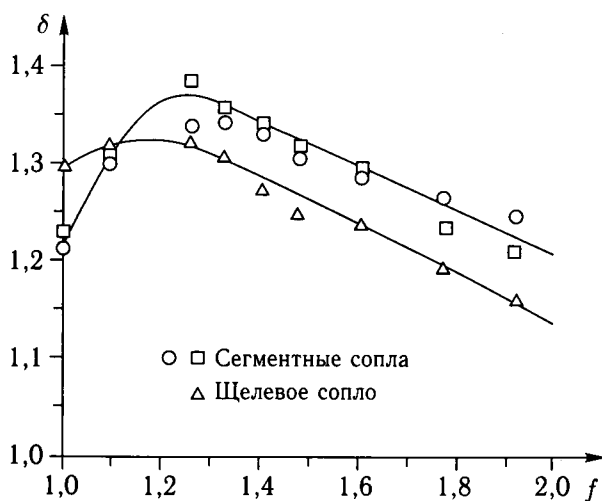


Рис. 5.6. Влияние формы первичного сопла эжектора на коэффициент увеличения тяги

расширения диффузора $f > 1,2-1,3$ выигрыш в тяге от применения эжектора уменьшается вследствие возникновения отрыва потока в диффузоре (см. например, рис. 5.6).

Исследования эжектора с различными параметрами камеры смешения и диффузора показали [5.16], что максимальное значение коэффициента увеличения тяги $\delta \approx 2$ достигается в эжекторе со степенью расширения диффузора $f \approx 2,2$ и углом раскрытия $\varphi_D \approx 9^\circ$ (рис. 5.7). При этом относительная длина диффузора $L_D/H \approx 4$ в 9 раз превышает длину камеры смешения $L_{см}/H = 0,44$, где H — ширина камеры смешения. Уменьшение относительной величины $L_D/L_{см}$ приводит к уменьшению приращения тяги и оптимальной величины f . Увеличение степени расширения диффузора при $f > f_{опт}$ уменьшает величину приращения тяги вследствие отрыва потока от стенок диффузора. Однако наиболее предпочтительным для использования в крыле самолета является эжектор с наименьшими габаритами (вариант *C* на рис. 5.7), имеющий относительную длину диффузора $L_D/H = 2,03$ и относительную длину камеры смешения $L_{см}/H = 0,44$ или $L_{см}/L_T = 0,18$, где L_T — общая длина эжектора. Этот эжектор обеспечивает достижение коэффициента увеличения тяги $\delta \approx 1,85$ при $f_{опт} \approx 1,8$ и соответствующей относительной длине диффузора $L_D/L_T = 0,82$ и угле его раскрытия $\varphi_D \approx 11^\circ$.

С учетом этих результатов в аэродинамической трубе с размерами поперечного сечения $4,8 \times 6,9$ м были проверены испытания отсека крыла с размахом 1,92 м и хордой 1,5 м с эжекторным закрылком, состоящим из

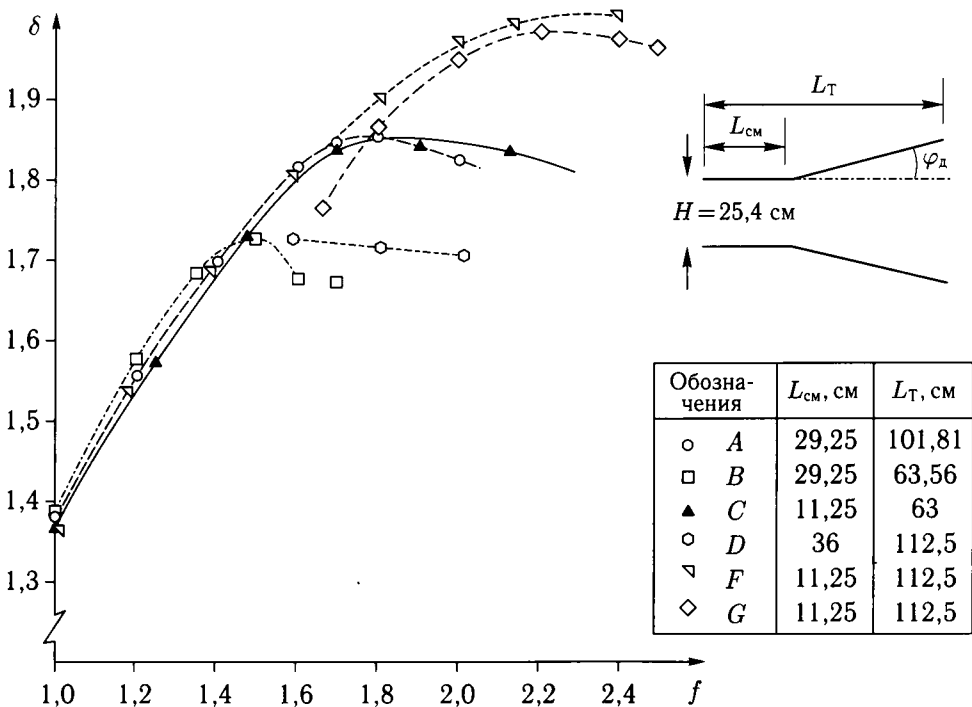


Рис. 5.7. Влияние параметров эжектора на коэффициент увеличения тяги

отклоняемых нижней и верхней створок (рис. 5.8, *a*). Струи сжатого воздуха выдуваются в канал между створками из вертикальных первичных сопел специальной формы, улучшающих процесс смешения. Опыты, проведенные при отсутствии внешнего потока [5.18], а также расчеты [5.16], показали, что отклонение закрылка на углы $\delta_3 = 20\text{--}40^\circ$ слабо влияет на зависимость коэффициента увеличения тяги δ от степени расширения диффузора f , причем наибольшая величина $\delta \approx 1,65$ достигается при $f \approx 1,8$ (рис. 5.8, *б*). При большом угле отклонения закрылка ($\delta_3 = 60^\circ$) эффективность эжектора резко уменьшается при $f > 1,4$ вследствие отрыва потока от внутренних стенок эжектора.

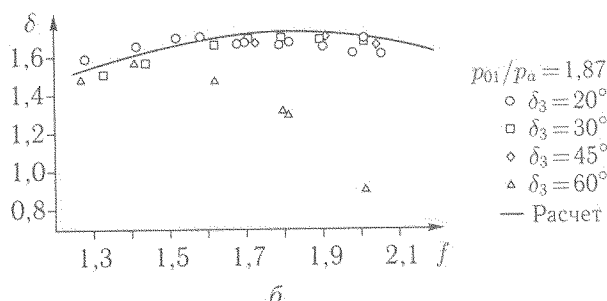
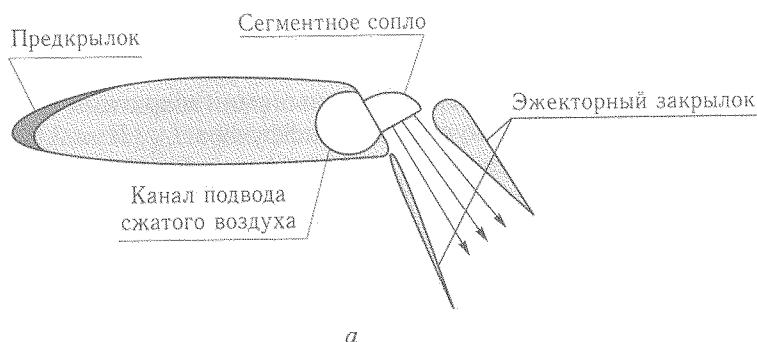


Рис. 5.8. Характеристики эжекторного закрылка: *a* — крыло с эжекторным закрылком; *б* — зависимость коэффициента увеличения тяги от степени расширения диффузора эжектора

Одна из возможных схем эжекторного крыла для самолетов вертикального или укороченного взлета и посадки показана на рис. 5.9. Система увеличения подъемной силы состоит из четырех элементов, которые в крейсерском полете в сложенном состоянии образуют обычный профиль крыла (рис. 5.9, *в*). На режимах вертикального взлета и посадки эжекторный закрылок отклоняется вверх, а диффузорные элементы закрылка — вниз, образуя канал эжектора (рис. 5.9, *а*). Для обеспечения эффективного эжектирования выдув струй сжатого воздуха (газа) осуществляется как из эжекторного закрылка, так и из щелевых сопел в верхней части диффузорных элементов закрылка. Благодаря эффективному засасыванию наружного воздуха с помощью такой системы расход воздуха через эжектор в несколько раз превышает исходный

расход сжатого воздуха (газа), отбираемого от двигателя. На входе в эжектор образуется область пониженного давления, которая в основном и обеспечивает повышение подъемной силы крыла. Переход на режим горизонтального полета осуществляется путем соответствующего отклонения элементов закрылков эжекторной системы (рис. 5.9, б).

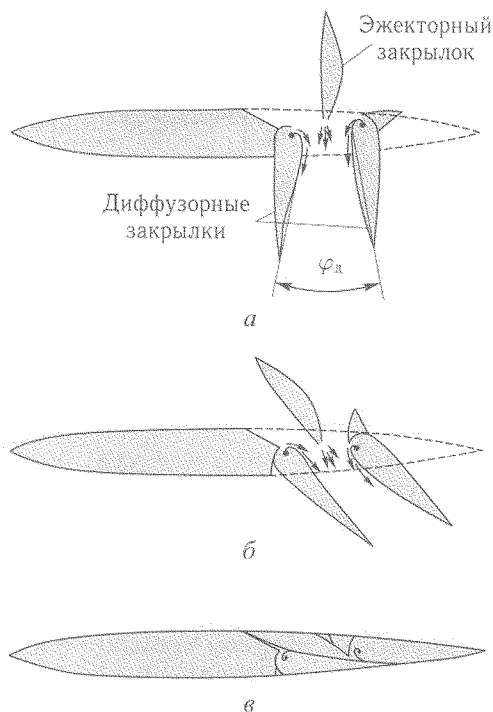


Рис. 5.9. Эжекторное крыло для самолетов вертикального или укороченного взлета и посадки: а — висение; б — переходный режим; в — горизонтальный полет

В работе [5.3] приведены результаты параметрических исследований эжекторного увеличителя такого типа в статических условиях ($\bar{V} = 0$) при докритических перепадах давления в соплах ($p_o/p_a < 1,89$). Схема эжекторного устройства с указанием варьируемых параметров показана на рис. 5.10.

При испытаниях устройства без центрального эжекторного сопла 4 было выявлено, что величина коэффициента увеличения тяги δ существенно зависит от угла γ , характеризующего положение щелевых сопел на диффузорных элементах 3. Максимальный прирост тяги, составляющий приблизительно 40% ($\Delta\delta = 0,4$), соответствует углу $\gamma \approx 50^\circ$, независимо от перепада давлений на выходе из сопел (рис. 5.11, а). При этом угол раскрытия диффузора составляет приблизительно $\varphi_d \approx 26^\circ$.

При дополнительном выдуве из центрального сопла максимальный прирост тяги возрастает до 55–60%, а оптимальный угол γ уменьшается до $30\text{--}40^\circ$ (рис. 5.11, б). Опыты показали также, что наибольший прирост тяги достигается в случае, когда срез центрального сопла совмещен с плоскостью

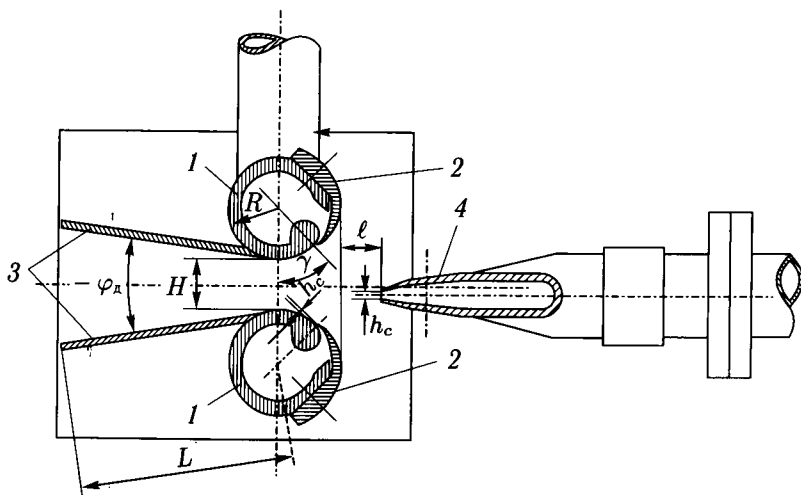


Рис. 5.10. Схема эжекторной установки: 1 — цилиндрический канал подвода сжатого воздуха к щелевым соплам; 2 — накладки; 3 — диффузор; 4 — центральное сопло

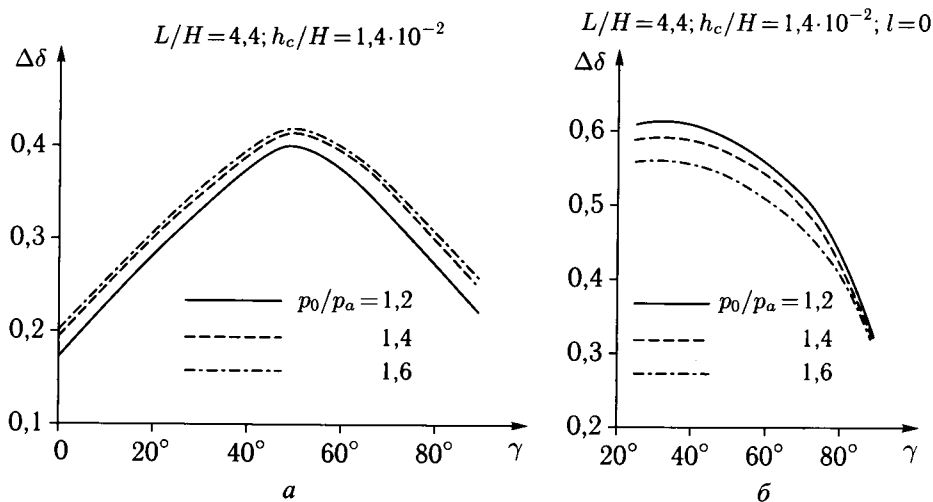


Рис. 5.11. Оптимизация параметров щелевых сопел эжекторного устройства: а — эжектор без центрального сопла; б — эжектор с центральным соплом

входа в эжекторный канал, то есть при $l = 0$ (см. рис. 5.10). Как выдвигание центрального сопла из канала, так и перемещение его внутрь канала приводит к уменьшению коэффициента тягоусиления эжектора.

5.2. Эжекторные крылья

Принципиальные схемы применения эжекторов для управления обтеканием крыльев показаны на рис. 5.12. В эжекторном закрылке (рис. 5.12, а) первичный воздух, выдуваемый из основной части крыла, смешивается с эжекти-

руемым воздухом в камере смешения, образованной отклоняемыми верхним и нижним элементами закрылка. В результате этого увеличивается импульс струи на выходе из эжектора и подъемная сила крыла возрастает как за счет повышения реакции отклоненной струи, так и эффекта струйного закрылка. Воздух для образования вторичного потока поступает в камеру смешения через воздухозаборник с верхней и нижней (или только с верхней) поверхностей крыла. При отборе воздуха с верхней поверхности благоприятное влияние на обтекание крыла оказывает эффект стока, который уменьшает толщину пограничного слоя перед закрылком и, соответственно, снижает вероятность появления отрыва потока на верхней поверхности закрылка.

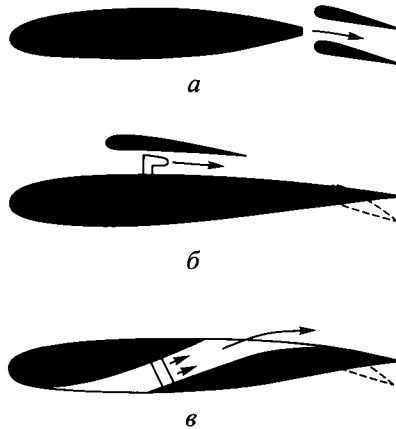


Рис. 5.12. Схемы эжекторных систем увеличения подъемной силы: а — крыло с эжекторным закрылком; б — крыло с внешним эжектором; в — крыло с внутренним эжектором

Аналогичный эффект достигается при расположении эжектора на верхней поверхности крыла (рис. 5.12, б). В крейсерском полете (при малых скоростях) наличие эжектора приводит к повышению подъемной силы за счет увеличения разрежения на верхней поверхности крыла перед эжектором (эффект стока) и улучшения обтекания хвостовой части крыла. На режиме взлета и посадки струя, вытекающая из эжектора с повышенным импульсом, выдувается на отклоненный закрылок. Увеличение подъемной силы в этом случае происходит как за счет улучшения обтекания закрылка при больших углах отклонения, так и вследствие увеличения реакции отклоненной струи.

При размещении эжектора внутри крыла (рис. 5.12, в) струя, вытекающая из эжектора, улучшает обтекание верхней поверхности хвостовой части крыла и отклоненного закрылка. Дополнительное увеличение подъемной силы происходит, как предполагается в работе [5.17], за счет вертикальной составляющей входного импульса от потока воздуха, поступающего в камеру смешения с нижней поверхности крыла.

Таким образом, увеличение подъемной силы крыла при использовании эжекторных систем происходит за счет управления пограничным слоем путем его отсасывания с поверхности крыла перед эжектором и сдува за эжектором, а также за счет эффекта струйного закрылка (суперциркуляции) и реакции

отклоненной струи с повышенным импульсом. Эти эффекты учитываются при построении расчетных моделей [5.4, 5.5, 5.6, 5.9, 5.20].

5.2.1. Расчет аэродинамических характеристик крыльев с эжекторными системами. На рис. 5.13 показана одна из возможных схем эжекторного закрылка, которая обеспечивает эффективное эжектирование воздуха с верхней и нижней поверхностей крыла и закрылка через профилированные каналы.

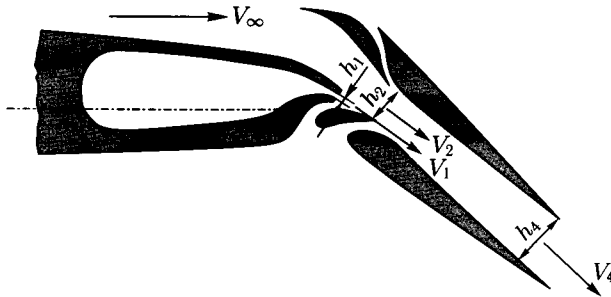


Рис. 5.13. Эжекторный многощелевой закрылок

Коэффициент подъемной силы профиля со струйно-эжекторным закрыком в линейной постановке выражается зависимостью:

$$C_y = C_{y_0} + C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^{\delta_3} \cdot \delta_3 + C_y^\theta \cdot \theta + C_y^{C_Q} \cdot C_Q + C_T \cdot \theta, \quad (5.15)$$

где C_{y_0} — коэффициент подъемной силы при $\alpha = 0$, C_y^α , $C_y^{\delta_3}$, C_y^θ , $C_y^{C_Q}$ — производные коэффициента подъемной силы по углу атаки, углу отклонения закрылка δ_3 , углу отклонения струи θ и коэффициенту расхода $C_Q = Q/SV_\infty$, где Q — объемный расход воздуха, засасываемого во входную часть эжектора, S — площадь крыла, C_T — коэффициент тяги эжектора.

В эжекторном закрылке за счет присоединения дополнительной массы из набегающего потока коэффициент импульса C_μ будет больше, чем коэффициент импульса C_{μ_0} струи, выдуваемой из первичного сопла. При этом коэффициент импульса C_μ , который используется для определения производной C_y^θ , будет больше, чем коэффициент тяги эжектора C_T для определения реактивной составляющей подъемной силы. Соотношения между этими величинами получены в работе [5.4] на основе теории эжекторных увеличителей тяги [1].

С учетом параметров эжектора, указанных на рис. 5.13 могут быть определены следующие коэффициенты:

$$\begin{aligned} C_\mu &= \frac{\rho V_4^2 h_4}{q_\infty \cdot b}, \\ C_Q &= \frac{(V_2 - V_\infty) h_2}{b V_\infty}, \\ C_T &= \frac{\rho (V_4^2 h_4 - V_2 V_\infty h_2)}{q_\infty b}, \end{aligned} \quad (5.16)$$

где q_∞ — скоростной напор набегающего потока, b — хорда профиля.

В отсутствие эжектора коэффициент импульса (тяги) сопла:

$$C_{\mu_o} = \frac{\rho V_o^2 h_1}{q_\infty b}, \quad (5.17)$$

где V_o — скорость истечения струи из сопла без эжектора.

При наличии эжектора скорость истечения струи из первичного сопла возрастает:

$$V_1 = V_o / \sqrt{1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2}$$

или

$$V_1 = V_\infty \sqrt{\frac{C_{\mu_o}}{2\bar{h}_1(1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)}}, \quad (5.18)$$

где $\bar{h}_1 = h_1/b$ — относительная высота первичного сопла, $\alpha = h_1/h_2$, $n = G_2/G_1$ — коэффициент эжекции, $\bar{V} = V_\infty/V_1$ — отношение скорости набегающего потока к скорости истечения эжектирующего газа.

Коэффициент эжекции определяется согласно [1]:

$$n = \frac{f(1 + 1/\alpha) \sqrt{2\alpha + \alpha^2(f^2 - 1) + (1 + \alpha^2 f^2)\bar{V}^2} - 1 - f^2}{1 + \alpha^2 f^2}, \quad (5.19)$$

где $f = \frac{h_4}{h_1 + h_2}$ — степень расширения диффузора.

Скорость эжектируемого воздуха:

$$V_2 = V_1 \cdot \alpha n = \alpha n V_\infty \sqrt{\frac{C_{\mu_o}}{2\bar{h}_1(1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)}}. \quad (5.20)$$

Таким образом, величина коэффициента расхода C_Q (5.16) может быть определена по заданным величинам C_{μ_o} и геометрическим параметрам эжектора:

$$C_Q = \bar{h}_2 \left(n \sqrt{\frac{\alpha C_{\mu_o}}{2\bar{h}_2(1 - \alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)}} - 1 \right), \quad (5.21)$$

где $\bar{h}_2 = h_2/b$ — относительная высота входа эжектируемого воздуха.

Из выражения (5.21) следует вывод о том, что увеличение коэффициента эжекции n способствует росту коэффициента расхода C_Q , что в свою очередь приводит к увеличению несущих свойств и смещению центра давления вперед профиля со струйно-эжекторной механизацией.

Величина скорости истечения струи из диффузора эжектора определяется формулой:

$$V_4 = V_1 \frac{\alpha(n + 1)}{f(\alpha + 1)}$$

или, с учетом (5.18),

$$V_4 = \frac{V_\infty \alpha (n+1)}{f(\alpha+1)} \sqrt{\frac{C_{\mu_o}}{2\bar{h}_1(1-\alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)}}. \quad (5.22)$$

Таким образом, величина коэффициента импульса струи, используемого при определении производной C_y^θ , выражается формулой:

$$C_{\mu\theta} = \frac{C_{\mu_o} \alpha (n+1)^2}{f(\alpha+1)(1-\alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)}, \quad (5.23)$$

а величина коэффициента тяги эжектора, с помощью которого определяется реактивная составляющая подъемной силы:

$$C_T = \frac{\alpha C_{\mu_o} (n+1)^2}{f(\alpha+1)(1-\alpha^2 n^2 + \bar{V}^2)} - n \sqrt{\frac{2\alpha C_{\mu_o} \bar{h}_2}{1-\alpha^2 n^2 + \bar{V}^2}}. \quad (5.24)$$

Приведенные выше зависимости для определения коэффициентов импульсов струи и расхода струйно-эжекторного закрылка могут быть использованы для определения аэродинамических характеристик крыла с эжекторными закрылками по заданным геометрическим параметрам эжектора и коэффициенту импульса струи первичного сопла (без эжектора) C_{μ_o} , для сравнения результатов расчетов характеристик крыльев со струйной и струйно-эжекторной механизацией, а также с экспериментальными данными.

В работе [5.20] изложен метод расчета аэродинамических характеристик тонкого профиля с эжекторным закрылком. В основу метода положена линейная теория струйного закрылка [2.2.23] с учетом увеличения располагаемого импульса струи в эжекторе и моделированием входного устройства эжектора гидродинамической особенностью — стоком. Расчетная схема показана на рис. 5.14. Основная часть профиля и отклоненный закрылок моделируются плоскими пластинами, а расход воздуха, поступающий в эжектор, учитывается интенсивностью стока, который может располагаться вблизи оси вращения закрылка или в любой точке поверхности (верхней или нижней) профиля. Струя, вытекающая из закрылка — эжектора, так же как и в теории струйного закрылка, моделируется бесконечно тонкой, но имеющей конечный импульс, вихревой поверхностью.

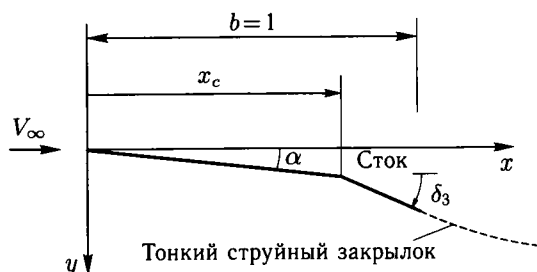


Рис. 5.14. Расчетная схема тонкого профиля с эжекторным закрылком

На основе решения этой задачи получен ряд важных результатов, отражающих основные тенденции влияния параметров эжекторного закрылка на аэродинамические характеристики профиля. В частности, показано, что перемещение стока, то есть положения воздухозаборника эжектора ($\bar{x}_c = x_c/b$), ближе к задней кромке профиля приводит к увеличению подъемной силы и момента тангажа на пикирование.

Согласно расчетам, коэффициент увеличения тяги эжектора (без диффузора, $f = 1$), независимо от величины относительной площади эжектирования $\alpha = 1 - 0,03$, уменьшается до величин $\delta < 1,1$ с увеличением относительной скорости $\bar{V} > 0,3$. При меньших значениях относительной поступательной скорости эффективность эжектора возрастает с увеличением относительной площади эжектирования, то есть с уменьшением величины α . В области относительных скоростей $\bar{V} = 0,1 - 0,15$, характерных для режима взлета, изменение α оказывает слабое влияние на величину коэффициента δ .

Величина отношения коэффициентов подъемной силы профиля с эжекторным закрылком $C_{y_{эж}}$ и с реактивным закрылком C_{y_c} также уменьшается с увеличением относительной скорости полета (рис. 5.15, а). При $\bar{V} < 0,3$ эжекторный закрылок является более эффективным, чем реактивный закрылок. Это преимущество существенно возрастает при уменьшении скорости полета и при увеличении относительной высоты первичного сопла $\bar{h}_1 = h_1/b$. Однако эффективность эжекторного закрылка снижается при увеличении угла его отклонения (см. рис. 5.15, а). Это связано, как показали расчеты, с существенным уменьшением относительного вклада в создание подъемной силы эффекта стока, создаваемого воздухозаборником эжектора (ΔC_{y_Q}), при увеличении угла отклонения закрылка (рис. 5.15, б).

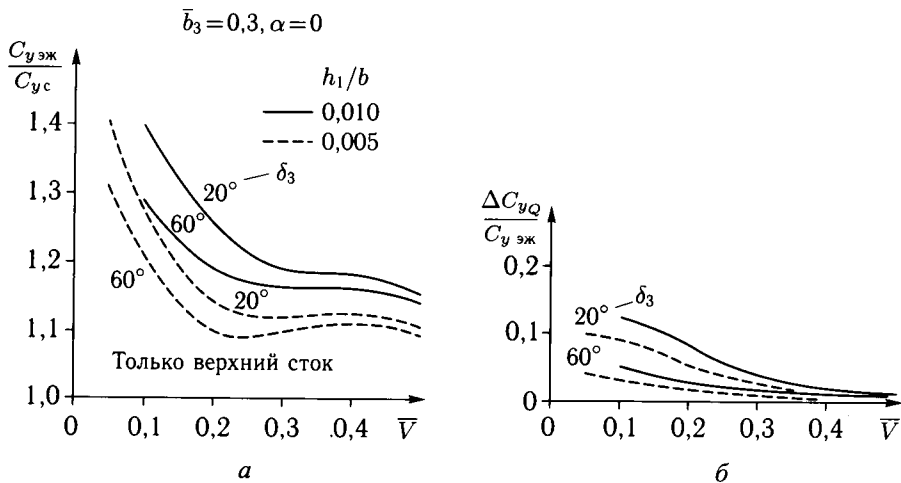


Рис. 5.15. Влияние относительной скорости полета \bar{V} на подъемную силу профиля с эжекторным закрылком: а — отношение коэффициентов подъемной силы эжекторного и реактивного закрылков; б — относительный вклад воздухозаборника в подъемную силу профиля с эжекторным закрылком

Метод расчета профиля с эжекторным закрылком, основанный на теории конформных преобразований, изложен в работе [5.5]. Профиль с эжекторным закрылком и его расчетная схема представлены на рис. 5.16. При построении теоретической модели использованы следующие допущения:

- реальный профиль заменяется плоской пластиной с распределенными на ней гидродинамическими особенностями типа стока и источника,
- щелевое выходное сопло эжектора примыкает к задней кромке профиля (в точке M),
- входное устройство эжектора, через которое поступает эжектируемый воздух, моделируется равномерно распределенным стоком Q на верхней поверхности тонкого профиля вблизи его задней кромки,
- эжектор имеет постоянную по ширине камеру смещения,
- температура и плотность активного и пассивного (эжектируемого) потоков одинаковы.

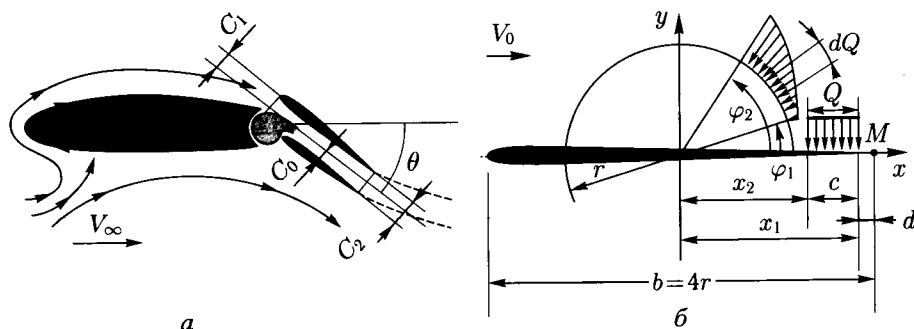


Рис. 5.16. Расчетное моделирование обтекания профиля крыла с эжекторным закрылком: a — профиль крыла с эжекторным закрылком; b — расчетная схема эжекторного крыла

Принятые допущения позволяют, используя принцип суперпозиции потенциальных течений от выдува струй и отсоса на профиле, построить простую приближенную модель (рис. 5.16, б).

При конформном преобразовании пластины на круг радиусом r определяется скорость на его поверхности, индуцируемая элементарным стоком $dQ = qr \sin \varphi d\varphi$ протяженностью от φ_1 до φ_2 , где q — интенсивность распределенных стоков. Из принципа наложения потенциальных потоков, моделирующих обтекание цилиндра со стоком при наличии циркуляции, и при выполнении условия Чаплыгина–Жуковского на задней кромке профиля (в точке M) определяется величина дополнительной циркуляции (суперциркуляции).

При заданном суммарном расходе $Q = \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} dQ = qr(\cos \varphi_1 - \cos \varphi_2)$ и $\varphi \approx \sin \varphi$ и известном значении циркуляции определяется величина коэффициента подъемной силы тонкого профиля при наличии стока C_{yQ} .

Выдув струи, моделируемый равномерно распределенным источником на участке c_2 , под углом $\theta = 90^\circ$ к хорде, создает дополнительное приращение

коэффициента подъемной силы:

$$C_{y_c} = 2\sqrt{2C_\mu}, \quad (5.25)$$

где C_μ — коэффициент импульса струи. Эта формула получена на основании гипотезы, что суперциркуляция скорости вокруг крыла со струей, отклоненной по отношению к хорде на определенный угол, линейно зависит от нормальной по отношению к хорде части расхода струи, точно так же, как нормальная составляющая полной реакции струи дает дополнительную импульсную составляющую подъемной силы.

Принцип суперпозиции потоков от стока и струи позволяет получить выражение для коэффициента подъемной силы эжекторного профиля:

$$C_y = C_{y_Q} + C_{y_c} = \left[2\sqrt{2\delta \cdot C_{\mu_o}} \left(1 + \frac{h'}{\sin \theta} \right) + \delta \cdot C_{\mu_o} \right] \sin \theta, \quad (5.26)$$

где:

$$h' = \frac{1}{c_1} \cdot \left(\sqrt{(c_1 + d)[1 - (c_1 + d)]} - \sqrt{d(1 - d)} \right) \cdot \frac{n}{n + 1} \sqrt{1 + \alpha},$$

c_1 — ширина входного сечения эжектора, d — длина камеры смещения, n — коэффициент эжекции, $\alpha = c_o/c_1$ (см. рис. 5.16). Из этой формулы следует, что при заданной величине коэффициента импульса струи, выдуваемой из первичного сопла C_{μ_o} , несущие свойства профиля зависят от газодинамических и геометрических параметров эжектора — коэффициентов эжекции и тягоусиления δ , длины камеры смещения d , определяющего хорду эжекторного закрылка, а также от угла отклонения струи θ .

Коэффициент эффективности эжекторного закрылка, характеризующий отношение аэродинамической части приращения подъемной силы к вертикальной составляющей импульса выдуваемой струи, может быть представлен в виде:

$$E_\varepsilon = \frac{2\sqrt{2}}{\sqrt{\delta \cdot C_{\mu_o}}} \left(1 + \frac{h'}{\sin \theta} \right), \quad (5.27)$$

то есть эффективность эжекторного закрылка зависит от θ и может значительно превышать эффективность струйного закрылка:

$$E = \frac{\Delta C_y - C_\mu \sin \theta}{C_\mu \sin \theta}, \quad (5.28)$$

которая может быть аппроксимирована формулой:

$$E = 2\sqrt{2} / \sqrt{C_\mu}. \quad (5.29)$$

С учетом формул (5.27) и (5.29) можно получить выражение для определения коэффициента подъемной силы эжекторного крыла:

$$C_y = (2\sqrt{2\delta \cdot C_{\mu_o}} \cdot \bar{E} + \delta \cdot C_{\mu_o}) \sin \theta, \quad (5.30)$$

где $\bar{E} = E_3/E$ — относительная эффективность эжекторной механизации, которая для случая крыльевого эжектора малого размера ($d = 0$) может быть определена по формуле:

$$\bar{E} = 1 - \frac{\frac{n}{n+1} \sqrt{1+\alpha}}{\sin \theta}. \quad (5.31)$$

Как показывают расчеты, при относительной хорде $\bar{b}_3 = 0,3-0,4$ эжекторный закрылок оказывается в 1,2–1,3 раза эффективнее реактивного закрылка.

В работе [5.2] предложен метод расчета аэродинамических характеристик крыла самолета со струйно-эжекторной механизацией на основе метода дискретных вихрей [10]. Строгое обоснование возможности решения этой задачи методом дискретных вихрей с выделением особенности — стока, моделирующего воздухозаборник эжектора, дано в монографии [5.6].

Для расчета производных C_y^α , $C_y^{\delta_3}$ и C_y^θ в линейной постановке для идеальной несжимаемой жидкости используется известное решение для струйного закрылка [2.2.22, 2.2.23], дополненное учетом повышения интенсивности струи за счет эжекции. Для определения производной коэффициента подъемной силы по коэффициенту расхода $C_y^{C_Q}$, то есть решения задачи о влиянии отсоса (за счет работы эжектора), получено выражение для распределения вихревого слоя в окрестности стока:

$$\gamma(x) = \varphi(x)/(x_c - x), \quad (5.32)$$

где x_c — координата стока, $\varphi(x)$ — функция, учитывающая распределение касательных скоростей в окрестности стока. Расчеты показали, что зависимость $\gamma(x)$ для тонкого профиля имеет особенность в месте расположения стока \bar{x}_c , отражающая его влияние на распределение скоростей впереди и позади входа в эжектор (рис. 5.17). При достаточно большом числе дискретных вихрей на профиле результаты расчета являются близкими к точному решению [5.20].

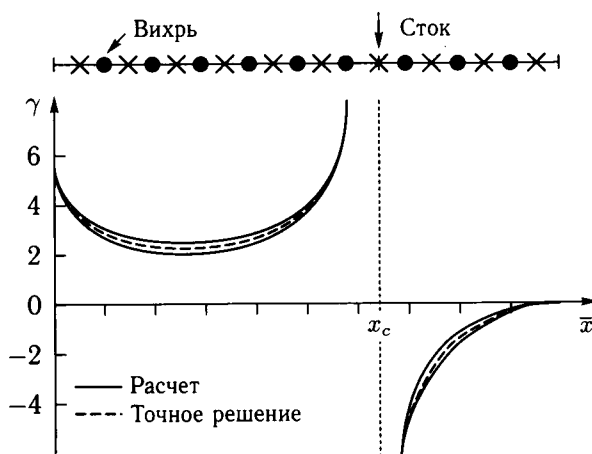


Рис. 5.17. Распределение интенсивности вихревого слоя на тонком профиле со стоком

На рис. 5.18 показано, что перемещение стока \bar{x}_c к задней кромке профиля приводит к нелинейному нарастающему увеличению производной $C_y^{C^Q}$, причем при увеличении количества дискретных вихрей перед стоком (n_1) и после него (n_2) получаемое численное решение приближается к точному.

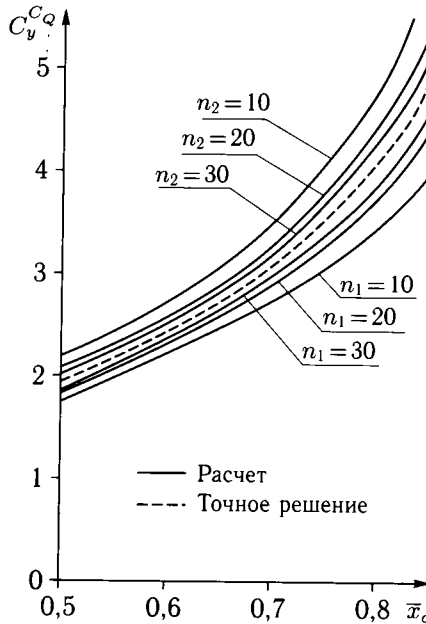


Рис. 5.18. Влияние положения стока на несущие свойства тонкого профиля

5.2.2. Расчетно-экспериментальные исследования эжекторных систем увеличения подъемной силы крыла. В АДТ Т-102 проведены экспериментальные исследования прямоугольного крыла с различными типами эжекторных закрылков (рис. 5.19). Закрылки выполнены из профилированных элементов, которые образуют камеру смещения, в которую из щелевого сопла в крыле выдувается высоконапорная струя сжатого воздуха. За счет изменения взаимного положения элементов и их отклонения изменялись относительные параметры эжектора: относительная площадь поперечного сечения камеры смещения, относительная площадь выходного сечения эжектора $F_{эж}/F_c$ и углы отклонения закрылков. Опыты показали, что применение этих простейших эжекторных устройств позволяет повысить тягу на 13–15 % по сравнению с тягой первичного сопла.

На рис. 5.20 приведены зависимости коэффициента подъемной силы крыла от коэффициента импульса сопла с исследованными вариантами эжекторных устройств с параметрами, близкими к оптимальным. Опыты показали, что применение эжекторного закрылка, состоящего из двух элементов различной длины, является эффективным лишь при углах отклонения элементов $\delta_3 \leq 30\text{--}35^\circ$ (рис. 5.20, а). При больших углах отклонения эффективность эжекторного закрылка такого типа уменьшается вследствие возникновения

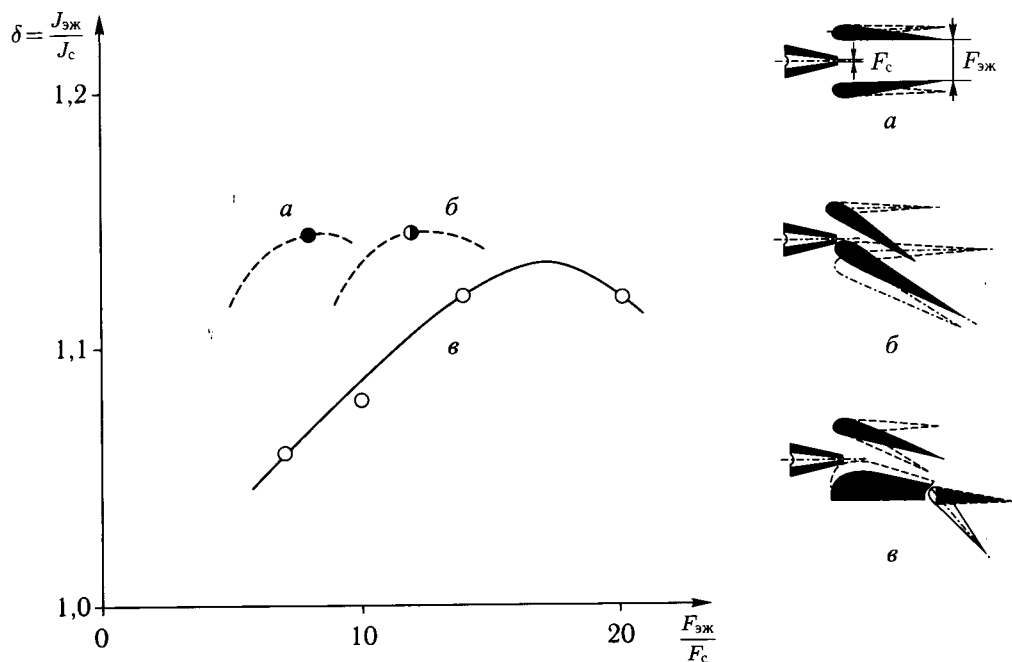


Рис. 5.19. Влияние типа эжекторного закрылка на коэффициент увеличения тяги: *a* — симметричный двухзвенный эжекторный закрылок; *б* — несимметричный двухзвенный эжекторный закрылок; *в* — трехзвенный эжекторный закрылок

отрыва потока на верхнем элементе закрылка. При угле отклонения основного элемента закрылка на угол $\delta_3 = 30^\circ$ эжекторный закрылок имеет преимущество по сравнению с выдувом на обычный закрылок, отклоненный на такой же угол, при достаточно больших значениях коэффициента импульса струи $C_\mu > 0,4$.

Указанного недостатка лишена эжекторная система увеличения подъемной силы, состоящая из двухзвенного закрылка, элементы которого 1 и 2 могут отклоняться на различные углы, и элемента 3, который в сочетании с элементом 1 закрылка образует камеру смещения эжектора (рис. 5.20, б). При умеренных углах отклонения элементов 1 и 3 ($\delta_{3,1,3} \leq 25^\circ$) обеспечивается безотрывное обтекание элемента 3. Применение эжектора в этом случае является эффективным для улучшения обтекания второго звена закрылка, отклоняемого на большие углы ($\delta_3 \geq 45^\circ$). При выдуве струи из эжектора на закрылок повышение подъемной силы крыла происходит за счет ликвидации отрыва на закрылке, эффекта струйного закрылка (суперциркуляции) и вертикальной реакции отклоненной струи, имеющей более высокий импульс, чем импульс струи первичного сопла. Вследствие этого эжекторный закрылок такого типа имеет преимущество по сравнению с выдувом на обычный двухзвенный закрылок, отклоняемый на такие же углы (см. рис. 5.20, б).

Аналогичная эжекторная система была разработана фирмой «Боинг» применительно к экспериментальному самолету «Боинг 367-80» [5.10].

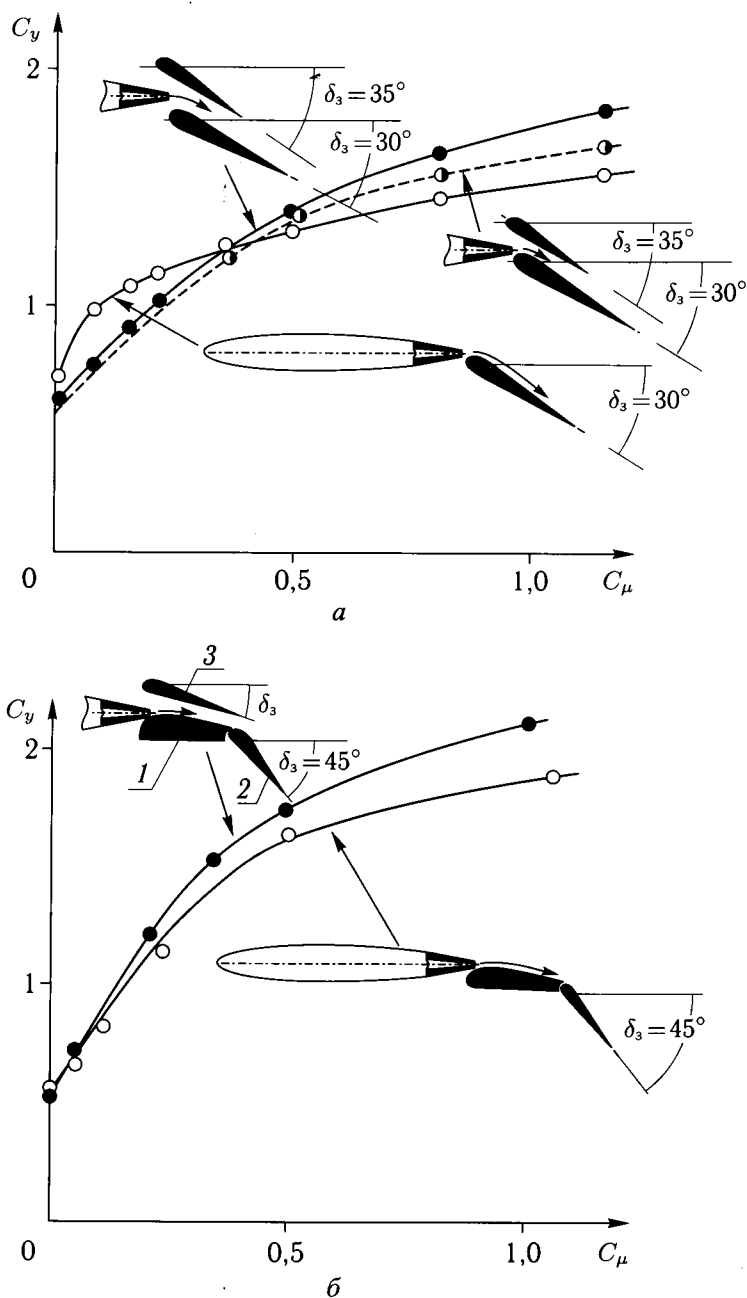


Рис. 5.20. Влияние типа эжекторного закрылка на коэффициент подъемной силы крыла: а — сравнение эффективности двухзвенного эжекторного закрылка и однозвенного закрылка с системой УПС; б — сравнение эффективности трехзвенного эжекторного закрылка и двухзвенного закрылка с системой УПС

Система состоит из камеры смешения небольших размеров, в которую через сопла эжекторов подается сжатый воздух под большим давлением из двойных каналов (рис. 5.21). В камере эжектора первичный поток смешивается с вторичным воздухом, поступающим через отверстия в нижней поверхности крыла. Струя из эжектора с повышенным импульсом выдувается на верхнюю поверхность простого поворотного (нечелевого) закрылка, обеспечивая его безотрывное обтекание при больших углах отклонения.

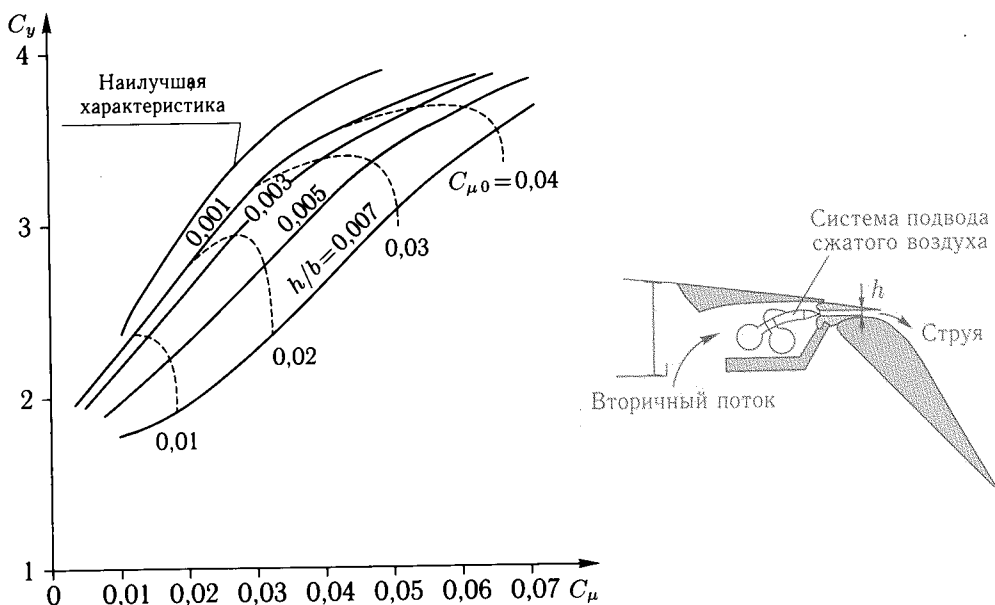


Рис. 5.21. Оптимизация параметров эжекторного закрылка ($\delta_3 = 50^\circ$, $\alpha = 0$)

Исследования, проведенные на крупномасштабных двумерных моделях, показали, что эффективность данной системы увеличения подъемной силы зависит от правильного выбора геометрических параметров эжектора для первичного сопла заданных размеров. На рис. 5.21 сплошными линиями показано влияние относительных размеров сопла $h/b = 0,001-0,007$ (или скорости струи) на зависимости C_y от C_{μ} . Для заданных значений C_{μ} увеличение высоты сопла значительно уменьшает C_y при том же угле отклонения закрылка и угле атаки крыла. С другой стороны, в эжекторе при заданной площади первичного сопла коэффициент импульса C_{μ} возрастает по мере увеличения выходной площади эжектора. Следовательно, совершенно очевидно существование оптимальной комбинации параметров. Штриховые линии на рис. 5.21 соответствуют постоянным значениям коэффициента импульса для первичного сопла, обозначенным $C_{\mu 0}$. Если площадь первичного сопла постоянна, то штриховые линии соответствуют различным отношениям давлений в этом сопле. Крайняя слева зависимость $C_y(C_{\mu})$ является наилучшей характеристикой, которая определена в результате построения максимальных величин C_y для каждого значения $C_{\mu 0}$ по C_{μ} , когда первичное сопло используется только для выдува струи на закрылок. Как видно из этого графика, оптимальные

характеристики соответствуют приблизительно постоянной высоте выходного сопла для всех относительных давлений в первичном сопле. В рассмотренном случае оптимальная относительная высота сопла $h/b \simeq 0,0042$, что соответствует отношению площади выхода из эжектора к площади первичного сопла 21 : 1.

Существенной проблемой реализации рассмотренной выше системы является достижение высокой эффективности эжектора при весьма ограниченных размерах. Фирмой Де Хэвилленд (Канада) разработана система увеличения подъемной силы, в которой эжектор образован верхней и нижней секциями закрылки с относительной хордой $\bar{b}_3 \simeq 0,35$ (рис. 5.22) [5.19]. Сжатый воздух выдувается из первичного двухкамерного щелевого сопла, расположенного на 70 % хорды, в канал, который образуется при раздвижении и отклонении секций закрылки на режимах взлета и посадки. Опыты показали, что за счет тщательного выбора формы щелей между элементами закрылки и эффективного смешивания первичной струи с вторичным индуцированным потоком статическая тяга эжекторного закрылки возрастает приблизительно в 1,4 раза по сравнению с тягой первичного сопла при сверхкритическом перепаде давлений, равном 2,5.

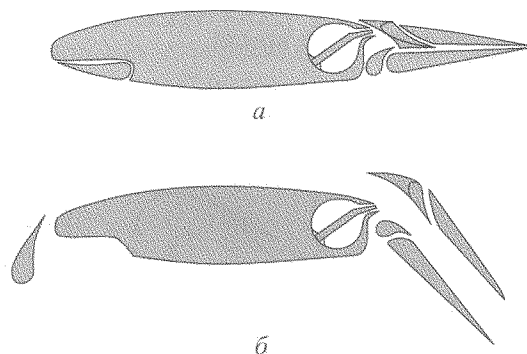


Рис. 5.22. Крыло с эжекторным закрылком: *а* — крейсерская конфигурация; *б* — взлетно-посадочная конфигурация

Струи воздуха, втекающие в камеру эжектора через щели на нижней секции закрылки, отделяют первичную высокоскоростную струю от поверхности закрылки и направляют ее к центру смесительного канала. При этом уменьшается трение и обеспечивается более эффективное перемешивание в камере смешения. В результате обеспечивается более равномерное распределение скоростей на выходе из эжектора и возрастает его тяга.

Щель в верхнем элементе закрылки улучшает его обтекание за счет отсасывания пограничного слоя вследствие разрежения в камере смешения, которое автоматически создается при работе эжектора. Однако, при достаточно больших углах отклонения закрылки, на его верхней поверхности может возникнуть отрыв потока, аналогичный отрыву за отклоненным щитком (рис. 5.23). Тем не менее, испытания в большой АДТ НИЦ им. Эймса с размерами поперечного сечения рабочей части 12×24 м показали, что эта система создает большую подъемную силу как при умеренных ($\delta_3 = 50^\circ$),

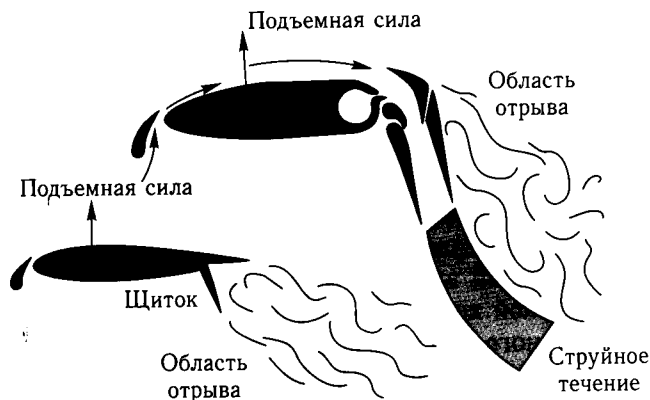


Рис. 5.23. Отрывное обтекание механизированных крыльев

так и очень больших углах отклонения закрылков ($\delta_z = 80^\circ$), рис. 5.24. Повышение несущих свойств крыла происходит главным образом за счет отклонения вектора тяги и формирования интенсивного струйного течения на выходе из эжектора, которое аналогично струйному закрылку, оказывает существенное влияние на обтекание крыла.

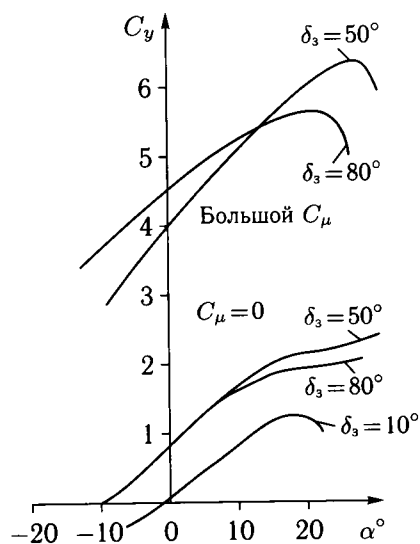


Рис. 5.24. Несущие свойства крыла с эжекторным закрылком

Измерения, проведенные на модели крыла с эжекторным закрылком и с обычным выдувом на закрылок (с убранной верхней секцией закрылка) и одинаковом коэффициенте импульса первичного сопла $C_{\mu_0} = 1,78$, показали, что применение эжектора увеличивает подъемную силу на 6,5 % при $\alpha = 0$ и на 10 % повышает $C_{y_{\max}}$. При коэффициенте $C_y = 7,0$ приращение тангенциальной силы (тяга-сопротивление) составляет $\Delta C_x = 0,4$. Это означает,

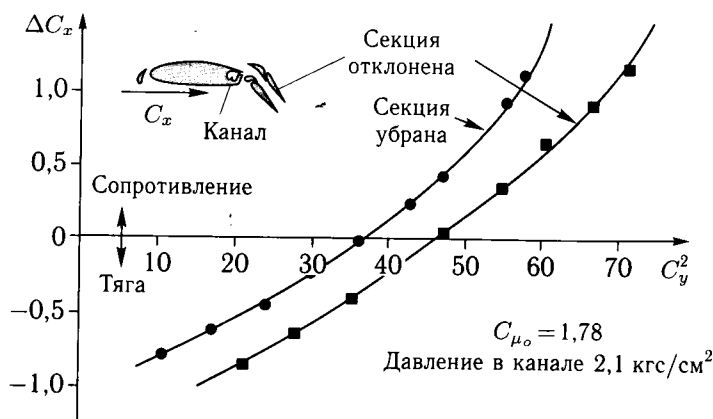


Рис. 5.25. Влияние эжектора на изменение тангенциальной силы крыла

что применение эжектора увеличивает тягу на 22 % по сравнению с выдувом на закрылок (рис. 5.25).

На рис. 5.26 дано сравнение несущих свойств моделей самолета с эжекторным закрылком (см. рис. 5.22) [5.12] и самолета с выдувом струи на простой поворотный закрылок стреловидного крыла ($\chi = 25^\circ$, $\lambda = 8$) при различных углах отклонения закрылков [5.1]. Сравнение показывает, что

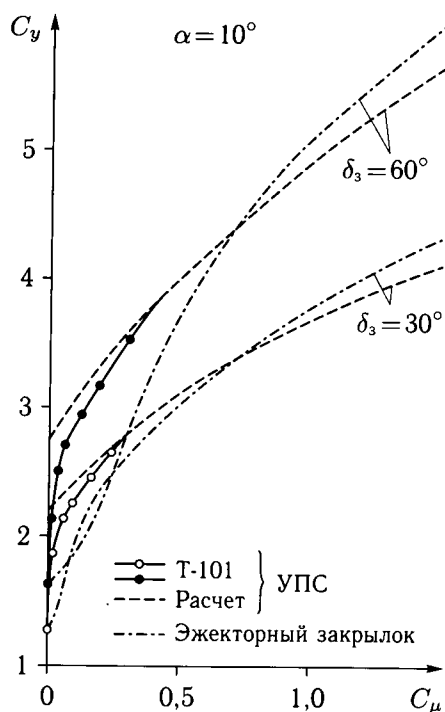


Рис. 5.26. Сравнение несущих свойств крыльев с эжекторным и реактивным закрылками

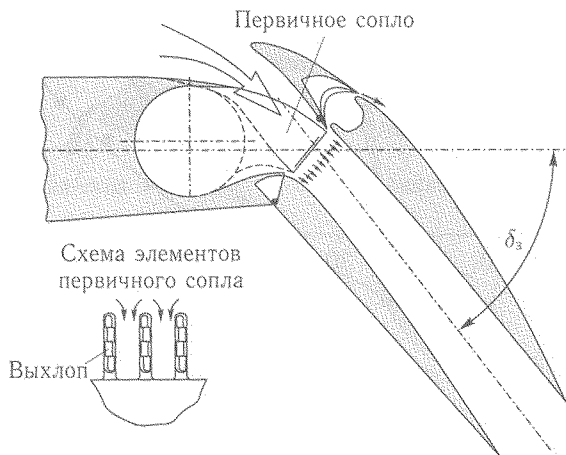


Рис. 5.27. Комбинированный эжекторный закрылок

эжекторный закрылок существенно уступает обычному закрылку с УПС при малых значениях C_μ вследствие неполной ликвидации отрыва потока на верхнем звене закрылка и потерь подъемной силы из-за перетекания воздуха с нижней поверхности закрылка. Некоторые преимущества эжекторного закрылка такого типа проявляются лишь при больших значениях C_μ . Более эффективной, хотя и более сложной, является схема комбинированного эжекторного закрылка, сочетающая выдув сжатого воздуха через вертикально расположенные многосекционные сопла, позволяющие в ограниченных габаритах увеличить эффективность смешения потоков в камере эжектора, с выдувом струи из щелевого сопла на верхнюю поверхность закрылка для ликвидации отрыва (рис. 5.27) [5.1]. Механизация крыла такого типа позволяет использовать преимущества эжектора и обычной системы выдува на закрылок.

5.3. Применение эжекторных систем на крейсерских режимах полета

Потенциальные возможности улучшения характеристик самолета с эжекторными устройствами, используемыми на взлетно-посадочных режимах и в крейсерском полете при больших дозвуковых скоростях, определяются рядом факторов:

- уменьшение веса эжекторного закрылка за счет упрощения его конструкции, не требующей сложного механизма уборки и раздвижения элементов закрылка в зависимости от режима полета,
- уменьшение веса за счет увеличения толщины основной части крыла перед эжектором,
- снижение профильного сопротивления крыла вследствие засасывания пограничного слоя с верхней и нижней поверхностей основной части крыла в эжектор,
- повышение коэффициента тягоусиления эжектора вследствие эжектирования заторможенного вязкого следа за основной частью крыла,

- уменьшение сопротивления вследствие ослабления отрыва пограничного слоя из-под скачка уплотнения при больших скоростях полета из-за малой толщины пограничных слоев на элементах эжектора,
- уменьшение волнового сопротивления и увеличение числа $M_{кр}^*$ вследствие малой относительной толщины элементов эжектора,
- ослабление бафтинга при больших дозвуковых скоростях из-за отсутствия аэродинамического взаимодействия пограничных слоев и скачков уплотнения на верхней и нижней поверхностях элементов эжектора,
- оптимизация конфигурации крыла за счет отклонения элементов эжектора в зависимости от режима полета.

Возможности улучшения крейсерских характеристик крыла за счет применения эжекторов исследованы в работе [5.14]. На основании расчетов спроектированы профили с различными параметрами эжекторных устройств, расположенными в хвостовой части (рис. 5.28). Экспериментальные исследования профилей с симметричным относительно хорды расположением элементов эжектора (рис. 5.28, а) и с несимметричным эжектором (рис. 5.28, б) проведены в трансзвуковой АДТ с размерами рабочей части $1,5 \times 1,5$ м в широком диапазоне чисел M_∞ и Re , включая расчетные условия крейсерского полета: $M_\infty = 0,7$; $Re = 20 \cdot 10^6$. Относительная толщина профилей с эжекторами имела величину $\bar{c} \approx 17\%$.

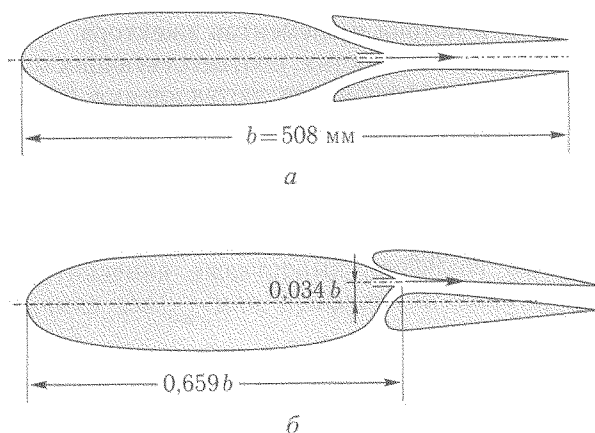


Рис. 5.28. Профили с эжекторными увеличителями тяги: а — профиль с симметричным эжектором; б — профиль с несимметричным эжектором

Опыты показали, что отрыв потока за основной частью профиля с большой относительной толщиной ($\bar{c} = 0,26$) существенно ослабляется в исследованном диапазоне чисел M_∞ при установке в его хвостовой части эжектора даже при отсутствии выдува воздуха из первичного сопла.

При работающем эжекторе коэффициент увеличения тяги уменьшается с увеличением относительной скорости $\bar{V} = V/V_1$, причем зависимость $\delta(\bar{V})$ слабо зависит от перепада давлений на срезе первичного сопла в исследованном диапазоне $\pi_c \approx 1,33\text{--}3$ (рис. 5.29). Величина коэффициента тягоусиления



Рис. 5.29. Зависимость коэффициента увеличения тяги эжекторного профиля от относительной скорости полета

при различных скоростях потока определялась по формуле:

$$\delta = 1 - \frac{\Delta C_{x_{эф}}}{C_{\mu_o}},$$

где $\Delta C_{x_{эф}}$ является разностью между величиной измеренной тангенциальной силы профиля с работающим эжектором ($C_{x_{эф}}$) и величиной сопротивления профиля без выдува (C_{x_o}), C_{μ_o} — коэффициент импульса первичного сопла, измеренного в отсутствии потока и элементов эжектора.

При больших дозвуковых скоростях, соответствующих относительной скорости $\bar{V} \approx 0,6$, величина коэффициента тягоусиления составляет $\delta = 1,03$ – $1,05$ для лучших из исследованных вариантов эжектора.

Опыты показали, что при увеличении числа M_∞ относительная площадь диффузора должна уменьшаться для того, чтобы на входе во внутренний канал эжектора не возникал скачок уплотнения, который существенно ухудшает характеристики эжектора.

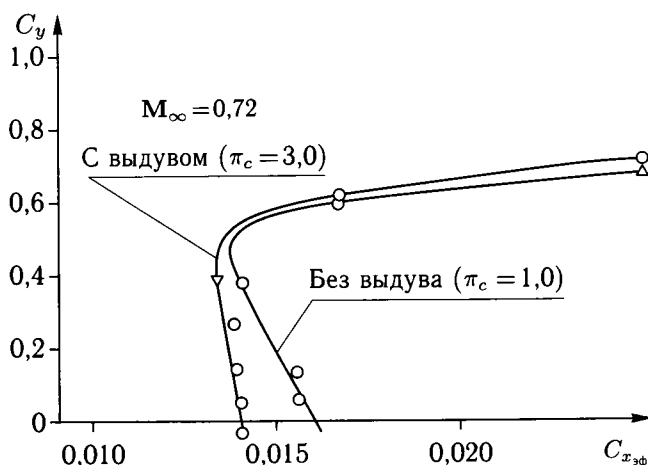


Рис. 5.30. Влияние эжектора на полярю профиля

Влияние эжектора на полярю профиля при числе $M_\infty = 0,72$ показано на рис. 5.30. Видно, что работающий эжектор уменьшает сопротивление профиля при $C_y < 0,5$ до появления скачка уплотнения на основном профиле. При коэффициенте подъемной силы $C_y = 0,3$ наличие работающего эжектора приводит не только к уменьшению сопротивления профиля с относительной толщиной $\bar{c} = 0,178$, но и к увеличению критического числа $M_{кр}^*$, определяемого по величине производной $dC_{x_{эф}}/dM_\infty = 0,1$, с $M_{кр}^* \approx 0,73$ без выдува ($\pi_c = 1$) до $M_{кр}^* = 0,75$ при $\pi_c = 3$ (рис. 5.31). Улучшение обтекания профиля приводит также к увеличению углов атаки и чисел M_∞ , при которых возникает бафтинг, и способствует снижению его интенсивности.

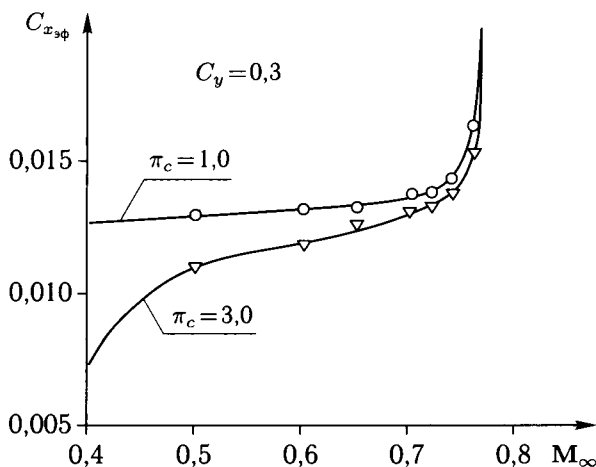


Рис. 5.31. Влияние числа M_∞ на сопротивление эжекторного профиля

Влияние коэффициента импульса струи из первичного сопла C_{μ_0} на уменьшение сопротивления эжекторных профилей показано на рис. 5.32. Абсолютная величина $\Delta C_{x_{эф}}$ для профилей с эжекторами исследованных

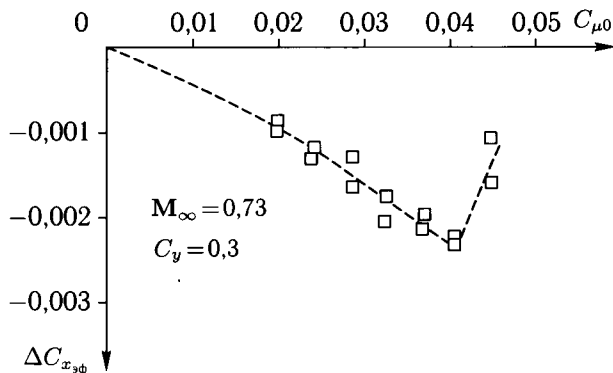


Рис. 5.32. Влияние интенсивности выдува из первичного сопла на изменение сопротивления эжекторного профиля

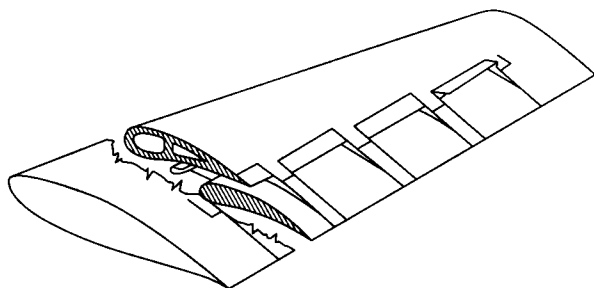


Рис. 5.33. Эжекторное крыло

конфигураций практически линейно возрастает при увеличении C_{μ_0} . Уменьшение сопротивления происходит до появления скачков уплотнения на входе в эжектор, после чего величина $\Delta C_{x_{эф}}$ резко уменьшается. Наклон зависимостей $\Delta C_{x_{эф}}/\Delta C_{\mu_0}$ практически не зависит от числа M_∞ в диапазоне его изменения $M_\infty = 0,73-0,76$, однако неблагоприятное влияние увеличения числа M_∞ на величину $\Delta C_{x_{эф}}$ проявляется при меньших значениях коэффициента импульса C_{μ_0} .

В работе [5.17] исследованы возможности улучшения аэродинамических характеристик стреловидного крыла ($\chi \approx 7,5^\circ$) за счет использования встроенного в конструкцию эжектора (рис. 5.33). Испытания модели проведены в АДТ с размерами рабочей части $2,1 \times 3$ м НИЦ им. Эймса NASA в диапазонах изменения углов атаки $\alpha = -10-35^\circ$ и чисел $M_\infty = 0-0,3$.

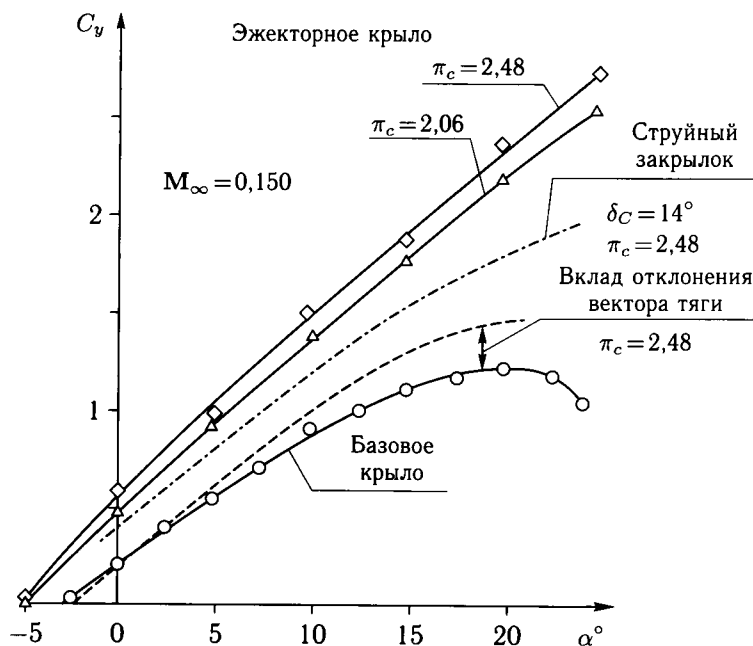


Рис. 5.34. Несущие свойства эжекторного крыла

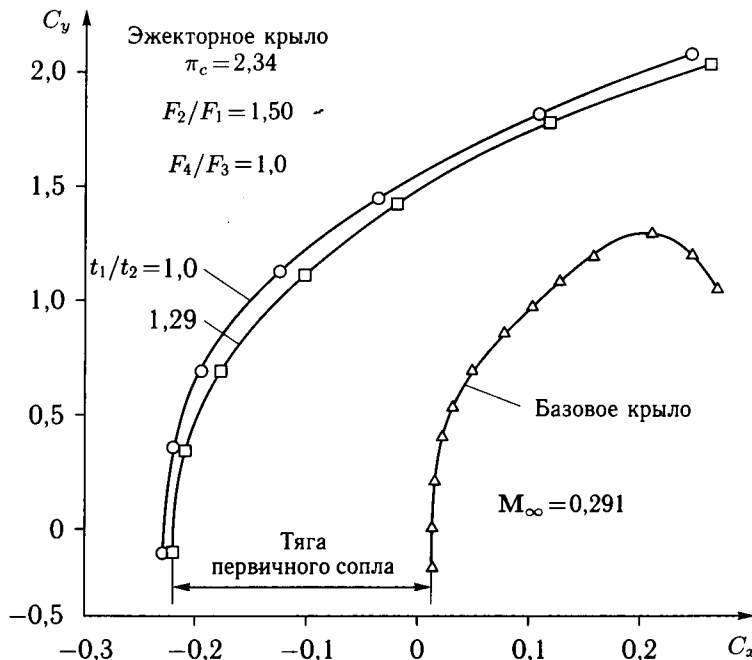


Рис. 5.35. Влияние эжектора на поляру крыла

Параметрические исследования показали, что при реальных расходах сжатого воздуха, отбираемого от ТРДД, величина коэффициента увеличения тяги в эжекторе может иметь величину $\delta = 1,06$ при числе $M_\infty = 0,3$ и $\delta \approx 1,3$ в статических условиях, то есть на режиме старта при $M_\infty \approx 0$.

Применение эжектора на взлетно-посадочных углах атаки $\alpha = 10-12^\circ$ позволяет повысить подъемную силу крыла приблизительно на 70–75%, то есть практически вдвое увеличить приращение подъемной силы по сравнению с обычным струйным закрылком ($\delta_c = 14^\circ$) при одинаковом коэффициенте импульса (рис. 5.34). Особенно существенным является улучшение аэродинамических характеристик крыла при больших углах атаки вследствие устранения отрыва на крыле и увеличения вклада в подъемную силу входного импульса, создаваемого поступающим в эжектор воздуха с нижней поверхности крыла.

Работа эжектора приводит также к смещению поляры влево за счет тяги и улучшения обтекания крыла (рис. 5.35). Увеличение температуры сжатого воздуха в первичном сопле ($\bar{t} = t_1/t_2 = 1,29$) приводит к несколько меньшему эффекту.

Максимальное аэродинамическое качество эжекторного крыла, равное $K_{\max} = 21,3$ при числе $M_\infty \approx 0,3$, приблизительно на 27% превышает величину $K_{\max} = 16,8$ базового крыла без эжектора (с закрытыми входом и выходом эжекторного канала).

В целом, исследования показали целесообразность использования эжекторных систем при малых скоростях для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов и в крейсерском полете при умеренных числах $M_\infty \leq 0,3-0,5$.

ТАНГЕНЦИАЛЬНЫЙ ВЫДУВ СТРУИ НА СКРУГЛЕННУЮ ЗАДНЮЮ КРОМКУ КРЫЛА

6.1. Обтекание крыла с выдувом на скругленную заднюю кромку крыла

Выдув струи из щелевого сопла на скругленную заднюю кромку крыла (СЗКК) осуществляется с целью повышения несущих свойств крыла за счет управления положением задней критической точки, в которой происходит полное торможение потока. Выдув струи из щелевого сопла, расположенного перед точкой отрыва пограничного слоя, приводит к восстановлению безотрывного обтекания скругленной задней кромки крыла и, соответственно, к перемещению задней критической точки на его нижнюю поверхность. При этом передняя критическая точка также сдвигается на нижнюю поверхность крыла, а на его верхней поверхности существенно возрастает разрежение. Результатом такого воздействия является изменение циркуляции скорости вокруг крыла и, как следствие, повышение его подъемной силы. Поэтому систему выдува на скругленную заднюю кромку часто называют системой управления циркуляцией (УЦ) крыла.

На рис. 6.1 показано изменение линий тока при обтекании профиля с выдувом струи из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,003$ на скругленную заднюю кромку при увеличении коэффициента импульса струи от $C_\mu = 0,05$ до $0,2$ [6.8]. Экспериментальные исследования, проведенные с помощью лазерного доплеровского измерителя скорости (ЛДИС), позволили выявить структуру течения в области взаимодействия струи с СЗКК [6.18] (рис. 6.2, а, б). Измерения, проведенные на профиле с относительной толщиной $\bar{c} \approx 0,16$ при числе $Re \approx 1 \cdot 10^6$, показали, что при малой интенсивности выдува ($C_\mu = 0,03$) вблизи поверхности имеется широкая область отрыва потока, состоящая из двух областей рециркуляционного течения (рис. 6.2, а). При $C_\mu = 0,1$ отрыв потока ликвидируется, а критическая точка перемещается на нижнюю поверхность профиля и находится под углом $\theta \approx 120^\circ$ по отноше-

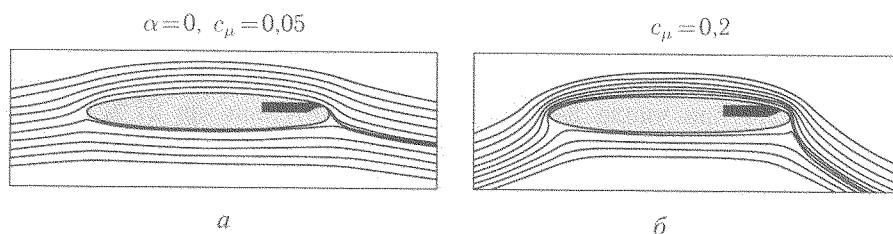


Рис. 6.1. Обтекание профиля с тангенциальным выдувом струи на скругленную заднюю кромку

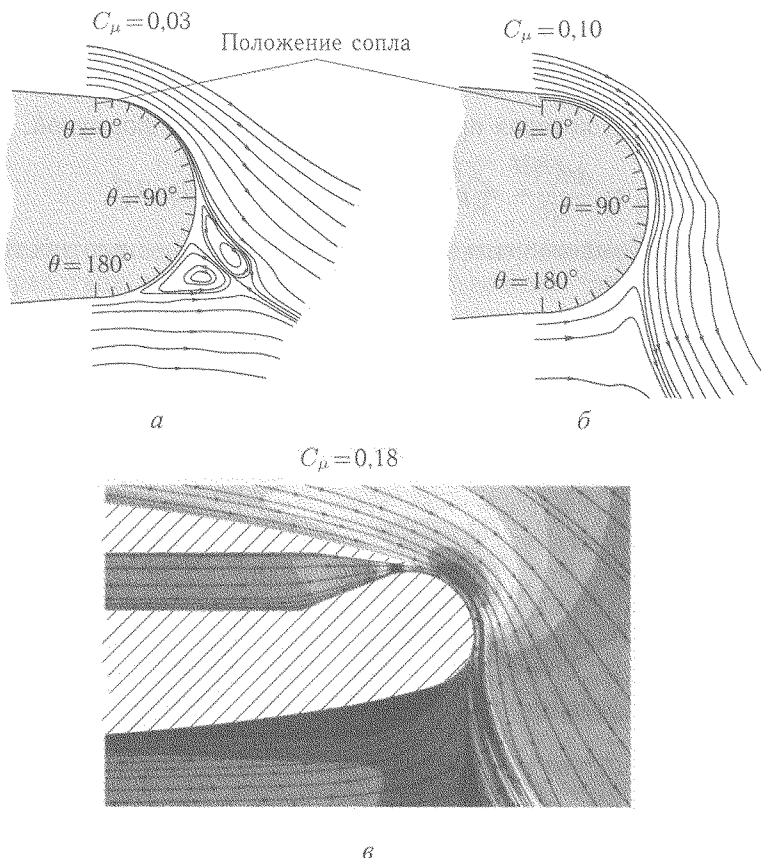


Рис. 6.2. Обтекание скругленной хвостовой части профиля с тангенциальным выдувом струи: а — обтекание скругленной хвостовой части профиля при $C_\mu = 0,03$; б — обтекание скругленной хвостовой части профиля при $C_\mu = 0,1$; в — обтекание скругленной хвостовой части профиля при $C_\mu = 0,18$ (расчет)

нию к соплу (рис. 6.2, б). Аналогичная картина течения получена расчетом на основе решения двумерных уравнений Навье–Стокса [6.19] (рис. 6.2, в).

Отклонение струи при выдуве на СЗКК происходит за счет реализации так называемого эффекта Коанда, заключающегося в способности струи «прилипать» к искривленной поверхности. Отклонение струи происходит из-за возникновения разрежения между струей и поверхностью вследствие эжектирующего действия струи. Исследованию этого явления посвящено большое количество работ [55, 6.2, 6.5, 6.6, 6.16].

Основными параметрами, влияющими на эффективность поворота струи, являются: отношение ширины (высоты) щелевого сопла h_c к радиусу кривизны отклоняющей поверхности R , перепад давлений на выходе щелевого сопла, определяющий величину скорости истечения струи V_c , а также скорость или число M внешнего потока. Схематически взаимодействие струи с отклоняющей поверхностью показано на рис. 6.3, а. На элемент струи длиной ds и шириной δ действуют две силы, которые обуславливают равновесие элемента:

сила разности давлений на поверхностях струи

$$(p_2 - p_1)ds = \Delta p ds \quad (6.1)$$

и центробежная сила, которая при $\delta \ll R$ определяется формулой:

$$F_{\text{ц}} = \frac{dm_c V_c^2}{R} = \rho_c R d\theta \cdot \delta \cdot \frac{V_c^2}{R} = \rho_c \frac{\delta}{R} ds \cdot V_c^2, \quad (6.2)$$

где dm_c — масса выделенного элемента струи, ρ_c — плотность воздуха в струе.

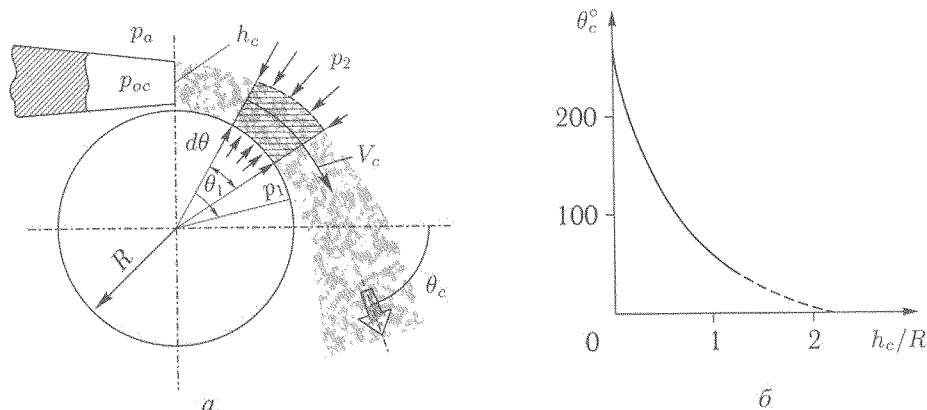


Рис. 6.3. Влияние относительной ширины щелевого сопла на отклонение струи: а — схема течения при выдуве струи из щелевого сопла на круговой цилиндр; б — зависимость угла отклонения струи от величины относительной ширины щелевого сопла

Из равенства этих сил следует

$$\Delta p = \rho_c \frac{\delta}{R} V_c^2. \quad (6.3)$$

Таким образом, чем меньше отношение δ/R , тем при меньшем перепаде давлений струя может отклоняться без отрыва от поверхности, то есть при одинаковой скорости истечения относительно более «тонкая» струя может отклоняться на больший угол, чем «толстая» струя.

Учитывая, что скоростной напор струи $q_c = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 = p_{oc} - p_a$, где p_{oc} — полное давление сжатого воздуха в ресивере перед соплом, p_a — статическое давление внешней среды, получаем коэффициент давления $C_p = 2\delta/R$, который не зависит от перепада давлений и является постоянным вдоль поверхности в области присоединения струи.

На рис. 6.3, б приведены результаты экспериментальных исследований истечения струи из прямоугольных сопел различной ширины h_c по касательной к цилиндрической поверхности радиусом R при отсутствии внешнего потока [55]. Эти данные показывают, что при уменьшении относительной ширины сопла h_c/R величина угла θ_c , соответствующего точке отрыва струи от цилиндрической поверхности, существенно увеличивается. На основании

результатов испытаний в отсутствие набегающего потока показано, что угол отрыва струи от цилиндрической поверхности определяется формулой [55]

$$\theta_c = 245 - 391 \frac{\frac{h_c}{R}}{1 + \frac{9}{8} \frac{h_c}{R}} \text{ град.} \quad (6.4)$$

Испытания показали, что поворот сверхзвуковых и недорасширенных струй посредством эффекта Коанда осуществляется так же эффективно, как и дозвуковых реактивных струй.

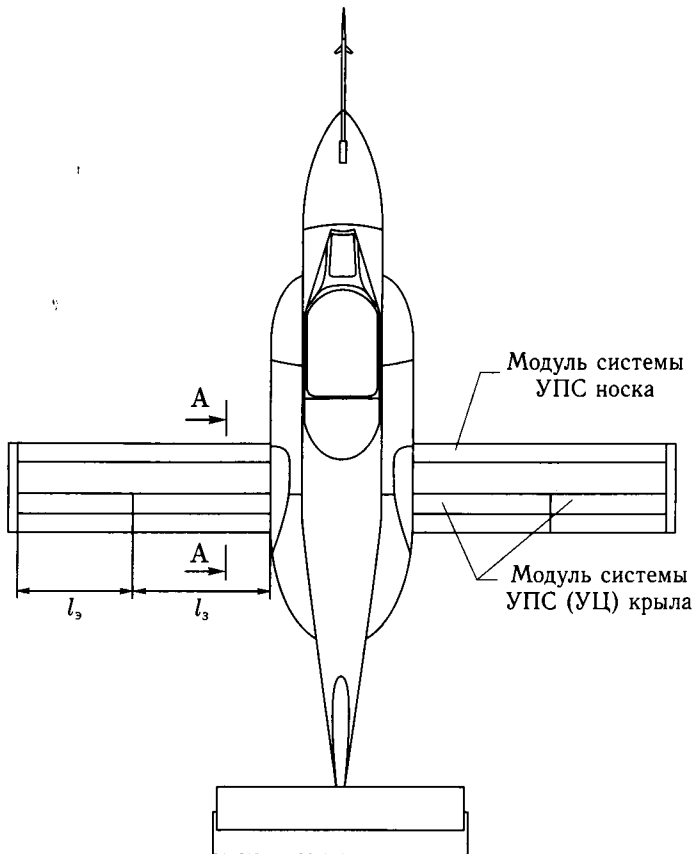
Подробные параметрические исследования системы выдува на СЗКК были проведены в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ на экспериментальном самолете «Фотон» (см. рис. 1.33; 1.33, б; 6.4), спроектированном и изготовленном по техническому заданию ЦАГИ в Опытном студенческом конструкторском бюро экспериментального самолетостроения (ОСКБЭС) Московского авиационного института. Модульность конструкции крыла позволила исследовать различные варианты системы выдува. Один из вариантов предусматривал возможность выдува на поворотный закрылок с относительной хордой $\bar{b}_3 = 0,3$, отклоняемый на углы в диапазоне от $\delta_3 = 0$ до 180° (рис. 6.4, а). Носовая часть закрылка была выполнена в виде дуги окружности и при отклонении закрылка на угол 180° осуществлялся выдув на цилиндрическую поверхность с относительным радиусом $R = 0,1b_1$, где b_1 — габаритная хорда крыла при $\delta_3 = 180^\circ$.

С целью оптимизации параметров системы управления циркуляцией были проведены исследования в широких диапазонах изменения относительного радиуса скругления задней кромки $\bar{R} = R/b = 0,01\text{--}0,04$ и относительной ширины щелевого сопла $\bar{h}_c = h_c/b = (0,3\text{--}2) \cdot 10^{-3}$ (рис. 6.4, б).

Исследования выдува на СЗКК при отсутствии потока в АДТ позволили определить эффективные углы отклонения струи θ_c и потери тяги η , связанные с отклонением струи:

$$\theta_c = \arctg(Y/X), \quad \eta = \sqrt{Y^2 + X^2} / J_c, \quad (6.5)$$

где Y и X — компоненты силы, действующие на самолет, которые были измерены с помощью весов АДТ Т-101; J_c — импульс щелевого сопла, измеренный на модели со снятыми закрылками. Результаты испытаний показали, что при отклонении закрылков на углы $\delta_3 \leq 60^\circ$ угол отклонения струи составляет величину $\theta_c \approx \delta_3 + 7^\circ$ при угле между хордой и верхней поверхностью закрылка, равным 11° (рис. 6.5). Это означает, что в диапазоне углов $\delta_3 = 0\text{--}60^\circ$ струя практически «прилипает» к верхней поверхности закрылка, при $\delta_3 > 60^\circ$ начинает отходить от нее, а при $\delta_3 = 180^\circ$ эффективный угол отклонения составляет лишь $\theta_c \approx 110^\circ$, что свидетельствует об отрыве струи от поверхности. Потеря тяги струи при выдуве струи на поверхность неотклоненного закрылка ($\delta_3 = 0$) составляет приблизительно 15%. Эти потери связаны главным образом с влиянием трения между струей и поверхностью закрылка. Величина потерь несколько возрастает при увеличении угла отклонения закрылков до $\delta_3 = 60^\circ$, после чего происходит значительное снижение тяговой



Геометрические параметры крыла	
САХ, м	1
L , м	7,33
S , м ²	7,33
λ	7,33
\bar{l}_3	0,42
\bar{l}_3	0,33
b_3, b_3	$0,3ba$

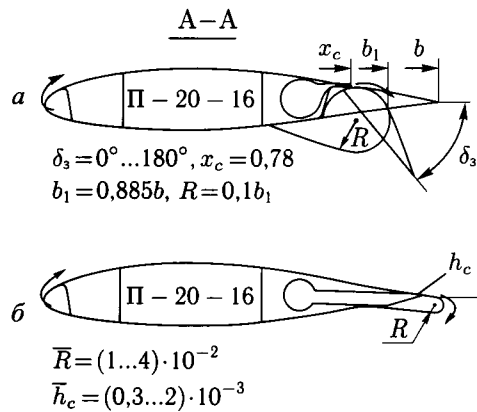


Рис. 6.4. Экспериментальный самолет «Фотон» со струйной механизацией крыла: *а* — система выдува струи на закрылок; *б* — система выдува струи на скругленную заднюю кромку крыла

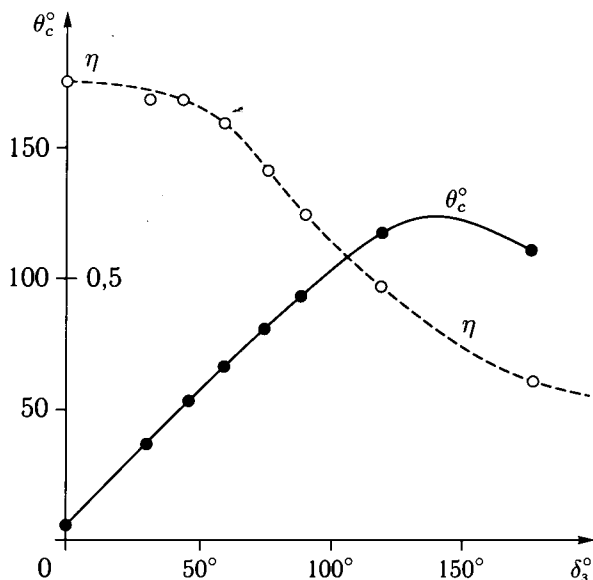


Рис. 6.5. Изменение угла отклонения струи и коэффициента потерь тяги при выдуве струи на закрылок и скругленную заднюю кромку крыла самолета «Фотон»

компоненты струи вследствие трения и поворота струи на поверхности с большим радиусом скругления и большой омываемой площадью.

Исследования, проведенные при различных сочетаниях ширины щелевого сопла $h_c = 0,3; 0,5; 1,0$ и $2,0$ мм и радиуса цилиндрической поверхности $R = 10; 20$ и 40 мм на крыле с хордой $b = 1$ м, показали, что максимальные углы отклонения струи $\theta_c \approx 200^\circ$ реализуются при величинах относительной ширины сопла $\bar{h}_c = h_c/R = 0,01-0,05$ и перепадах давлений на срезе сопла $p_{oc}/p_a = 1,5-3,5$. Потери тяги струи возрастают с уменьшением h_c/R и составляют 20–40% от тяги струи в выходном сечении сопла.

При наличии внешнего потока на цилиндрической поверхности возникает сильный неблагоприятный градиент давления и отрыв струи может происходить при значительно меньших углах, чем в отсутствии потока.

Исследования обтекания крыла самолета при наличии набегающего потока в АДТ показали, что при дозвуковом режиме истечения струи из щелевого сопла шириной $0,5$ мм ($C_\mu < 0,012$) на цилиндрическую хвостовую часть крыла с радиусом 20 мм ($\bar{h}_c = 0,025$) распределение давления на поверхности имеет «пиковый» характер с максимальным разрежением, соответствующем угловой координате $\theta \approx 10^\circ$ (рис. 6.6, а). Затем происходит торможение потока и задняя критическая точка располагается под углом $\theta \approx 120^\circ$ к срезу щелевого сопла. Увеличение интенсивности выдува ($C_\mu = 0,061$) приводит к существенному понижению давления практически по всей поверхности СЗКК с максимальным разрежением при $\theta \approx 85^\circ$. При этом критическая точка располагается под углом $\theta \approx 180^\circ$.

При сверхкритических режимах истечения ($p_{oc}/p_a > 1,9$; $C_\mu \approx 0,24$) в струе возникает скачок уплотнения при $\theta \approx 10^\circ$ с последующим участком

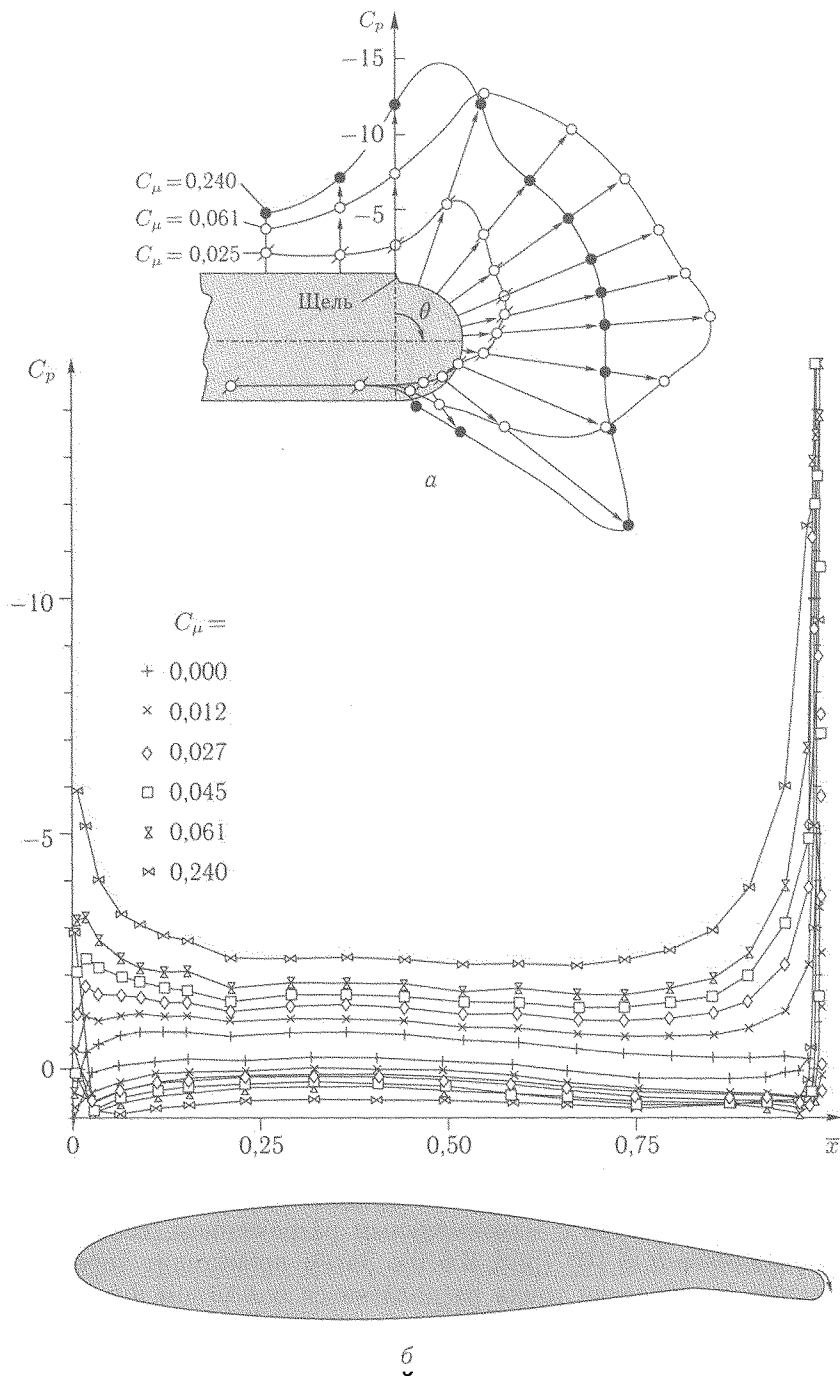


Рис. 6.6. Распределение давления по сечению крыла самолета «Фотон» с выдувом струи на скругленную заднюю кромку: а — векторная диаграмма распределения давления на скругленной задней кромке крыла; б — распределение давления по сечению крыла

постоянного давления до $\theta \approx 100^\circ$, что свидетельствует о локальном отрыве потока в этой области. Выдув с этой интенсивностью практически не изменяет положение задней критической точки ($\theta \approx 180^\circ$), несмотря на наличие значительного пика разрежения при $\theta \approx 135^\circ$.

Сверхзвуковой (нерасчетный) режим истечения струи из конфузорного щелевого сопла порождает в струе чередующуюся серию скачков уплотнения и волн разрежения, выравнивающую статические давления в струе и во внешнем течении. Движение газа через волновую структуру струи приводит к дополнительным (помимо вязких) потерям тяги вследствие уменьшения полного давления в струе, а при больших перепадах давления в сопле — к отделению струи от СЗКК вследствие отрыва пограничного слоя из-под скачка уплотнения.

В целом, основным параметром, влияющим на обтекание крыла и изменение его аэродинамических характеристик, является коэффициент импульса струи C_μ . Измерения распределения давления показали, что при увеличении импульса струи, выдуваемой на СЗКК, происходит увеличение аэродинамической нагрузки на крыле главным образом за счет повышения разрежения на хвостовой и носовой частях крыла (рис. 6.6, б).

6.2. Методы расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев с выдувом на скругленную заднюю кромку

Существующие методы расчета аэродинамических характеристик профилей и крыльев с выдувом на СЗКК можно разделить на три группы:

- приближенные полуэмпирические,
- методы вязко-невязкого взаимодействия при до- и околозвуковых скоростях,
- методы, основанные на решении уравнений Навье–Стокса.

Приближенные, так называемые «инженерные» методы, основаны на теории подобия и обобщении накопленных экспериментальных данных. В работе [27] предложен критерий аэродинамического подобия зависимостей $C_y(C_\mu)$ для профилей с управляемой циркуляцией:

$$k_{уц} = (C_y - C_{y_0}) / \sqrt{C_\mu}, \quad (6.6)$$

где C_{y_0} — коэффициент подъемной силы профиля при $C_\mu = 0$. Следовательно, приращение коэффициента подъемной силы на профиле с УЦ изменяется пропорционально $\sqrt{C_\mu}$, то есть

$$\Delta C_y = (C_y - C_{y_0}) = k_{уц} \sqrt{C_\mu}. \quad (6.7)$$

Приращение коэффициента подъемной силы профиля с системой УЦ с точностью до 10% может быть оценено с помощью зависимости, полученной в работе [6.14] на основе обобщения результатов испытаний профилей с выдувом на СЗКК постоянного радиуса и параметрами

$$\bar{h}_c = h_c/b = 0,0003-0,0065, \quad R/b = 0,009-0,04$$

при числах Маха набегающего потока $M_\infty < 0,4$:

$$\Delta C_y = 5,67 \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_c}} \left(\frac{R}{h_c} \right)^{1/6} \cdot \sqrt{C_\mu} \cdot k^{1/7} (\Delta \bar{x}_c), \quad (6.8)$$

где ρ_∞ и ρ_c — плотность набегающего потока и струи соответственно, $\Delta \bar{x}_c = \Delta x_c / h_c$ — относительное расстояние между срезом сопла и СЗКК,

$$k = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta \bar{x}_c \leq 1, \\ 1/\Delta \bar{x}_c, & \text{если } \Delta \bar{x}_c > 1. \end{cases}$$

При расчете аэродинамических характеристик крыла с системой УЦ используется методика пересчета характеристик профиля с УЦ на параметры системы на крыле конечного удлинения, аналогичная методике, которая применяется при пересчете характеристик крыла со струйным закрылком или системой УПС на отклоненном закрылке (см. раздел 2.4.5):

$$\Delta C_y = 7,09 \frac{C_y^\alpha}{C_{y_\infty}^\alpha} \left(\frac{R}{h_c} \right)^{1/6} \sqrt{C_\mu} \cdot [f(\bar{l}_c'') - f(\bar{l}_c')], \quad (6.9)$$

где C_y^α и $C_{y_\infty}^\alpha$ — производные для крыла заданной формы и профиля соответственно, $f(\bar{l}_c)$ — функция относительного размаха системы УЦ, \bar{l}_c' , \bar{l}_c'' — относительные координаты начала и конца участка выдува по размаху крыла.

В методе вязко-невязкого взаимодействия [6.22] течение около профиля с УЦ разбивается на две зоны — внутреннюю, вблизи поверхности профиля, и внешнюю область невязкого течения. Течение во внутренней зоне вязкое и его расчет осуществляется в рамках второго приближения пограничного слоя Прандтля (с учетом перепада давления поперек струи и пограничного слоя). Течение во внешней зоне считается безвихревым и рассчитывается с помощью теории потенциала скорости для сжимаемого невязкого газа. Согласование в обеих зонах (вязко-невязкое взаимодействие) осуществляется посредством «сращения» параметров течения на общей границе, разделяющих эти области.

В методах, основанных на решении уравнений Навье–Стокса [6.8, 6.19, 6.20, 6.22], с помощью метода установления по времени находится численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса в приближении тонкого слоя для движения сжимаемого газа, обтекающего профиль, и в канале щелевого сопла. Пример расчета такого течения приведен на рис. 6.2, в.

Существующие численные методы расчета позволяют с достаточной точностью рассчитать подъемную силу профилей с УЦ и лишь качественно оценить их сопротивление. Поэтому наиболее надежным способом определения аэродинамических характеристик профилей и крыльев с системами УЦ являются экспериментальные исследования.

6.3. Аэродинамические характеристики профилей и крыльев с выдувом струй на скругленную заднюю кромку

Результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик профилей с системами УЦ и УПС на отклоняемом закрылке опубликованы в работах [6.1, 6.3, 6.10, 6.11, 6.12, 6.15, 6.18].

Применение отклоняемого на углы до 180° закрылка на самолете «Фотон» позволило исследовать как систему УПС на закрылке при его отклонении на углы до $\delta_3 = 120^\circ$, так и систему УЦ путем выдува на СЗКК большого радиуса (при $\delta_3 = 180^\circ$). Испытания показали, что наибольшие приращения подъемной силы достигаются при выдуве на закрылки, отклоненные на углы $\delta_3 \leq 90^\circ$ (рис. 6.7). При выдуве на закрылки, отклоненные на угол $\delta_3 = 120^\circ$, и на СЗКК большого радиуса ($\delta_3 = 180^\circ$) приращения коэффициента подъемной силы значительно меньше, чем при $\delta_3 = 90^\circ$, в исследованном диапазоне изменения коэффициента импульса струи $C_\mu = 0-0,2$. Следует также отметить, что при определении коэффициента C_y крыла с СЗКК величина подъемной силы была отнесена к площади крыла с хордой b_1 , соответствующей задней кромке СЗКК (см. рис. 6.4, а). Уменьшение эффективности выдува при углах $\delta_3 > 90^\circ$ связано, по-видимому, с уменьшением реализуемого угла отклонения струи θ_c и с увеличением потерь тяги струи при выдуве на скругленную поверхность большой протяженности (см. рис. 6.5).

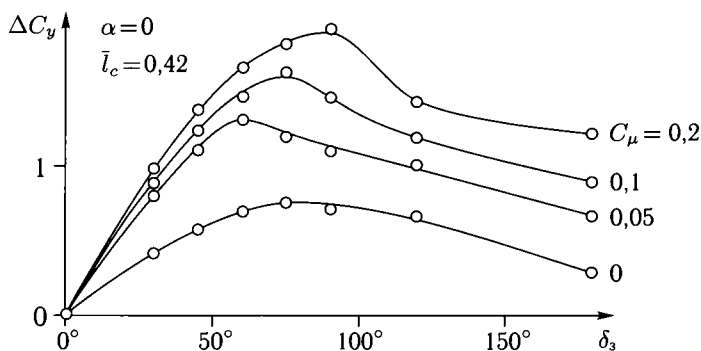


Рис. 6.7. Влияние выдува струи на закрылки и скругленную заднюю кромку крыла на коэффициент подъемной силы самолета «Фотон»

Полученный результат свидетельствует о необходимости оптимизации параметров системы УЦ и, главным образом, рационального выбора радиуса кривизны задней поверхности крыла, обеспечивающего как минимальное увеличение сопротивления в крейсерском полете (при отсутствии выдува), так и высокий уровень несущих свойств при выдуве струи на режимах взлета и посадки.

Испытания самолета «Фотон» с различными радиусами скругления задней кромки, проведенные при скорости потока $V = 40$ м/с, показали, что при отсутствии выдува интенсивный рост сопротивления начинается при $R/b > 0,02$ (рис. 6.8). Поэтому для обеспечения приемлемого уровня крейсерского качества самолета со скругленной задней кромкой крыла применение

круговых цилиндрических поверхностей с большим относительным радиусом нежелательно, несмотря на то, что с увеличением радиуса СЗКК возрастает подъемная сила крыла за счет увеличения кривизны хвостовой части профиля (см. рис. 6.8). Увеличение относительного размера сопла (уступа) $h_c/b \geq 0,002$ также приводит к росту сопротивления крыла при всех исследованных вариантах СЗКК.

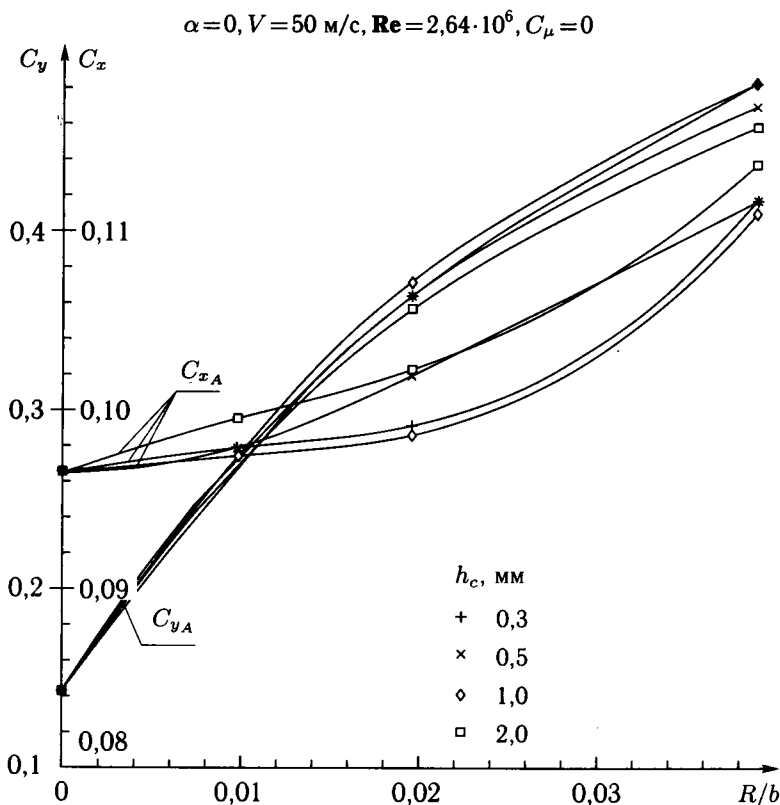


Рис. 6.8. Влияние относительного радиуса скругления задней кромки крыла на коэффициенты подъемной силы и сопротивления самолета «Фотон»

Исследования, проведенные при выдуве на СЗКК с радиусами $R = 10, 20$ и 40 мм ($R/b = 0,01; 0,02$ и $0,04$) при различных величинах ширины сопла $h_c = 0,3$ мм, $0,5$ мм, 1 мм и 2 мм, показали, что наибольшие приращения коэффициента подъемной силы достигаются при выдуве на СЗКК с наибольшим относительным радиусом $R/b = 0,04$. При этом зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ практически не зависят от величины относительной ширины сопла в диапазоне ее изменения от $h_c/R = 0,0075$ до $0,025$ (рис. 6.9).

На рис. 6.10 приведены зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ для значения $\bar{h}_c = 0,025$ при относительных величинах радиуса СЗКК $R/b = 0,02$ и $0,04$. Там же с целью сравнения приведены зависимости ΔC_y для системы УПС на закрылках, отклоненных на углы $\delta_3 = 30^\circ, 60^\circ$ и 75° , при коэффициентах импульса

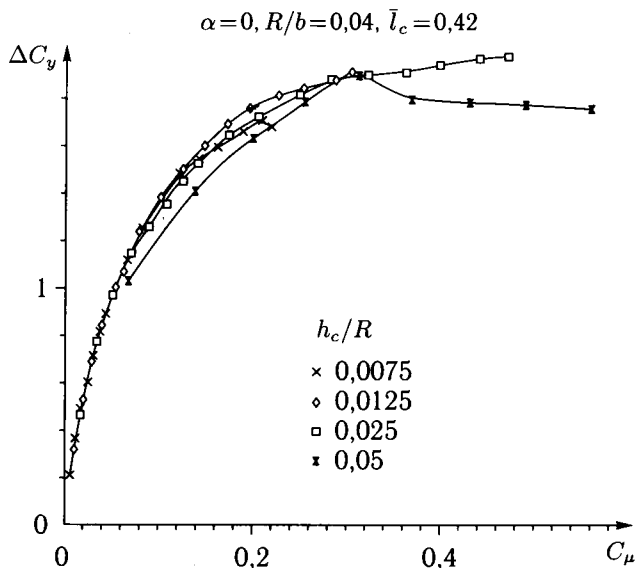


Рис. 6.9. Влияние относительной ширины щелевого сопла на коэффициент подъемной силы самолета «Фотон» при выдуве на скругленную заднюю кромку крыла

$C_{\mu R}$, обеспечивающих их безотрывное обтекание. На зависимостях $\Delta C_y(C_\mu)$ для системы УЦ указаны также величины коэффициента импульса струи, разделяющие до- и сверхзвуковые режимы истечения струи из сопла.

Как следует из экспериментальных зависимостей $\Delta C_y(C_\mu)$, приведенных на рис. 6.9 и 6.10, относительную ширину сопла h_c/R можно рассматривать в качестве внутреннего параметра подобия системы УЦ, объединяющего зависимости, полученные при различных величинах радиуса СЗКК. При $\bar{h}_c = 0,05$ подобие систем УЦ по параметру \bar{h}_c начинает утрачиваться, приводя к существенному расслоению зависимостей $\Delta C_y(C_\mu)$ для СЗКК с различными радиусами (рис. 6.11). Причем отклонение этих зависимостей от единой зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ происходит, как правило, после достижения звуковой скорости истечения струи из щелевого сопла и тем раньше, чем меньше относительный радиус СЗКК.

Исследования, проведенные при различных скоростях потока в АДТ, показали, что зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ также не зависят от числа Рейнольдса в исследованном диапазоне его изменения от $Re \simeq 2 \cdot 10^6$ до $3,3 \cdot 10^6$ при выдуве струи на СЗКК с дозвуковой скоростью (рис. 6.12).

Таким образом, относительная ширина сопла $\bar{h}_c = h_c/R$ является вместе с коэффициентом импульса струи C_μ параметром подобия системы УЦ при дозвуковых режимах истечения струи. На этих режимах зависимости $\Delta C_y(C_\mu)$ могут быть аппроксимированы с помощью формулы (6.9) (см. рис. 6.10, 6.11).

При дозвуковых скоростях истечения струи из сопла обеспечивается также и наибольшая эффективность выдува, характеризуемая величиной отношения $\Delta C_y/C_\mu$. Так, например, при выдуве со звуковой скоростью на СЗКК

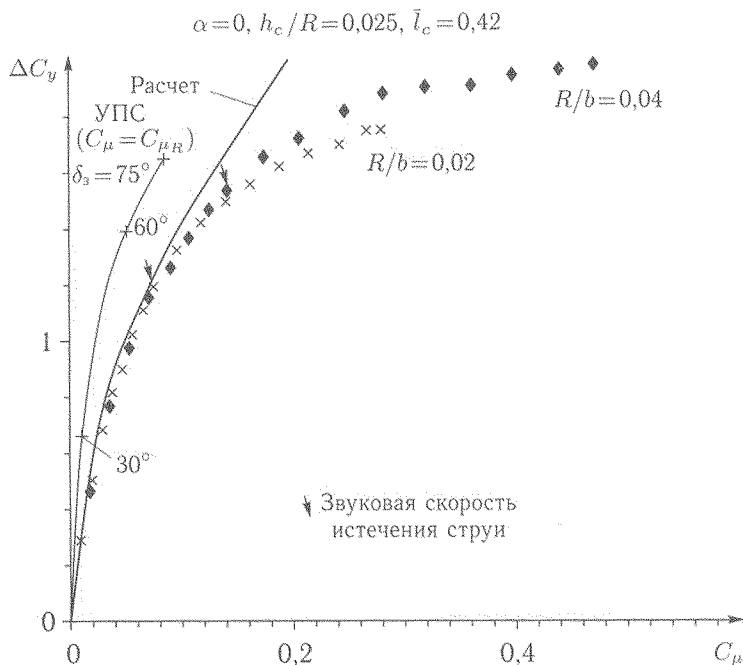


Рис. 6.10. Влияние относительного радиуса скругления задней кромки крыла на эффективность системы управления циркуляцией самолета «Фотон» при $\bar{h}_c = 0,025$

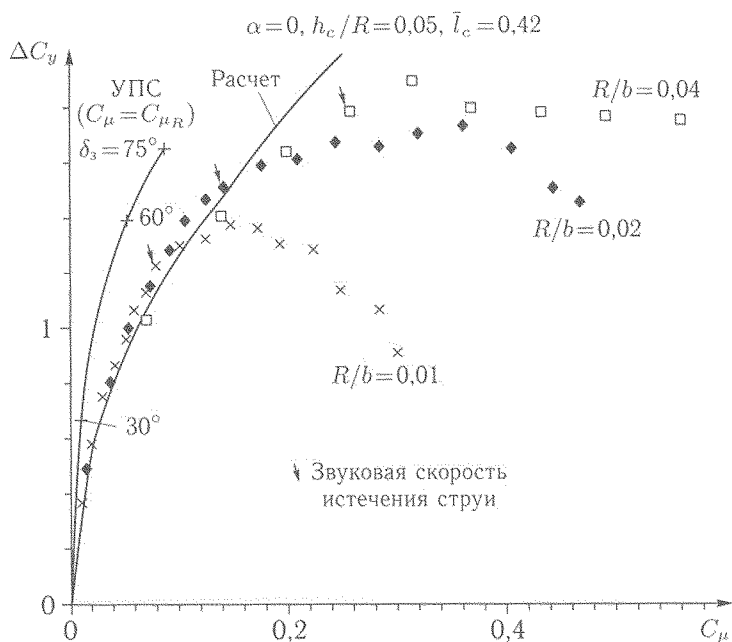


Рис. 6.11. Влияние относительного радиуса скругления задней кромки крыла на эффективность системы управления циркуляцией самолета «Фотон» при $\bar{h}_c = 0,05$

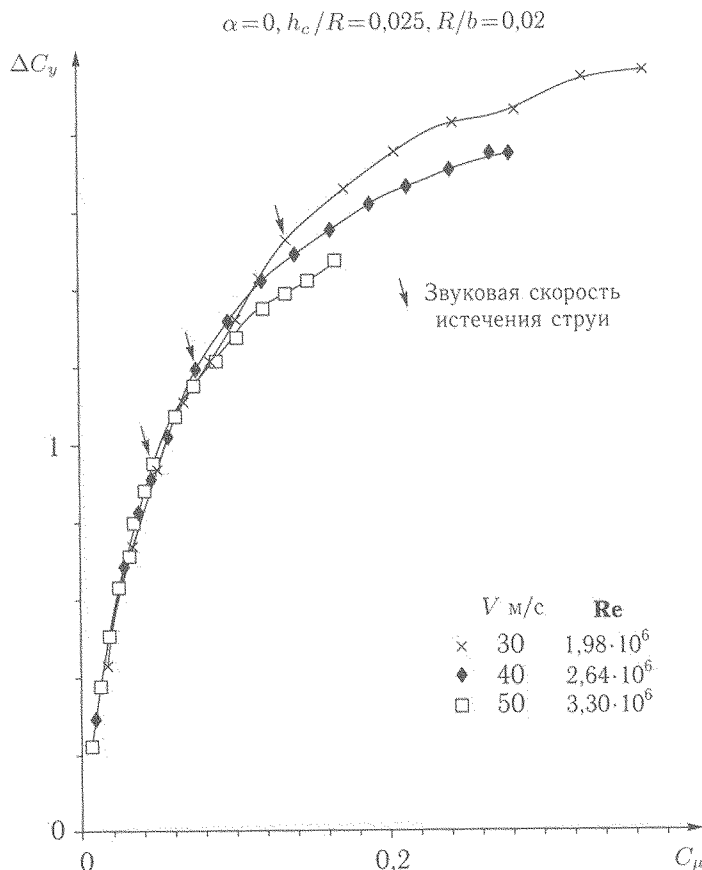


Рис. 6.12. Влияние числа Рейнольдса на эффективность системы управления циркуляцией

с относительным радиусом $\bar{R} = 0,02$ это отношение составляет величину 15 при $C_\mu = 0,08$. При этой же величине коэффициента импульса, соответствующей ликвидации отрыва на закрылке, отклоненном на угол $\delta_3 = 75^\circ$, эффективность выдува характеризуется величиной 20, то есть эффективность системы УПС на закрылках более чем на 30 % выше, чем выдув на СЗКК (см. рис. 6.10).

При одинаковой величине $C_\mu = 0,08$ приращение коэффициента подъемной силы за счет системы УПС на закрылке, отклоненном на угол $\delta_3 = 75^\circ$, составляет $\Delta C_y = 1,65$, а при выдуве на СЗКК $\Delta C_y \approx 1,2$. Однако, при увеличении интенсивности выдува подъемная сила крыла с системой УЦ продолжает монотонно возрастать и при $C_\mu \approx 0,47$ достигает максимальной величины $\Delta C_y \approx 2$ при $\bar{R} = 0,04$ (см. рис. 6.10). Следует отметить, что наибольшие величины ΔC_y , достигаемые за счет УЦ, зависят как от относительных размеров сопла h_c/R , так и от относительного радиуса R/b задней кромки крыла. Так, например, при выдуве из сопла с $h_c = 0,05$ на СЗКК с относительным радиусом $\bar{R} = 0,01$ максимальная величина прираще-

ния подъемной силы $\Delta C_y \simeq 1,4$ достигается при $C_\mu = 0,14$ (см. рис. 6.11). При выдуве на СЗКК с относительным радиусом $\bar{R} = 0,04$ максимальная величина $\Delta C_y = 1,9$ достигается при $C_\mu = 0,3$. При выдуве с интенсивностью, превышающей указанные значения C_μ , происходит уменьшение приращения подъемной силы. Причиной этого, как показывает анализ, являются особенности взаимодействия сверхзвуковых струй с внешним потоком, при котором возникают местные скачки уплотнения, сопровождающиеся отрывом потока от поверхности СЗКК.

Указанные выше приращения подъемной силы получены при испытаниях самолета «Фотон» с выдувом струи по части размаха крыла ($\bar{l}_c = 0,42$) и с установкой аэродинамических перегородок в корневой, средней и концевой частях крыла. Установка перегородок на модули системы УЦ позволяет повысить подъемную силу крыла на 10–15% при $C_\mu \leq 0,2$ и устранить ее падение при больших величинах коэффициента импульса струи (рис. 6.13). Установка перегородок позволяет также уменьшить прирост индуктивного сопротивления крыла при работе системы УЦ.

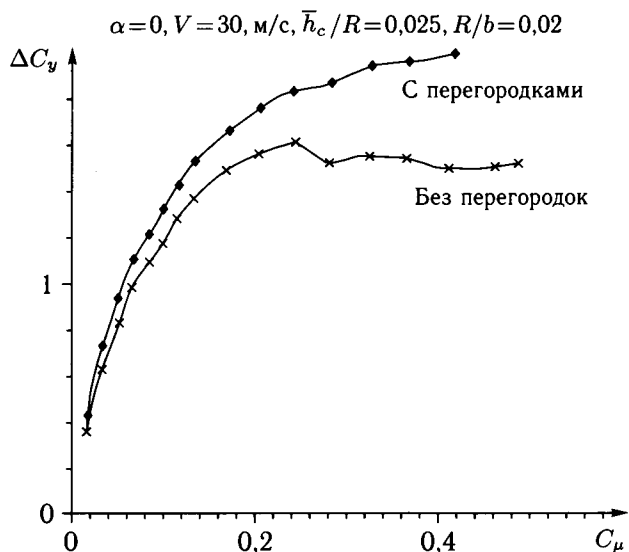


Рис. 6.13. Влияние аэродинамических перегородок на эффективность системы управления циркуляцией

Существенной проблемой при реализации системы управления циркуляцией является удовлетворение компромиссных требований к режимам крейсерского полета и взлетно-посадочным режимам за счет выбора формы хвостовой части профиля крыла. На рис. 6.14, а показаны варианты формы хвостовых частей сверхкритического профиля NASA с относительной толщиной 17%, исследованных в дозвуковой АДТ при числе $Re = 1,2 \cdot 10^6$ [6.11]. Варианты А, Б, В отличаются относительной величиной радиуса скругления цилиндрической поверхности, а вариант Г образован дугой (сегментом) окружности с углом раствора 96° .

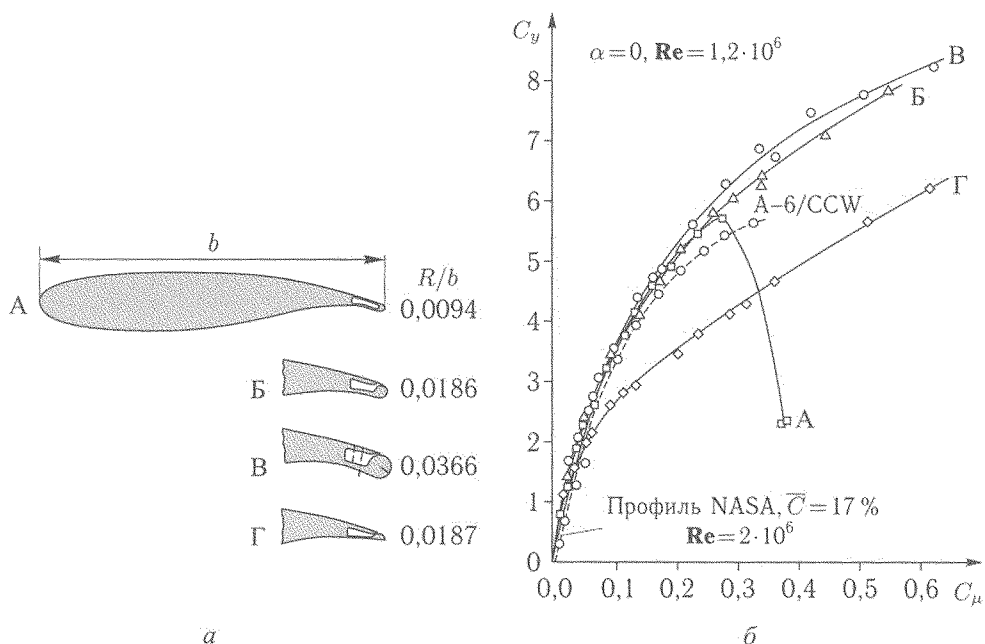


Рис. 6.14. Влияние формы и размеров скругленной задней кромки на коэффициент подъемной силы сверхкритического профиля с системой управления циркуляцией: а — профиль крыла с различными формами задней кромки; б — зависимости коэффициента подъемной силы профиля от коэффициента импульса струи

На рис. 6.14, б дано сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от коэффициента импульса струи для профиля с исследованными вариантами хвостовых частей, а также приведены данные для профиля демонстрационного самолета А-6 с выдувом на цилиндрическую СЗКК (А-6/ССW). Видно, что при величинах коэффициента импульса $C_\mu < 0,25$ выдув на цилиндрические хвостовые части с относительными радиусами $R/b = 0,0094-0,0366$ позволяет получить приблизительно одинаковые величины C_y . Однако при $C_\mu > 0,25$ происходит резкое уменьшение C_y при выдуве на цилиндрическую поверхность малого радиуса ($R/b = 0,0094$) из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/R = 0,128$. Это связано с отрывом высоконапорной струи от поверхности малого радиуса при достаточно больших перепадах давления на срезе сопла. Выдув струи на заднюю поверхность крыла, выполненную в виде дуги окружности с относительным радиусом $R/b = 0,0187$, является менее эффективным, чем выдув на круговые цилиндрические поверхности, вследствие невозможности перемещения задней критической точки на нижнюю поверхность крыла из-за наличия острой задней кромки. Однако в этом случае обеспечивается безотрывное обтекание профиля при небольших значениях коэффициента импульса струи C_μ и дальнейшее повышение подъемной силы происходит главным образом за счет эффекта струйного закрылка.

Анализ результатов испытаний самолета «Фотон», проведенных в широком диапазоне изменения параметров системы УЦ ($h_c/R = 0,75-10\%$

и $R/b = 1-10\%$, рис. 6.15), показал, что наибольшие величины коэффициента подъемной силы достигаются при следующих параметрах: $h_c = 1-2,5\%R$ и $R = 2-4\%b$. Эти значения являются близкими к параметрам систем УЦ, реализованных на самолетах А6/ССW ($h_c/R \simeq 3,3\%$, $R/b \simeq 3,6\%$) [6.3, 6.4] и Т-2С ($h_c/R \simeq 3\%$, $R/b \simeq 4,3\%$) [6.10]. Указанные данные, а также результаты других исследований [6.15], позволили выделить область рациональных параметров системы УЦ (заштрихованная область на рис. 6.15). Эта область определяется следующим диапазоном параметров: $h_c/R = 0,75-5\%$, $R/b = 2-5\%$.

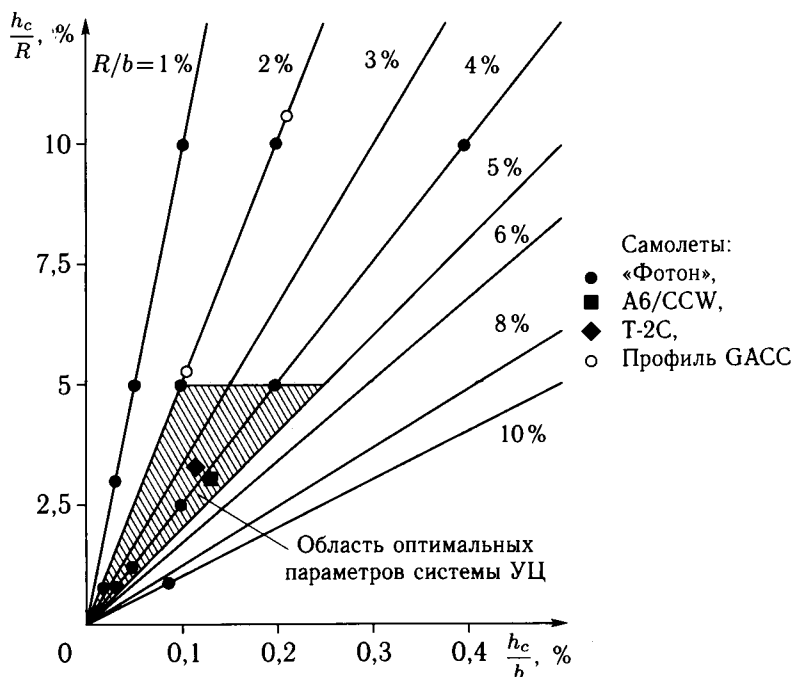


Рис. 6.15. Оптимизация параметров системы выдува на скругленную заднюю кромку крыла для различных типов самолетов

Таким образом, для обеспечения высокой подъемной силы, целесообразно осуществлять выдув на СЗКК с радиусом, составляющим 2–5% хорды профиля. На режиме крейсерского полета при $C_\mu = 0$ меньшие величины сопротивления имеют профили с диаметром цилиндрической поверхности, составляющим не более 1–1,5% хорды профиля.

Одним из возможных решений, позволяющих получить высокие несущие свойства на взлетно-посадочных режимах и низкий уровень сопротивления в крейсерском полете, является использование закрылка двойной кривизны с малой относительной хордой (рис. 6.16, а) [6.12]. На носовую часть закрылка с радиусом R_1 , равным местной толщине профиля, выдувается струя воздуха из щелевого сопла. Поверхность второй части закрылка образована дугой окружности большого радиуса R_2 , приблизительно совпадающей с контуром хвостовой части профиля. Этот закрылок отклоняет струю на больший угол,

чем геометрический угол. Например, при $\delta_3 = 90^\circ$ эффективный угол отклонения струи $\theta_c \approx 135^\circ$. Изменяя углы отклонения закрылка и интенсивность выдува можно активно воздействовать на подъемную силу и сопротивление, используя его как орган управления аэродинамическими силами и моментами на различных режимах полета: крейсерском ($\delta_3 = 0$), взлетном ($\delta_3 \approx 30^\circ$) и посадочном ($\delta_3 = 60-90^\circ$).

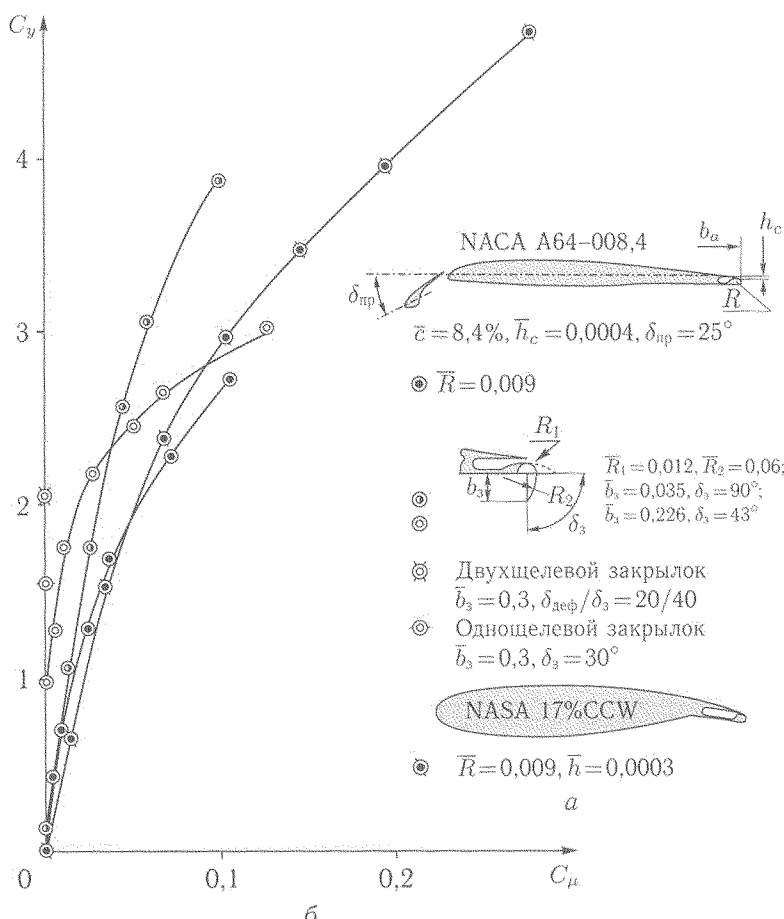
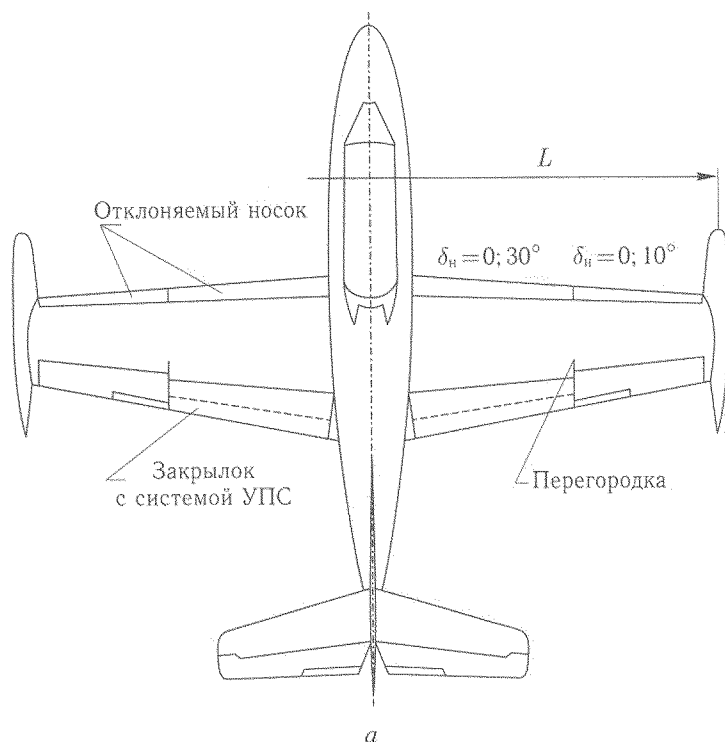


Рис. 6.16. Аэродинамические характеристики профилей с системами управления пограничным слоем и циркуляцией: *a* — профили с различными системами увеличения подъемной силы; *б* — зависимости коэффициента подъемной силы профилей с различными системами увеличения подъемной силы от коэффициента импульса струи

Испытания на профилях показали, что применение выдува на закрылок малой хорды ($\bar{b}_3 \leq 0,05$), отклоняемый на большие углы ($\delta_3 = 90^\circ$), является более эффективным, чем выдув на СЗКК (см. рис. 6.16). Этот результат подтверждается экспериментальными данными, полученными на модели самолета Т-2С (рис. 6.17). Испытания этой модели показали, что выдув на

закрылок с относительной хордой $\bar{b}_3 = 0,15$ позволяет получить значительно большее приращение подъемной силы при его отклонении на углы до $\delta_3 = 90^\circ$, чем выдув на СЗКК ($\delta_3 = 180^\circ$). Этот вывод согласуется с результатами испытаний самолета «Фотон» в АДТ Т-101 ЦАГИ (рис. 6.18).



Геометрические параметры	
САХ, мм	0,45
L , м	2,3
λ	5,6
η	2,0
\bar{b}_3	$0,15 b$
\bar{l}_3	$0,495 (L_{кр}/2)$
δ_3	$0^\circ \dots 180^\circ$

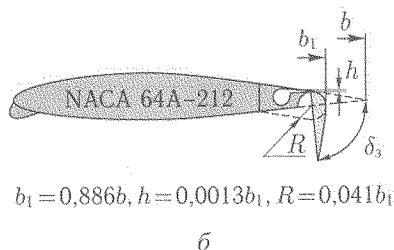


Рис. 6.17. Модель самолета Т-2С с системами управления пограничным слоем и циркуляцией: а — схема модели самолета Т-2С; б — система выдува струи на закрылок

На основе анализа результатов испытаний профилей с системами УПС и УЦ получены обобщенные зависимости, связывающие минимальные величины коэффициента импульса струй, необходимые для достижения заданных значений коэффициента подъемной силы, с величиной относительной хорды закрылков (рис. 6.19) [6.12]. Эти зависимости показывают, что для получения

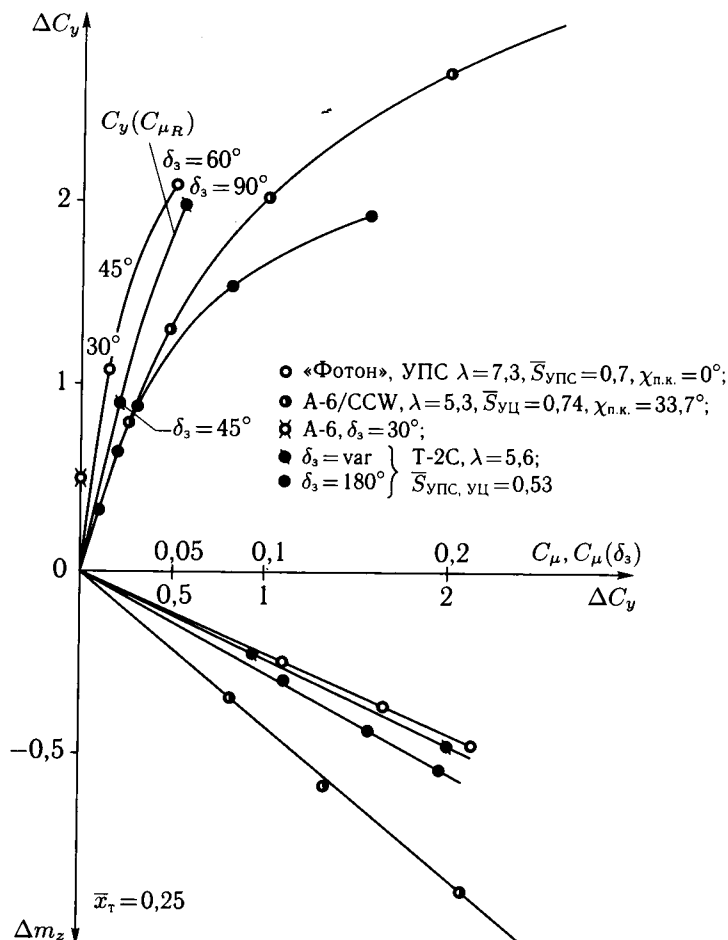


Рис. 6.18. Аэродинамические характеристики самолетов с системами управления пограничным слоем и циркуляцией

величин $C_y \leq 4$ наименьшие требуемые значения C_μ обеспечиваются при выдуве на закрылки с относительной хордой $\bar{b}_3 \approx 0,35$, а для достижения более высоких значений коэффициента подъемной силы ($C_y > 4$) оптимальная хорда закрылков уменьшается до $\bar{b}_3 \approx 0,05-0,1$.

Одним из существенных недостатков системы УЦ путем выдува на СЗК является ухудшение аэродинамических характеристик крыла при отказе системы. В качестве резервной или дополнительной системы увеличения несущих свойств крыла в работе [6.1] исследована установка отклоняемого щитка на нижней поверхности крыла (рис. 6.20). Выдув на цилиндрическую хвостовую часть крыла осуществлялся из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/R \approx 0,1$ на цилиндрическую поверхность с относительным радиусом $R/b = 0,016$. Показано, что на крыле с эффективным удлинением $\lambda_{эф} \approx 1,6$

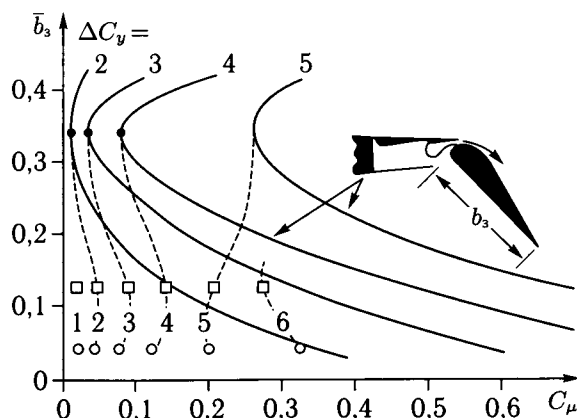


Рис. 6.19. Оптимизация величины относительной хорды закрылков с выдувом струи без щитков зависимость $C_y(C_\mu)$ хорошо аппроксимируется формулой

$$C_y = 0,345 + 2,5\sqrt{C_\mu}.$$

Это подтверждает, что критерий аэродинамического подобия (6.6), предложенный в [27] для профиля с управляемой циркуляцией, применим в той же форме для крыла конечного удлинения при выдуве по всему размаху.

Установка щитков на крыло с УЦ приводит к дополнительному повышению подъемной силы. Исследования, проведенные в широких диапазонах изменения относительной хорды щитков $\bar{b}_{\text{щ}} = b_{\text{щ}}/b = 0,09-0,225$, их положения по хорде крыла $\bar{x}_{\text{щ}} = x_{\text{щ}}/b = 0,84-0,96$ и углов отклонения $\varphi = 15-90^\circ$ показали, что щитки являются эффективным средством управления аэродинамическими характеристиками крыла с выдувом на скругленную заднюю кромку. Дополнительное повышение несущих свойств крыла с УЦ происходит при отклонении щитков, расположенных вблизи задней кромки (рис. 6.20, а), на большие углы $\varphi \geq 60^\circ$ (рис. 6.20, б). Отклонение щитков на небольшие углы ($\varphi = 15-30^\circ$) не приводит к повышению несущих свойств крыла с УЦ, но значительно уменьшает сопротивление (тангенциальную силу) при увеличении коэффициента импульса струи (рис. 6.21).

6.4. Сравнение эффективности выдува на закрылок и на скругленную заднюю кромку крыла на взлетно-посадочных режимах

С целью сравнения аэродинамической эффективности систем УПС на закрылках и управления циркуляцией путем выдува на скругленную заднюю кромку крыла (СЗКК) в одинаковых условиях проведены экспериментальные исследования этих систем на базе экспериментального самолета «Фотон» в натурной АДТ Т-101 ЦАГИ. Модульность конструкции крыла самолета позволила исследовать и провести надежное сравнение эффективности систем УЦС и УЦ за счет сохранения постоянными основных параметров самолета и условий эксперимента (хорда и профилировка крыла, относительный размах

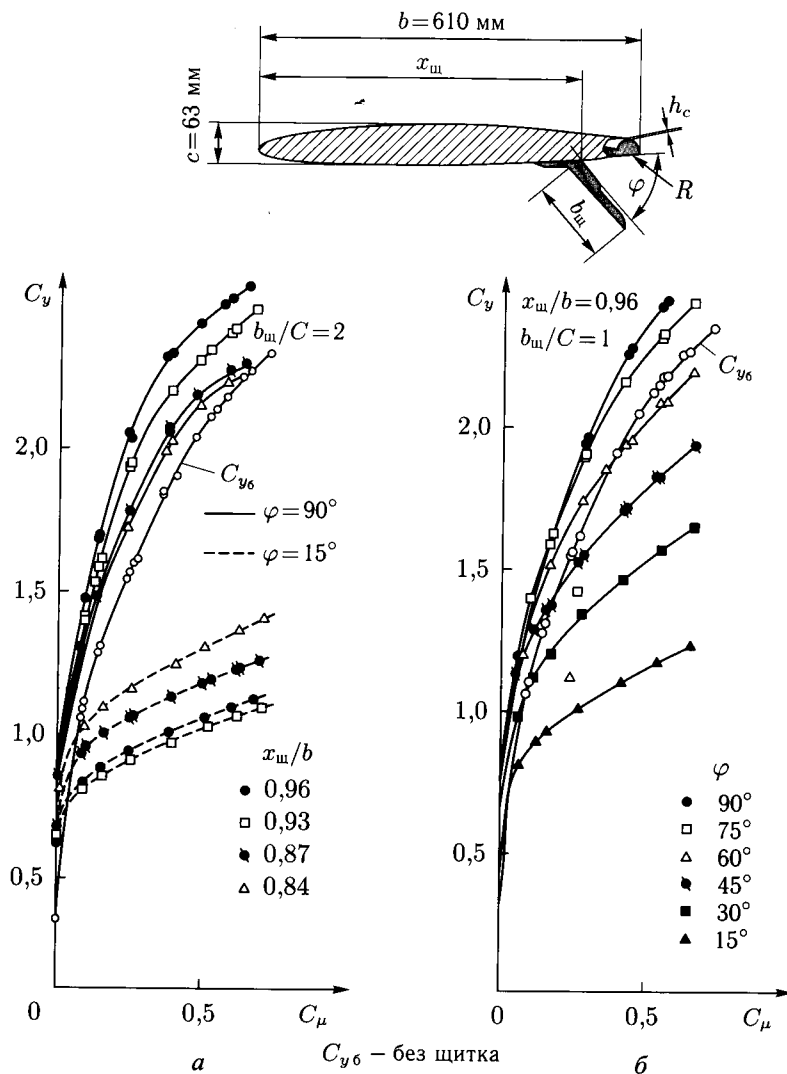


Рис. 6.20. Влияние отклоняемых щитков на подъемную силу прямоугольного крыла с управляемой циркуляцией: *а* — влияние положения щитка на коэффициент подъемной силы крыла; *б* — влияние угла отклонения щитка на коэффициент подъемной силы крыла

ЭСУПС на крыле, число Рейнольдса и др.). Была проведена предварительная отработка обеих систем и найдены их оптимальные параметры (ширина щелевых сопел, углы отклонения закрылков, радиус скругления задней кромки и др.), обеспечивающие высокую эффективность выдува.

Сравнение аэродинамических характеристик самолета «Фотон» с системами УПС и УЦ (СЗКК) показывает:

— характер зависимостей приращения коэффициента подъемной силы ΔC_y от коэффициента импульса струи для системы УПС существенно

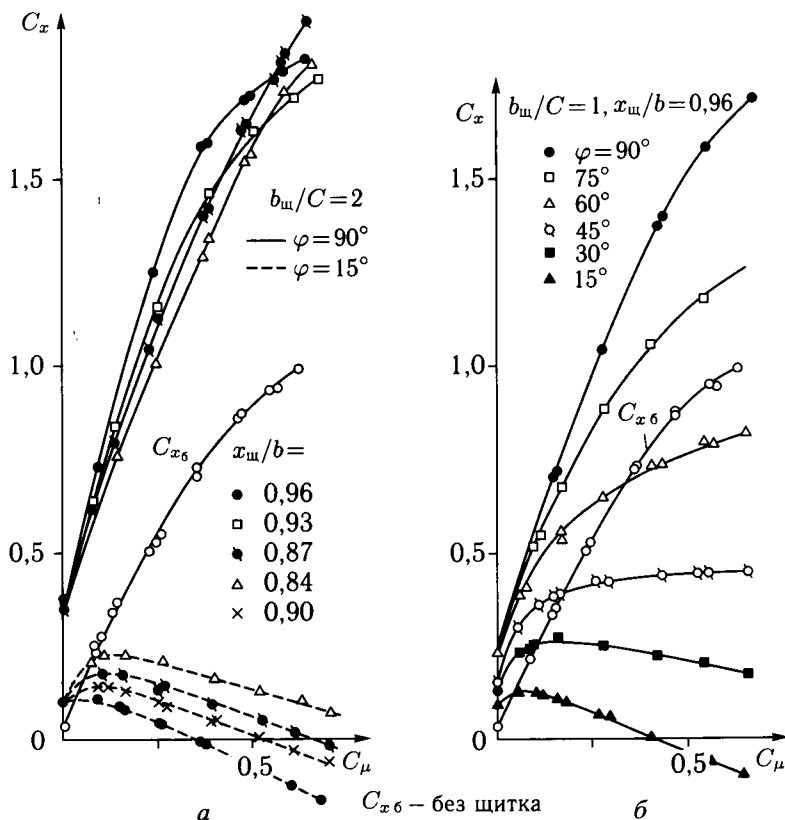


Рис. 6.21. Влияние отклоняемых щитков на сопротивление прямоугольного крыла с управляемой циркуляцией: а — влияние положения щитка на коэффициент сопротивления крыла; б — влияние угла отклонения щитка на коэффициент сопротивления крыла

отличается от соответствующих зависимостей $\Delta C_y(C_{\mu})$ для системы УЦ (рис. 6.22). При использовании системы УПС происходит интенсивное увеличение приращений подъемной силы при значениях коэффициента импульса $C_{\mu} \leq C_{\mu R}$, соответствующих восстановлению безотрывного обтекания закрылков. Затем происходит резкое уменьшение темпа приращения подъемной силы, связанное с воздействием струи на циркуляцию скорости вокруг крыла. В случае системы УЦ путем выдува струи на скругленную заднюю кромку крыла происходит монотонное увеличение подъемной силы, приблизительно пропорциональное $\sqrt{C_{\mu}}$.

Величина приращения коэффициента подъемной силы крыла с системой УПС на закрылках при коэффициентах импульса $C_{\mu R}$, соответствующих восстановлению безотрывного обтекания закрылков, при всех исследованных углах отклонения закрылков ($\delta_z \leq 75^\circ$) превышает величину ΔC_y от системы УЦ на СЗКК. Например, при выдуве на закрылок, отклоненный на угол 60° ($C_{\mu R} \approx 0,05$) величина приращения коэффициента подъемной силы приблизительно на 40% превышает величину ΔC_y от системы УЦ при такой же

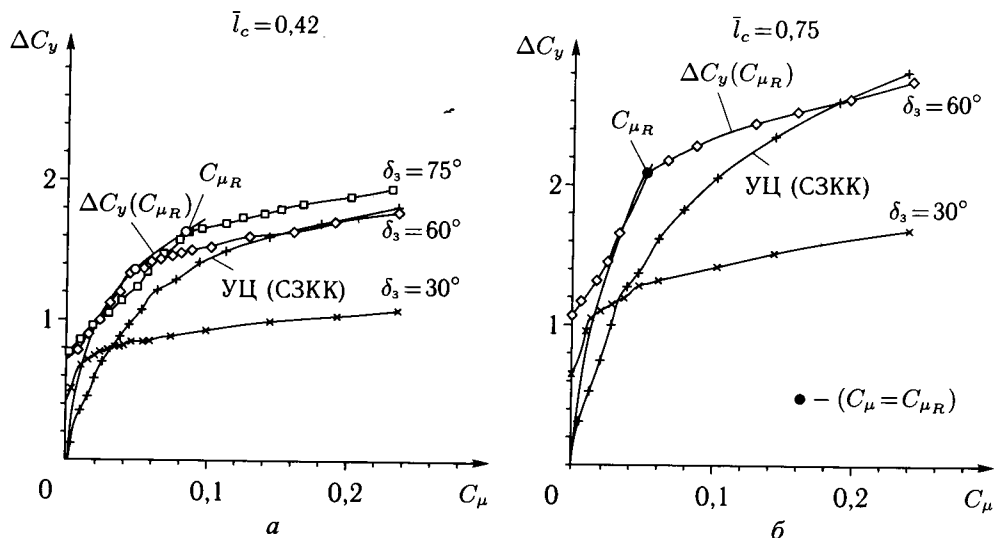


Рис. 6.22. Влияние выдува струи на закрылок и скругленную заднюю кромку крыла (СЗКК) на подъемную силу самолета «Фотон»

интенсивности выдува как по части размаха (см. рис. 6.22, а), так и по всему размаху консолей крыла (см. рис. 6.22, б). Приращения подъемной силы от системы УЦ превышают величины ΔC_y от закрылков с УПС, отклоненных на угол 60° , при больших значениях коэффициента импульса струи $C_\mu > 0,2$:

- величина приращения подъемной силы возрастает с увеличением относительного размаха струйной механизации крыла (см. рис. 6.22). Однако, выдув на концевые части крыла менее эффективен, чем на корневую часть;

- точка приложения приращения подъемной силы (второй фокус $\bar{x}_{F_2} = \bar{x}_T - \Delta m_z / \Delta C_y$) от системы УЦ находится в более заднем положении от передней кромки ($\bar{x}_{F_2} \approx 0,54$), чем от системы УПС ($\bar{x}_{F_2} \approx 0,45$), см. рис. 6.18. Это связано с тем, что при одинаковой подъемной силе пик разрежения в хвостовой части крыла с системой УЦ в 2–2,5 раза выше и находится в более заднем положении, чем у крыла с системой УПС (рис. 6.23);

- утолщение задней кромки крыла при установке СЗКК с относительным радиусом $R/b \leq 0,02$ – $0,03$ в условиях испытаний в АДТ при малых скоростях потока ($V = 40$ м/с) слабо влияет на сопротивление самолета как без выдува (см. рис. 6.8), так и при выдуве на СЗКК. Увеличение радиуса СЗКК ($R/b \geq 0,03$) приводит к росту сопротивления при одинаковой величине приращения коэффициента подъемной силы;

- использование УПС и УЦ приводит к увеличению максимальной подъемной силы и уменьшению критического угла атаки (см. рис. 2.53). Это связано с увеличением пиков разрежения вблизи передней кромки крыла при увеличении интенсивности выдува (см. рис. 6.6) и, соответственно, более раннему по углу атаки отрыву потока на верхней поверхности крыла;

- применение системы УПС на носке крыла увеличивает $C_{y_{\max}}$ и критический угол атаки крыла с системами УПС и УЦ на хвостовой части

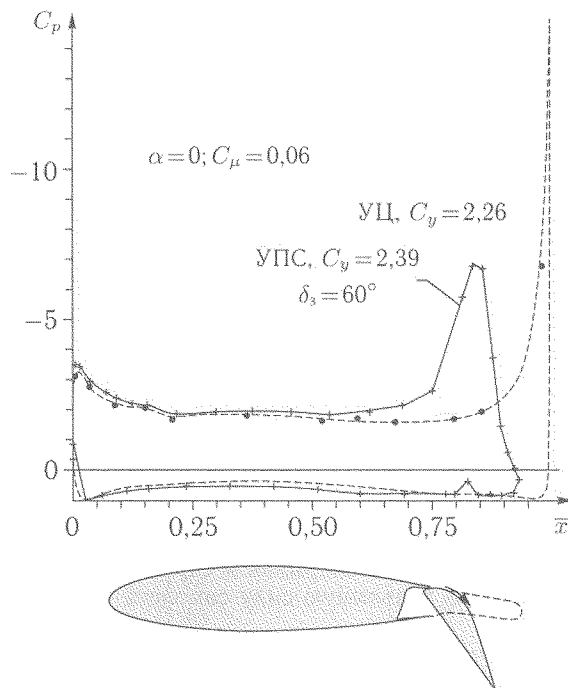


Рис. 6.23. Сравнение распределения давления по сечению крыла самолета «Фотон» с управлением пограничным слоем на закрылках и циркуляцией на скругленной задней кромке крыла

крыла (см. рис. 2.53) за счет восстановления безотрывного обтекания верхней поверхности крыла. Однако, эффективность системы УПС на носке крыла во взлетно-посадочной конфигурации значительно ниже, чем в крейсерской конфигурации ($\delta_z = 0$, $C_\mu = 0$).

Таким образом, исследования показали, что обе системы являются аэродинамически эффективными, однако обладают рядом специфических особенностей, которые необходимо учитывать при выборе типа ЭСУПС для реализации на самолете. Основным недостатком системы УЦ является значительное уменьшение несущих свойств крыла при отказе системы. Поэтому при ее использовании необходимо решить проблему обеспечения безопасности полета в аварийных ситуациях, сохранения потребного уровня несущих свойств за счет дополнительных средств механизации крыла, выбора соответствующей удельной нагрузки на крыло, резервирования источников сжатого воздуха для системы УЦ.

6.5. Аэродинамические характеристики крыльев с управляемой циркуляцией при больших дозвуковых скоростях

Важной особенностью управления циркуляцией путем выдува на СЗКК является возможность достижения высоких значений коэффициента подъемной силы без изменения угла атаки. Однако при больших дозвуковых

скоростях величины подъемной силы и сопротивления крыла с УЦ при фиксированных значениях угла атаки и коэффициента импульса струи могут существенно изменяться вследствие влияния эффектов сжимаемости.

В работе [6.7] исследовано влияние формы хвостовой части эллиптического профиля с относительной толщиной 16 % (рис. 6.24) на его аэродинамические характеристики при изменении числа Маха в диапазоне от $M_\infty = 0,3$ до 0,8 и числах $Re = (3-7) \cdot 10^6$.

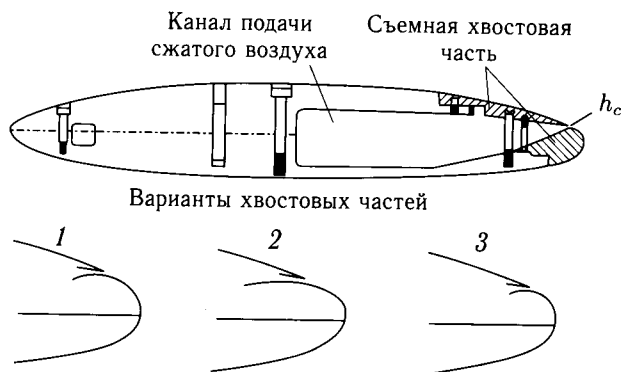


Рис. 6.24. Эллиптический профиль с различными вариантами хвостовых частей

Хвостовая часть варианта 1 сформирована путем сопряжения верхней поверхности эллиптической формы с нижней поверхностью, образованной дугой окружности. Хвостовая часть варианта 2 выполнена в виде вытянутого эллипса с отношением осей 0,5 и длиной главной оси, составляющей 13 % хорды профиля. Эта форма выбрана с целью обеспечения безотрывного обтекания высоконапорной струей поверхности с меньшим градиентом давления. Отношение ширины сопла к хорде профиля у этого варианта составляет 0,004 в отличие от варианта 1, у которого относительная ширина щели $h_c/b \leq 0,002$. Вариант 3 хвостовой части выполнен по форме логарифмической поверхности с минимальным радиусом кривизны в области расположения щелевого сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,0016$. Все конфигурации имели сужающиеся (конвергентные) щелевые сопла.

На рис. 6.25 показаны типичные зависимости $C_y(C_\mu)$ для профиля с хвостовой частью варианта 1 при различных числах M_∞ . При каждом значении числа M_∞ подъемная сила возрастает до определенной величины, после чего происходит ее падение вследствие возникновения так называемого «волнового» отрыва струи. Отрыв струи является результатом наличия сильных скачков уплотнения в недорасширенной струе и зависит от перепада давления в сопле и геометрии отклоняющей поверхности в области расположения щели. Наибольшие значения C_y достигаются, как правило, после возникновения на хвостовой части профиля разрежения, соответствующего возникновению сверхзвуковой скорости на СЗКК при критической величине коэффициента давления C_p^* . Величина максимальной подъемной силы уменьшается с увеличением числа M_∞ . При этом максимальное значение параметра подъемной силы $C_y \cdot M_\infty^2$ достигается при величине $0,6M_\infty$. С увеличением числа M_∞

величина C_μ , при которой достигается максимальное значение C_y , уменьшается при сохранении приблизительно одинаковой величины перепада давления на выходе из сопла.

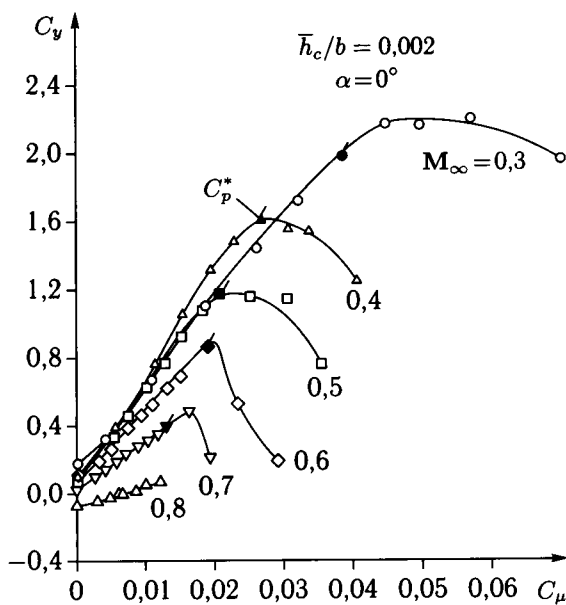


Рис. 6.25. Влияние числа Маха на эффективность выдува на скругленную заднюю кромку профиля

Эффективность выдува, характеризуемая величиной dC_y/dC_μ , слабо изменяется при увеличении числа M_∞ до 0,5. При этом влияние числа Рейнольдса на эффективность выдува также является незначительным при его изменении в диапазоне от $1 \cdot 10^6$ до $5 \cdot 10^6$. Существенное уменьшение эффективности выдува при числе $M_\infty = 0,8$ может быть результатом наличия интенсивного скачка уплотнения на верхней поверхности, который возникает на 60 % профиля при угле атаки $\alpha = 0$. Анализ распределения давления показал, что выдув струи из сопла, расположенного на 97 % хорды профиля, практически не оказывает влияние на отрыв потока, который возникает за скачком уплотнения. Скачки уплотнения образуются также на передней кромке профиля при положительных углах атаки и больших значениях коэффициента подъемной силы.

Сравнение исследованных вариантов показало, что наибольшие величины приращения подъемной силы при $\alpha = 0$ и числах $M_\infty < 0,6$ достигаются на профиле с хвостовой частью варианта 1 при выдуве из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,001$. Это связано с тем, что контуры хвостовой части, а также носовой части профиля, спроектированы таким образом, что на них не возникают большие пики разрежения и соответственно большие местные числа M . Этот профиль при числах $M_\infty \leq 0,6$ и $\alpha = 0$ имеет также большую величину $C_{y_{\max}}$, чем профиль NACA 0012 без выдува. Профиль с вариантом хвостовой части 2 при числах $M_\infty < 0,6$ имеет наименьшие

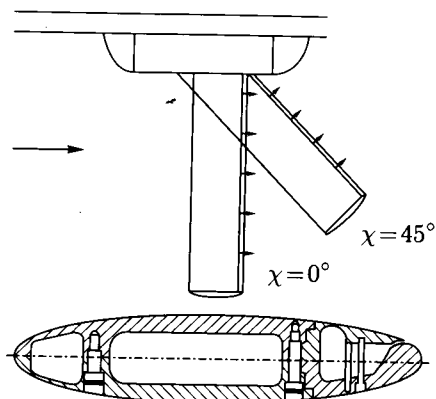


Рис. 6.26. Модель для исследований влияния стреловидности крыла на эффективность выдува струи на скругленную заднюю кромку

величины C_y , в основном вследствие большой относительной ширины щелевого сопла $h_c/b = 0,004$. Так, например, при числе $M_\infty = 0,3$ эффективность выдува из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,001$ на хвостовую часть варианта 1 характеризуется величиной $dC_y/dC_\mu = 72$, а при выдуве из сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,004$ на хвостовую часть варианта 2 эта величина составляет лишь 32. Вариант 2 имеет некоторое преимущество по сравнению с другими вариантами хвостовых частей лишь при числах $M > 0,7$. Следует отметить, что эффективность выдува на СЗКК исследованных вариантов выше, чем выдув на поверхность кругового цилиндра.

Исследования влияния стреловидности на обтекание крыла с выдувом на скругленную заднюю кромку проведены на модели с эллиптическим профилем, имеющим относительную толщину $\bar{c} = 20\%$ (рис. 6.26) [6.25]. Выдув осуществлялся из щелевого сопла с относительной шириной $h_c/b = 0,2\%$, расположенного на 96,3 % хорды крыла. Испытано прямое крыло с удлинением 8, которое при повороте имело стреловидность 45° и удлинение 3,5. Показано, что эффективность выдува в сечениях крыльев, расположенных на 70 % размаха, является одинаковой для чисел $M_\infty = 0,3-0,4$ (рис. 6.27), несмотря на существенное различие в распределении коэффициента подъемной силы по размаху нестреловидного (рис. 6.28, а) и стреловидного (рис. 6.28, б) крыльев. Это свидетельствует о том, что стреловидность крыла слабо влияет на взаимодействие струи с пограничным слоем и на характеристики средних и концевых сечений крыла с выдувом струи на СЗКК. При числе $M_\infty = 0,5$ коэффициент подъемной силы сечений стреловидного крыла выше, чем у прямого крыла (см. рис. 6.27). Однако, увеличение коэффициента импульса струи на стреловидном крыле приводит, в отличие от прямого крыла, к неравномерному изменению аэродинамической нагрузки по размаху вследствие существенной трехмерности течения (см. рис. 6.28).

Выдув на СЗКК позволяет получить более высокую подъемную силу и меньшее сопротивление при трансзвуковых скоростях по сравнению со струйным закрылком [6.12] вследствие благоприятного взаимодействия скач-

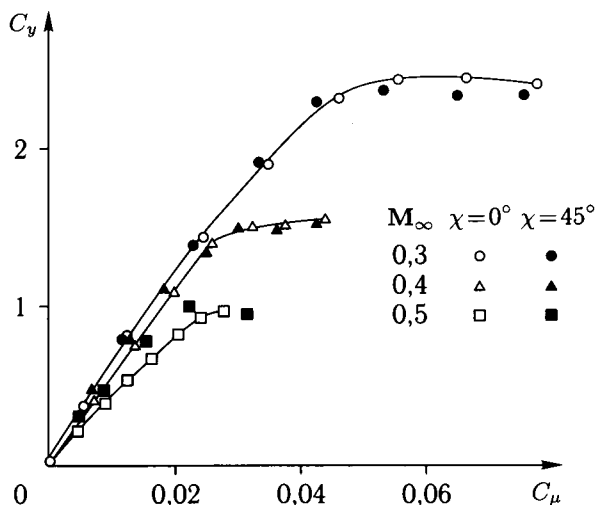


Рис. 6.27. Влияние выдува струи на коэффициент подъемной силы сечений прямого и стреловидного крыльев

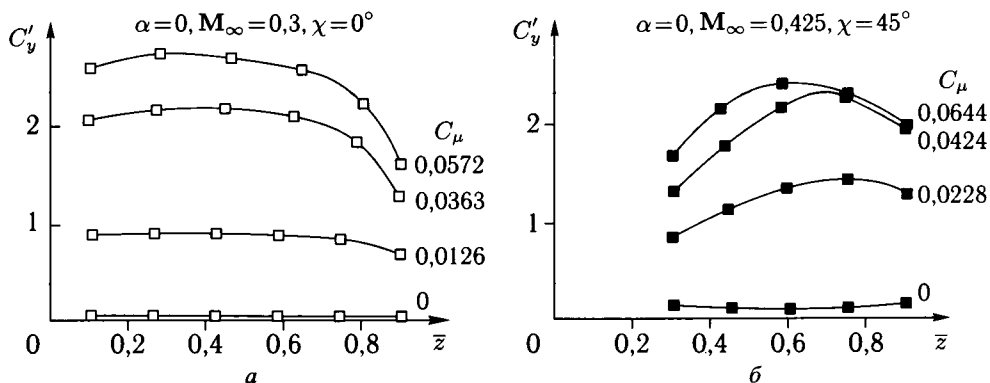


Рис. 6.28. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху прямого (а) и стреловидного (б) крыльев с выдувом на скругленную заднюю кромку

ка уплотнения с пограничным слоем. Однако крыло с СЗКК имеет большее сопротивление при $C_\mu = 0$, чем крыло с обычным закрылком, имеющим заостренную заднюю кромку, при $\delta_3 = 0$. Поэтому целесообразно использовать выдув на закрылок с малой относительной хордой ($\bar{b}_3 < 0,1$), отклоняемый на большие углы ($\delta_3 = 90^\circ$) на режиме посадки и устанавливаемый в исходное положение ($\delta_3 = 0$) в крейсерском полете.

ПОПЕРЕЧНЫЙ ВЫДУВ СТРУЙ

7.1. Управление обтеканием крыла с помощью поперечного выдува струй

Концепция поперечного выдува струй (ПВС), то есть выдува струй из дискретных сопел над поверхностью крыла вдоль его размаха (рис. 7.1, а) [7.23], базируется на ряде аэродинамических эффектов, схематически показанных на рис. 7.1, б. Во-первых, выдув высокоскоростной струи из сопла, расположенного вблизи передней кромки крыла, приводит к восстановлению его безотрывного обтекания при больших углах атаки за счет присоединения оторвавшегося потока в точке A к поверхности крыла позади струи (за критической точкой C на рис. 7.1, б). Восстановление безотрывного обтекания крыла происходит за счет эжектирования струей низконапорного воздуха из области отрыва над крылом с образованием замкнутого жидкого контура (область $A-C$ на рис. 7.1, б). Во-вторых, наличие струи приводит к формированию устойчивого вихревого течения перед струей в области $A-B$. При этом подъемная сила крыла возрастает вследствие пониженного давления в образовавшемся вихре.

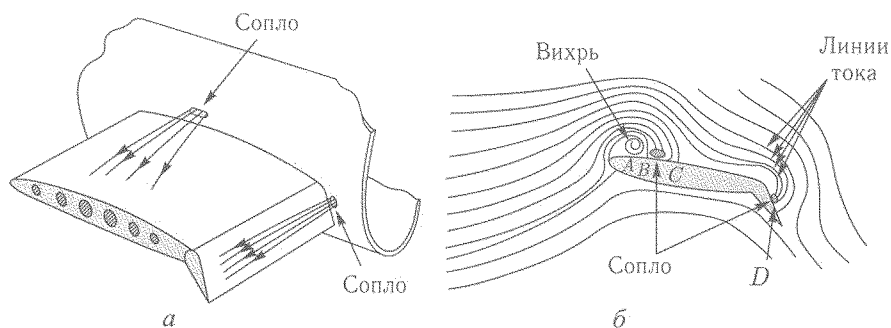


Рис. 7.1. а) Поперечный выдув струй. б) Влияние поперечного выдува струй на обтекание крыла

Аналогичное воздействие оказывает поперечный выдув струи над поверхностью закрылка. В этом случае выдув струи за счет ее эжекционных свойств приводит к восстановлению безотрывного обтекания закрылка при больших углах его отклонения с формированием замкнутого жидкого контура и присоединением потока в критической точке D позади струи (см. рис. 7.1, б).

Первые опыты, проведенные в 1969–70 гг. [7.21–7.24], показали, что использование поперечного выдува струй является эффективным средством

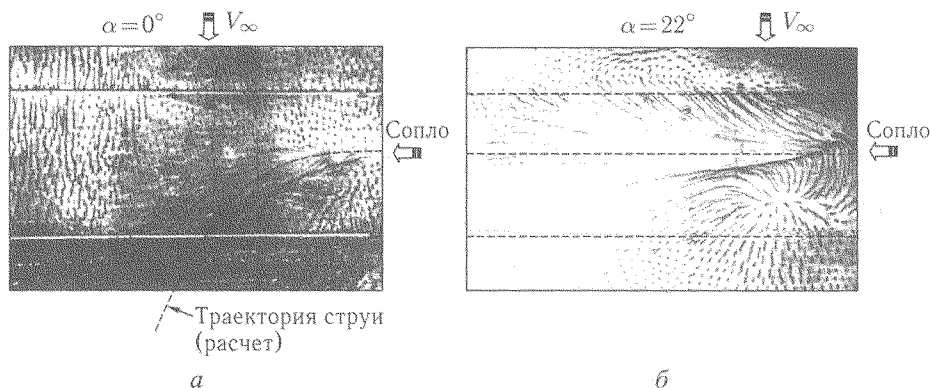


Рис. 7.3. Влияние поперечного выдува струи на обтекание верхней поверхности прямоугольного крыла ($p_{\infty} = 3,5 \cdot 10^5$ Па; $V_{\infty} = 25$ м/с)

го течения вблизи передней кромки крыльев при больших углах атаки за счет воздействия струи. Наличие вихря у передней кромки крыла приводит к увеличению разрежения в этой области (см. распределение давления по прямоугольному крылу при $\alpha = 15^\circ$ [7.8] на рис. 7.5) и перемещению (растеканию) струи вперед в область пониженного давления. При этом траектория струи практически совпадает с начальным направлением выдува (см. рис. 7.3, б; 7.4, б). Позади струи происходит присоединение внешнего потока к поверхности крыла и обеспечивается его безотрывное обтекание. По мере удаления от сопла струя расширяется, деформируется и присоединяется к поверхности крыла вследствие эффекта Коанда. В этой области течение аналогично течению пристенной струи, которая улучшает обтекание концевых частей крыла (см. рис. 7.4, б; 7.5).

В целом поперечный выдув струи приводит к повышению аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла при увеличении коэффициента импульса струи [7.20] (рис. 7.6). При этом экспериментальное распределение коэффициента подъемной силы сечений $C_{y_{\text{сеч}}}$ по размаху трапециевидного крыла с углом стреловидности $\chi = 44^\circ$ и удлинением $\lambda = 2,5$ приближается к расчетному распределению, полученному с учетом развитого вихревого течения на крыле по методу Польхамуса, основанному на гипотезе аналогии вихревой подъемной силы с подсасывающей силой на передней кромке крыла [7.27]. Приведенные результаты исследований указывают на то, что ПВС является эффективным способом формирования устойчивого вихревого течения на прямых и трапециевидных крыльях умеренных удлинений и стреловидности, на которых эти вихри не образуются естественным образом.

При выдуве струи в область безотрывного течения изменение аэродинамических характеристик крыла происходит главным образом вследствие локального изменения его эффективной толщины и кривизны, вызванного сформированным струей жидким контуром. Об этом свидетельствуют спектры обтекания прямоугольного крыла при нулевом угле атаки (см. рис. 7.3, а), а также на трапециевидном крыле при $\alpha = 2-8^\circ$ (см. рис. 7.4, б). Основные изменения характера течения происходят в области прохождения струи,

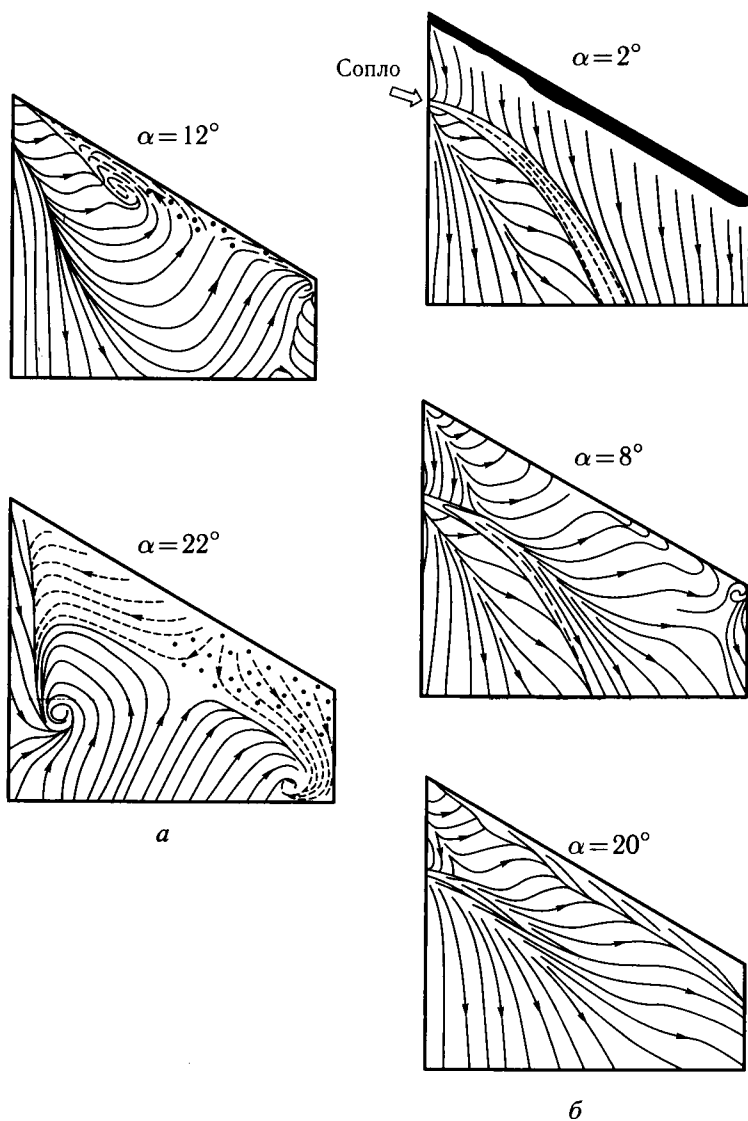


Рис. 7.4. Обтекание трапециевидного крыла: а — без выдува струи; б — с выдувом струи, $\bar{x}_c = 0,32$, $c_j = 0,28$

траектория которой в условиях безотрывного обтекания достаточно хорошо описывается уравнением для изолированной струи в поперечном потоке [7.7] (см. рис. 7.3, а; 7.4, б).

Отмеченные особенности воздействия ПВС на обтекание крыльев проявляются в изменении их аэродинамических характеристик. На рис. 7.7 приведены результаты исследований в АДТ-124 ЦАГИ модели прямоугольного крыла при различных положениях сопла относительно крыла. Опыты показывают, что в зависимости от угла атаки и места расположения сопла

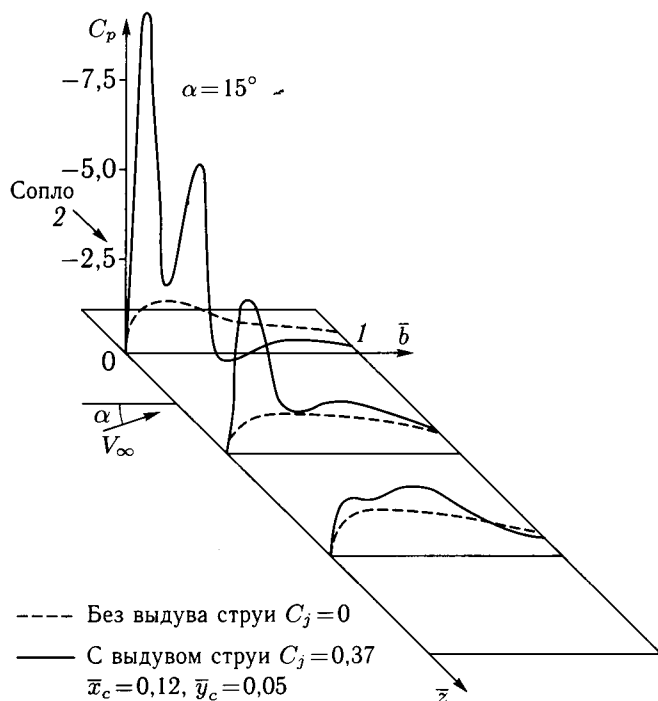


Рис. 7.5. Влияние поперечного выдува струи на распределение давления по прямому крылу

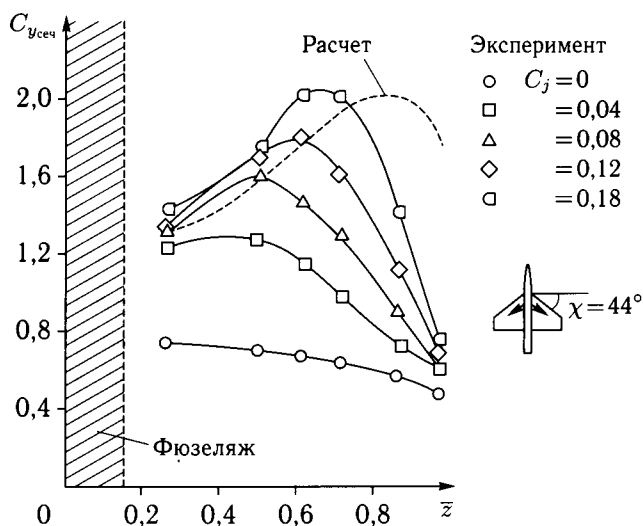


Рис. 7.6. Влияние поперечного выдува струи на распределение подъемной силы по размаху трапецевидного крыла

на крыле реализуются различные типы течения. Например, выдув струи из сопла, расположенного под нижней поверхностью крыла вблизи его передней кромки изменяет подъемную силу аналогично влиянию отклоняемого носка (вариант 3, рис. 7.7, б). Выдув из сопла вблизи хвостовой части нижней поверхности крыла (вариант 2) создает эффект, подобный отклонению вниз хвостовой части крыла [7.9] или эффекту струйного закрылка. В целом, однако, необходимо отметить низкую эффективность ПВС на нижней поверхности крыла, связанного с воздействием на безотрывное течение. По этой же

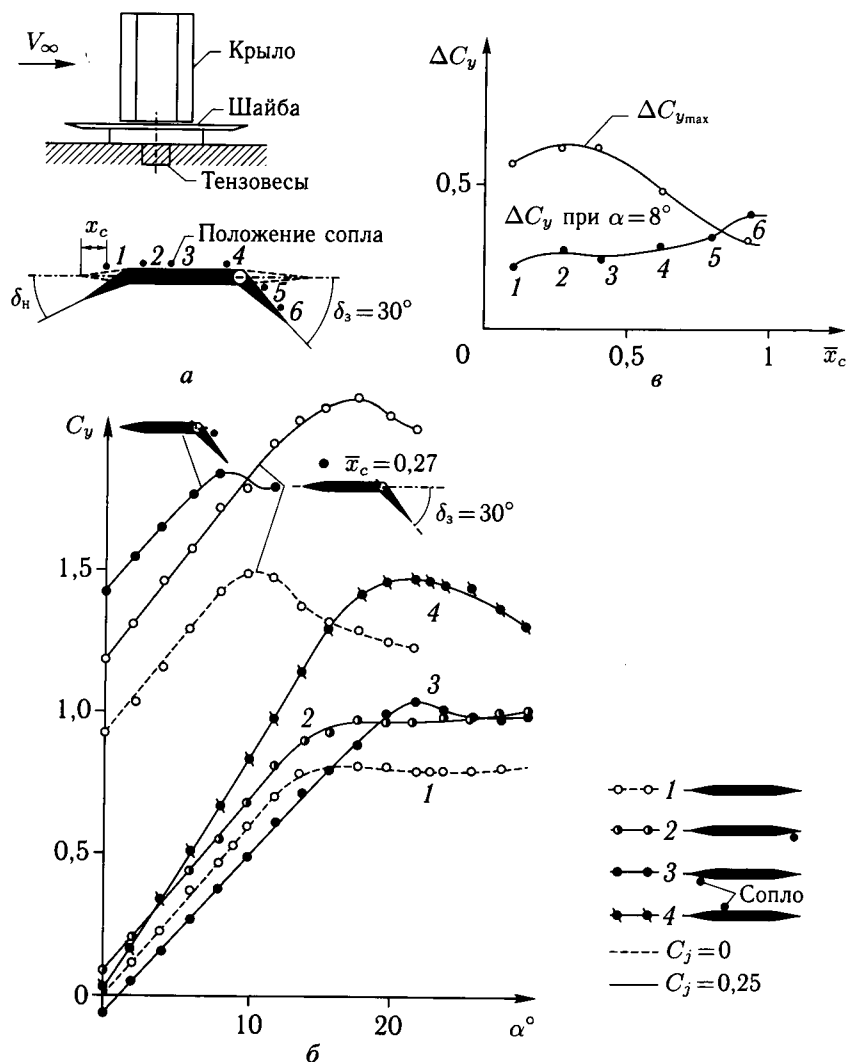


Рис. 7.7. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики прямоугольного крыла: а — модель крыла; б — зависимости коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки; в — зависимости приращения коэффициента подъемной силы крыла от положения сопла по хорде крыла

причине сравнительно малоэффективным является выдув струи из сопла над верхней поверхностью крыла при малых углах атаки.

Наиболее эффективным является использование ПВС для воздействия на отрывное течение. Например, выдув струи из сопла, расположенного на относительном расстоянии $\bar{x}_c = x_c/b = 0,27$ от передней кромки крыла над его верхней поверхностью (вариант 4), увеличивает коэффициент максимальной подъемной силы на $\Delta C_{y_{\max}} = 0,65$ при коэффициенте импульса струи $C_j = 0,25$. Кроме того, применение ПВС позволяет повысить эффективность нещелевого поворотного закрылка. При выдуве струи над крылом, наряду с повышением эффективности закрылка, существенно улучшаются характеристики крыла при больших углах атаки ($\Delta C_{y_{\max}} \approx 0,65$, $\Delta \alpha_{\text{кр}} = 7^\circ$) (см. рис. 7.7, б, в).

В работе [7.30] показано, что на трапецевидном крыле с углом стреловидности 30° и удлинением 3,2 повышение несущих свойств при больших углах атаки может быть получено не только за счет выдува струи над крылом (сопло А на рис. 7.8, а), но и под крылом вблизи его передней кромки (сопло Б на рис. 7.8, а). Выдув струи из сопла Б, расположенного на нижней поверхности крыла на расстоянии, составляющем 1,5% бортовой хорды, приводит к формированию устойчивого вихревого течения над крылом (см. рис. 7.8, б)

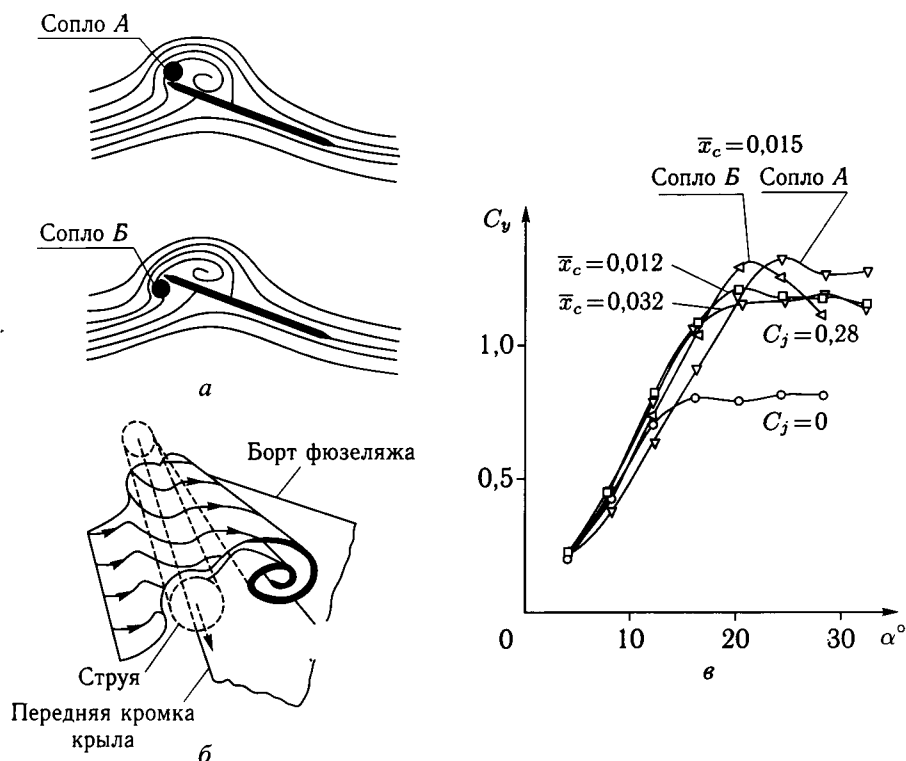


Рис. 7.8. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики трапецевидного крыла ($\chi = 30^\circ$; $\alpha = 3,2$)

и соответствующему повышению его несущих свойств в широком диапазоне углов атаки (рис. 7.8, в). Выдув из сопла *А*, расположенного на таком же относительном расстоянии ($\bar{x}_c = 0,015$) над верхней поверхностью крыла, позволяет получить приблизительно такой же уровень $C_{y_{\max}}$, но при большем значении критического угла атаки, чем при выдуве из сопла *Б*. Выдув струй из сопел, расположенных на относительных расстояниях $\bar{x}_c = 0,12-0,32$ над крылом обеспечивает более высокие значения коэффициента подъемной силы при углах атаки $\alpha \leq 15^\circ$, но меньшие величины $C_{y_{\max}}$, чем выдув из сопел *А* и *Б*, расположенных вблизи передней кромки крыла. Обтекание этого крыла при $\bar{x}_c = 0,32$ показано на рис. 7.4.

Выдув струй позволяет также повысить несущие свойства треугольных крыльев за счет сохранения устойчивости вихревого течения, которое возникает вблизи их передних кромок на больших углах атаки. Исследования возможностей воздействия ПВС на устойчивость вихревого течения над верхней поверхностью треугольных крыльев были проведены в гидродинамических и аэродинамических трубах [7.2, 7.18].

Исследования обтекания модели треугольного полукрыла с углом стреловидности в АДТ с дымовой визуализацией при скорости потока 15 м/с показаны на рис. 7.9 [7.18]. При угле атаки крыла $\alpha = 25^\circ$ без выдува носовой вихрь размыт и ориентирован под углом к передней кромке. При выдуве струи

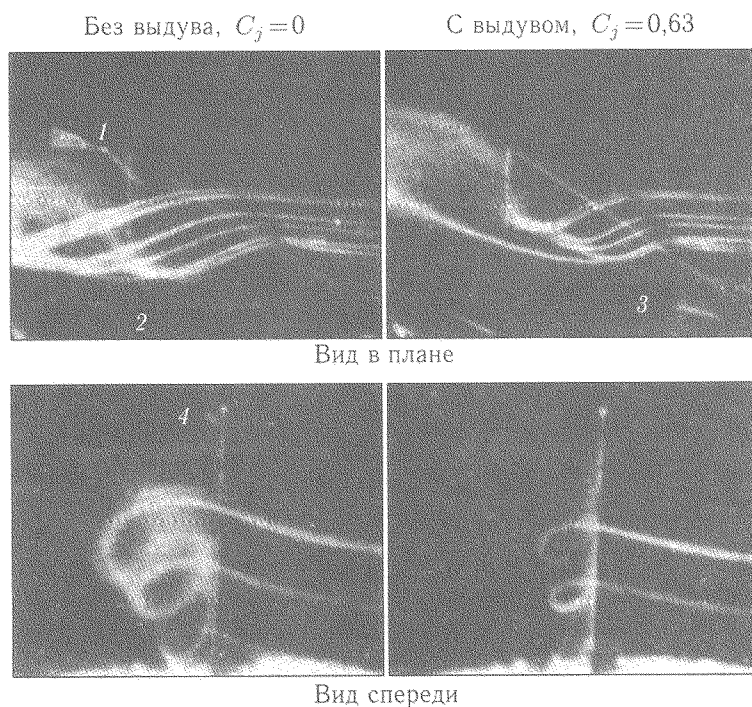


Рис. 7.9. Обтекание треугольного крыла при угле атаки $\alpha = 25^\circ$: 1 — верхняя поверхность крыла; 2 — плоская экранирующая поверхность; 3 — сопло; 4 — передняя кромка крыла

из сопла, расположенного на $0,1$ корневой хорды крыла, вихрь становится более концентрированным и располагается ближе к передней кромке крыла.

Испытания показали, что выдув приближает значения подъемной силы треугольного крыла к максимально возможной величине, получаемой по теории Польхамуса [7.27] (рис. 7.10). Отклонение экспериментальной зависимости $C_y(\alpha)$ без выдува ($C_\mu = 0$) от теоретической объясняется перемещением точки разрушения вихревого течения от задней кромки треугольного крыла к его носку с ростом угла атаки. Выдув струи вдоль верхней поверхности крыла задерживает процесс разрушения вихрей и тем самым повышает подъемную силу и снижает сопротивление (см. рис. 7.10).

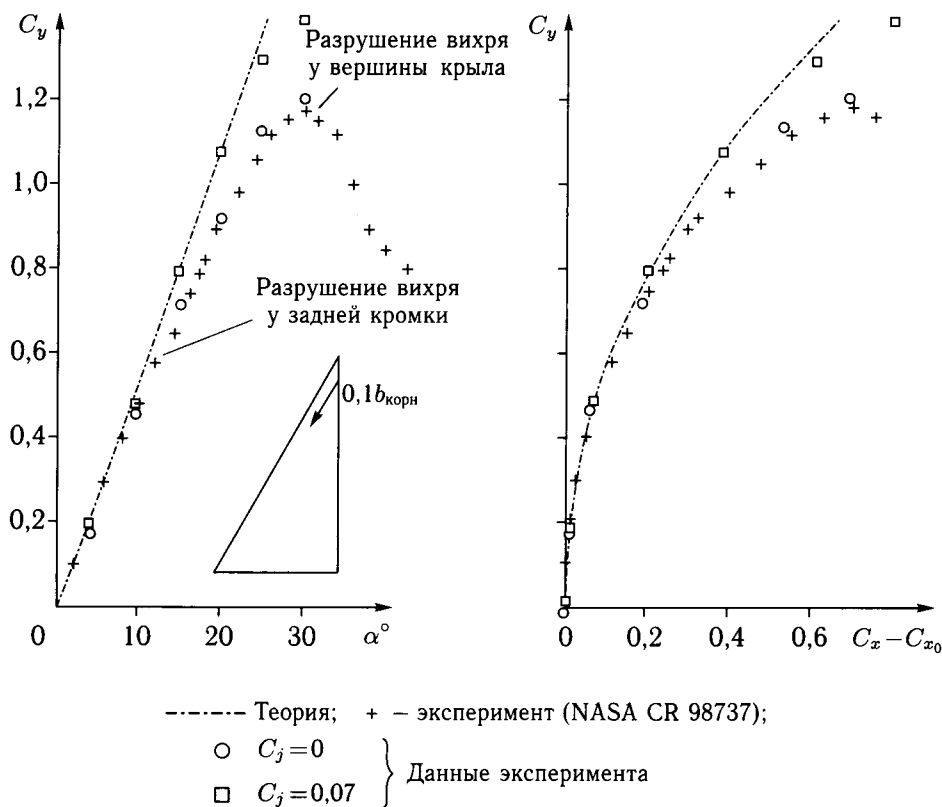


Рис. 7.10. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики треугольного крыла ($\chi = 60^\circ$)

В АДТ-124 ЦАГИ исследованы аэродинамические характеристики модели треугольного полукрыла со стреловидностью передней кромки $\chi_{\text{ПК}} = 60^\circ$ при числах $Re = (0,45-0,8) \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-40^\circ$. Выдув струи приводит к увеличению вихревой подъемной силы (ΔC_{y_v}), а также коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки (рис. 7.11). Это изменение несущих свойств связано с увеличением устойчивости вихревого течения над крылом при наличии струи. Закрутка струи по потоку,

как показали опыты, оказывает слабое влияние на величину коэффициента максимальной подъемной силы крыла, а при закрутке струи против потока может происходить уменьшение приращения вихревой подъемной силы при малых и средних углах атаки (см. рис. 7.11).

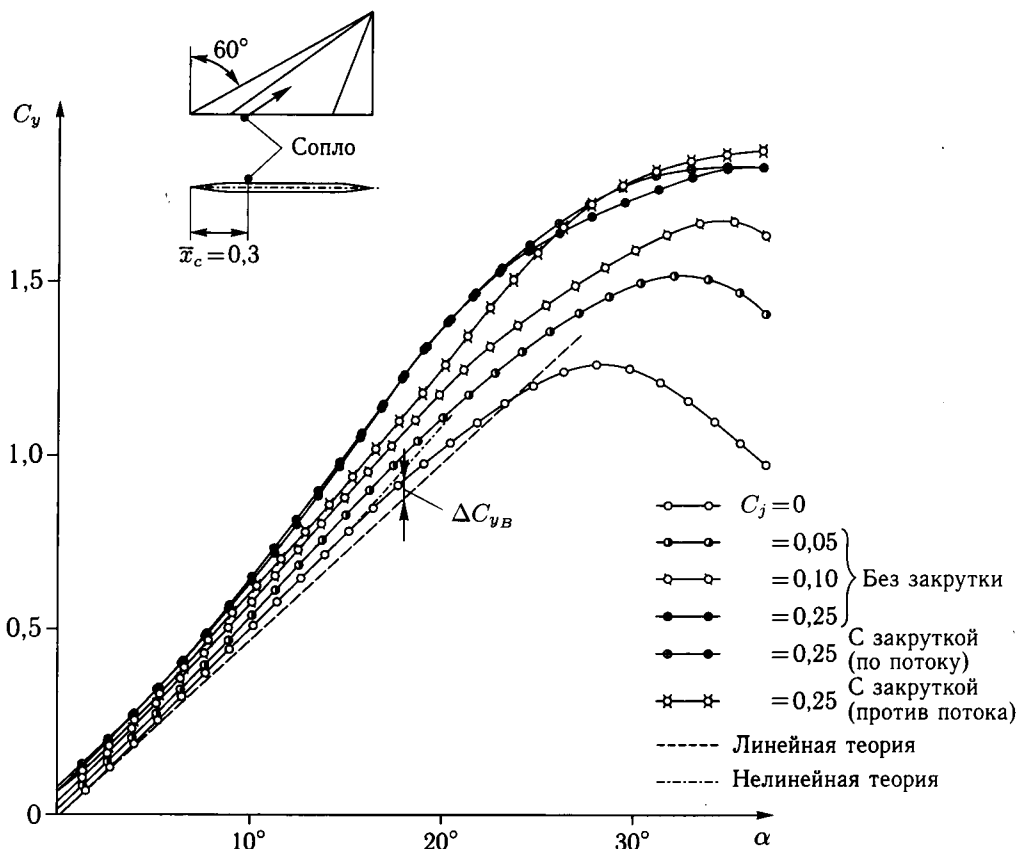


Рис. 7.11. Несущие свойства треугольного крыла с поперечным выдувом струй

7.2. Расчет аэродинамических характеристик крыльев с системами поперечного выдува струй

Воздействие поперечного выдува струй на обтекание крыла, в отличие от системы УПС, является существенно пространственным, а картина течения, возникающего при обтекании крыла с поперечной струей, весьма сложной. Анализ физической структуры течения показал (см. раздел 7.1), что при выдуве струи вдоль размаха крыла образуется течение, подобное потоку идеальной жидкости с размещенными в нем гидродинамическими особенностями типа стока или вихрестока.

Это обстоятельство позволяет, при построении расчетных моделей в рамках теории идеальной жидкости, основной эффект ПВС, проявляющийся

в деформации внешнего обтекания крыла за счет уноса заторможенного потока из области отрыва в реальном течении, учесть путем замены струи линией стоков, а дополнительный эффект вихреобразования — введением вихревых шнуров, сходящих с передней кромки крыла [7.1, 7.16, 7.24]. Правомерность такого моделирования струй подтверждается также удовлетворительным согласованием результатов экспериментальных исследований струй, вытекающих в набегающий поток по нормали к поверхности крыла, с теоретическими результатами, полученными путем моделирования струи линией стоков или набором гидродинамических особенностей типа стоков, диполей и вихрей [7.3, 7.17]. В работе [7.5] проведен анализ воздействия струи, моделируемой вихрестокком, на обтекание плоской пластины бесконечного удлинения при различных положениях струи по хорде и по высоте относительно пластины.

В работе [7.1] разработан метод расчета аэродинамических характеристик крылового профиля произвольной формы с механизацией (закрылком, интерцептором) при наличии струи над профилем или отклоненным закрылком. Метод основан на использовании метода дискретных вихрей для моделирования обтекания профиля потоком идеальной жидкости [14] и моделировании струи стоком заданной интенсивности, совпадающим с известным положением сопла.

В работе [7.16] предложен метод расчета обтекания крыла конечного удлинения и произвольной формы в плане, который позволяет учесть влияние выдува струи на деформацию вихревой пелены и вихреобразование у передней кромки крыла при больших углах атаки на основе нелинейной теории несущей поверхности [14].

7.2.1. Расчет обтекания профиля с поперечным выдувом струи. Постановка задачи и метод расчета [7.1]. Рассматривается нестационарное обтекание профиля S_1 с расположенным на его верхней поверхности интерцептором S_2 , который может совершать произвольное вращение относительно оси, находящейся на поверхности профиля (рис. 7.12, а). Профиль обтекается со скоростью U потоком несжимаемой идеальной жидкости. Свободно деформирующийся след сходит в виде линий разрыва тангенциальной составляющей скорости Σ_1 с задней кромки профиля A_1 , и Σ_2 с интерцептора A_2 . Для моделирования эффекта выдува струи из осесимметричного сопла в поле течения вводится точечный сток с заданной интенсивностью Q .

Задача об обтекании профиля сводится к решению уравнения Лапласа:

$$\Delta\varphi = 0, \quad (7.1)$$

где φ — потенциал вектора скорости частиц жидкости W

$$W = \nabla\varphi. \quad (7.2)$$

Граничные условия: $W_n - V_n = 0$ — условие непротекания на S_1 и S_2 , где V_n — нормальная составляющая вектора скорости V точек, составляющих контуры S_1 и S_2 ;

$p_+ = p_-$ и $W_{n+} = W_{n-}$ — условие равенства статических давлений и непротекания на линиях Σ_1 и Σ_2 .

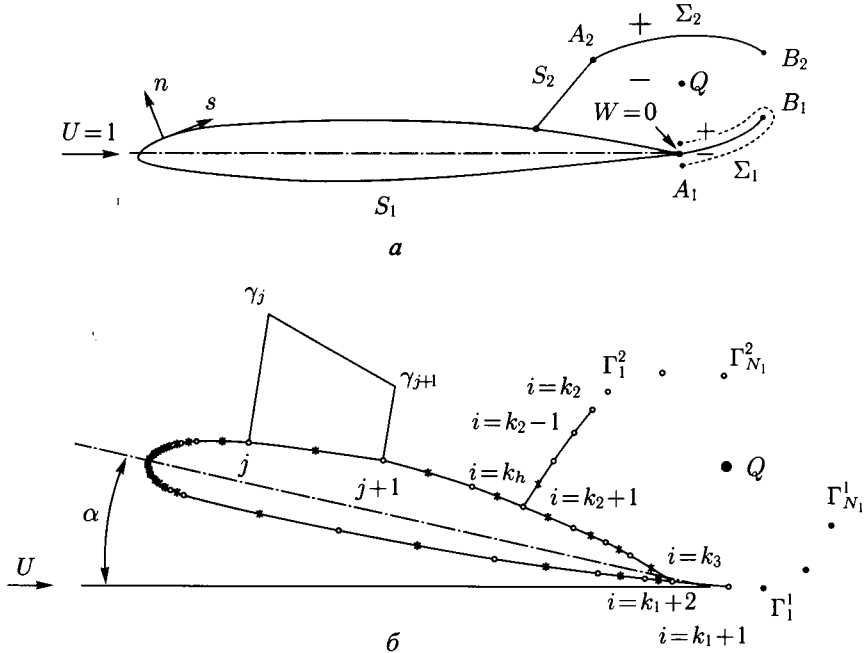


Рис. 7.12. Моделирование обтекания профиля с ПВС

На бесконечном удалении от профиля и следа возмущения скорости должны стремиться к нулю.

Для выполнения условия Чаплыгина–Жуковского об ограниченности скорости на острой задней кромке профиля A_1 линия Σ_1 , в зависимости от знака интенсивности свободных вихрей, должна быть касательной либо к верхней, либо к нижней поверхности хвостовой части профиля S_1 . Аналогичное условие на конце интерцептора A_2 выполняется, когда линия Σ_2 является касательной к линии S_2 .

Если обозначить $w = W - V$ относительную скорость жидкости на профиле и интерцепторе, то производная от потенциала по времени определяется следующим образом:

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{\partial\varphi}{\partial t} + V_s \frac{\partial\varphi}{\partial s} + V_n \frac{\partial\varphi}{\partial n} = \frac{\partial\varphi}{\partial t} + V_s W_s + V_n W_n = \frac{\partial\varphi}{\partial t} + V^2 + V_s w_s + V_n w_n, \quad (7.3)$$

где индексами S и n обозначены компоненты соответствующих векторов скорости вдоль и поперек линий S_1 , S_2 , Σ_1 , Σ_2 .

Тогда коэффициент давления на поверхностях профиля и интерцептора, определяемый с помощью интеграла Коши–Лагранжа, будет равен

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U^2} = 1 - W^2 - 2 \frac{\partial\varphi}{\partial t} = 1 + V^2 - w^2 - 2 \frac{d\varphi}{dt} = 1 + V^2 - w_s^2 - 2 \frac{d\varphi}{dt}. \quad (7.4)$$

Потенциал φ можно представить в виде потенциала вихревого слоя, распределенного вдоль S_1 , S_2 и Σ_1 , Σ_2 с интенсивностью γ . При этом

выполняется условие непрерывности нормальной составляющей скорости при пересечении вихревой пелены, так как при этом возникает разрыв только касательной составляющей скорости. Разница в потенциалах снизу φ_- и сверху φ_+ вихревой пелены на задней кромке A_1 определяется интегрированием скорости вдоль нижней поверхности пелены от точки A_1 до точки B_1 и вдоль верхней поверхности от точки B_1 до точки A_1 по контуру, показанному пунктиром на рис. 7.12, а). Таким образом $\varphi_- - \varphi_+ = -\Gamma_{\Sigma_1}$, где Γ_{Σ_1} — циркуляция скорости по контуру, охватывающему Σ_1 .

Условие отсутствия перепада давления с обеих сторон следа приводит к тому, что в точке A_1

$$\left(w_s^2 + 2\frac{d\varphi}{dt}\right)_+ = \left(w_s^2 + 2\frac{d\varphi}{dt}\right)_-.$$

Следовательно

$$\frac{d\Gamma_{\Sigma_1}}{dt} = \frac{d(\varphi_+ - \varphi_-)}{dt} = -\frac{w_{s+}^2 - w_{s-}^2}{2} = -\gamma \frac{w_{s+} + w_{s-}}{2}, \quad (7.5)$$

так как $w_{s+} - w_{s-} = \gamma$.

Для течения, показанного на рис. 7.12, а, скорость на верхней поверхности профиля вблизи задней кромки равна нулю, так как соответствующая линия тока изгибается под тупым углом. Поэтому

$$\frac{d\Gamma_{\Sigma_1}}{dt} = -\gamma \frac{w_{s-}}{2}. \quad (7.6)$$

Равенство нулю относительной скорости на верхней поверхности у задней кромки профиля означает и равенство нулю интенсивности вихревого слоя. Поэтому сход вихревого следа Σ_1 можно рассматривать как непрерывный переход вихревого слоя с нижней поверхности профиля в вихревой след с относительной скоростью, равной половине относительной скорости жидкости на нижней поверхности у задней кромки профиля.

Аналогично может рассматриваться сход вихревого следа Σ_2 с конца интерцептора

$$\frac{d\Gamma_{\Sigma_2}}{dt} = \gamma \frac{w_{s+} + w_{s-}}{2}. \quad (7.7)$$

Вихревой слой переходит с конца интерцептора в вихревой след с относительной скоростью, равной полусумме относительных скоростей жидкости сверху и снизу концевой части интерцептора.

Поставленная таким образом задача решается далее с помощью панельного метода с использованием кусочно-линейного распределения вихревого слоя по панелям на профиле и интерцепторе и метода дискретных вихрей [14] для моделирования вихревого следа (рис. 7.12, б). Расчет ведется в последовательные моменты времени с заданным шагом по времени. Так как время не входит явным образом в постановку задачи, то на каждом шаге по времени решается задача о нахождении распределения вихревого слоя по профилю и интерцептору при известном положении профиля и интерцептора, известной геометрии вихревого следа и заданных граничных условиях. Замыкается

задача условием выполнения теоремы Томсона о постоянстве циркуляции по замкнутому контуру, охватывающему тело и его вихревой след.

Дискретными вихрями моделируется вихревой след, сходящийся с задней кромки профиля и интерцептора, а эффект выдува струи вдоль размаха крыла — стоком интенсивностью Q . К задним кромкам профиля и интерцептора присоединяются добавочные панели, моделирующие начальные участки сходящихся вихревых пелен. Дискретные вихри сходят в поток на каждом шаге по времени из середин добавочных панелей. Циркуляция сходящего дискретного вихря определяется суммарной интенсивностью вихревого слоя, равномерно распределенного по соответствующей добавочной панели на предыдущем шаге по времени. Циркуляции дискретных вихрей обозначаются как Γ_j^m (см. рис. 7.12, б). Величина индуцируемой вихрем скорости определяется как $W = \frac{\Gamma_j^m}{2\pi} \frac{r}{r^2 + r_b^2}$, где r_b — эффективный радиус вихревого жгута, соответствующий линейному уменьшению скорости до нуля при расстоянии до вихря меньше заданного (меньше меры дискретности).

Нормальная и тангенциальная компонента скорости и потенциал, индуцируемые в i -й контрольной точке единичным вихрем, расположенным в точке с координатами $x_{\Gamma_j^m}$, $y_{\Gamma_j^m}$, задают соответственно коэффициенты влияния:

$$\begin{cases} A_{ij}^m = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\Delta x_i}{l_i} \frac{x_i - x_{\Gamma_j^m}}{r_{ij}^2 + r_b^2} + \frac{\Delta y_i}{l_i} \frac{y_i - y_{\Gamma_j^m}}{r_{ij}^2 + r_b^2} \right], \\ B_{ij}^m = \frac{1}{2\pi} \left[-\frac{\Delta x_i}{l_i} \frac{y_i - y_{\Gamma_j^m}}{r_{ij}^2 + r_b^2} + \frac{\Delta y_i}{l_i} \frac{x_i - x_{\Gamma_j^m}}{r_{ij}^2 + r_b^2} \right], \\ C_{ij}^m = \frac{1}{2\pi} \theta_{ij}^m, \end{cases} \quad (7.8)$$

где $\Delta x_i = x_{i+1} - x_i$, $\Delta y_i = y_{i+1} - y_i$ — разница в координатах узлов i -й панели, l_i — ее длина, r_{ij} — расстояние между контрольной точкой панели и дискретным вихрем, θ_{ij}^m — угол между направлением от дискретного вихря к контрольной точке и осью абсцисс.

Эффект струи моделируется стоком интенсивностью Q с фиксированным положением (x_Q, y_Q) . Компонента индуцируемой скорости в точке (x, y) определяется по аналогии с дискретным вихрем заменой Γ на Q , $W = \frac{Q}{2\pi} \frac{r}{r^2 + r_b^2}$.

Соответствующие коэффициенты влияния определяются формулами:

$$\begin{cases} A_{ij}^Q = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\Delta x_i}{l_i} \frac{x_i - x_Q}{r_{ij}^2 + r_b^2} - \frac{\Delta y_i}{l_i} \frac{y_i - y_Q}{r_{ij}^2 + r_b^2} \right], \\ B_{ij}^Q = \frac{1}{2\pi} \left[-\frac{\Delta x_i}{l_i} \frac{y_i - y_Q}{r_{ij}^2 + r_b^2} + \frac{\Delta y_i}{l_i} \frac{x_i - x_Q}{r_{ij}^2 + r_b^2} \right], \\ C_{ij}^Q = \frac{1}{2\pi} \ln(r_i). \end{cases} \quad (7.9)$$

Вследствие линейности уравнения Лапласа для потенциала скорости характеристики течения определяются суммарным влиянием набегающего

потока, распределенного по поверхностям профиля и интерцептора вихревого слоя и дискретных вихрей, моделирующих вихревой след.

Для определения характеристик течения на заданном шаге по времени необходимо найти неизвестные значения интенсивности вихревого слоя в узловых точках панелей профиля и интерцептора, решив линейную систему, содержащую следующие уравнения:

$$\begin{cases} W_{n_i} - W_0 = V_{n_i}, & i = \overline{k_1 + 2, k_h - 1}, \quad \overline{k_2 + 1, k_3 - 1}; \\ W_{n_i} = V_{n_i}, & i = \overline{k_h, k_2 - 2}; \\ \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq k_2}}^{k_3-1} \frac{\gamma_j + \gamma_{j+1}}{2} l_j + \sum_{m=1}^2 \sum_{j=1}^{N_m} \Gamma_j^m = \Gamma_0, \end{cases} \quad (7.10)$$

где $W_{n_i} = \sum_{j=1}^{k_3} A_{ij}^\gamma \gamma_j + \sum_{m=1}^2 \sum_{j=1}^{N_m} A_{ij}^{\Gamma^m} \Gamma_j^m + A_i^U + A_i^Q Q$ — нормальная компонента скорости в i -й контрольной точке; коэффициенты влияния A_{ij}^γ , $A_{ij}^{\Gamma^m}$, A_i^U определены в (7.8), (7.9); γ_j — интенсивность вихревого слоя в j -й узловой точке; Γ_j^m — циркуляция j -го дискретного вихря ($j = 1-N_m$), сошедшего с задней кромки крыла, $m = 1$, или с конца интерцептора, $m = 2$, (см. рис. 7.12, б).

Первая группа уравнений в системе определяет условия одинаковости нормальной составляющей относительной скорости жидкости в контрольных точках панелей на поверхности профиля. Вторая группа уравнений определяет условия непротекания на поверхности интерцептора. Третье уравнение определяет условие выполнения теоремы Томсона о постоянстве циркуляции по замкнутому контуру, охватывающему тело и его вихревой след, величина константы Γ_0 определяется начальными условиями.

При известном после решения системы уравнений распределении вихревого слоя по профилю и интерцептору можно найти касательную компоненту скорости W_{t_i} и потенциал φ_i в i -й контрольной точке:

$$\begin{aligned} W_{t_i} &= \sum_{j=1}^{k_3} B_{ij}^\gamma \gamma_j + \sum_{m=1}^2 \sum_{j=1}^{N_m} B_{ij}^{\Gamma^m} \Gamma_j^m + B_i^U + B_i^Q Q, \\ \varphi_i &= \sum_{j=1}^{k_3} C_{ij}^\gamma \gamma_j + \sum_{m=1}^2 \sum_{j=1}^{N_m} C_{ij}^{\Gamma^m} \Gamma_j^m + C_i^U + C_i^Q Q. \end{aligned} \quad (7.11)$$

Давление на поверхности профиля вычисляется с помощью интеграла Коши–Лагранжа. Коэффициент давления в i -й контрольной точке равен:

$$c_{p_i} = 1 + V_i^2 - w_i^2 - 2 \frac{d\varphi_i}{dt}, \quad (7.12)$$

где V_i — скорость перемещения i -й контрольной точки, $w_i = W_{t_i} - V_{t_i}$ — относительная скорость жидкости в i -й контрольной точке.

Суммарные аэродинамические характеристики определяются численным интегрированием распределения давления.

Коэффициент подъемной силы (при условии, что хорда профиля $b = 1$):

$$C_y = - \left(\sum_{i=1}^{k_h-1} c_{p_i}(x_{i+1} - x_i) + \sum_{i=k_2+1}^{k_3-1} c_{p_i}(x_{i+1} - x_i) + \sum_{i=k_h}^{k_2-2} \Delta c_{p_i}(x_{i+1} - x_i) \right) \cos \alpha - \\ - \left(\sum_{i=2}^{k_h-1} c_{p_i}(y_{i+1} - y_i) + \sum_{i=k_2+1}^{k_3-1} c_{p_i}(y_{i+1} - y_i) + \sum_{i=k_h}^{k_2-2} \Delta c_{p_i}(y_{i+1} - y_i) \right) \sin \alpha. \quad (7.13)$$

Коэффициент момента тангажа относительно передней кромки профиля:

$$m_z = \sum_{i=2}^{k_h-1} c_{p_i}(x_{i+\frac{1}{2}} - x_c)(x_{i+1} - x_i) + \sum_{i=k_2+1}^{k_3-1} c_{p_i}(x_{i+\frac{1}{2}} - x_c)(x_{i+1} - x_i) - \\ - \sum_{i=k_h}^{k_2-2} \Delta c_{p_i}(x_{i+\frac{1}{2}} - x_c)(x_{i+1} - x_i) + \sum_{i=2}^{k_h-1} c_{p_i}(y_{i+\frac{1}{2}} - y_c)(y_{i+1} - y_i) + \\ + \sum_{i=k_2+1}^{k_3-1} c_{p_i}(y_{i+\frac{1}{2}} - y_c)(y_{i+1} - y_i) - \sum_{i=k_h}^{k_2-2} \Delta c_{p_i}(y_{i+\frac{1}{2}} - y_c)(y_{i+1} - y_i). \quad (7.14)$$

Результаты расчета. С использованием разработанной модели проведены расчеты обтекания профиля с системой ПВС в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-10^\circ$ при различных значениях коэффициента расхода $C_q = \frac{Q}{V \cdot b}$. Результаты расчетов показывают, что увеличение интенсивности выдува (увеличение коэффициента C_q) приводит к повышению подъемной силы, возрастающему с увеличением угла атаки и коэффициента C_q . Полученные результаты расчета качественно согласуются с экспериментальными данными, полученными при испытаниях плоской пластины с системой ПВС [7.24], рис. 7.13. Увеличение подъемной силы, как показали расчеты, происходит, главным образом, вследствие увеличения разрежения на верхней поверхности крыла, связанного с существенной перестройкой течения и вызванного наличием стока (струи). Структура обтекания профиля при наличии стока, полученная расчетом на основе метода дискретных вихрей, качественно согласуется с картиной течения, полученной в эксперименте в гидротрубе как при отсутствии выдува, так и при выдуве струи над поверхностью пластины (см. рис. 7.13, б и 7.2).

Для моделирования отрывного обтекания в расчетной схеме предполагалась возможность отрыва потока с передней кромки профиля путем размещения интерцептора (генератора дискретных вихрей) с малой относительной хордой, установленного на относительном расстоянии 1 % от передней кромки профиля под углом 50° к его поверхности. Теоретические зависимости, полученные с помощью данного способа моделирования отрывного обтекания профиля в потоке идеальной жидкости, как показано сопоставление

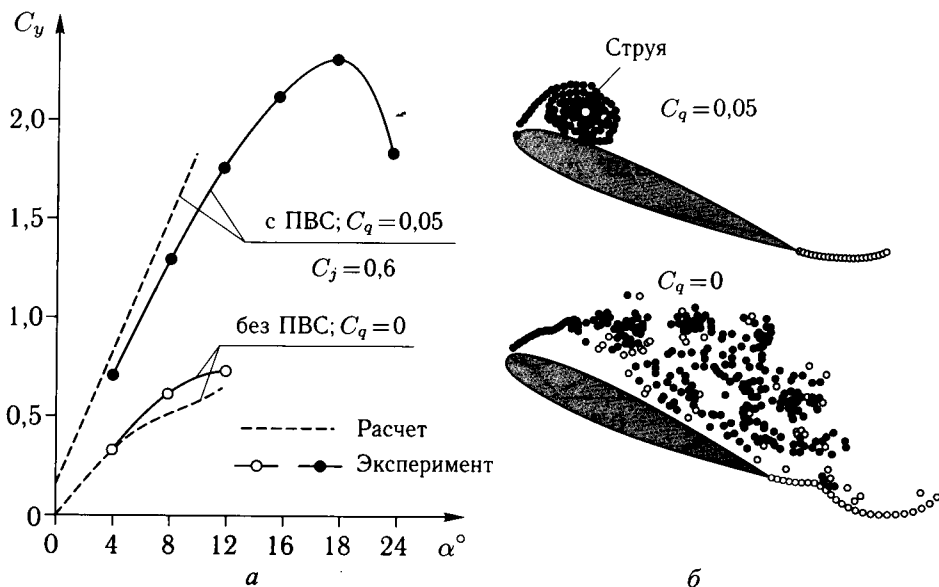


Рис. 7.13. Влияние ПВС на обтекание и коэффициент подъемной силы профиля: а — зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки; б — расчет вихревого обтекания профиля

с экспериментальными данными, качественно отражают характер изменения несущих свойств профиля при обтекании реальной вязкой жидкостью.

На рис. 7.14 приведены результаты расчета обтекания профиля с закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 50^\circ$. Применение ПВС значительно повышает несущие свойства механизированного профиля за счет увеличения эффективности простого поворотного закрылка, отклоненного на большие углы ($\delta_3 = 50^\circ - 60^\circ$). При этом величина приращения подъемной силы зависит от положения сопла. При малых углах атаки ($\alpha < 10^\circ$), соответствующих безотрывному обтеканию крыла, но при наличии отрыва на закрылке, целесообразно осуществлять выдув непосредственно над поверхностью закрылка ($\bar{x}_c = 0,8$, рис. 7.14, а). При возникновении отрыва на основной части крыла (при углах атаки $\alpha \geq 10^\circ$) оптимальным является расположение сопла над поверхностью крыла. Согласно расчетам, при этих углах атаки ($\alpha \geq 10^\circ$) оптимальное расположение сопла, при котором достигается наибольшее приращение подъемной силы от закрылка (ΔC_{y_3}), соответствует величинам $\bar{x}_c = 0,3 - 0,4$ (рис. 7.14, б).

На рис. 7.14 показана также трансформация течения при моделировании струи стоком, размещенным в оптимальных положениях над закрылком при $\alpha = 0$, и над крылом при $\alpha = 10^\circ$. Повышение эффективности закрылка при $\alpha = 0$ и $\delta_3 = 50^\circ$, как показывают расчеты по методу дискретных вихрей, происходит за счет восстановления безотрывного обтекания закрылка вследствие эжектирующего действия струи (стока). При больших углах атаки ($\alpha \geq 10^\circ$) выдув струи над поверхностью крыла приводит к формированию замкнутого жидкого контура в области передней части профиля с последующим при-

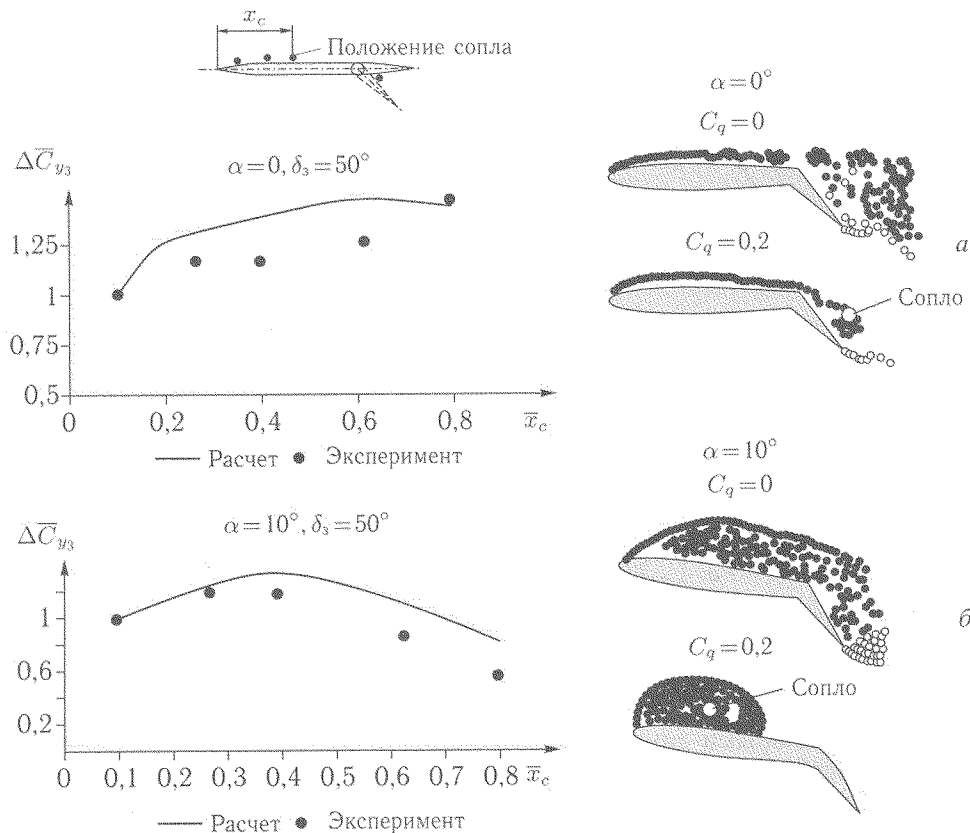


Рис. 7.14. Влияние положения сопла на обтекание и несущие свойства профиля с отклоненным закрылком

соединением потока к верхней поверхности как хвостовой части профиля, так и закрылка.

Теоретические зависимости изменения относительного приращения коэффициента подъемной силы $\Delta \bar{C}_{y_3} = \Delta C_{y_3} |_{\bar{x}_c = \text{var}} / \Delta C_{y_3} |_{\bar{x}_c = 0,1}$ на профиле с закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 50^\circ$, от положения сопла по хорде профиля, удовлетворительно согласуются с результатами экспериментальных исследований по выбору оптимального положения сопла на прямоугольном крыле с отклоненным закрылком в АДТ Т-124 ЦАГИ (см. рис. 7.14, а, б). Это свидетельствует о достаточной адекватности математического моделирования системы ПВС и о возможности использования расчетной модели для анализа влияния параметров системы ПВС на ее эффективность.

7.2.2. Расчет аэродинамических характеристик крыла с поперечным выдувом струй. Постановка задачи и метод расчета [7.16]. Рассматривается обтекание потоком идеальной несжимаемой жидкости тонкой несущей вихревой поверхности с расположенной вблизи нее линией стоков переменной интенсивности $q(\iota)$, моделирующей струю (рис. 7.15). Начало струи (положение выходного сечения сопла) определяется координатами x_c , y_c ($y_c \neq 0$), z_c ,

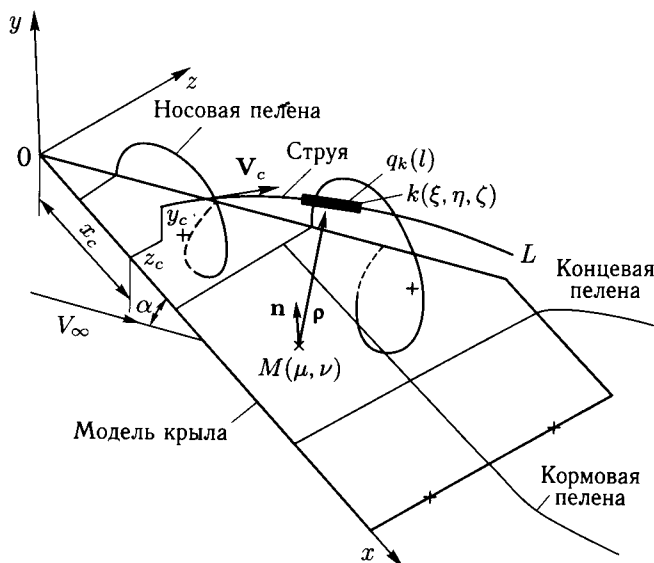


Рис. 7.15. Расчетная модель для определения аэродинамических характеристик крыла с поперечным выдувом струи

а направление выдува — углами χ_c и ψ_c , образованными вектором скорости истечения струи из сопла V_c и плоскостями системы координат yOz и xOz соответственно. Линия стоков совпадает с известной траекторией струи, не пересекающей плоскость крыла и соответствующей заданному коэффициенту импульса струи C_j .

Вихревая система крыла состоит из присоединенных вихрей, размещенных в плоскости крыла, и свободных вихрей, сходящих с передних (носовая пелена), боковых (концевая пелена) и задних (кормовая пелена) кромок крыла, установленного под произвольным углом атаки α к направлению набегающего потока.

Величина циркуляции вихрей Γ_{ij} определяется при выполнении условия непротекания в контрольных точках $M(\mu, \nu)$ на каждой панели:

$$W_{\mu\nu}^{\Gamma} + W_{\mu\nu}^q + W_{\infty} = 0, \quad (7.15)$$

где $W_{\mu\nu}^{\Gamma}$, $W_{\mu\nu}^q$, W_{∞} — нормальные к поверхности крыла компоненты скоростей, индуцируемых в контрольных точках, соответственно, присоединенными и свободными вихрями, линией стоков и набегающим потоком:

$$W_{\mu\nu}^{\Gamma} = \frac{1}{4\pi} \sum_{i,j=1}^N \Gamma_{ij} \cdot \alpha_{ij}^{\mu\nu}, \quad (7.16)$$

где $\alpha_{ij}^{\mu\nu}$ — функция влияния соответствующих вихрей на данную контрольную точку,

$$W_{\mu\nu}^q = \frac{1}{4\pi} \int_L \frac{q_k(l)}{\rho^2} \cdot \cos(\mathbf{n}, \mathbf{p}) dl = \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^m \frac{q_k(l)}{\rho^2} \frac{\eta}{\rho} \Delta l, \quad (7.17)$$

где $\rho = \sqrt{(\xi - \mu)^2 + (\zeta - \nu)^2 + \eta^2}$ — расстояние от середины k -го участка линии стоков, определяемой координатами (ξ, η, ζ) , до данной контрольной точки с координатами (μ, ν) ,

\mathbf{p} — единичный вектор в направлении, соединяющим контрольную точку с серединой k -го участка,

\mathbf{n} — нормаль к поверхности крыла,

$q_k(\nu)$ — погонная интенсивность k -го участка линии стоков,

$$W_\infty = V_\infty \cdot \sin \alpha, \quad (7.18)$$

где V_∞ — скорость набегающего потока.

Искомая циркуляция вихрей Γ_{ij} определяется в результате решения системы линейных алгебраических уравнений N -го порядка итерационным способом. По известным значениям циркуляции Γ_{ij} и скоростей в средних точках присоединенных вихревых отрезков определяются как распределенные, так и суммарные аэродинамические характеристики крыла при заданных параметрах траектории струи и законе изменения интенсивности стоков вдоль оси струи.

Траектория струи, выдуваемой в область безотрывного течения на крыле, может быть определена в первом приближении по уравнению для струй в поперечном (сносящем) потоке [7.7]:

$$\bar{x}_k = \bar{x}_c + \left(\frac{V_k}{V_c}\right)^{2,6} \cdot (\bar{z}_k)^3 + \bar{z}_k \cdot \operatorname{tg} \chi_c, \quad (7.19)$$

где $\bar{x}_c = x_c/b$ — относительное положение сопла по хорде крыла,

\bar{x}_k, \bar{z}_k — координаты k -го участка струи, отнесенные к диаметру сопла d_c ,

V_k — местная скорость в области k -го участка струи, определяемая при расчете обтекания крыла при $C_j = 0$ и уточняемая в последующих итерациях,

V_c — скорость струи на срезе сопла.

При расчете выдува высоконапорных струй (при $C_j > 0,1$) в область развитого отрыва траекторию струи можно заменять для упрощения прямой линией

$$\bar{x}_k = \bar{x}_c + \bar{z}_k \cdot \operatorname{tg} \chi_c, \quad (7.20)$$

что согласуется с данными опытов (см. рис. 7.3, б; 7.4, б).

Интенсивность стоков определяется эжекционными свойствами струи. Согласно [2, 7.3] интенсивность стоков, моделирующих струю в поперечном потоке, зависит от скорости набегающего потока:

$$q(\bar{r}) = 0,132 + 0,0476\bar{r} + \frac{4}{\pi} \left(\frac{V_\infty}{V_c}\right) \sqrt{A\left(\frac{V_\infty}{V_c}, \bar{r}\right)} m(\bar{r}), \quad (7.21)$$

где $A\left(\frac{V_\infty}{V_c}, \bar{r}\right)$ — коэффициент формы струи, а член $m(\bar{r})$ определяет экспоненциальный характер изменения массы струи в поперечном потоке.

Аналогичное выражение для интенсивности стоков, моделирующих эжекционные свойства струи, может быть принято для струи, выдуваемой вдоль размаха крыла:

$$q(\bar{z}_k) = \left[0,132 + 0,0476\bar{z}_k + \frac{4}{\pi} \left(\frac{V_k}{V_c} \right) \sqrt{A \left(\frac{V_k}{V_c} \right)}, \bar{z}_k m(z_k) \right] \cdot B, \quad (7.22)$$

где B — эмпирический коэффициент, учитывающий влияние крыла и зависящий от интенсивности выдува и параметров системы ПВС ($B = 1$ в отсутствие крыла).

Величины $A(V_k/V_c, \bar{z}_k)$ и $m(\bar{z}_k)$ определяются согласно [7.3] для струй в поперечном потоке с траекториями, описываемыми уравнением (7.19). В случае струй с прямолинейными траекториями (7.20) третий член в (7.22) равен нулю.

По известной интенсивности стоков определяется коэффициент расхода C_q струи, который связан с коэффициентом импульса струи C_j в выходном сечении сопла

$$C_q = \frac{C_j V_\infty}{2 V_c}. \quad (7.23)$$

Моделирование эжекционного действия струи по приведенному выше уравнению позволяет рассчитать аэродинамические характеристики крыла при выдуве струи вдоль его размаха, которые удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными при соответствующем выборе коэффициентов A и B .

Результаты расчетов. Разработанный метод расчета позволяет оценить влияние основных параметров системы ПВС (положения сопла по хорде крыла и по высоте над его поверхностью, направления выдува) на аэродинамические характеристики крыла в широком диапазоне углов атаки. Сопоставление теоретических зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки, полученных по нелинейной расчетной схеме, с результатами испытаний модели самолета с трапециевидным крылом в АДТ-102 ЦАГИ показывает (рис. 7.16), что теоретические зависимости $C_y(\alpha)$ достаточно хорошо отражают особенности изменения подъемной силы крыла с системой ПВС по углу атаки, особенно при большой интенсивности выдува. Нелинейное увеличение коэффициента подъемной силы крыла с ПВС при увеличении угла атаки свидетельствует о формировании вихревого течения над верхней поверхностью крыла. Это подтверждают рассчитанные поля векторов скоростей в сечении крыла $\bar{z} = 0,364$ при угле атаки $\alpha = 20^\circ$ (рис. 7.17, а). Теоретическая картина течения качественно согласуется с экспериментальной, полученной в гидротрубе (см. рис. 7.2, б). При отсутствии выдува ($C_j = 0$) на крыле данной формы устойчивое вихревое течение и дополнительная подъемная сила не реализуются (см. рис. 7.16).

Сравнение приращений аэродинамической нагрузки на крыле δC_p от системы ПВС, полученных экспериментально в работе [7.30] и расчетом, показывает, что предложенная расчетная модель позволяет учесть особенности влияния струи на распределение аэродинамической нагрузки по крылу (рис. 7.17, б).

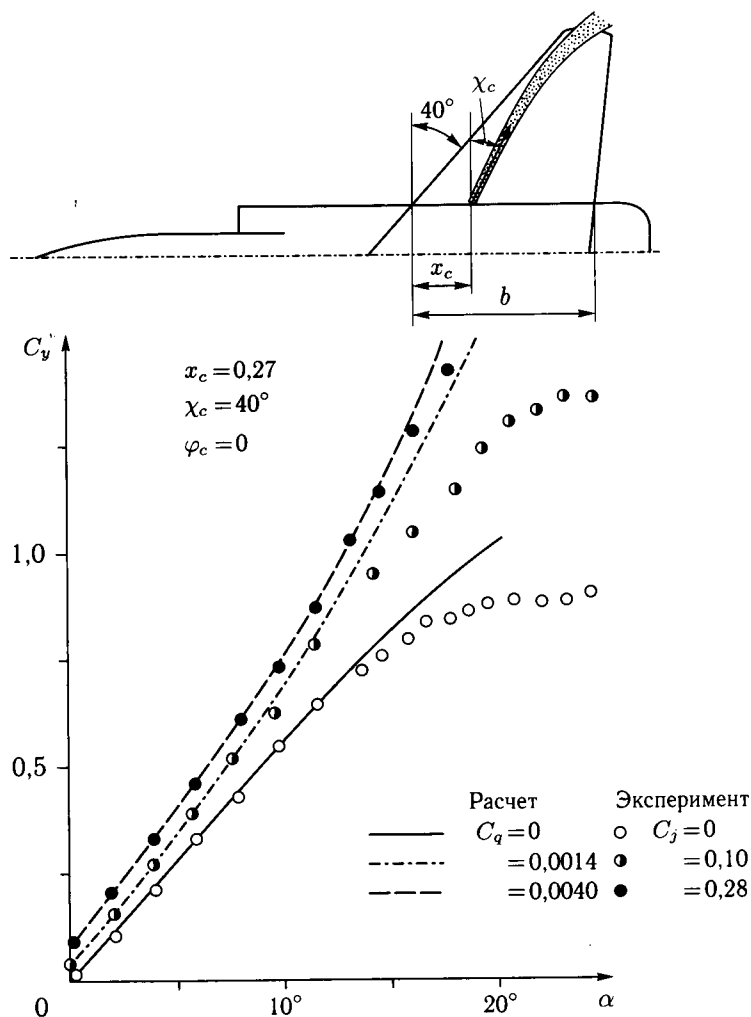


Рис. 7.16. Влияние поперечного выдува струй на подъемную силу модели самолета с трапецевидным крылом

Использование метода расчета позволяет определить оптимальные параметры системы ПВС на крыле заданной формы в плане (рис. 7.18). Результаты расчетов, удовлетворительно согласующиеся с экспериментальными данными, показывают, что относительная величина коэффициента подъемной силы крыла \bar{C}_y (величина C_y отнесена к значению коэффициента подъемной силы при оптимальном значении угла выдува $\chi_{\text{опт}}$) зависит от направления выдува, причем оптимальное значение угла выдува $\chi_{\text{опт}}$ уменьшается при удалении сопла от передней кромки крыла (см. рис. 7.18, а).

Аналогичные результаты получены при расчете и экспериментальных исследованиях системы ПВС на закрылках крупномасштабной модели самолета с трапецевидным крылом в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [7.6] (см. рис. 7.18, б).

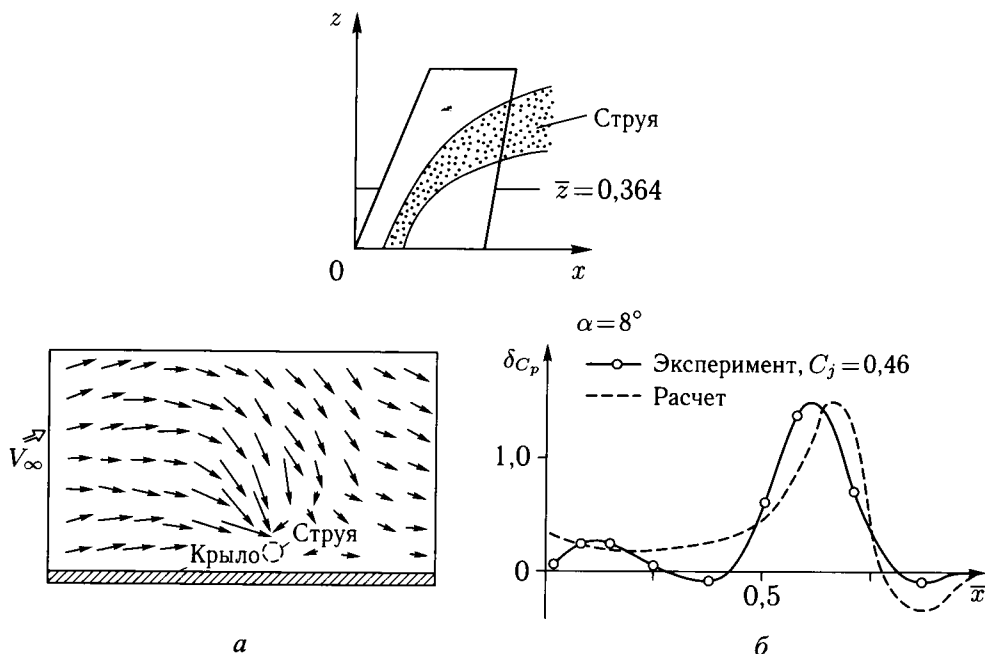


Рис. 7.17. Влияние поперечного выдува на обтекание трапециевидного крыла

Удовлетворительное согласование результатов расчетов с опытными данными свидетельствует о достаточной надежности метода [7.16] и возможности его использования для приближенной оценки аэродинамических характеристик крыльев с системами ПВС в широком диапазоне углов атаки и оптимизации параметров этих систем.

7.3. Экспериментальные исследования систем поперечного выдува струй

В течение 1970–90 гг. проведен большой комплекс исследований систем ПВС как на изолированных крыльях, так и на полных компоновках самолетов. Основными задачами, которые ставились при выполнении этих исследований, являлись:

- изучение особенностей влияния ПВС на обтекание и аэродинамические характеристики крыльев различной формы в плане, включая крылья современных маневренных самолетов,
- определение оптимальных параметров системы ПВС, обеспечивающих наибольшее повышение несущих свойств крыла, а также эффективности взлетно-посадочной механизации и органов управления,
- разработка и исследование мероприятий по повышению эффективности систем ПВС,
- отработка методики расчета аэродинамических характеристик крыльев произвольной формы в плане с системами ПВС на основе линейной и нелинейной теорий несущей поверхности.

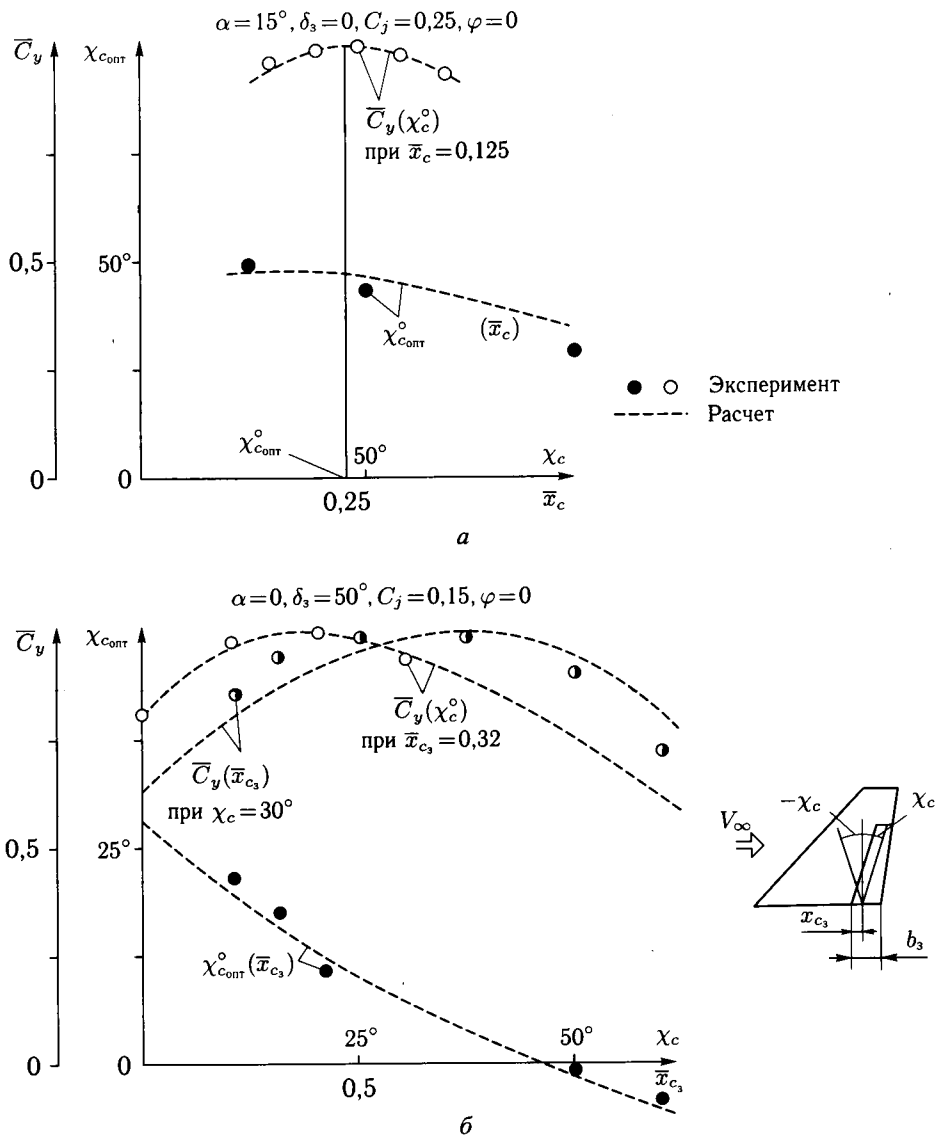


Рис. 7.18. Оптимизация параметров системы поперечного выдува струй на трапецевидном крыле (а) и на закрылке (б)

7.3.1. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики крыльев. С целью выяснения влияния ПВС на аэродинамические характеристики крыльев различной формы в плане (с различными типами обтекания) проведены исследования серии моделей полукрыльев, отличающихся геометрическими параметрами.

Основными эффектами применения ПВС являются повышение несущих свойств и аэродинамического качества крыла при больших углах атаки. Величины изменения аэродинамических характеристик зависят от интенсивности

выдува, угла атаки и параметров системы ПВС: положения сопла по хорде крыла ($\bar{x}_c = x_c/b$), по высоте над его поверхностью ($\bar{y}'_c = y_c/b$) или ($\bar{y}_c = y_c/d_c$, где d_c — диаметр сопла), угла направления выдува χ_c .

Исследования влияния ПВС на обтекание и аэродинамические характеристики прямоугольных крыльев проведены в работах [7.8, 7.12]. Некоторые результаты исследований плоского прямоугольного крыла, выполненных в АДТ Т-124 ЦАГИ, представлены на рис. 7.3 и 7.7.

В Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н. Е. Жуковского (ВВИА) на полумодели плоского прямоугольного крыла с геометрическим удлинением 2,2 (рис. 7.19, а) проведены исследования влияния ПВС на распределение давления по верхней поверхности крыла (см. рис. 7.5) и на суммарные аэродинамические характеристики при выдуве из конфузورных сопел с относительными диаметрами $\bar{d}_c = d_c/b = 0,01-0,028$, при их расположении вдоль хорды крыла на относительных расстояниях $\bar{x}_c = x_c/b = 0,048-0,19$ от его передней кромки и по высоте над поверхностью крыла $\bar{y}'_c = y_c/b = 0,02-0,12$ [7.8]. Испытания были проведены в диапазоне углов атаки $\alpha = 5-25^\circ$, скоростях потока 25 и 36 м/с и соответствующих числах $Re = 0,4 \cdot 10^6$ и $0,6 \cdot 10^6$.

Выявлено, что при угле атаки $\alpha = 15^\circ$ оптимальным является расположение сопла на относительном расстоянии $\bar{x}_c \approx 0,16$ по хорде крыла (рис. 7.19, б) и на относительной высоте $\bar{y}_c \approx 0,052$ (рис. 7.19, в). Абсцисса оптимального положения сопла $\bar{x}_{c_{\text{опт}}}$ практически не изменяется по углу атаки, а ордината линейно возрастает с увеличением угла атаки от $\bar{y}'_{c_{\text{опт}}} \approx 0,03$ при $\alpha = 5^\circ$ до 0,063 при $\alpha = 20^\circ$. Выявлено также, что увеличение подъемной силы крыла за счет выдува при равных значениях коэффициента импульса струи C_j практически не зависит от относительного диаметра сопла при его изменении от $\bar{d}_c = 0,01$ до 0,028.

На рис. 7.20, а приведены зависимости коэффициентов подъемной силы и продольного момента крыла от угла атаки при различной интенсивности выдува из сопла в его оптимальном положении ($\bar{x}_c = 0,16$; $\bar{y}_c = 0,05$). Выдув струи приводит к повышению подъемной силы крыла, главным образом, при больших углах атаки и увеличению критического угла атаки. Величины коэффициента подъемной силы при всех углах атаки приблизительно линейно возрастают с увеличением коэффициента импульса струи в исследованном диапазоне его изменения ($C_j = 0-0,3$), а при фиксированных значениях C_j прирост C_y повышается с увеличением угла атаки до 20° .

Выдув струи приводит к улучшению поляры крыла практически во всем диапазоне коэффициента подъемной силы (рис. 7.20, б), что позволяет осуществлять полет при заданном значении C_y при большей величине аэродинамического качества. Кроме того, выдув приводит к перемещению центра давления ближе к передней кромке крыла при $\alpha > 9^\circ$ (рис. 7.20, в) вследствие формирования вихревого течения перед струей вблизи передней кромки крыла (см. рис. 7.5). Приведенные выше аэродинамические характеристики не включают составляющие реактивной силы, создаваемой соплом.

По аналогичной методике были проведены испытания в АДТ Т-124 ЦАГИ серии моделей прямоугольных, трапецевидных и треугольных крыльев, а также крыльев более сложной формы в плане. На рис. 7.21 приведены

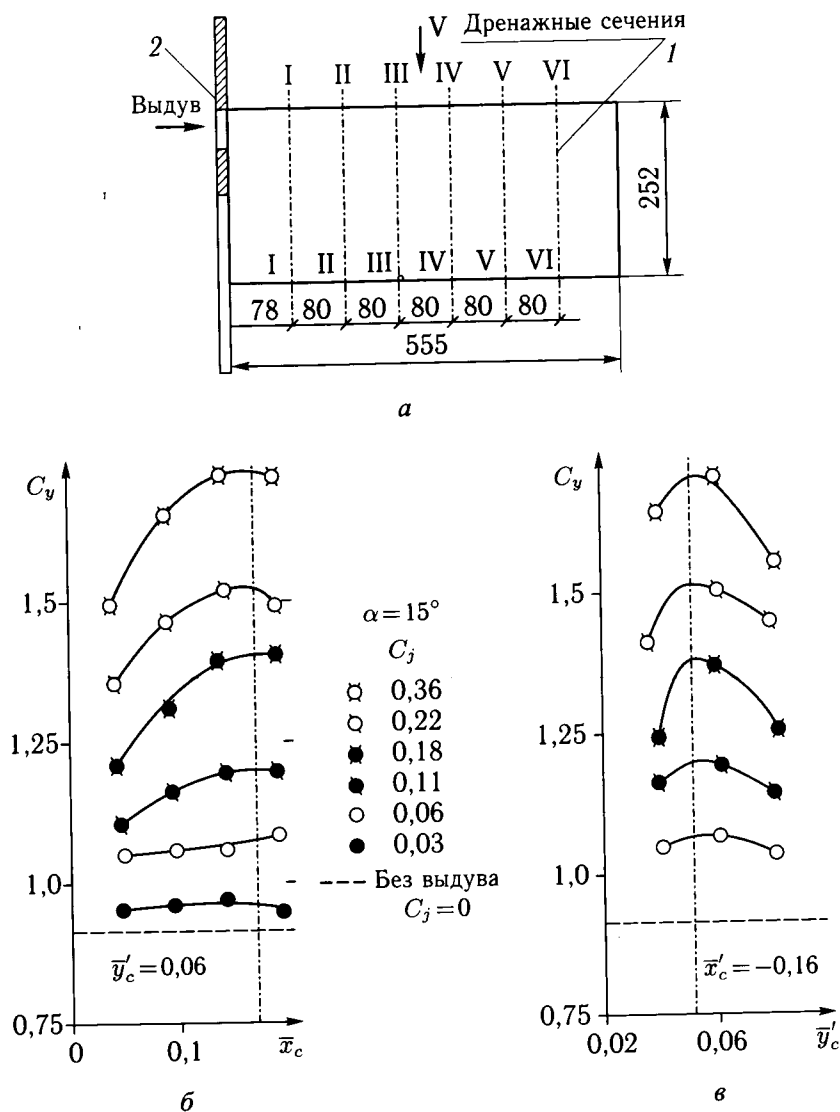


Рис. 7.19. Определение оптимальных параметров системы ПВС на прямоугольном крыле: а — модель крыла с корневой шайбой (2); б — зависимость коэффициента подъемной силы крыла от положения сопла по хорде; в — зависимость коэффициента подъемной силы от положения сопла по высоте над крылом

аэродинамические характеристики трапецевидного крыла при выдуве струи вдоль его передней кромки ($\chi_c = 40^\circ$) из осесимметричного сопла, расположенного на относительном расстоянии $\bar{x}_c = 0,183$ от передней кромки корневой хорды. Выдув струи, так же, как и на прямоугольном крыле, приводит к существенному повышению несущих свойств (рис. 7.21, а) и улучшению поляры (рис. 7.21, б).

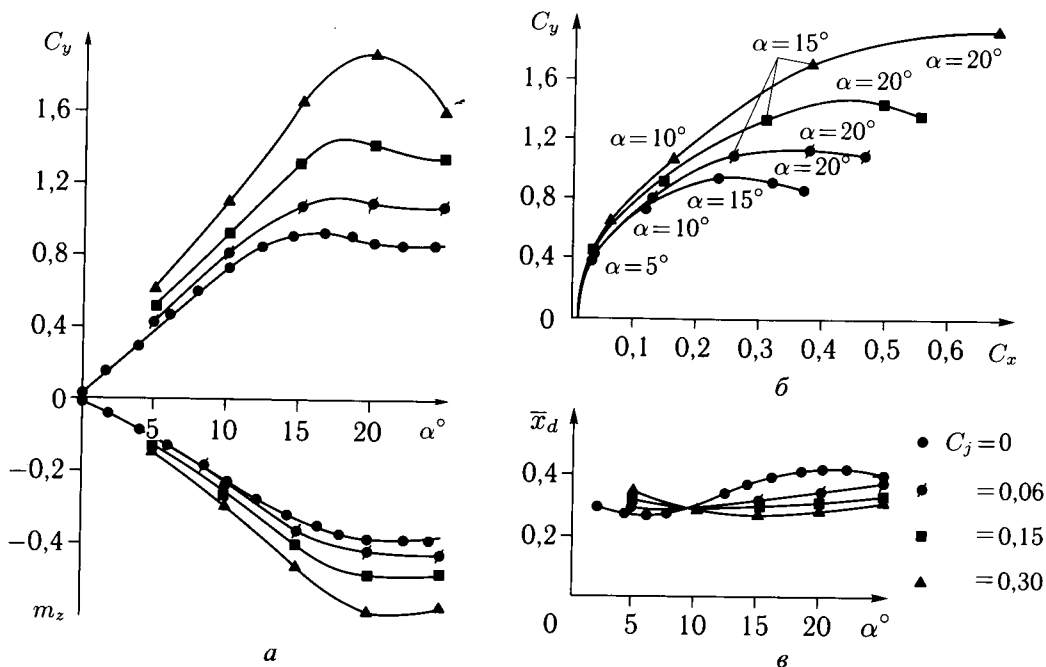
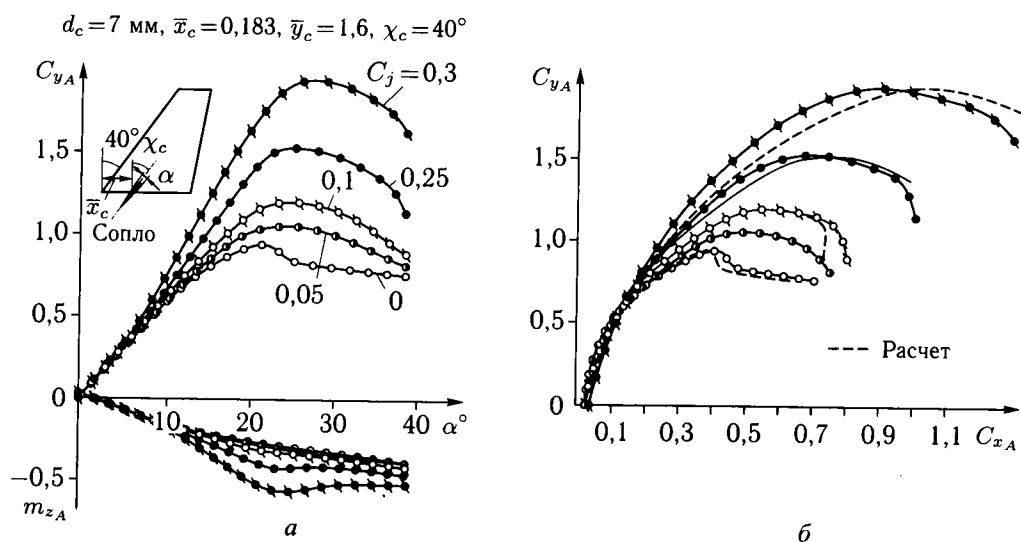


Рис. 7.20. Влияние ПВС на аэродинамические характеристики прямоугольного крыла

Рис. 7.21. Влияние ПВС на аэродинамические характеристики трапециевидного крыла: *a* — зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; *б* — поляры модели крыла

Наибольшие величины коэффициентов максимальной подъемной силы

$$\bar{C}_{y_{\max}} = \frac{C_{y_{\max}}}{C_{y_{\max}|C_j=0}}$$

и критического угла атаки достигаются при размещении сопла на расстояниях $\bar{x}_c = 0,2-0,35$ от передней кромки крыла (рис. 7.22).

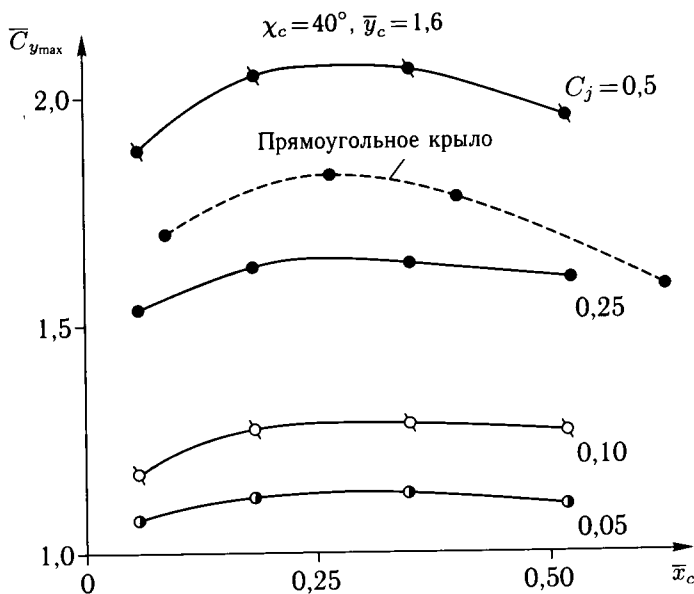


Рис. 7.22. Влияние положения сопла по хорде крыла на относительную величину максимальной подъемной силы трапецевидного крыла

В АДТ-102 ЦАГИ на модели маневренного самолета с трапецевидным крылом такой же конфигурации, что и в АДТ Т-124, проведены параметрические исследования системы ПВС в широких диапазонах изменения положения сопел $\bar{x}_c = 0,125-0,33$ и углов направления выдува струй $\chi_c = 30-70^\circ$. При этом измерялись суммарные (включающие реакцию струй) силы и моменты, действующие на модель (рис. 7.23). Исследования показали, что величина коэффициента подъемной силы крыла существенно зависит от угла выдува струи χ_c (рис. 7.24, а). Результаты опытов и расчетов (см. рис. 7.18, а) показывают, что оптимальные значения угла выдува $\chi_{\text{опт}}$, при которых достигаются наибольшие приращения коэффициентов подъемной силы $C_{y_{\text{опт}}}$, резко уменьшаются при перемещении сопла к задней кромке крыла, в то время как величины $C_{y_{\text{опт}}}$ сравнительно слабо изменяются в диапазоне $\bar{x}_c = 0,125-0,5$ (рис. 7.24, б). Следовательно, к выбору положения сопла по хорде крыла могут предъявляться менее жесткие требования, чем к выбору направления выдува при заданном положении сопла по хорде.

На трапецевидном крыле с корневым наплывом исследовано влияние расположения сопел по хорде крыла (сопла: 1 — $\bar{x}_c = 0,125$; 2 — $\bar{x}_c = 0,26$; 3 — $\bar{x}_c = 0,5$), а также выдува из сопла 5 вдоль передней кромки наплыва

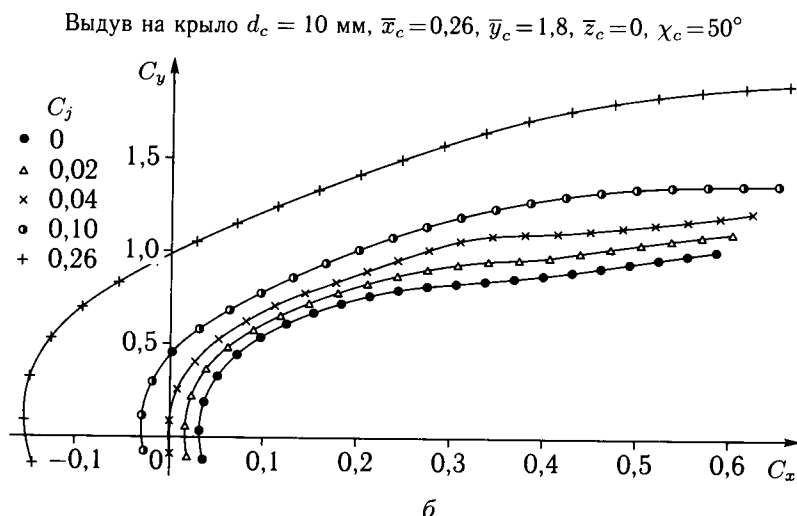
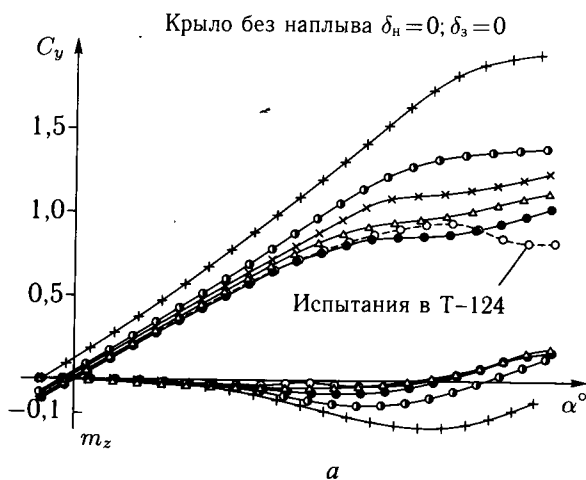


Рис. 7.23. Аэродинамические характеристики модели маневренного самолета с трапецевидным крылом: а — зависимости коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки; б — поляры модели крыла

и из сопла 4 с координатами $\bar{x}_c = 0,33$, $\bar{z}_c = 0,22$ (рис. 7.25) с целью повышения устойчивости вихревого течения, образующегося на наплыве, и улучшения обтекания консольной части крыла при больших углах атаки.

Испытания показали, что на крыле с наплывом при больших углах атаки ($\alpha = 25^\circ$) и интенсивности выдува $C_j < 0,1$ приращения коэффициента подъемной силы от системы ПВС являются близкими для всех вариантов, за исключением варианта выдува из сопла 3. Сравнение зависимостей $C_y(C_j)$ для базового трапецевидного крыла и крыла с наплывом показывает, что при $C_j > 0,15$ – $0,2$ на крыле без наплыва могут быть получены такие же или даже большие значения C_y , чем на крыле с наплывом. Таким образом, по своему

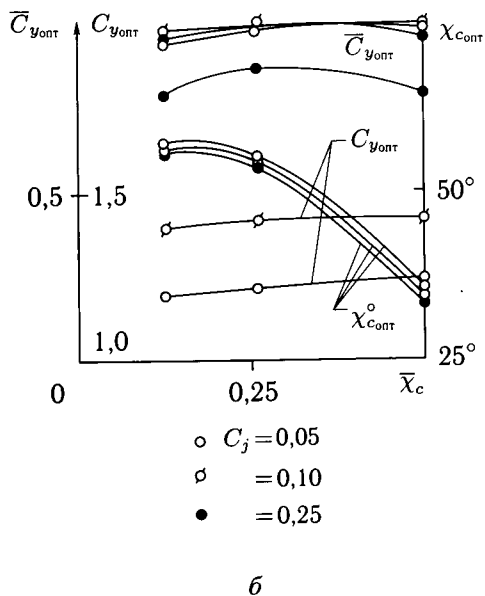
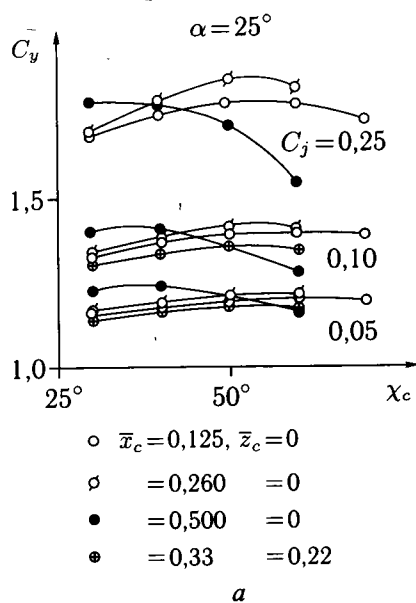


Рис. 7.24. Оптимизация параметров системы поперечного выдува струй на трапецевидном крыле модели маневренного самолета: *a* — влияние параметров системы ПВС на коэффициент подъемной силы модели самолета; *б* — оптимизация параметров системы ПВС

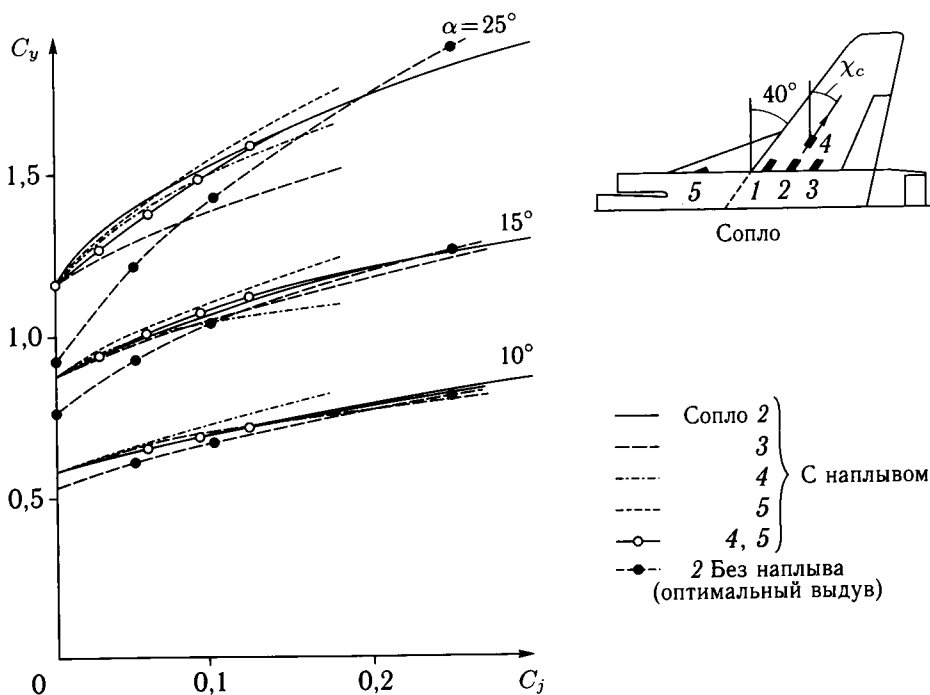


Рис. 7.25. Эффективность поперечного выдува струй на крыле маневренного самолета

аэродинамическому воздействию на обтекание базового трапециевидного крыла поперечный выдув струй аналогичен воздействию корневого наплыва (рис. 7.26).

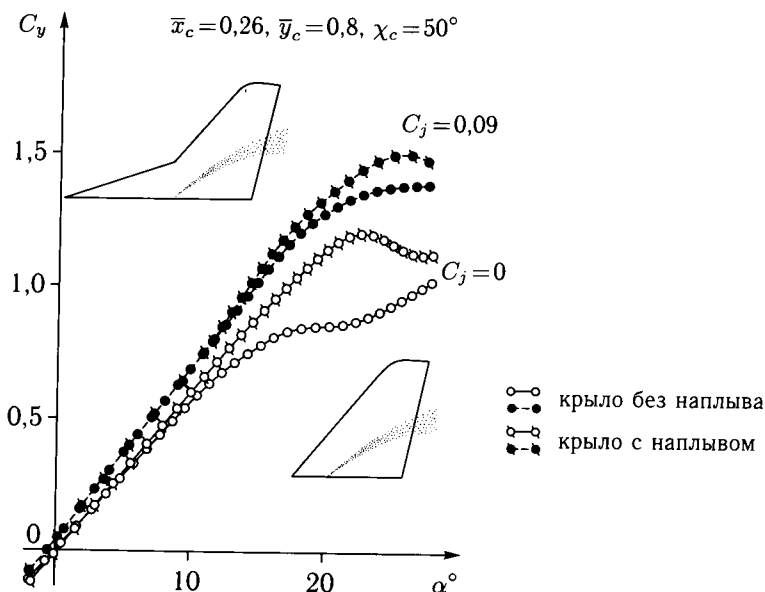


Рис. 7.26. Влияние поперечного выдува на несущие свойства трапециевидного крыла

Аналогичные исследования выполнены в работе [7.18], в которой приведены результаты испытаний в АДТ трех моделей полукрыльев: треугольного с углом стреловидности $\chi = 60^\circ$, трапециевидного с $\chi = 40^\circ$ и трапециевидного крыла с корневым наплывом, имеющим угол стреловидности 80° . Эти исследования были выполнены в АДТ при числах $M = 0,3$ и $Re = 1,8 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-30^\circ$ при выдуве струй вдоль передних кромок, пяти положениях сопел вдоль хорды и одинаковой высоте их над поверхностью, равной одному диаметру сопла $d_c = 2$ мм ($\bar{y}'_c = y_c/b \approx 0,007$). Полученные результаты в целом согласуются с экспериментальными данными, полученными при испытаниях аналогичных моделей крыльев в АДТ Т-124 ЦАГИ. В частности показано, что на треугольном крыле наиболее эффективным является выдув струи из сопла, расположенного на 0,1 корневой хорды крыла вдоль его передней кромки (см. рис. 7.10), а на трапециевидном крыле на 0,2 хорды. На трапециевидном крыле с корневым наплывом исследованы различные варианты выдува: вдоль передней кромки наплыва и вдоль передней кромки консоли крыла из сопла, расположенного в корневой части базового трапециевидного крыла на расстоянии 0,12 его корневой хорды, и из сопла, расположенного в области пересечения передних кромок наплыва и крыла (рис. 7.27). Сравнение показывает, что выдув вдоль передней кромки крыла эффективен при небольших углах атаки, а вдоль передней кромки наплыва — при больших углах атаки. Как показала визуализация обтекания, выдув над консольной частью крыла способствует формированию и усилению

вихревой системы уже при умеренных углах атаки, а выдув в корневой части наплыва предотвращает разрушение устойчивого вихревого течения над треугольным наплывом при больших углах атаки. В целом, в обоих случаях выдув приводит к существенному увеличению подъемной силы и снижению сопротивления крыла без ухудшения моментных характеристик (см. рис. 7.27).

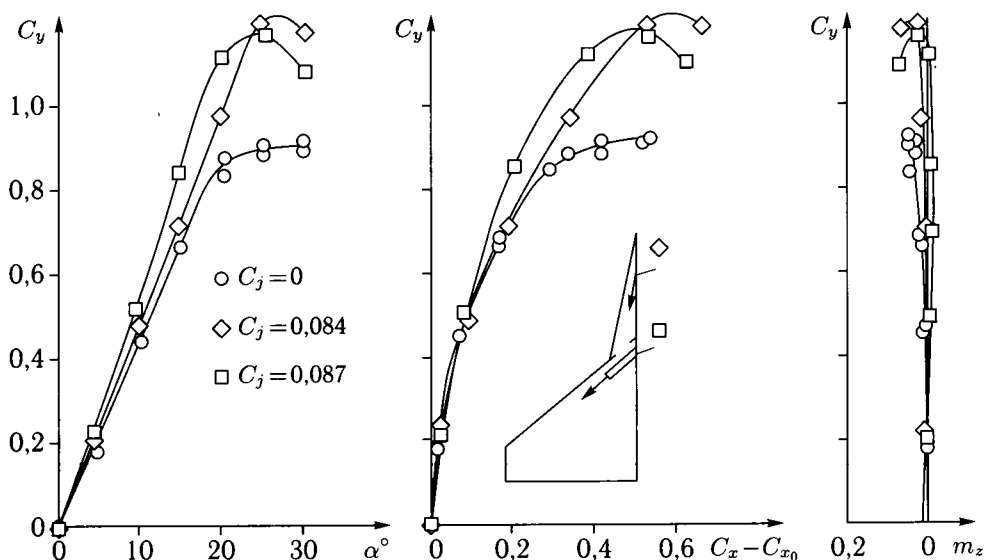


Рис. 7.27. Влияние поперечного выдува струй на аэродинамические характеристики трапециевидного крыла с корневым наплывом

На рис. 7.28 в обобщенном виде представлены относительные величины коэффициентов максимальной подъемной силы $\bar{C}_{y_{\max}} = C_{y_{\max}}/C_{y_{\max}, C_j=0}$ и критических углов атаки $\bar{\alpha}_{\text{кр}} = \alpha_{\text{кр}}/\alpha_{\text{кр}, C_j=0}$, полученные при исследованиях систем ПВС на крыльях различной формы в плане и на моделях самолетов. Представленные данные показывают, что в диапазоне реализуемых значений коэффициента импульса струй $C_j = 0,05-0,1$ система ПВС позволяет повысить коэффициент максимальной подъемной силы на $\sim 15-45\%$ и критический угол на $10-20\%$ (рис. 7.28, а, б). Наибольшие величины $\bar{C}_{y_{\max}}$ достигаются на крыльях умеренного удлинения и стреловидности, имеющих значения производных $C_{y_\alpha}^\alpha = 0,05-0,07$ 1/град, а меньшие — на треугольных крыльях большой стреловидности и крыльях с корневым наплывами.

Влияние ПВС на продольную статическую устойчивость трапециевидного крыла показано на рис. 7.29. При фиксированном положении сопла ($\bar{x}_c = 0,18$) изменение интенсивности выдува в широких пределах ($C_j = 0-0,25$) практически не влияет на положение аэродинамического фокуса крыла ($\bar{x}_F = -m_z^{C_y} = 0,25$), но существенно расширяет область линейного изменения зависимости $m_z(C_y)$ в сторону больших значений коэффициента подъемной силы (рис. 7.29, а). Положение аэродинамического фокуса также слабо

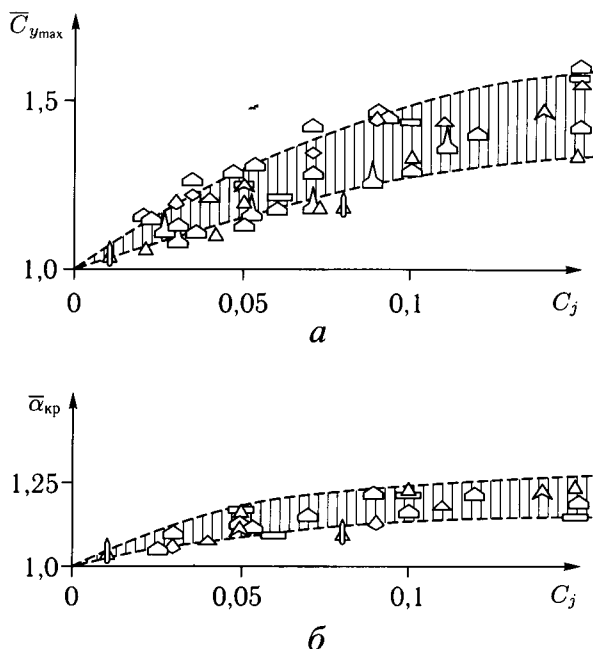


Рис. 7.28. Влияние поперечного выдува струй на увеличение максимальной подъемной силы и критического угла атаки: *а* — влияние коэффициента импульса струи на относительную величину коэффициента подъемной силы крыльев; *б* — влияние коэффициента импульса струи на относительную величину критического угла крыльев

зависит от положения сопла при его изменении в диапазоне $\bar{x}_c = 0,06-0,52$ (рис. 7.29, б).

При больших углах атаки ($\alpha \approx \alpha_{\text{кр}}$) и $\bar{x}_c \leq 0,25$ увеличение коэффициента импульса либо не влияет на положение центра давления, либо приводит к некоторому перемещению его вперед, в то время как перемещение сопла к задней кромке крыла ($\bar{x}_c > 0,25$) приводит к перемещению центра давления назад по сравнению с его положением на крыле без ПВС. Таким образом, для облегчения продольной балансировки самолета с ПВС целесообразно размещать сопла на расстояниях $\bar{x}_c \leq 0,25$ от передней кромки крыла, что является благоприятным также с точки зрения получения наибольших приращений коэффициента $C_{y_{\max}}$.

Зависимости $C_{x_A}(C_{y_A})$ (не включающие компоненты тяги сопла) для трапецевидного крыла с системой ПВС, приведенные на рис. 7.21, показывают, что выдув струи приводит к некоторому увеличению минимального коэффициента сопротивления крыла и к существенному уменьшению его индуктивного сопротивления.

Экспериментальные зависимости $C_{x_A}(C_{y_A})$ для тонких крыльев с заостренными кромками различной формы в плане являются близкими к расчетным зависимостям $C_{x_i} = C_y \operatorname{tg} \alpha$, полученным без учета подсосывающей силы на передней кромке (см. рис. 7.10, 7.21). Это свидетельствует о том, что на тонких крыльях с системами ПВС подсосывающая сила практически не

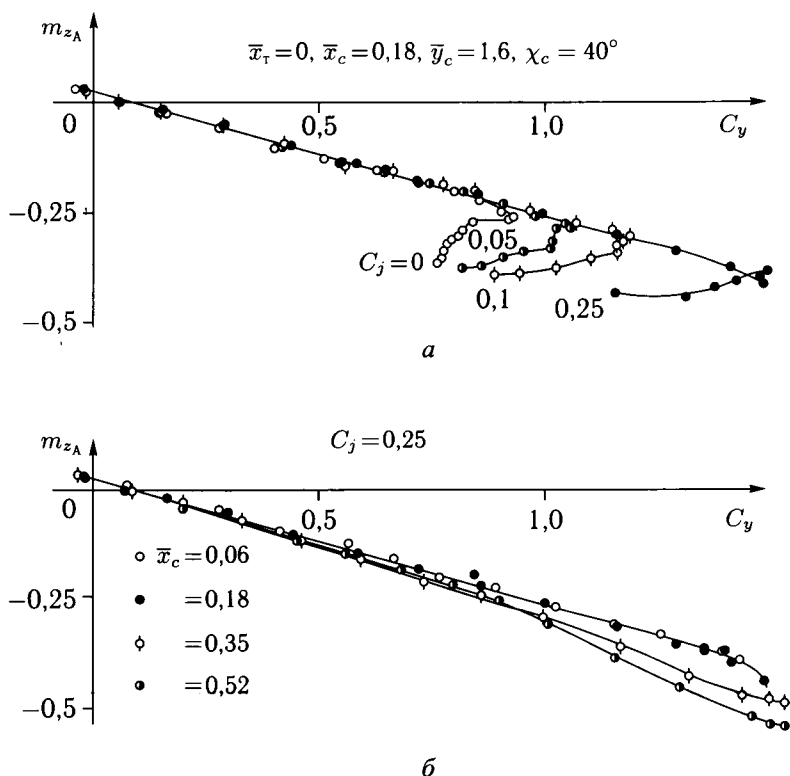


Рис. 7.29. Влияние поперечного выдува струи на продольный момент трапецевидного крыла

реализуется вследствие отрывного обтекания передней кромки крыла и формирования вихревого течения над его верхней поверхностью. Улучшение поляры крыла с ПВС происходит вследствие увеличения эффективной кривизны и толщины крыла и воздействия струи на вихревую систему крыла. Сходящая с крыла струя оттесняет концевой вихрь крыла и повышает его эффективное удлинение $\lambda_{\text{эф}}$. Зависимости относительного увеличения эффективного удлинения крыла $\lambda_{\text{эф}}$, определяемого величиной отношения

$$\frac{C_{yA}^2/C_{xA}}{(C_{yA}^2/C_{xA})|_{C_j=0}},$$

(рис. 7.30, а), от коэффициента импульса струи C_j , приведенные на рис. 7.30, б, показывают, что с помощью ПВС эффективное удлинение крыльев различной формы в плане может быть увеличено на 20–30% при значениях $C_j \leq 0.1$. Это приводит к существенному повышению аэродинамического качества крыла, особенно при больших углах атаки.

Дополнительное улучшение поляр (смещение в сторону отрицательных значений C_x) происходит за счет составляющей реакции струй (см. рис. 7.23). Значительное улучшение поляр, особенно при больших C_y , свидетельствует

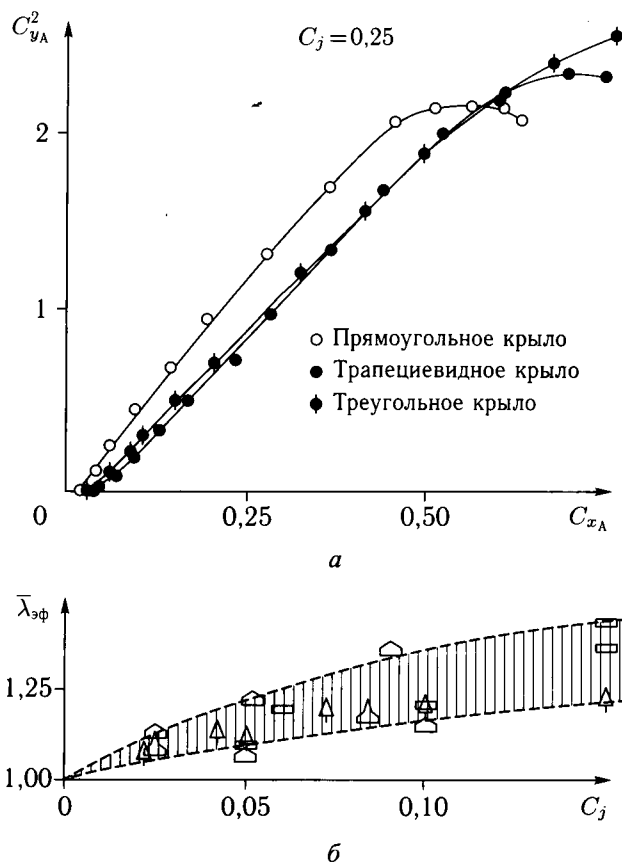


Рис. 7.30. Влияние поперечного выдува на аэродинамическое сопротивление и эффективное удлинение крыльев

о целесообразности использования системы ПВС для улучшения маневренных характеристик самолетов.

7.3.2. Влияние поперечного выдува струй на эффективность механизации крыла. Выдув струй над поверхностью механизированного крыла, улучшая его обтекание, повышает эффективность нещелевых закрылков, особенно при больших углах отклонения и больших углах атаки.

На рис. 7.31 показано изменение распределения давления по трапециевидному крылу ($\chi = 50^\circ$; $\lambda = 2^\circ$) при выдуве струи сжатого воздуха из осесимметричного сопла над поверхностью закрылка, отклоненного на угол $\delta_3 = 40^\circ$, при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ [7.10]. Видно, что выдув струи приводит к значительному увеличению разрежения над закрылком и основной частью крыла. Наличие пика разрежения на закрылке, особенно в сечении III, связано с формированием интенсивного вихря, создаваемого над закрылком струей газа, что качественно с результатами расчетов обтекания профиля с закрылком (см. рис. 7.14, а).

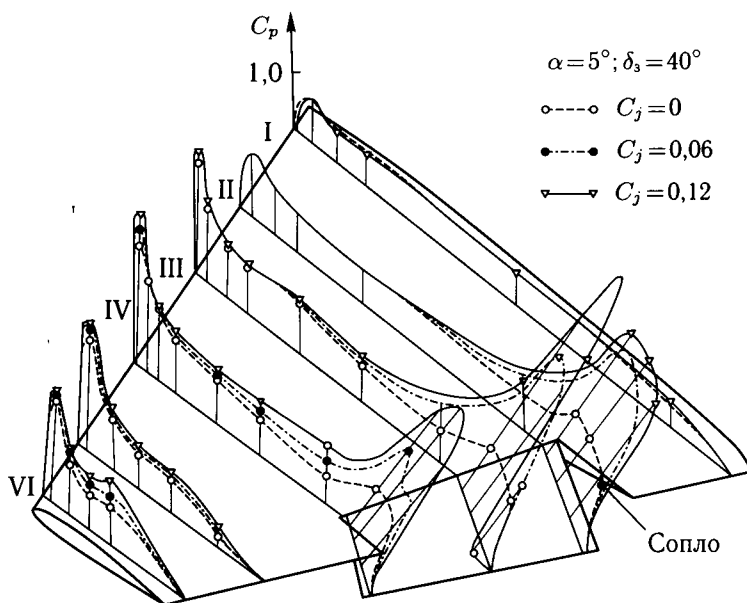


Рис. 7.31. Влияние поперечного выдува струи на распределение давления по трапецевидному крылу с отклоненным закрылком

Испытания в АДТ-124 показали, что при всех исследованных вариантах расположения сопел над прямоугольным крылом происходит увеличение приращения подъемной силы от закрылков (см. рис. 7.7; 7.14). Наибольшее увеличение эффективности закрылков на взлетно-посадочных углах атаки $\alpha \approx 8-10^\circ$ происходит при выдуве непосредственно над поверхностью закрылка ($\bar{x}_c = x_c/b \approx 0,9$). Выдув струи над крылом ($\bar{x}_c = 0,27$), наряду с повышением эффективности закрылков, увеличивает коэффициент максимальной подъемной силы и критический угол механизированного крыла (см. рис. 7.7, в).

Аналогичные результаты получены при испытаниях модели самолета с трапецевидным крылом в АДТ Т-102. Выдув из сопла, расположенного над крылом на относительном расстоянии $\bar{x}_c = 0,26$ от носка бортовой хорды, позволяет при $C_j = 0,1$ увеличить приращения коэффициента подъемной силы от закрылков, отклоняемых на углы $\delta_3 = 30-60^\circ$, в 1,5–1,6 раза (рис. 7.32, а), в то время как выдув из сопла, расположенного над закрылком ($\bar{x}_c \approx 0,9$, $\chi_c = 20^\circ$), увеличивает ΔC_{y_s} приблизительно в два раза (рис. 7.32, б).

Преимуществом выдува над крылом являются значительно большее приращение максимальной подъемной силы и меньшее приращение момента тангажа на пикирование по сравнению с выдувом над закрылком при одинаковых величинах приращения коэффициента подъемной силы от закрылков.

Использование отклоняемых носков на крыле с системой ПВС позволяет получить практически такие же приращения коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки, что и при отсутствии выдува на крыле. Зависимости $C_y(\alpha)$ для модели самолета с трапецевидным крылом с отклоненными носками и закрылками показаны на рис. 7.33.

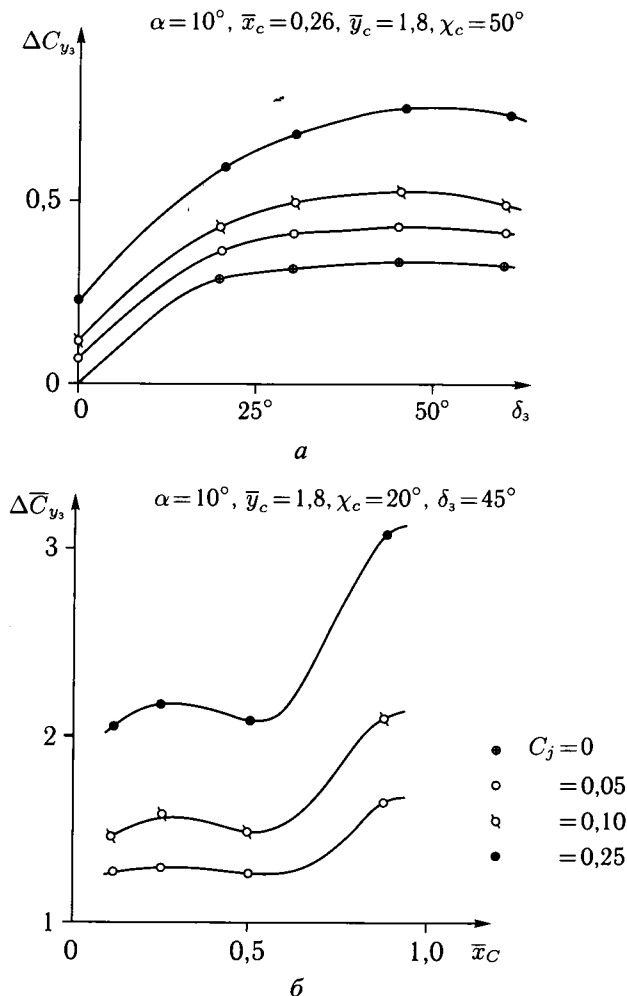


Рис. 7.32. Влияние поперечного выдува струй на эффективность закрылков модели самолета с трапецевидным крылом: *а* — зависимости приращения коэффициента подъемной силы от угла отклонения закрылков; *б* — зависимости относительного приращения коэффициента подъемной силы модели от положения сопла по хорде крыла

Там же приведены данные исследований системы увеличения подъемной силы в виде комбинации одновременно отклоняемого носка крыла с жестко связанным с ним щитком на верхней поверхности крыла и поперечного выдува струи из сопла, расположенного за щитком [40, 52, 63]. Искусственно вызванный с помощью отклоняемого щитка отрыв потока и последующее его присоединение к крылу за счет воздействия струи приводит к формированию жидкого контура, увеличивающего эффективную толщину и кривизну крыла. Изменяя угол отклонения носка крыла и связанного с ним щитка, можно обеспечить оптимизацию аэродинамической конфигурации на соответствующем режиме

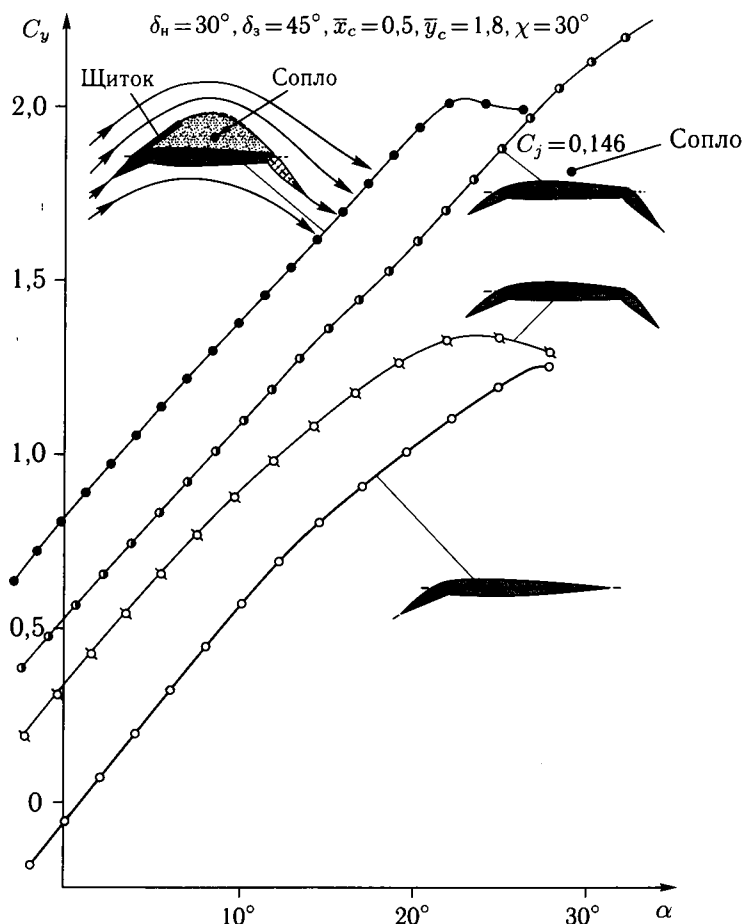


Рис. 7.33. Влияние поперечного выдува струй на несущие свойства механизированного трапециевидного крыла

полета и достичь увеличения подъемной силы от выдува струи как при малых, так и при больших углах атаки.

Важным преимуществом комбинированной системы является значительно более переднее положение точки приложения приращения подъемной силы от выдува ($\bar{x}_{F2} = -\Delta m_z / \Delta C_y = 0,45$) по сравнению с выдувом на крыло ($\bar{x}_{F2} = 0,53$) и закрылок ($\bar{x}_{F2} = 0,63$), что является благоприятным для обеспечения продольной балансировки самолета с такой системой.

Установка на трапециевидном крыле корневого наплыва с углом стреловидности $\chi_{п.к} = 72,5^\circ$ приводит к улучшению аэродинамических характеристик механизированного крыла главным образом при больших углах атаки (рис. 7.34). Незначительное влияние наплыва при небольших углах атаки объясняется малой интенсивностью вихревой пелены, образующейся на наплыве.

Выдув струи вдоль передней кромки наплыва (сопло 5, $\bar{x}_c = 0,08$, см. рис. 7.25) усиливает интенсивность формирования вихрей на наплыве,

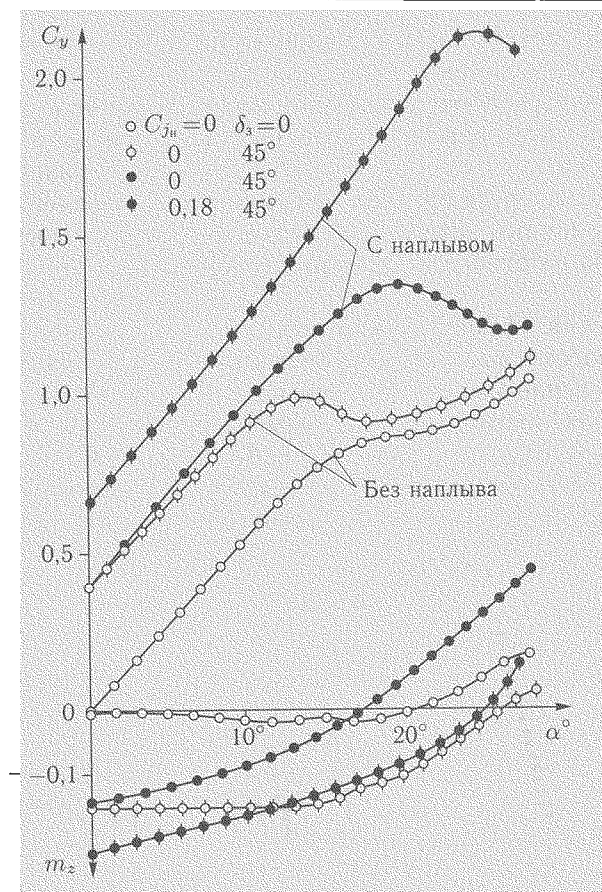


Рис. 7.34. Влияние поперечного выдува струй на несущие свойства и продольный момент механизированного трапецевидного крыла с корневым наплывом

что приводит к повышению несущих свойств крыла за счет увеличения эффективности закрылков даже при малых углах атаки. Выдув вдоль наплыва увеличивает также коэффициент максимальной подъемной силы механизированного крыла с $C_{y_{\max}} \approx 1,35$ (при $C_{jn} = 0$) до $C_{y_{\max}} = 2,13$ (при $C_{jn} = 0,18$), то есть более чем в три раза позволяет повысить приращение $C_{y_{\max}}$ от наплыва на крыле с отклоненными закрылками ($\Delta C_{y_{\max}} = 0,35$ при $C_{jn} = 0$ и $\Delta C_{y_{\max}} = 1,14$ при $C_{jn} = 0,18$).

С целью оптимизации параметров системы ПВС на закрылках проведены комплексные расчетные и экспериментальные исследования. В натурной АДТ-101 на крупномасштабной модели самолета с трапецевидным крылом ($\chi = 40^\circ$, $\lambda = 3$) исследовано влияние диаметра сопел, их положения относительно поверхности закрылка (по хорде и высоте), а также направления выдува на основные аэродинамические характеристики [7.6]. Опыты показали, что величина подъемной силы крыла возрастает при уменьшении относительного расстояния между соплом и закрылком до $\bar{y}_c = y'_c/b_3 = 0,05-0,1$. При мень-

ших расстояниях, составляющих примерно 1,5–2 калибра сопла, практически прекращается рост величины подъемной силы.

Расчеты и эксперименты указывают на существенную зависимость величины подъемной силы крыла от угла выдува струи χ_c и положения сопла по хорде закрылка $\bar{x}_{c3} = x_{c3}/b_3$ (см. рис. 7.18, б). Оптимальные значения угла выдува $\chi_{c\text{опт}}$ уменьшаются при перемещении сопла к задней кромке закрылка, а наибольшие величины коэффициента подъемной силы достигаются при расположении сопла на относительном расстоянии $\bar{x}_{c3} \approx 0,5\text{--}0,8$ от оси поворота закрылка.

Для повышения эффективности выдува на закрылках предложены и исследованы многосопловые системы, позволяющие обеспечить дифференцированное распределение импульса струй по хорде закрылка. Опыты показали, что система с так называемым веерным расположением сопел на закрылке (вариант Г, $\chi_{c1} = 10^\circ$, $\chi_{c2} = 30^\circ$, $\chi_{c3} = 60^\circ$, рис. 7.35) является более эффективной, чем односопловая система (вариант Б) или трехсопловая система с параллельным выдувом струй (вариант В) при оптимальных параметрах

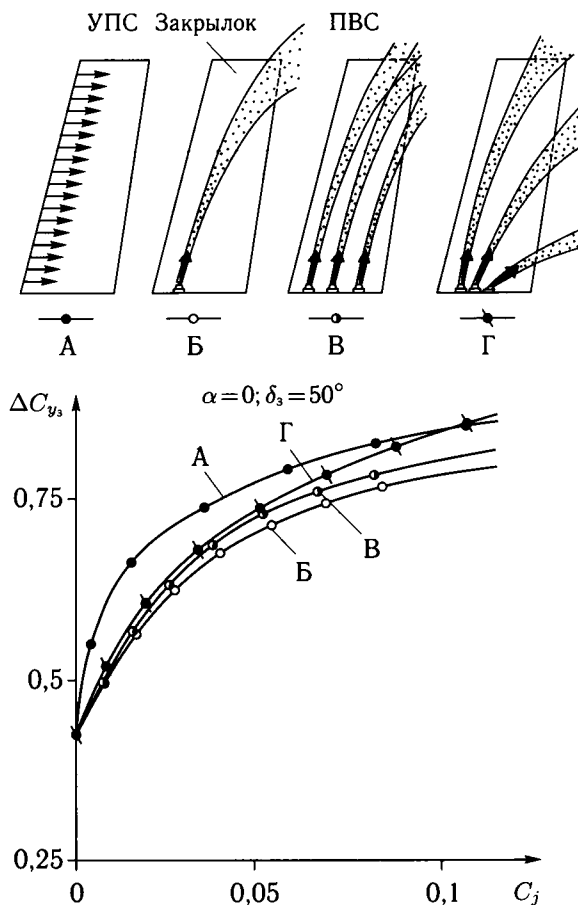


Рис. 7.35. Сравнение эффективности закрылок с УПС и ПВС

каждой из систем. При суммарном коэффициенте импульса струй $C_j \geq 0,1$ веерный выдув позволяет достичь уровня величин ΔC_{y_3} , обеспечиваемого за счет использования системы УПС. Однако при меньших значениях коэффициента импульса ($C_j < 0,1$) эффективность систем ПВС оказывается ниже эффективности системы УПС (вариант А).

Дополнительное увеличение несущих свойств крыла может быть получено за счет установки отклоняемых щитков с системой ПВС на задней кромке крыла (закрылка) или на его нижней поверхности. На крупномасштабной модели самолета в АДТ Т-101 ЦАГИ проведены исследования предложенной автором совместно с С. И. Чижовым устройства для увеличения подъемной силы крыла путем выдува осесимметричной струи между нижней поверхностью крыла и отклоненным щитком (рис. 7.36). Струя, эжектируя окружающий воздух из полости между крылом и щитком, увеличивает разрежение в этой области и оказывает тем самым благоприятное влияние на обтекание крыла. Этому способствует также перфорация, через которую происходит отсасывание пограничного слоя с верхней поверхности крыла или закрылка. Опыты показали, что каждому углу отклонения закрылков соответствует оптимальный угол отклонения щитков, при котором достигается максимальное приращение подъемной силы. Это значение $\delta_{щ\text{ опт}}^\circ$ уменьшается с увеличением угла отклонения закрылка и угла атаки и определяется выражением

$$\delta_{щ\text{ опт}}^\circ = 90^\circ - (\alpha + \delta_3^\circ).$$

В работе [7.10] проведено сравнение эффективности применения системы ПВС на простых (нечелевых) и щелевых закрылках. Исследования выполнены на полумодели трапецевидного крыла с углом стреловидности 45° , удлинением 2,6 и сужением 3,7. На этой модели исследовано также влияние интерцептора — щитка с хордой $b_{ин} = 0,15b_3$, устанавливаемого вблизи

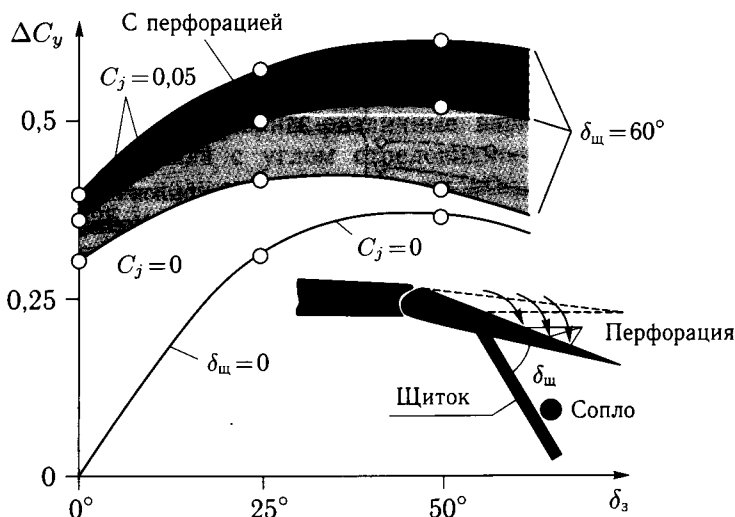


Рис. 7.36. Аэродинамические характеристики комбинированной системы увеличения подъемной силы

оси вращения закрылка, на эффективность поперечного выдува струи из осесимметричного сопла, расположенного над закрылком на относительном расстоянии $\bar{y}'_c = y_c/b_3 = 0,15$ и на $\bar{x}_c = x_c/b_3 = 0,9$ вдоль его хорды. Зависимости $C_y(C_\mu)$, приведенные на рис. 7.37, показывают, что наибольший прирост подъемной силы крыла при $C_j > 0,02-0,03$ достигается при совместном отклонении нещелевого закрылка на угол $\delta_3 = 35^\circ$ и интерцептора вверх на угол $\delta_{\text{инт}} \approx 10^\circ$ относительно хорды крыла. Отклонение интерцептора усиливает отрыв потока над закрылком, что приводит к снижению несущих свойств крыла при $C_j = 0$, а применение ПВС восстанавливает безотрывное обтекание закрылка с образованием замкнутой зоны вихревого течения вблизи струи.

Наименьшее приращение подъемной силы достигается при выдуве струи над поверхностью щелевого закрылка, несмотря на то, что он имеет лучшие аэродинамические характеристики при отсутствии выдува ($C_j = 0$). Это связано с увеличением интенсивности перетекания воздуха через щель с нижней поверхности крыла на его верхнюю поверхность вследствие эжектирующего воздействия струи над закрылком.

На рис. 7.38 дано сравнение зависимостей приращения коэффициента максимальной подъемной силы модели самолета с трапециевидным крылом

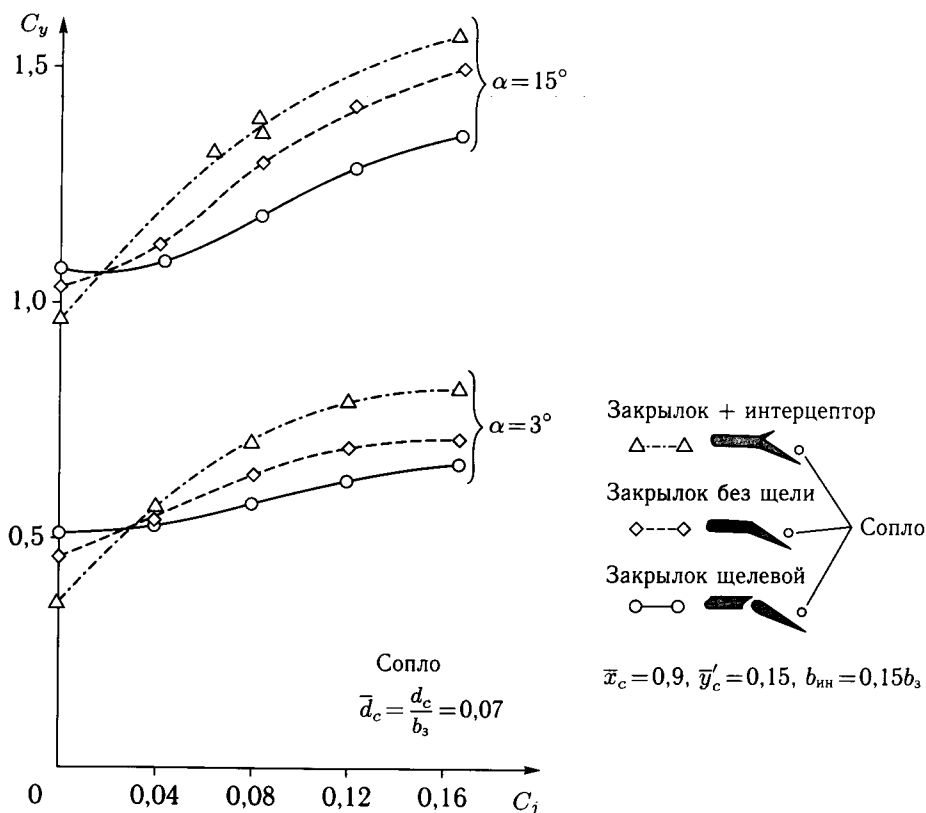


Рис. 7.37. Сравнение эффективности системы ПВС на закрылках трапециевидного крыла

$$c_{\mu} = 0,1, \delta_n = 25^{\circ}, \delta_3 = 30^{\circ}$$

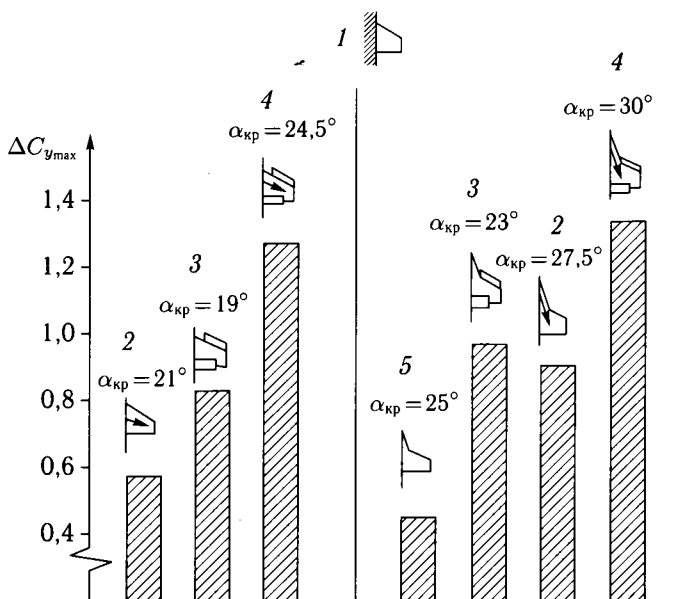


Рис. 7.38. Сравнение эффективности применения различных средств повышения несущих свойств крыла: 1 — исходное крыло, $c_{y_{max}} = 0,77$, $\alpha_{кр} = 17^{\circ}$; 2 — крыло с ПВС; 3 — крыло с механизацией; 4 — крыло с ПВС и механизацией; 5 — крыло с наплывами в корневой части

без наплыва ($\chi = 32^{\circ}$, $\lambda = 3,2$) и с корневым наплывом с различными вариантами механизации и ПВС. Показано, что применение ПВС ($C_j = 0,1$) в сочетании с отклонением закрылков и носков крыла ($\delta_3 = 30^{\circ}$, $\delta_n = 25^{\circ}$) позволяет повысить величину $C_{y_{max}}$ на 60–70% и критический угол атаки на 8–13° по сравнению с базовым трапецевидным крылом без механизации и ПВС ($C_{y_{max}} = 0,77$, $\alpha_{кр} = 17^{\circ}$).

В работе [7.11] исследованы различные варианты выдува на двухсекционные закрылки крыла с углом стреловидности $\chi = 25^{\circ}$ и удлинением $\lambda = 7,5$. Испытания полумодели крыла, проведенные в АДТ с диаметром рабочей части 2,25 м при числе $Re \approx 1 \cdot 10^6$, показали, что наиболее целесообразным является выдув из сопел, расположенных в корневых сечениях секций закрылка в направлении размаха крыла (варианты 1 и 3, рис. 7.39). Выдув из центральных сопел, расположенных на середине размаха закрылка, в направлении к корневой части крыла (вариант 2) или в обе стороны (к корню и концу крыла — вариант 4) является менее эффективным. В целом эксперименты показали, что применение ПВС на нецелевых закрылках крыльев большого удлинения может повысить их эффективность на 30–40% в зависимости от способа выдува.

7.3.3. Влияние сжимаемости на эффективность системы поперечного выдува струй. Исследования при малых дозвуковых скоростях показали, что применение системы ПВС позволяет существенно повысить несущие

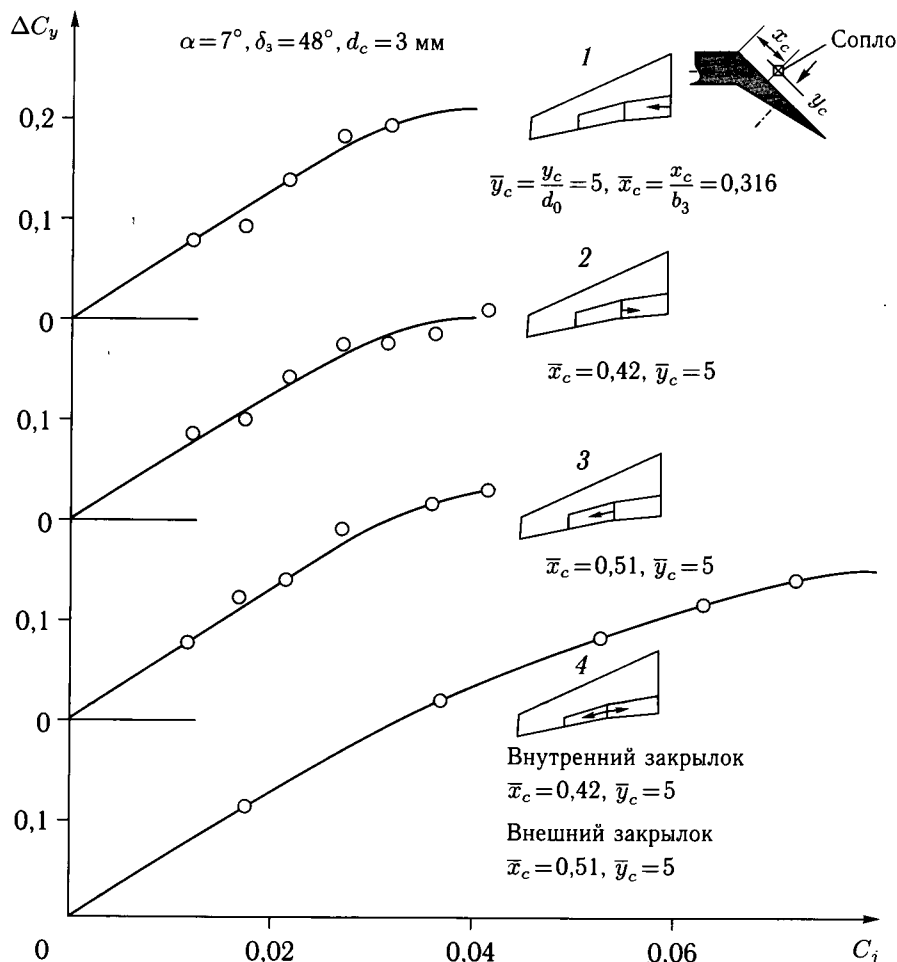


Рис. 7.39. Эффективность применения ПВС на закрылках стреловидного крыла большого удлинения

свойства и улучшить поляру самолетов с крыльями умеренной стреловидности ($\chi = 30-40^\circ$) и удлинения $\lambda = 3-3,5$, а также на треугольных крыльях и трапециевидных крыльях с корневыми наплывами большой стреловидности за счет формирования и повышения устойчивости вихревого течения над верхней поверхностью этих крыльев при больших углах атаки. Полученные результаты свидетельствуют о целесообразности применения этих систем управления обтеканием крыльев для улучшения маневренных характеристик самолетов.

С целью изучения влияния сжимаемости на эффективность системы ПВС в АДТ больших скоростей проведены испытания полумодели маневренного самолета с трапециевидным крылом (рис. 7.40) [7.19] при числах $M = 0,3$ и $0,75$ и соответствующих числах $Re = 1,8 \cdot 10^6$ и $4 \cdot 10^6$. Испытания, проведенные при различных положениях сопла по хорде крыла $\bar{x}_c = x_c/b = 0,12-0,4$

и углах направления выдува струи $\chi_c = 0-45^\circ$, показали, что при числах $M = 0,3-0,75$ оптимальным является расположение сопла на относительном расстоянии $\bar{x}_c \approx 0,3-0,35$, а угол, определяющий направление выдува χ_c , при этом должен быть на $5-10^\circ$ меньше угла стреловидности передней кромки крыла ($\chi = 40^\circ$).

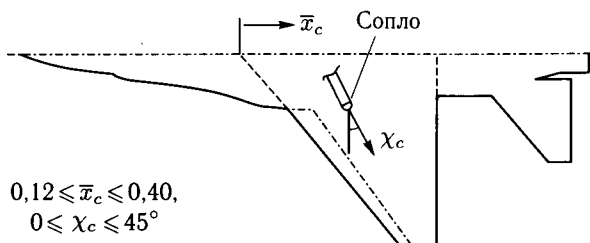


Рис. 7.40. Модель маневренного самолета с ПВС на крыле

На рис. 7.41 показано влияние системы ПВС на аэродинамические характеристики модели самолета при числе $M = 0,3$ и изменении коэффициента импульса струи от $C_j = 0$ до $0,17$. На рис. 7.42 представлены соответствующие характеристики при числе $M = 0,75$ и коэффициентах $C_j \leq 0,038$, которые были реализованы на модели на этом режиме. Эти характеристики получены при оптимальных положениях сопла, обеспечивающих наибольшее приращение подъемной силы при больших углах атаки.

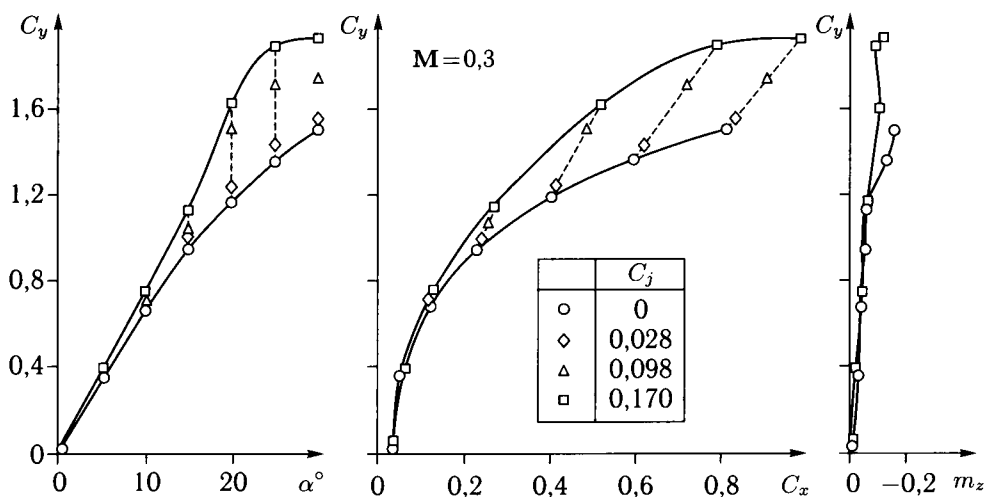


Рис. 7.41. Влияние ПВС на аэродинамические характеристики маневренного самолета при $M = 0,3$

Выдув струи при числе $M = 0,3$ приводит к характерному нелинейному увеличению подъемной силы модели вследствие формирования вихревого течения над крылом, улучшению поляры и расширению линейного участка зависимости $m_z(C_y)$ (см. рис. 7.41). Благоприятное влияние ПВС на аэродинамические характеристики модели при числе $M = 0,75$ показано на рис. 7.42.

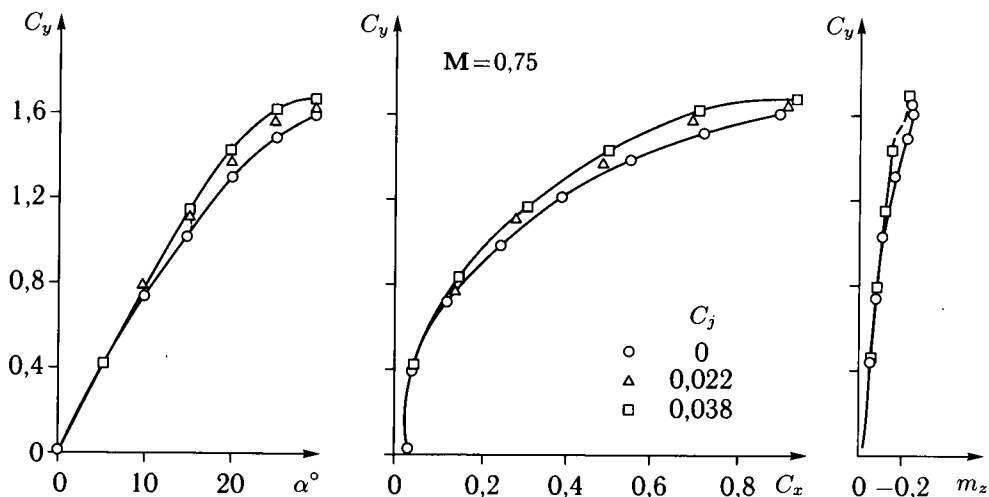


Рис. 7.42. Влияние ПВС на аэродинамические характеристики маневренного самолета при $M = 0,75$

Однако эффект от применения системы ПВС является менее значительным, чем при $M = 0,3$ вследствие меньшей располагаемой величины коэффициента импульса струи ($C_j = 0,038$).

Сравнение величины относительного повышения коэффициента подъемной силы C_y/C_{y_0} , где C_{y_0} — коэффициент подъемной силы при $C_j = 0$ и заданном угле атаки, показывает, что при одинаковой величине коэффициента импульса струи эффективность выдува при числе $M = 0,75$ является более высокой, чем при $M = 0,3$. Так, например, при $\alpha = 20^\circ$ и $C_j \approx 0,04$ коэффициент подъемной силы при $M = 0,75$ возрастает более чем на 10%, а при $M = 0,3$ на 7,5%. Таким образом, при этих условиях отношение приращения подъемной силы за счет выдува к коэффициенту импульса струи составляет $\Delta C_y/C_j = 3,5$ при числе $M = 0,75$, а при числе $M = 0,3$ величина ΔC_y превышает величину C_j лишь в 2,5 раза.

Полученные результаты указывают на целесообразность практического использования системы ПВС для улучшения маневренных характеристик самолетов при больших дозвуковых скоростях.

СТРУЙНЫЕ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА

Струйные законцовки крыла предназначены для повышения подъемной силы и уменьшения индуктивного сопротивления крыльев малых и умеренных удлинений ($\lambda \leq 3-4$). Из всего многообразия можно выделить две основных струйных законцовки, которые отличаются по типу выдува и его воздействию на обтекание крыла:

- выдув струй из щелевых сопел на торцах крыла в направлении его размаха (см. рис. 1.28, *а, б*),
- тангенциальный выдув струй из щелевых сопел на скругленные законцовки крыла (см. рис. 1.28, *в*).

Эти две системы отличаются по механизму воздействия на обтекание.

При продольном торцевом выдуве струй улучшение характеристик происходит вследствие увеличения эффективного удлинения крыла за счет организации дополнительных струйных поверхностей у торцев крыла. Выдув на скругленные законцовки уменьшает интенсивность концевых вихрей крыла за счет создания течения в направлении, противоположном направлению вращения вихрей. В результате возрастает подъемная сила и уменьшается индуктивное сопротивление крыла.

Экспериментальные и расчетные исследования этих систем проведены в ряде работ [8.1–8.7]. Экспериментально показано, что подъемная сила крыльев малого удлинения ($\lambda \approx 3$) может быть увеличена приблизительно на 25–30% при умеренной интенсивности выдува. Эта концепция может быть также использована для улучшения поперечной управляемости самолета на малых скоростях полета без использования подвижных органов управления за счет дифференциального выдува из концов крыла.

8.1. Исследования обтекания крыльев с торцевым выдувом

В работах [8.4, 8.5] приведены результаты комплексных исследований торцевого выдува, включающие измерения распределения давления на поверхности модели прямоугольного полукрыла с геометрическим удлинением 1,5 (рис. 8.1), а также изучение структуры течения позади крыла. Модель крыла с симметричным профилем NACA 0018 было установлено на стенке аэродинамической трубы. Выдув осуществлялся из щелевого сопла с относительной шириной $\bar{h}_c = h_c/b \approx 0,01$ и длиной, составляющей 73% хорды крыла. Исследована эффективность выдува из законцовок с симметричным выдувом струи вдоль плоскости крыла (вариант «а»), под углом $\gamma = 20^\circ$ к плоскости крыла (вариант «б»), а также из сопла, смещенного относительно плоскости крыла на расстояние, составляющее $\bar{y}_c = 11\%$ максимальной толщины профиля (вариант «с»). Вследствие симметричности профиля испытания модели

крыла с законцовками вариантов «b» и «с» были проведены в нормальном и перевернутом положении, то есть с выдувом струи вниз ($\gamma = 20^\circ$) или вверх ($\gamma = -20^\circ$) из законцовки «b», и при верхнем и нижнем положении щели на законцовке «с».

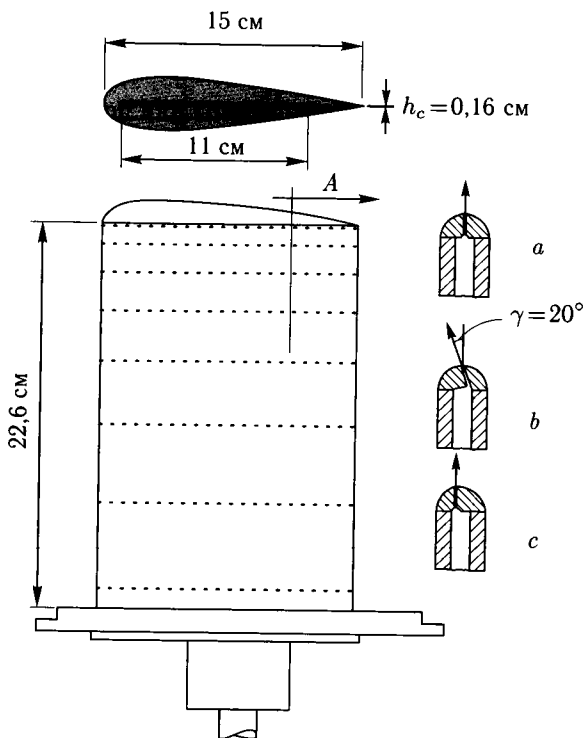


Рис. 8.1. Схема прямоугольного крыла с различными типами струйных законцовок

Исследования проведены в АДТ с размерами поперечного сечения рабочей части $0,46 \times 0,46$ м при скорости потока 40 м/с, соответствующей числу $Re = 4 \cdot 10^5$, в диапазонах изменения углов атаки $\alpha = 0-8^\circ$ и коэффициента импульса струи $C_\mu = 0-0,18$. Коэффициент импульса определялся по формуле:

$$C_\mu = \rho_c V_c^2 h_c / q_\infty b,$$

где V_c — скорость истечения струи из щелевого сопла, b — хорда крыла.

Измерения поля скоростей (рис. 8.2) и завихренности (рис. 8.3) за крылом, на относительном расстоянии $\bar{x} = x/b = 2,4$ показали, что даже при слабом выдуве ($C_\mu = 0,06$) из законцовки варианта «a» происходит перемещение оси концевой вихря из положения, определяемого координатами $\bar{z} = 2z/l \approx 0,92$ и $\bar{y} = 2y/l = 0,02$ при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ и $C_\mu = 0$ (см. рис. 8.3, a), в положение $\bar{z} \approx 0,98$ вдоль размаха крыла и $\bar{y} = 0,06$ над его поверхностью (см. рис. 8.3, б). Следует отметить, что завихренность концевой вихря у крыла без выдува является более концентрированной, в то время как при наличии

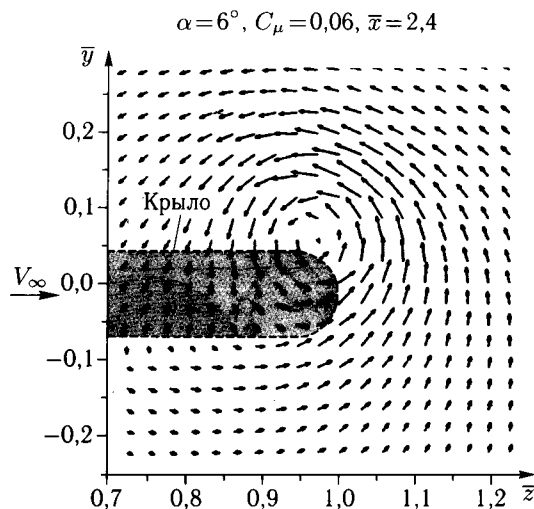


Рис. 8.2. Распределение скоростей за прямоугольным крылом с торцевым выдувом струи

выдува концевой вихрь, перемещаясь к внешней части крыла, становится более размытым вследствие диффузии.

На рис. 8.4 показано изменение положения оси концевой вихря относительно крыла при изменении углов атаки от $\alpha = 2^\circ$ до 8° и коэффициента импульса струи от $C_\mu = 0$ до $C_\mu = 0,15$. Из приведенных результатов следует, что основным эффектом воздействия торцевого выдува является смещение концевых вихрей в сторону от крыла и соответствующее увеличение его эффективного удлинения. Величина относительного продольного смещения концевых вихрей при использовании торцевого выдува может быть определена

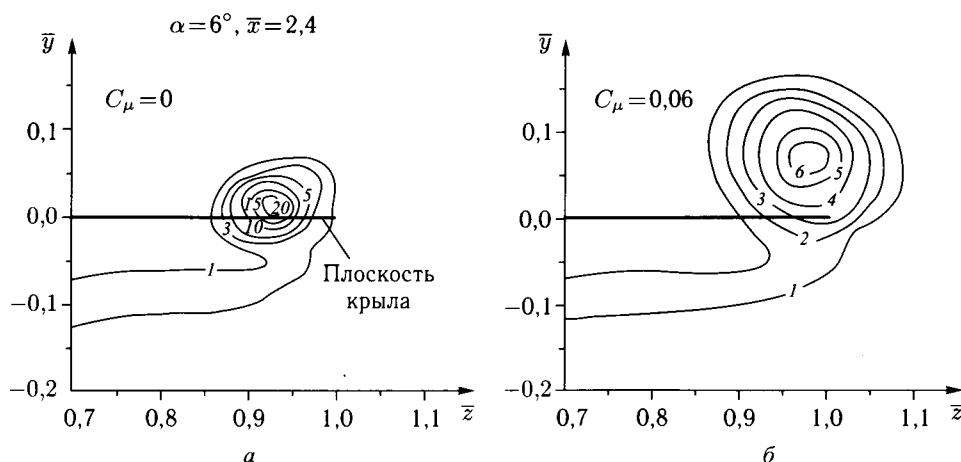


Рис. 8.3. Распределение завихренности за прямоугольным крылом: а — без выдува ($C_\mu = 0$); б — с торцевым выдувом ($C_\mu = 0,06$)

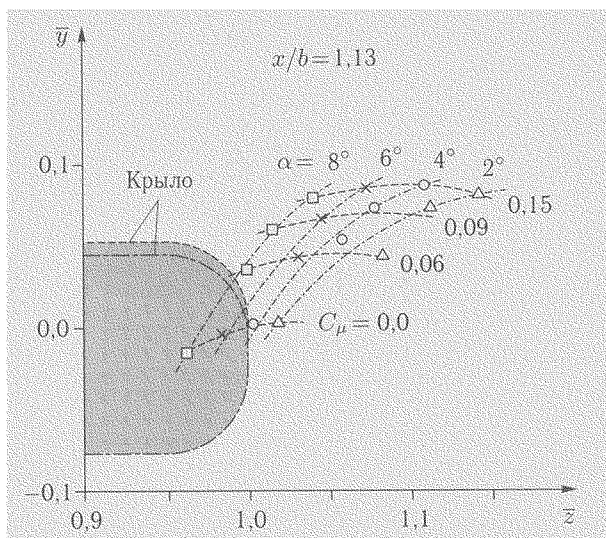


Рис. 8.4. Изменение положения оси концевых вихрей в зависимости от угла атаки и коэффициента импульса струи

по теоретической зависимости [8.5]:

$$\Delta \bar{l} = \Delta l / l = k(C_\mu / C_{y_0} \cdot l \cdot \lambda \cdot \alpha)^{2/3}, \quad (8.1)$$

где l — размах крыла, k — коэффициент, зависящий от типа законцовки, C_{y_0} — коэффициент подъемной силы крыла при отсутствии выдува.

Влияние типа законцовки с выдувом на положение концевых вихрей при угле атаки $\alpha = 8^\circ$ и $C_\mu = 0,09$ показано на рис. 8.5. Видно, что при одинаковой интенсивности выдува наибольшее перемещение концевых вихрей происходит при расположении сопла выше плоскости хорд крыла (вариант «с», $\bar{y}_c = 0,11$, $\gamma = 0$, см. рис. 8.1) и при выдуве струи вниз под углом $\gamma = 20^\circ$ к плоскости крыла (вариант «б»). Это объясняется тем, что при выдуве струи вниз она проникает в поток дальше и сворачивается в вихрь на большем расстоянии от крыла, чем при выдуве вдоль плоскости крыла (вариант «а», $\bar{y}_c = 0$, $\gamma = 0$). Изменение продольного положения концевых вихрей за счет выдува струи под углом γ к плоскости крыла может быть приближенно учтено по теоретической зависимости, полученной в работе [8.7]

$$\Delta \bar{l} \sim (1 - \sin \gamma)^{2/3}. \quad (8.2)$$

Указанные перемещения концевых вихрей приводят к уменьшению вертикальных скосов потока вдоль размаха крыла и соответствующему увеличению аэродинамической нагрузки на крыле (рис. 8.6). Наибольшие приращения подъемной силы достигаются при выдуве из щелевого сопла, расположенного выше плоскости хорд крыла (вариант «с»), и при выдуве струи вниз под углом $\gamma = 20^\circ$ к его плоскости (вариант «б»). При этом наибольшее приращение аэродинамической нагрузки происходит в концевых сечениях крыла вследствие увеличения его эффективного размаха за счет наличия струйной поверхности.

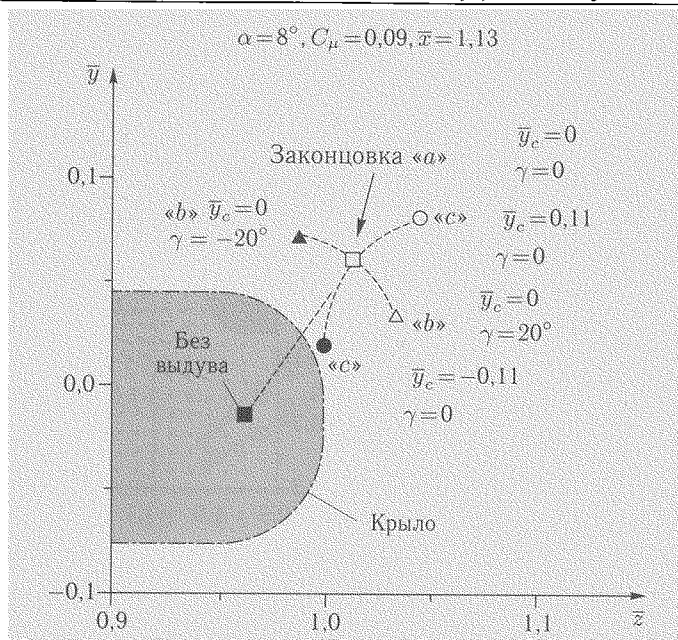


Рис. 8.5. Влияние типа струйной законцовки на положение оси концевых вихря за прямоугольным крылом

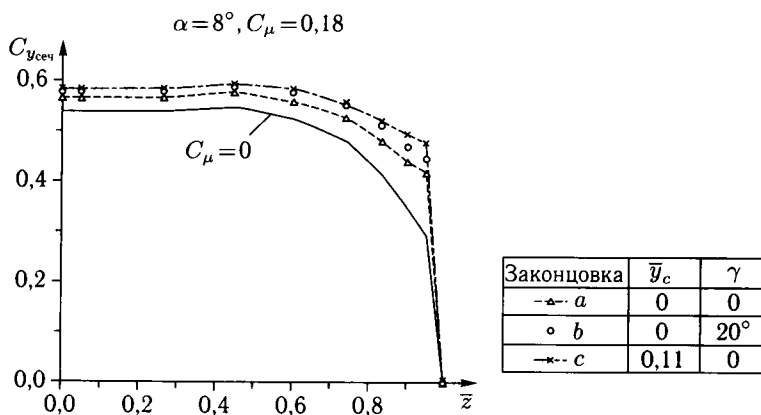


Рис. 8.6. Распределение коэффициентов подъемной силы по размаху прямоугольного крыла: а, б, с — см. рис. 8.1

Исследования поля скоростей за крылом с этими вариантами выдува показали, что в потоке возникают два противоположно вращающихся вихря, которые усиливают течение вдоль размаха крыла (рис. 8.7) и способствуют их взаимному перемещению от крыла. Наличие этих двух вихрей является результатом сворачивания струйной поверхности, вытекающей из торца крыла при увеличении угла атаки. Причем верхний, более интенсивный вихрь, является результатом сворачивания передней (наветренной) части струйной поверхности, а нижний — ее хвостовой (подветренной) части.

$$\alpha = 2^\circ, C_\mu = 0,18, \bar{x} = 2,4$$

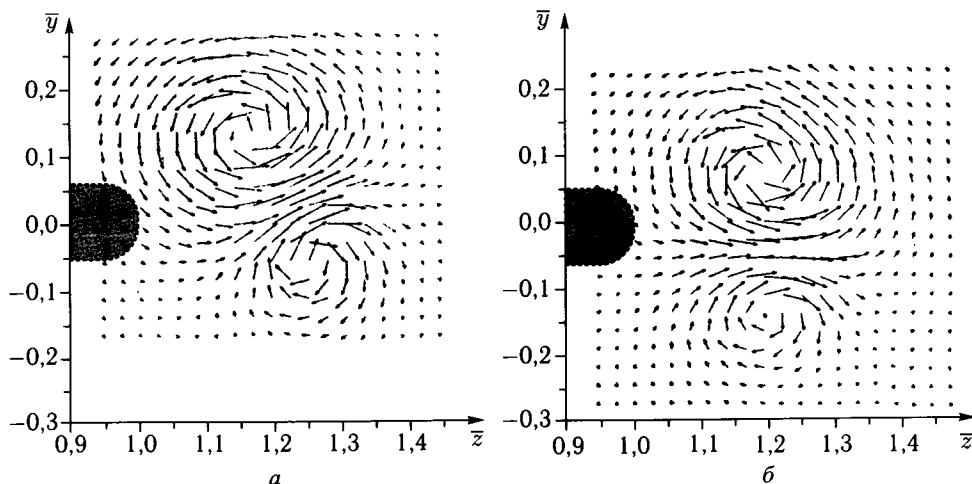


Рис. 8.7. Распределение скоростей за прямоугольным крылом с торцевым выдувом.
а — законцовка «b»; б — законцовка «с»

На основе анализа экспериментальных результатов в работе [8.7] получена формула для определения относительного приращения коэффициента подъемной силы крыльев с торцевым выдувом:

$$\Delta C_y / C_{y_0} = k_1 \cdot F(\lambda) (C_\mu / \alpha)^{2/3}, \quad (8.3)$$

где k_1 — коэффициент, зависящий от конфигурации законцовки, $F(\lambda)$ — универсальная функция удлинения крыла.

На рис. 8.8 приведены зависимости, построенные согласно структурной формулы (8.3) для крыла с различными типами законцовок. Наклон этих линейных зависимостей численно равен коэффициенту k_1 в формуле (8.3). Так, при выдуве из симметричного щелевого сопла, расположенного вдоль плоскости крыла (законцовка «а»), величина $k_1 = 0,108$, при выдуве струи вниз под углом $\gamma = 20^\circ$ к плоскости крыла (законцовка «b») $k_1 = 0,134$, а при выдуве струи из щелевого сопла, расположенного выше плоскости хорд крыла (законцовка «с»), $k_1 = 0,153$. Различие в эффективности исследованных вариантов выдува составляет 30–50 %. Наибольшая эффективность варианта «с» обусловлена наибольшим удалением концевой вихря от крыла (см. рис. 8.5) вследствие более благоприятного несимметричного эжектирования струй набегающего потока.

8.2. Методы расчета аэродинамических характеристик крыльев с торцевым выдувом

При построении существующих расчетных моделей принимались во внимание следующие особенности воздействия торцевого выдува на обтекание крыла, выявленные в экспериментальных исследованиях:

- при выдуве концевой вихрь перемещается вверх и в сторону от крыла,

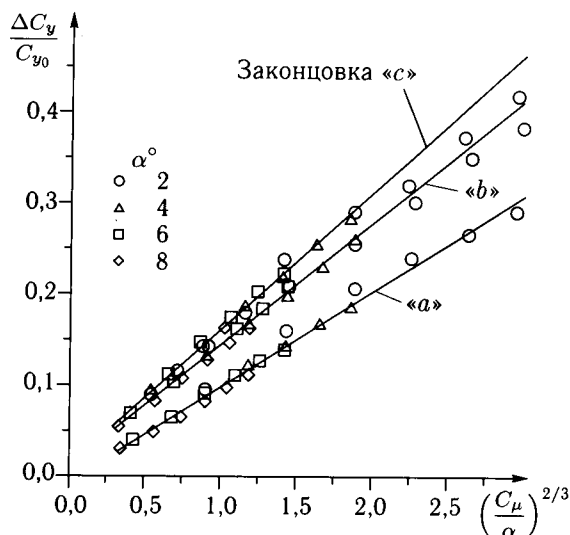


Рис. 8.8. Относительное приращение коэффициентов подъемной силы прямоугольного крыла с различными типами струйных законцовок

- струйная поверхность является продолжением крыла, увеличивая его эффективное удлинение в зависимости от интенсивности выдува,
- на струйной поверхности возникает разность давлений между нижней и верхней поверхностями, которая изменяется по хорде. Это вызывает сворачивание струйной поверхности в концевой вихрь,
- основной причиной приращения подъемной силы за счет торцевого выдува является перераспределение скоса потока вдоль размаха крыла, приводящее к увеличению эффективного угла атаки сечений крыла.

Для упрощения решения влияние вязкости на обтекание крыла в большинстве случаев не учитывалось. Это допущение является приемлемым в случае симметричного расположения щелевого сопла. При смещении сопла относительно плоскости крыла или при выдуве струи под углом к его плоскости эжектирование набегающего потока струей приводит к изменению распределения на поверхности крыла.

В работе [8.2] действительное крыло с размахом l и струйная поверхность заменяются фиктивным жестким крылом с размахом L (рис. 8.9, а), который приближенно определяется на основании оценки сил на деформируемой струйной поверхности. Вследствие разности давлений на струйной поверхности создается подъемная сила, в результате чего струя искривляется (рис. 8.9, б). Радиус кривизны R элемента ds струйной поверхности определяется из условия равновесия сил давления на поверхностях струи и центробежных сил на тонкой элементарной полоске ds с хордой dx невязкой струйной поверхности:

$$\frac{dm_c V_c^2}{R} = (p_2 - p_1) ds \cdot dx, \quad (8.4)$$

где R — местный радиус кривизны струйной поверхности, V_c — скорость струи.

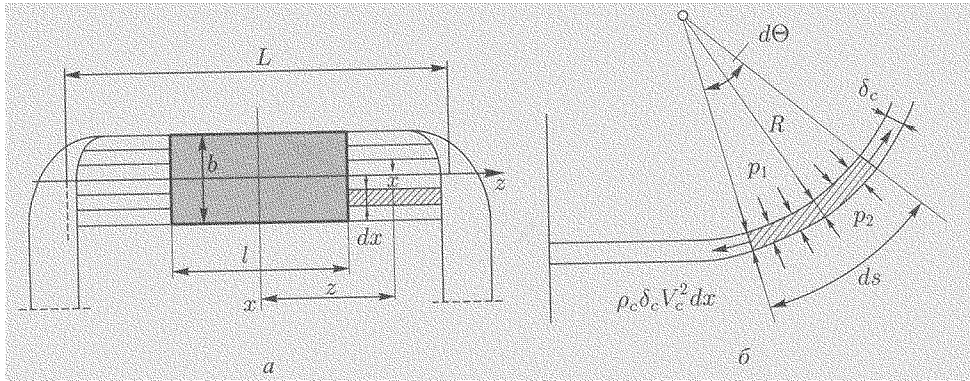


Рис. 8.9. Расчетная схема крыла с торцевым выдувом струи

Учитывая, что $m_c = \rho_c \delta_c ds \cdot dx$, получаем:

$$R = \frac{\rho_c \delta_c V_c^2}{(p_2 - p_1)} \quad \text{или} \quad R = 2\delta_c \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \frac{V_c^2}{V_\infty^2} \frac{1}{C_{y_x}}, \quad (8.5)$$

где C_{y_x} — коэффициент подъемной силы элемента струйного «крыла» длиной ds и хордой dx ; δ_c — толщина струи, ρ_c — плотность и V_c — скорость струи.

Следовательно, величина радиуса кривизны элементарной полоски струйного «крыла» зависит от распределения подъемной силы по его хорде $C_{y_x} = f(x)$. Например, при треугольном распределении аэродинамической нагрузки по хорде на каждой полоске струйной поверхности создается подъемная сила:

$$C_{y_x} = (1 - 2\bar{x}) \cdot C'_y, \quad (8.6)$$

где C'_y — коэффициент подъемной силы сечения струйного крыла, $\bar{x} = x/b$ — относительная координата полоски (см. рис. 8.9, а). При таком распределении нагрузки струйная поверхность деформируется по хорде, причем радиус кривизны каждой полоски струи определяется по формуле:

$$R = R_o / (1 - 2\bar{x}), \quad (8.7)$$

где $R_o = 2\delta_c \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \frac{V_c^2}{V_\infty^2} \frac{1}{C'_y}$ — радиус кривизны средней части струи. Согласно (8.7), радиус задней кромки струйной поверхности равен ∞ , то есть задняя кромка струи остается недеформированной.

Таким образом, каждое сечение струйной поверхности поворачивается на дополнительный угол атаки:

$$\varepsilon_i = \alpha - \alpha_o = (z_i - l/2)^2 / bR_o, \quad (8.8)$$

где α — угол атаки сечения z_i струйного «крыла», α_o и l — угол атаки и размах действительного крыла.

Для упрощения принимается, что угол атаки струйного «крыла» возрастает по размаху до максимальной величины $\alpha_{кр}$, соответствующей максимальной подъемной силе $C'_{y_{max}}$, после чего подъемная сила при увеличении угла атаки уменьшается до нуля.

При $\alpha_{кр}$ давление по хорде крыла распределяется равномерно и кривизна струйного крыла определяется по формуле

$$R_{max} = 2\delta_c \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \frac{V_c^2}{V_\infty^2} \frac{1}{C_{y_{max}}}. \quad (8.9)$$

Это условие выполняется при размахе комбинированного крыла, то есть крыла со струйной поверхностью, равным

$$L = l + 2R_{max}. \quad (8.10)$$

Учитывая, что коэффициент импульса струйной поверхности: $C_\mu = 4 \frac{\delta_c}{l} \frac{\rho_c}{\rho_\infty} \left(\frac{V_c}{V_\infty} \right)^2$, величину R_{max} можно представить в виде:

$$R_{max} = \frac{l}{2} \frac{C_\mu}{C_{y_{max}}}. \quad (8.11)$$

Таким образом аэродинамические характеристики крыла с выдувом струй могут быть определены на основе теории несущей нити для прямоугольного (или эллиптического) крыла с размахом L (8.10) при известных величинах угла атаки α базового крыла, имеющего размах l , и переменных углах атаки сечений жесткого крыла, заменяющего струйную поверхность, которые определяются по формуле (8.8).

В работе [8.7] получены аналитические соотношения, связывающие интенсивность выдува из торцов крыла с увеличением его удлинения и углом атаки. Величина коэффициента подъемной силы этого крыла с эллиптическим распределением нагрузки может быть представлена в виде:

$$C_y = (C_{y_0}^\alpha + \Delta C_y^\alpha) \alpha, \quad (8.12)$$

где $C_{y_0}^\alpha$ — производная для исходного крыла без выдува, ΔC_y^α — приращение производной вследствие увеличения эффективного размаха крыла за счет выдува.

Для определения относительного увеличения эффективного размаха крыла за счет выдува, так же, как и в работе [8.2], рассматривается деформация формы струи в потоке.

Согласно (8.4) и (8.5) кривизна элемента струйной поверхности может быть представлена в виде:

$$\frac{1}{R} = \frac{C_p}{\bar{C}_\mu}, \quad (8.13)$$

где $C_p = \frac{p_2 - p_1}{q_\infty}$ — коэффициент давления,

$\overline{C}_\mu = \frac{\rho_c \delta_c V_c^2}{q_\infty}$ — коэффициент импульса элементарной полоски струи с хордой $dx = 1$.

С другой стороны, известно, что кривизна поверхности описывается уравнением

$$\frac{1}{R} = \frac{d^2 y / dz^2}{\left[1 + (dy/dz)^2\right]^{3/2}}. \quad (8.14)$$

Следовательно, форма струйной полоски определяется дифференциальным уравнением

$$\frac{d^2 y}{dz^2} = \left[1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2\right]^{3/2} \cdot \frac{C_p}{C_\mu}. \quad (8.15)$$

Решение этого уравнения при условии эллиптического распределения давления вдоль струйной поверхности и изменении угла отклонения струи от поверхности крыла от γ_o до $\gamma = \pi/2$ позволяет определить относительное увеличение размаха крыла от выдува струи

$$\Delta \bar{l} = \frac{\Delta l}{l} = \left(\frac{3}{2\sqrt{2}}\right)^{2/3} \left[\frac{\overline{C}_\mu (1 - \sin \gamma_o)}{C_{p_o} \cdot l}\right]^{2/3}. \quad (8.16)$$

Приращение коэффициента подъемной силы при выдуве струи вдоль плоскости крыла ($\gamma_o = 0$):

$$\Delta C_y = k \cdot F(\lambda) C_\mu^{2/3} \cdot \alpha^{1/3}, \quad (8.17)$$

где k — эмпирический коэффициент, $C_\mu = \overline{C}_\mu / b$, $F(\lambda)$ — функция, зависящая от удлинения крыла.

На рис. 8.10 приведены зависимости обобщенного параметра $\Delta C_y / (C_\mu^{2/3} \cdot \alpha^{1/3})$ от удлинения крыльев, экспериментально исследованных в работах [8.2, 8.6] при различных значениях коэффициента импульса струи и угла атаки. Различия между приведенными зависимостями обусловлено особенностями формы законцовок крыльев, размерами щелевых сопел и их положением на крыле. Однако эти зависимости показывают, что наиболее эффективным является торцевой выдув малой интенсивности на крыльях малых удлинений.

Данный метод позволяет также определить момент крена крыла при торцевом выдуве из одной консоли:

$$m_x = k \cdot G(\lambda) C_\mu^{2/3} \alpha^{1/3}, \quad (8.18)$$

где $G(\lambda)$ — универсальная функция удлинения крыла:

$$G(\lambda) = \frac{(3\pi^2)^{2/3}}{16} \left[\frac{F(\lambda)}{\lambda^2}\right]^{1/3}. \quad (8.19)$$

В работе [8.3] выполнены расчетные исследования обтекания прямоугольного крыла с торцевым выдувом струй (рис. 8.11) на основе решения трехмерных уравнений Навье–Стокса. Профиль крыла, образованный двумя дугами окружностей, имеет относительную толщину 10% и кривизну 2%.

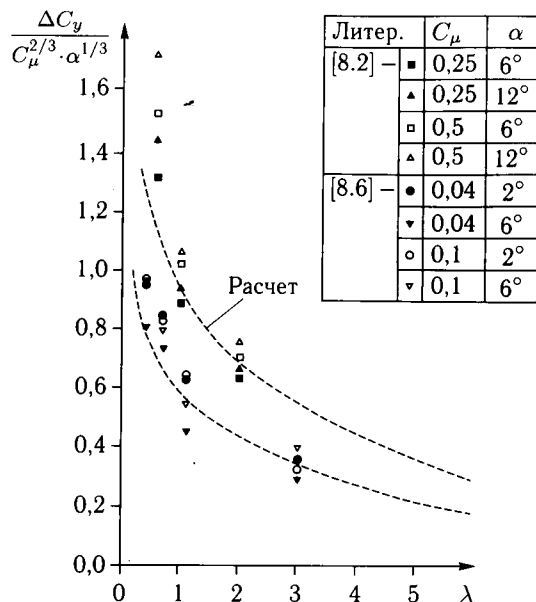
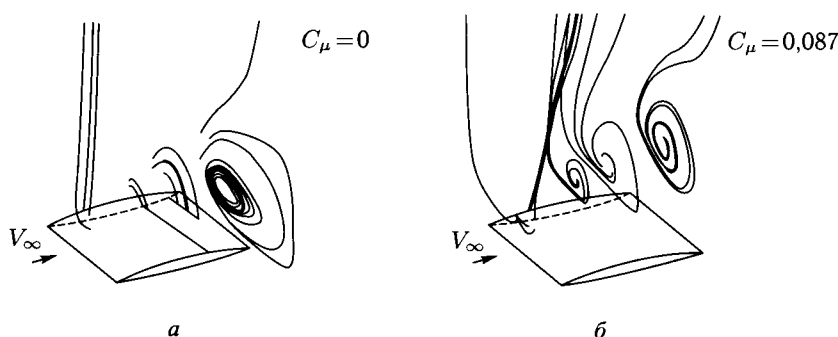


Рис. 8.10. Влияние удлинения крыла на эффективность торцевого выдува

Выдув осуществляется из прямоугольного щелевого сопла, расположенного вдоль плоскости крыла. Ширина сопла составляет 0,038 хорды, а длина — 0,7 хорды. Скорость струи не превышала более чем в два раза скорость набегающего потока, соответствующую числу $M_{\infty} = 0,5$.

Рис. 8.11. Формирование вихревого обтекания прямоугольного крыла в сечениях 30, 70, 97 и 120 % хорды при угле атаки $\alpha = 4^{\circ}$

Расчеты показали, что выдув струи приводит к перемещению концевой вихря за его концевую хорду и вверх от крыла (рис. 8.11). Изменение положения вихря существенно изменяет распределение давлений вблизи и на поверхности крыла. Сравнение изобар в сечении, расположенном на 80 % хорды крыла без выдува (рис. 8.12, а) и с выдувом (рис. 8.12, б), показывает, что при наличии выдува существенно возрастает разрежение не только по всей консольной части крыла, но и вне крыла на расстоянии,

равном приблизительно половине полуразмаха крыла. Область наименьшего давления, соответствующая положению оси вихря, располагается также вне размаха крыла и несколько выше его плоскости (см. рис. 8.12, б). Таким образом, основными факторами, влияющими на повышение несущих свойств крыла при торцевом выдуве, являются увеличение эффективного размаха крыла за счет струйной поверхности, а также повышение разрежения на верхней поверхности крыла вследствие эжектирующего воздействия вихревого течения, которое формируется выше плоскости крыла (см. рис. 8.11, б; 8.12, б). Вследствие этого происходит увеличение аэродинамической нагрузки по всему размаху крыла (рис. 8.13) главным образом в его концевых сечениях.

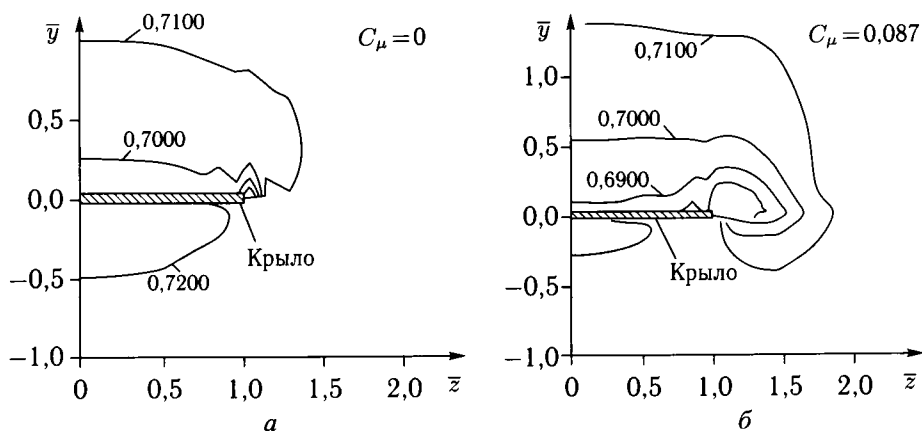


Рис. 8.12. Изобары в сечении крыла на расстоянии 80 % хорды при $\alpha = 4^\circ$

Расчеты показали, что вихревое течение, формирующееся выше плоскости крыла с торцевым выдувом, оказывает существенное влияние на его несущие свойства. С целью усиления этого воздействия в работе [8.3] предложено осуществлять выдув не из торца крыла, а из щелевого сопла, расположенного на верхней поверхности крыла. Расчеты показали, что при выдуве струи из щели, расположенной на 86 % размаха крыла, интенсивное вихревое течение возникает не вне размаха крыла, как при торцевом выдуве (см. рис. 8.11 и 8.12), а непосредственно над поверхностью крыла (рис. 8.14, а). Это приводит к существенно более высокому уровню разрежения над крылом (рис. 8.14, б) и к соответствующему повышению несущих свойств крыла. Согласно оценкам, выдув струи на верхнюю поверхность крыла вдоль его размаха приводит к повышению несущих свойств крыла на 47 %, то есть приблизительно в три раза выше, чем при выдуве из торца крыла, при одинаковых значениях коэффициента импульса струи ($C_\mu \approx 0,08$) и угла атаки ($\alpha = 4^\circ$).

Таким образом, расчетные исследования, выполненные на основе решения уравнений Навье–Стокса, позволили не только уточнить механизм воздействия торцевого выдува на обтекание крыла, но и предложить мероприятия по повышению эффективности выдува струй вдоль размаха крыла.

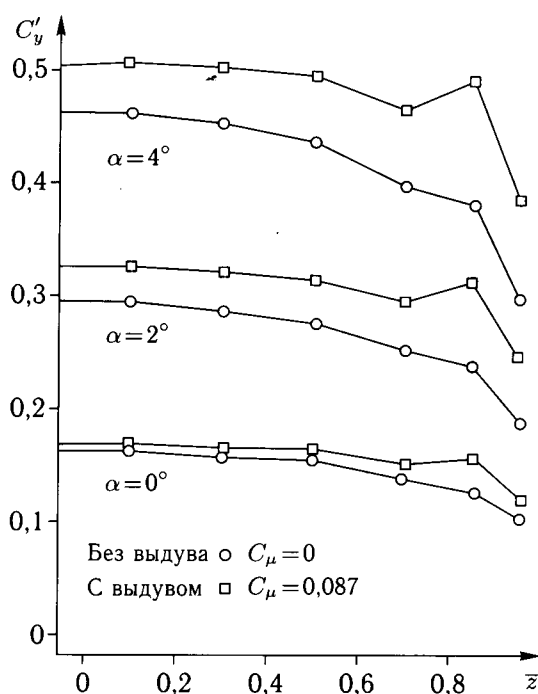


Рис. 8.13. Распределение коэффициентов подъемной силы по размаху прямоугольного крыла

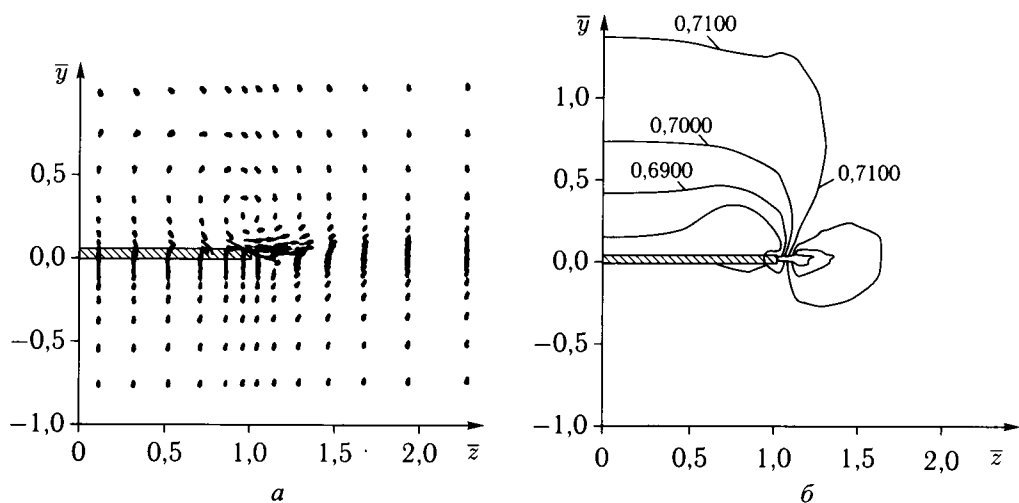


Рис. 8.14. Обтекание прямоугольного крыла при выдуве струи вдоль его размаха из щелевого сопла, расположенного на верхней поверхности: *a* — поле скоростей, *б* — изобары

8.3. Экспериментальные исследования крыльев со струйными законцовками

Комплексные исследования влияния торцевого выдува на обтекание модели прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 3,1$ (см. рис. 8.1), его распределенных и суммарных аэродинамических характеристик проведены в АДТ с размерами рабочей части $0,46 \times 0,46 \times 0,8$ м при изменении скорости потока до 57 м/с [8.6]. Эти исследования выявили основные аэродинамические эффекты, связанные с выдувом струи из щелевого сопла вдоль размаха крыла.

В частности, было установлено, что величина приращения подъемной силы крыла существенно возрастает с увеличением угла атаки. Однако, относительное приращение коэффициента подъемной силы крыла $\Delta C_y / C_{y_0}$, возрастающее с увеличением коэффициента импульса струи (рис. 8.15), уменьшается при увеличении угла атаки. Обработка экспериментальных данных показала, что эти эффекты могут быть учтены приближенной зависимостью

$$\Delta C_y / C_{y_0} = k \cdot (C_\mu / \alpha^\circ)^{0,703}, \quad (8.20)$$

где k — эмпирический коэффициент, зависящий от удлинения крыла (рис. 8.16). Сопоставление с результатами, полученными в [8.2], показывает, что эффективность выдува, характеризуемая величиной отношения $\Delta C_y / C_{y_0}$, существенно возрастает с уменьшением удлинения крыла.

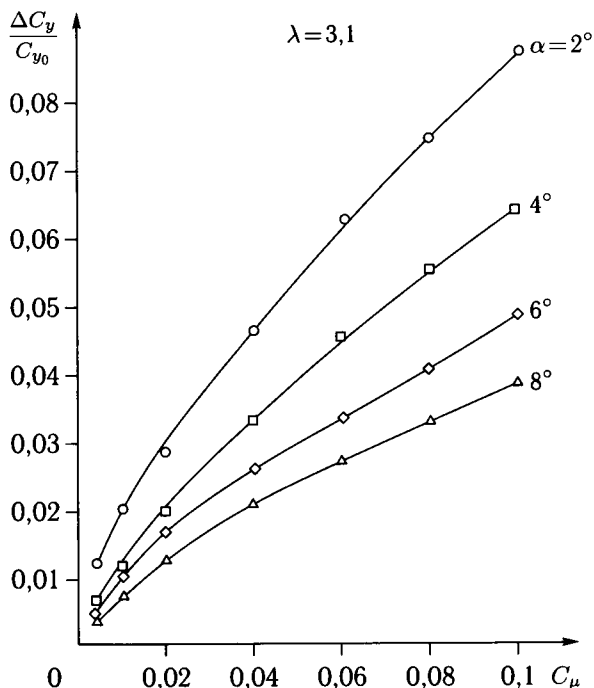


Рис. 8.15. Влияние торцевого выдува на относительное приращение подъемной силы прямоугольного крыла

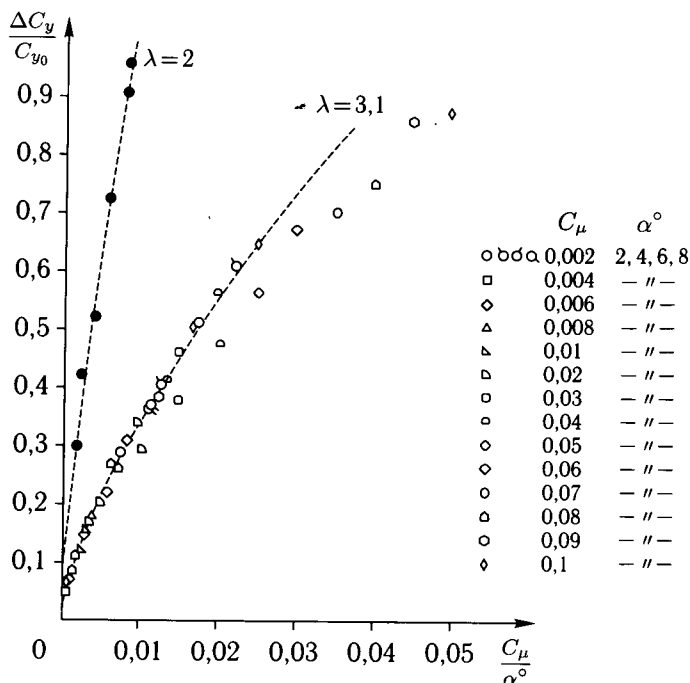


Рис. 8.16. Влияние торцевого выдува на увеличение несущих свойств прямоугольных крыльев

Влияние торцевого выдува вдоль размаха прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 2$ на зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы (без учета реакции струй) C_{y_A} от угла атаки показано на рис. 8.17 [8.2]. Характерной особенностью влияния торцевого выдува является увеличение производной $C_{y_A}^\alpha$ крыла при повышении общего уровня его несущих свойств. Это свидетельствует о том, что основным эффектом торцевого выдува является увеличение эффективного удлинения крыла. Сопоставление с выдувом струи из задней кромки крыла вдоль плоскости хорд крыла ($\theta = 0$) показывает, что при одинаковых величинах коэффициента импульса струи торцевой выдув вдоль размаха крыла позволяет получить большую величину коэффициента C_{y_A} , чем выдув из задней кромки крыла. Это объясняется тем, при выдуве из задней кромки уменьшается эффективное удлинение крыла. Однако с учетом реактивной составляющей $\Delta C_y = C_\mu \cdot \sin \alpha$ величины подъемной силы крыла с выдувом вдоль хорды крыла являются близкими к значениям C_{y_A} крыла с торцевым выдувом при одинаковой интенсивности выдува.

Существенное повышение несущих свойств крыла достигается при совместном (комбинированном) выдуве струй из торцев и задней кромки крыла (рис. 8.18, а), как вдоль плоскости крыла ($\gamma = \theta = 0$, рис. 8.18, б), так и особенно в случае их отклонения струй вниз на углы $\gamma = \theta = 45^\circ$ (рис. 8.18, в). Приращение подъемной силы крыла в случае комбинированного выдува зна-

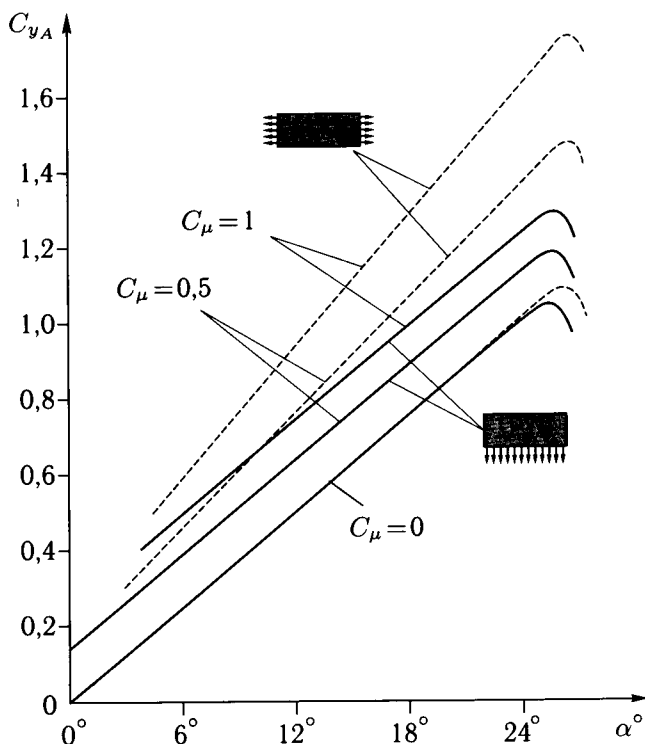


Рис. 8.17. Сравнение эффективности выдува струи вдоль хорды и размаха прямоугольного крыла; $\lambda = 2$

чительно больше, чем в случае выдува только из торцев или из задней кромки крыла.

Исследования влияния торцевого выдува на аэродинамические характеристики трапецевидных крыльев в широких диапазонах изменения их удлинения $\lambda = 0,62-4$ и сужения $\eta = 1-4$ проведены на установке, показанной на рис. 8.19 [8.1]. Испытания показали, что увеличение сужения от $\eta = 1$ до 2 не приводит к значительному снижению эффективности выдува. Более существенным является влияние удлинения крыла (рис. 8.20). На основе анализа полученных результатов рекомендовано для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов использовать торцевой выдув из крыльев с удлинением $\lambda = 2-3$, сужением $\eta \approx 2$ и углами стреловидности $\chi = 35-45^\circ$. Применение торцевого выдува на этих крыльях может обеспечить увеличение подъемной силы на 20–25 % при взлетно-посадочных углах атаки $\alpha = 10-12^\circ$ и коэффициенте импульса струй $C_\mu \leq 0,1$. Оценки показали, что применение этой системы на самолете типа F-15 позволит уменьшить длину разбега и пробега на 10–15 % в зависимости от расхода сжатого воздуха, отбираемого от двигателей.

В работе [6.12] представлены результаты исследований тангенциального выдува струй из щелевых сопел, расположенных на верхней поверхности крыла, на скругленную законцовку (рис. 8.21, а). Тонкая струя, отклоняясь

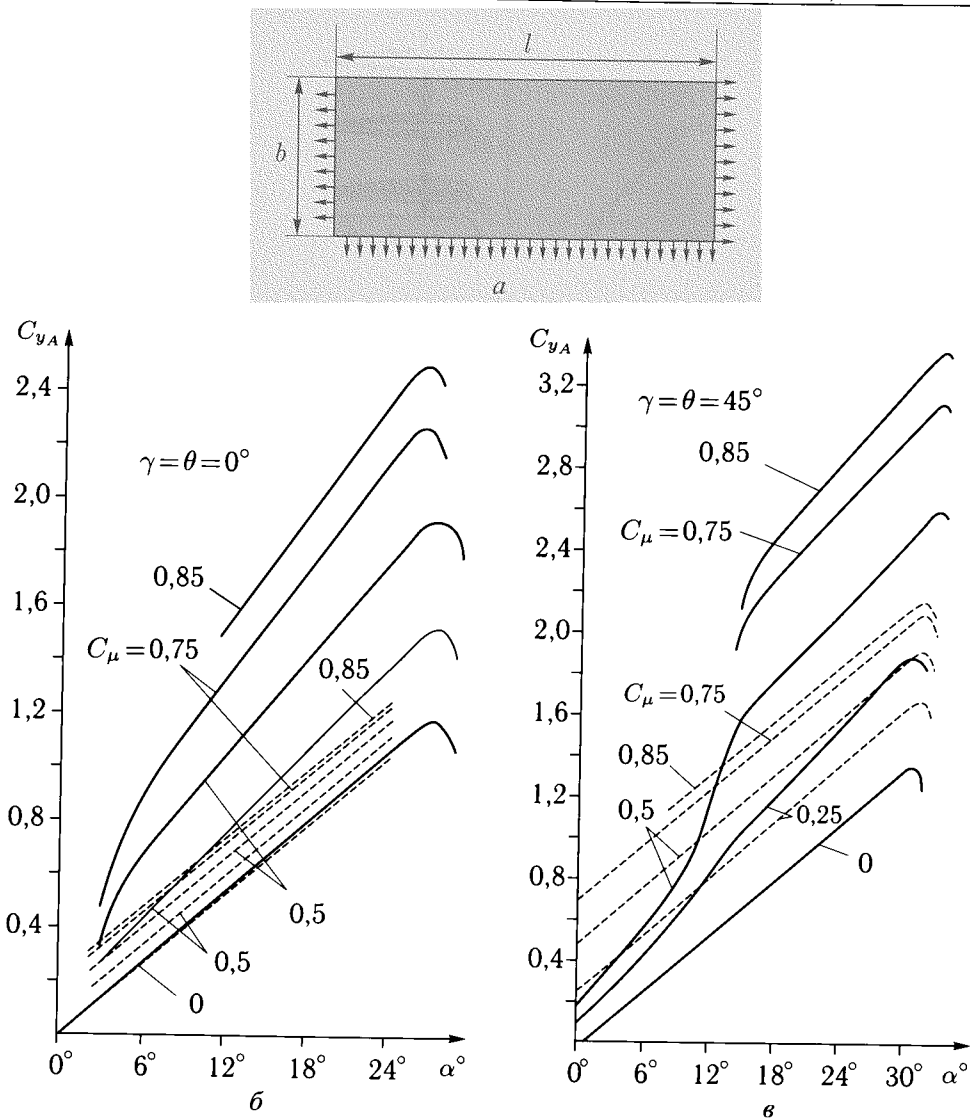


Рис. 8.18. Сравнение эффективности комбинированного выдува струи и выдува вдоль хорды прямоугольного крыла: — комбинированный выдув; --- выдув вдоль хорды крыла

вследствие эффекта Коанда вниз, создает течение, которое уменьшает интенсивность концевой вихря и способствует его перемещению в сторону от крыла. Пик разрежения, возникающий вблизи конца крыла, может создавать на большом плече от оси самолета значительный момент крена. Опыты показали, например, что величина этого момента, равная $\Delta m_x = 0,03$ при $C_\mu = 0,04$, сопоставима с величиной момента крена, который может быть создан за счет отклонения элерона с относительной хордой $0,28$ и размахом $l_z = 0,5l/2$ вниз на угол 30° (рис. 8.21, б). Еще большие величины момента крена можно

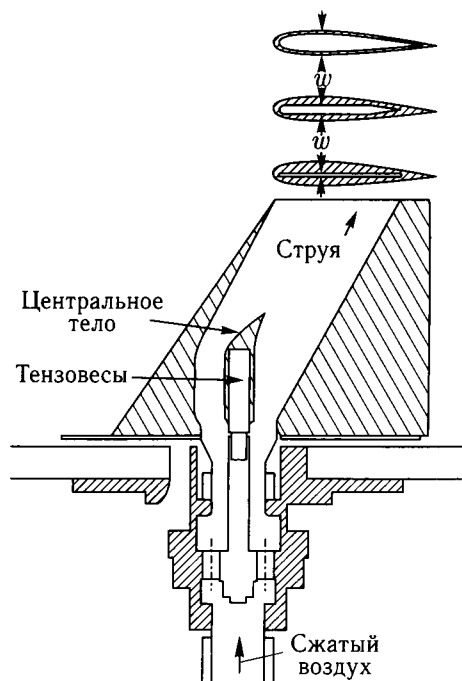


Рис. 8.19. Модель трапециевидного крыла с торцевым выдувом

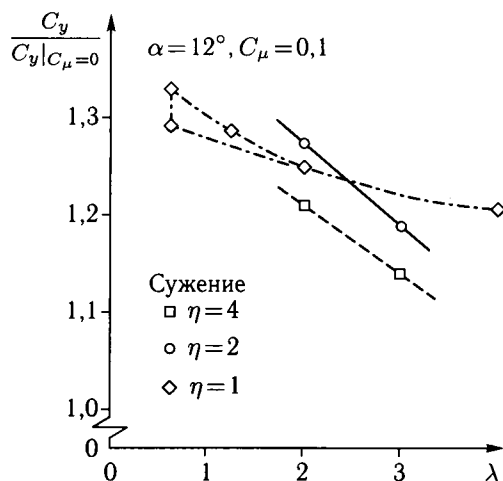


Рис. 8.20. Влияние удлинения и сужения трапециевидного крыла на эффективность торцевого выдува

получить при совместном выдуве на скругленные заднюю и торцевую кромки крыла.

Важным достоинством выдува на скругленную законцовку крыла является уменьшение индуктивного сопротивления вследствие увеличения эффективного удлинения крыла. На рис. 8.22 приведены результаты испытаний

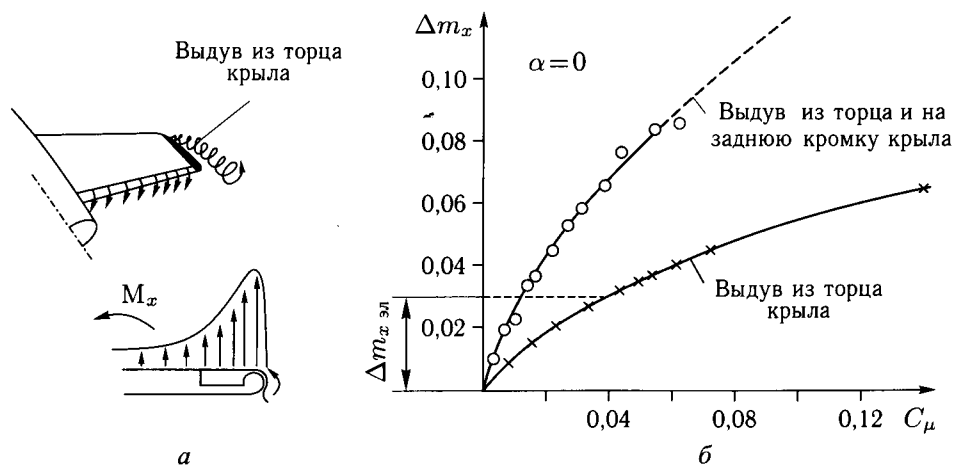


Рис. 8.21. Применение тангенциального выдува струи на скругленную законцовку и заднюю кромку крыла для создания момента крена

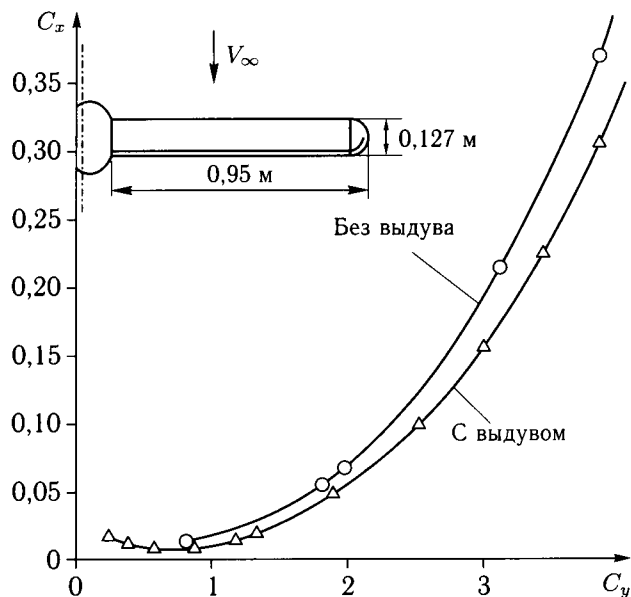


Рис. 8.22. Влияние струйной законцовки на сопротивление лопасти вертолета

лопасти вертолета с выдувом на скругленную законцовку [6.12]. При величине $C_y \approx 2-2,5$ выдув приводит к уменьшению сопротивления на 17–20%. Еще большего уменьшения индуктивного сопротивления можно достичь при торцевом выдуве на крыльях малого удлинения.

Глава 9

СТРУЙНО-ВИХРЕВЫЕ СИСТЕМЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Под термином «струйно-вихревые системы» (СВС) подразумеваются системы управления искусственно вызванным отрывом потока, например, за счет отклонения щитка-интерцептора на крыле, или выполнением на поверхности крыла выемок, каверн и т.п. Примером такого рода систем является рассмотренная ранее так называемая комбинированная система увеличения подъемной силы, состоящая из отклоняемого щитка на носовой части крыла в сочетании с выдувом поперечной струи за ним (см. рис. 7.33). В этой системе поток, оторвавшийся с задней кромки щитка-интерцептора, вновь присоединяется к поверхности крыла (за счет эжектирующего действия струи) с образованием замкнутой области отрывного течения, отделенной от внешнего потока жидкой границей — так называемой разделяющей или свободной линией тока. Эта линия образует контур некоего жидкого профиля, имеющего бо́льшую эффективную толщину и кривизну по сравнению с исходным профилем крыла. В зоне отрывного течения могут возникать вихри, которые оказывают влияние на форму жидкого контура и, соответственно, на величину подъемной силы крыла.

Один из возможных вариантов системы увеличения подъемной силы тонкого крыла со свободной линией тока показан на рис. 9.1 [50, 51]. Крыло состоит из нижней и верхней панелей, шарнирно соединенных между собой вдоль задних кромок. Отрыв потока, возникающий на острой передней кромке нижней панели, замыкается на передней кромке верхней панели с образованием свободной линии тока.

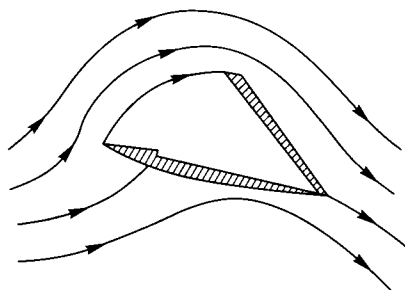


Рис. 9.1. Механизация крыла со свободной линией тока

Теоретические исследования обтекания тонких профилей с такого рода системами выполнены в рамках теории идеальной жидкости методом конформных преобразований в работе [9.11]. Рассмотрено обтекание тонкого профиля как с одним поворачивающимся щитком на задней кромке профиля (рис. 9.2, а), так и с двумя щитками — на носовой и хвостовой кромках

профиля (рис. 9.2, б). Расчеты показали, что за счет выбора соответствующих геометрических параметров щитков (l_2 , l_3 , l_4 , τ , β) могут быть достигнуты значительные величины коэффициентов подъемной силы, причем более предпочтительной является схема с двумя щитками (см. рис. 9.2, б). Однако в условиях вязкого обтекания высокие несущие свойства могут быть реализованы лишь при условии обеспечения безотрывного течения на верхней поверхности хвостового щитка. Согласно расчетам, более благоприятные условия для обеспечения безотрывного обтекания создаются при отсутствии закрылки ($l_3 = 0$, см. рис. 9.2).

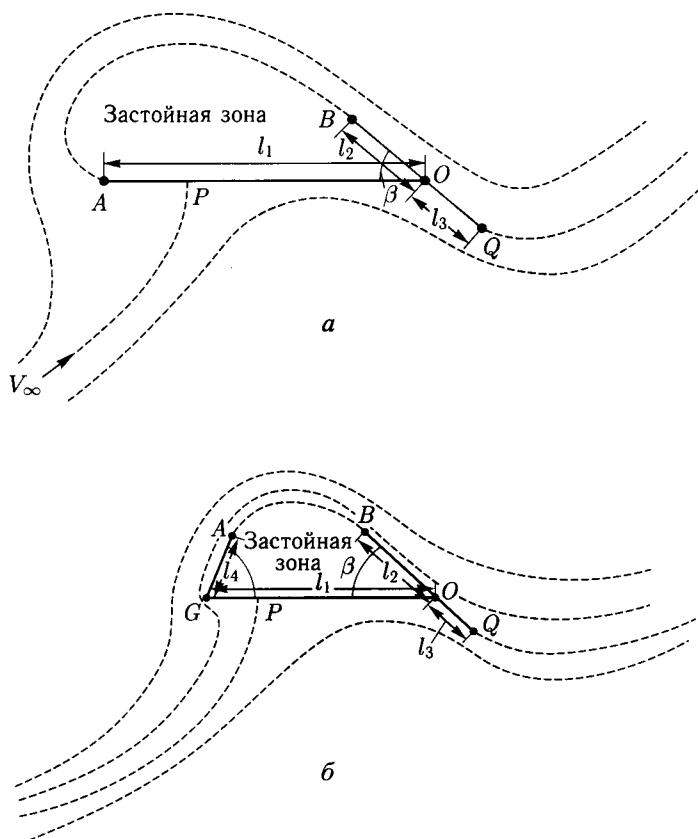


Рис. 9.2. Теоретические схемы обтекания тонких профилей со свободными линиями тока

Экспериментальные исследования аналогичных систем приведены в работах [9.2, 9.3, 9.6]. Для обеспечения безотрывного обтекания верхней поверхности щитка осуществляется тангенциальный выдув струи из щелевого сопла, расположенного на его скругленной передней части. Визуальные исследования обтекания «расщепляющегося» крыла совместно с весовыми измерениями выполнены в работах [9.2, 9.3]. На рис. 9.3, а изображена модель отсека крыла с локализацией отрывной зоны щелевой струей, выдуваемой на цилиндрическую поверхность носовой части верхней панели крыла.

На рис. 9.3, б приведены результаты весовых испытаний этой модели при угле атаки $\alpha = 50^\circ$ в виде зависимости $C_y(C_\mu)$, построенной в логарифмическом масштабе. Точка перегиба этой зависимости при $C_\mu = C_{\mu_R} \approx 0,4$ и $C_y \approx 6$ соответствует восстановлению практически безотрывного обтекания верхней поверхности крыла. Это подтверждает сопоставление фотографий спектров обтекания, полученных методом дымящейся проволоочки, для крыла с малой интенсивностью выдува ($C_\mu \approx 0,27$, рис. 9.3, в) и с выдувом при $C_\mu \approx 1,5$ (рис. 9.3, з). Исследования обтекания крыла, проведенные с помощью киносъемки со скоростью 240 кадров в секунду, выявили, что обтекание «расщепляющегося» крыла может быть нестационарным. В частности при скорости потока $V_\infty = 6,5$ м/с, $\alpha = 20^\circ$ и $C_\mu = 0,75$ было обнаружено, что безотрывный режим сменялся режимом отрывного обтекания верхней поверхности модели с одновременным затеканием набегающего потока в полость между верхней и нижней панелями модели с частотой 7–10 Гц.

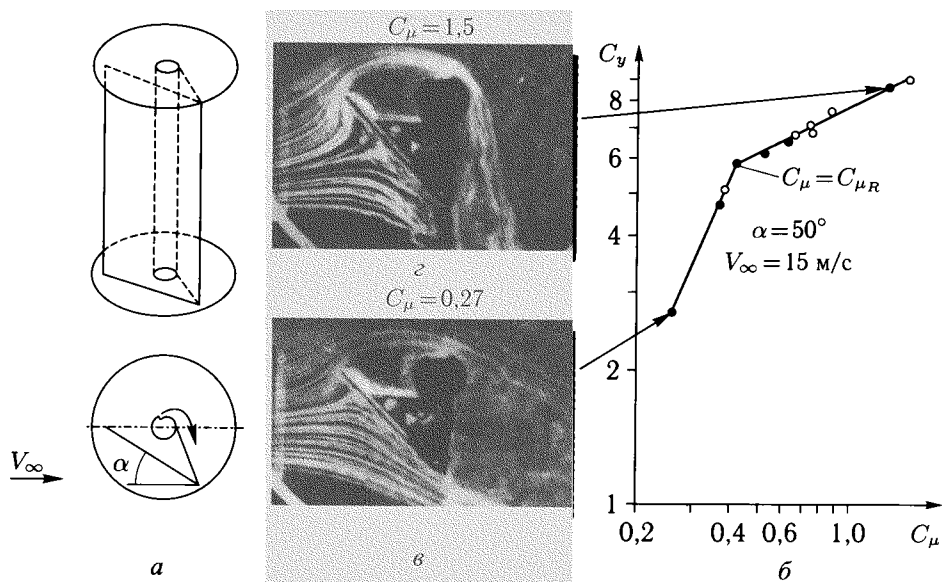


Рис. 9.3. Исследование модели расщепляющегося крыла: а — схема модели; б — зависимость коэффициента подъемной силы модели от коэффициента импульса струи; в, з — визуализация обтекания крыла

Сравнение зависимостей $C_y(C_\mu)$, приведенные на рис. 9.4 [50], показывает, что устройство такого типа может иметь преимущество по сравнению со струйным закрылком или с системой УПС на закрылке лишь при больших углах атаки. При малых углах атаки ($\alpha = 0$) «расщепляющееся» крыло является менее эффективным, чем другие системы, главным образом, вследствие существенного уменьшения подъемной силы при отклонении щитка без выдува.

Другой способ формирования отрыва потока с образованием вихревого течения над крылом был предложен Каспером [9.7] (рис. 9.5). Предполагалось, что повышение подъемной силы произойдет за счет формирования

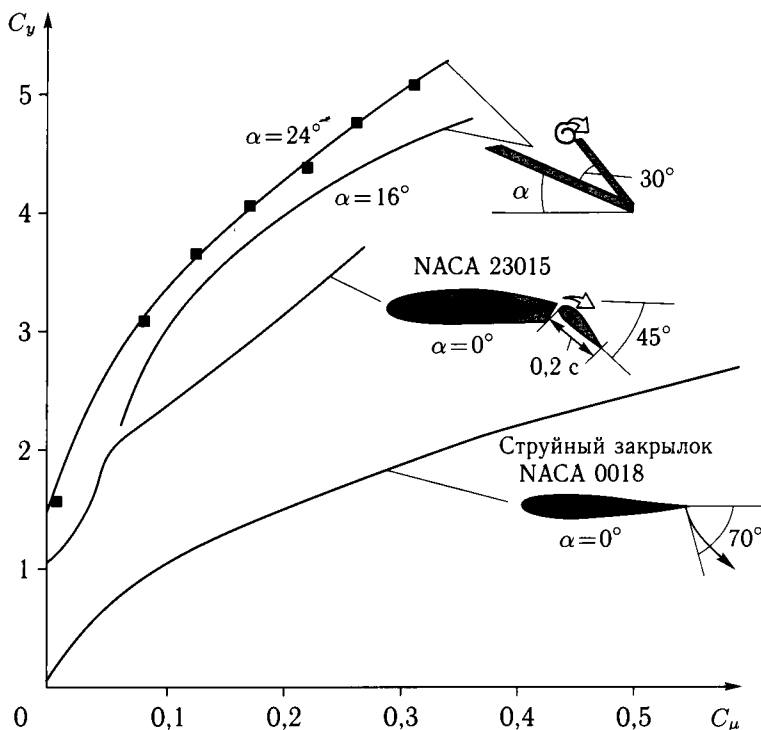


Рис. 9.4. Сравнение эффективности струйных систем увеличения подъемной силы

вихревого течения над верхней поверхностью крыла и между секциями расщепляющегося закрылка вследствие перетекания воздуха с нижней поверхности крыла через щель между основной частью крыла и закрылком. Однако опыты показали [9.9], что несущие свойства этой системы значительно ниже, чем у исходного профиля без отклонения механизации. Было выявлено,

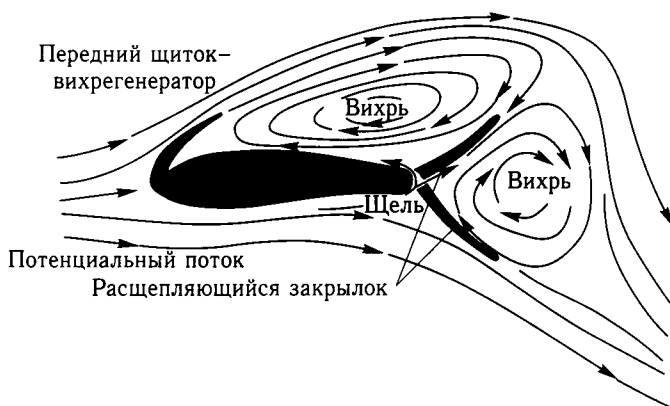


Рис. 9.5. Механизированное крыло Каспера

что негативный результат связан с формированием обычного отрывного течения за элементами механизированного крыла.

Устойчивое вихревое течение за носовым щитком может быть получено за счет создания дополнительного разрежения, например, путем отсасывания воздуха из этой области [9.10]. Теоретический анализ показал, что за счет выбора интенсивности стока можно обеспечить устойчивое вихревое течение за щитком (рис. 9.6). Экспериментальные исследования, проведенные на модели крыла в АДТ НИЦ им. Эймса с размерами рабочей части $2,1 \times 3$ м и в гидротрубе с размерами $0,15 \times 0,45$ м, подтвердили возможность формирования устойчивого вихревого течения позади отклоненного носового щитка при отсасывании воздуха через отверстия в концевых шайбах (рис. 9.7). Было выяснено также, что для обеспечения стационарного положения вихревого течения относительно крыла целесообразно использовать также хвостовой щиток.

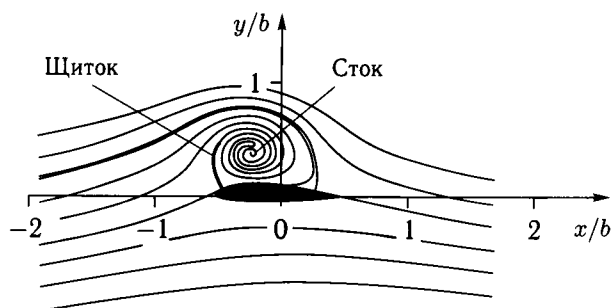


Рис. 9.6. Обтекание профиля с носовым щитком и стоком

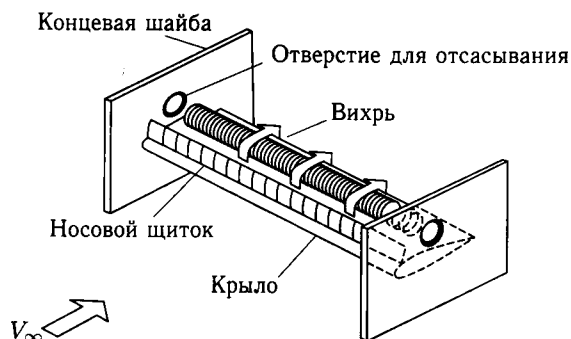


Рис. 9.7. Экспериментальная установка для исследований устойчивости вихревого течения за отклоненным носовым щитком при отсасывании воздуха через отверстия в концевых шайбах

Система увеличения подъемной силы, состоящая из выемки (каверны) на верхней поверхности профиля, в сочетании с выдувом осесимметричной струи вдоль каверны, была исследована также на фирме SAAB Scania (рис. 9.8). Экспериментальные данные, приведенные в [9.9], показывают, что выдув струи на профиле с отклоненным закрылком приводит к увеличению коэффи-

циента подъемной силы с $C_{y_{\max}} \approx 1,3$ (без выдува, $C_\mu = 0$) до $C_{y_{\max}} = 4,45$ при $C_\mu = 0,4$. Это свидетельствует о формировании интенсивного вихревого течения в выемке, которое приводит к повышению подъемной силы вследствие существенного понижения давления в этой области, а также восстановления безотрывного обтекания закрылка.

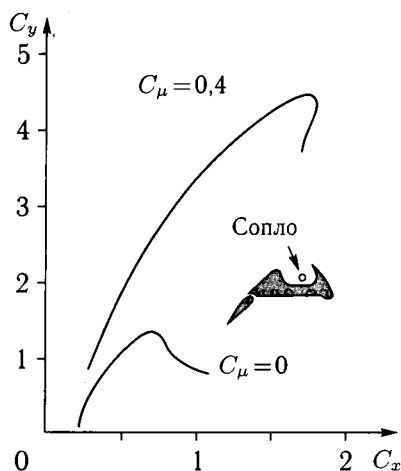


Рис. 9.8. Комбинированная система увеличения подъемной силы

Еще одним способом управления обтеканием является формирование продольных вихрей в так называемых вихревых ячейках, то есть в искусственных кавернах, полостях или выемках, выполненных на поверхности обтекаемого крыла [9.4]. При наличии потока в выемке возникает вихревое течение (рис. 9.9 [50]), вследствие чего внутри выемки создается разрежение. Это способствует сохранению безотрывного обтекания крыла при больших углах атаки и закрылка при больших углах его отклонения.

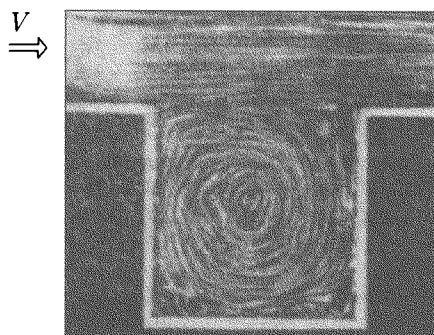


Рис. 9.9. Течение в выемке на обтекаемой поверхности

Принципиально важным является то обстоятельство, что на свободной линии тока над выемкой, в отличие от твердой поверхности крылового профиля, скорость течения не равна нулю. При анализе наружного обтекания разделяющая линия тока может рассматриваться как движущаяся поверх-

ность профиля. Трение потока о такую поверхность меньше, следовательно, и вероятность возникновения отрыва уменьшается. Для этого выемка (вихревая ячейка) должна располагаться на участке поверхности профиля, вдоль которого давление возрастает в направлении течения. Вторым фактором, влияющим на эффективность восстановления безотрывного обтекания профиля, является большая устойчивость пограничного слоя, имеющего более наполненный профиль скоростей за ячейкой, к неблагоприятному градиенту давления. Для использования этого эффекта ячейку нужно размещать выше по потоку от места предполагаемого отрыва.

Исследования, выполненные в ЦАГИ на модели прямоугольного крыла, показали, что наличие прямоугольных канавок — вырезов в поверхности закрылка, отклоненного на угол $\delta_z = 45^\circ$, позволяет повысить его эффективность приблизительно на 10% при отсутствии выдува на поверхность закрылка (рис. 9.10). При тангенциальном выдуве из щелевого сопла на верхнюю поверхность отклоненного закрылка величина приращения коэффициента подъемной силы от наличия вырезов в закрылке практически сохраняется.

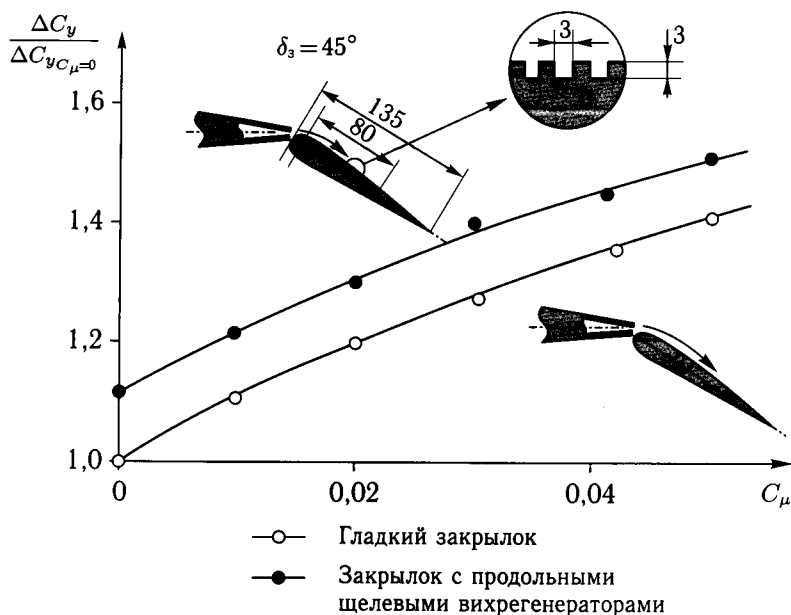


Рис. 9.10. Влияние продольных вихрегенераторов на эффективность закрылка

Возможности повышения интенсивности вихревого течения в выемке-каверне специальной формы за счет тангенциального выдува над поверхностью каверны исследованы в [9.5, 9.8] (рис. 9.11). Выемки, в которых формируется вихревое течение, располагаются на тех участках поверхности крыла, где необходимо управление пограничным слоем. Из щелевого сопла на передней кромке выемки осуществляется тангенциальный выдув струи сжатого воздуха, который увеличивает энергию пограничного слоя на крыле, а также повышает интенсивность вихревого течения в выемке. Поскольку

процесс повышения энергии течения за счет выдува происходит на свободной границе, то отсутствуют потери импульса струи на трение, которые являются характерными для пристенных струй.

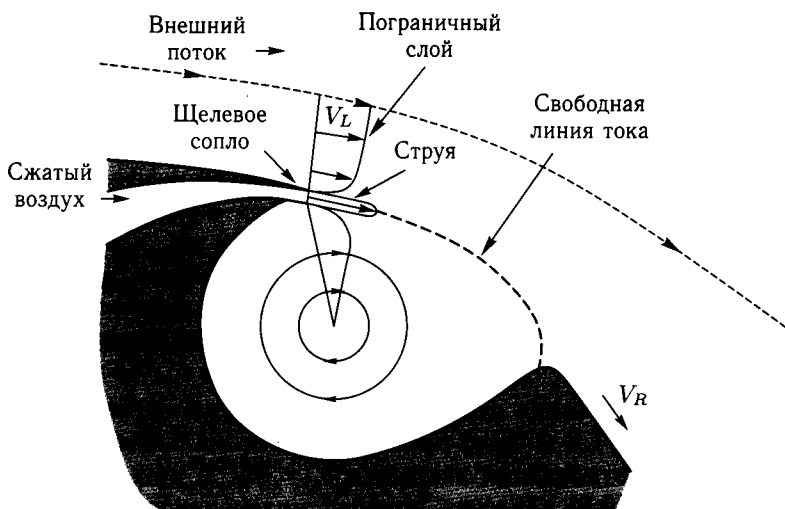


Рис. 9.11. Обтекание выемки с тангенциальным выдувом струи

Толщина (ширина) струи h_c , так же как и глубина выемки h , определяются условиями на передней кромке выемки. Предполагается, что для обеспечения коэффициента смешения струи с потоком, равного 0,8–0,85, относительная ширина струи должна быть $h/\theta > 1$, где θ — толщина потери импульса пограничного слоя вблизи выемки. Оценки показали также, что для обеспечения стабильного вихревого течения скорость истечения струи над поверхностью выемки должна быть равной половине скорости внешнего потока у передней кромки выемки.

Экспериментальные исследования сверхкритического профиля с относительной толщиной 11% при наличии продольных выемок, образующихся при отклонении носка и закрылка (рис. 9.12), и тангенциальном выдуве над ними проведены в АДТ с размерами поперечного сечения рабочей части $2,1 \times 3$ м при скоростях потока от 12 до 105 м/с, соответствующих числам $Re = 6 \cdot 10^5 - 2,44 \cdot 10^6$. Опыты показали, что при выдуве с интенсивностью $C_{\mu_n} \approx 0,085$ над выемкой вблизи носка, отклоненного на угол 30° , и с $C_{\mu_n} = 0,055$ над выемкой вблизи закрылка, отклоненного на такой же угол, коэффициент подъемной силы профиля достигает величины $C_y > 6$. При этом приращение момента тангажа на пикирование является незначительным ($m_z \simeq -0,3$ при $\bar{x}_T = 0,25$). Это соответствует положению аэродинамического фокуса $\bar{x}_F \simeq 0,3$, в то время как при использовании других систем увеличения подъемной силы $\bar{x}_F = 0,55 - 0,6$. Это обстоятельство существенно облегчает проблему продольной балансировки самолета со струйно-вихревой системой увеличения подъемной силы.

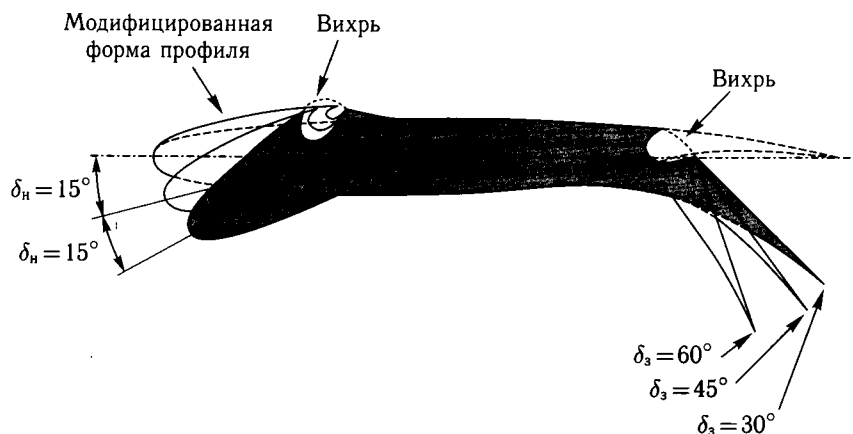


Рис. 9.12. Профиль крыла с вихребразующими выемками

Моделирование обтекания струйно-вихревых ячеек на верхней поверхности профиля с хордой 1,8 м было проведено в специальном канале при угле атаки $\alpha = 20^\circ$, угле отклонения закрылка $\delta_s = 45^\circ$ и при углах отклонения носка $\delta_n = 0$ и 30° [9.8]. За счет подбора интенсивности выдува удалось обеспечить обтекание профиля, близкое к потенциальному (рис. 9.13).

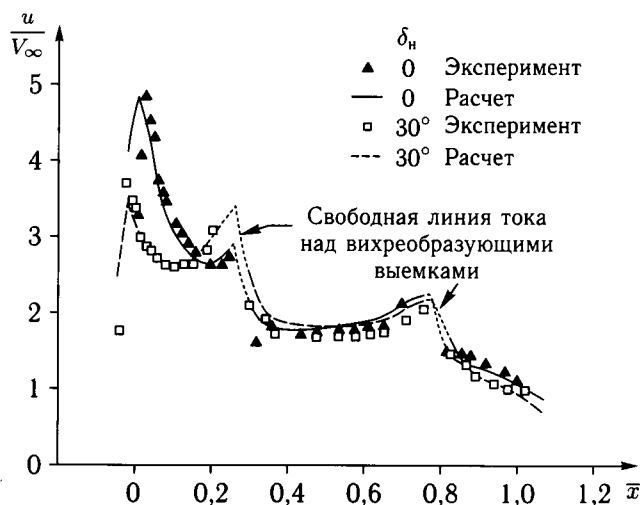


Рис. 9.13. Распределение давления по верхней поверхности профиля со струйно-вихревой системой увеличения подъемной силы

Теоретическая величина мощности, потребной для обеспечения потенциального обтекания профиля крыла со струйно-вихревой системой, может быть определена по формуле:

$$N_c = C_N \cdot q_\infty \cdot V_\infty \cdot b, \quad (9.1)$$

где C_N — коэффициент затраченной мощности:

$$C_N = \frac{2}{\eta} \left[\left(\frac{\theta}{b} \right)_c + \frac{0,0156 \cdot l_c}{(\text{Re}_c)^{1/5} \cdot b} \right] \left(\frac{u}{V_\infty} \right)_c^3, \quad (9.2)$$

где $\eta = 0,8-0,85$ — коэффициент смешения, $(\theta/b)_c$ — относительная толщина потери импульса вблизи выемки, l_c — длина выемки, Re_c — число Re , определяемое размером выемки, $(u/V_\infty)_c$ — относительная скорость течения перед выемкой.

Величина коэффициента потребляемой мощности связана с величиной коэффициента импульса струи, требуемой для обеспечения безотрывного обтекания профиля. На рис. 9.14 приведены зависимости коэффициента импульса струи C_{μ_n} , выдуваемой над выемкой у носка профиля, у закрылка C_{μ_z} и суммарного коэффициента C_μ , потребного для достижения заданной величины коэффициента подъемной силы при углах отклонения носка $\delta_n = 30^\circ$ и закрылка $\delta_z = 45^\circ$.

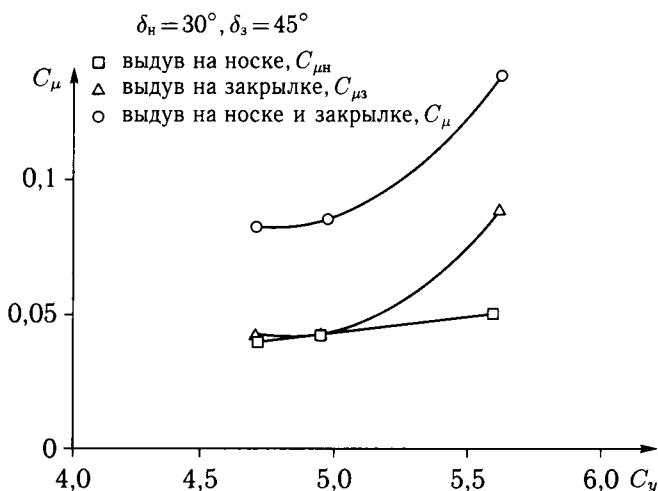
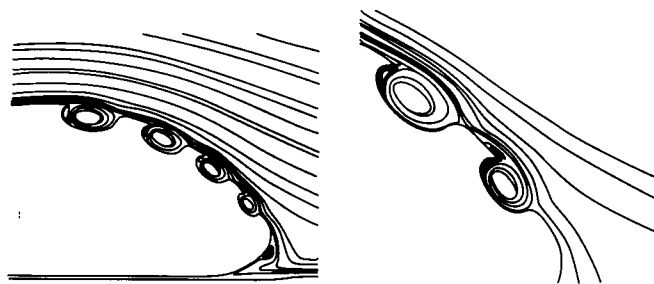


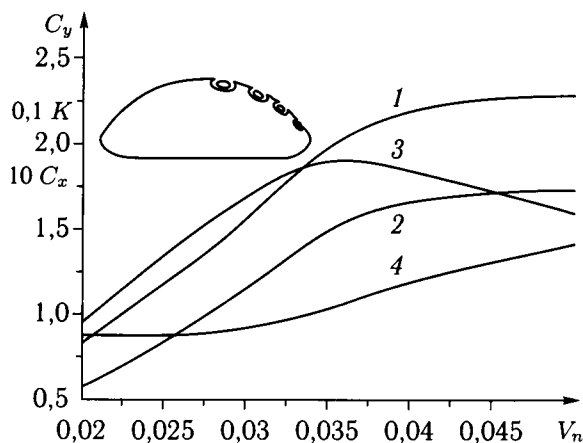
Рис. 9.14. Зависимости потребных коэффициентов импульса струй от коэффициента подъемной силы профиля со струйно-вихревой системой увеличения подъемной силы

В работе [9.1] проведены расчетные исследования обтекания тел с вихревыми ячейками на основе численного решения уравнений Навье–Стокса. Для интенсификации циркуляционного течения внутри вихревой ячейки исследованы возможности использования либо вращающегося цилиндра, расположенного внутри ячейки, либо отсасывания воздуха через поверхность размещенного в ячейке центрального тела.

На рис. 9.15, а в качестве примера приведены результаты расчета обтекания толстого профиля ($\bar{c} \approx 0,38$) с системой вихревых ячеек, а на рис. 9.15, б показано влияние относительной скорости отсасывания V_n на центральных телах эллиптической формы, расположенных внутри ячеек, на величину подъемной силы (1), аэродинамического качества (3) и интегрального коэффициента лобового сопротивления (с учетом энергозатрат), кривая 4. При оп-



а



б

Рис. 9.15. Профиль с вихревыми ячейками: а — обтекание профиля с вихревыми ячейками; б — зависимости аэродинамических коэффициентов от относительной скорости отсасывания. 1 — C_y профиля с вихревыми ячейками; 2 — C_y гладкого профиля; 3 — аэродинамическое качество K профиля; 4 — C_x профиля с вихревыми ячейками

тимальной скорости отсасывания $V_n = 0,035$, соответствующей достижению максимального аэродинамического качества $K_{\max} \approx 19$, величина коэффициента подъемной силы профиля с вихревыми ячейками составляет $C_y \approx 2$, то есть приблизительно на 30% выше, чем на профиле с обычным отсасыванием (кривая 2 на рис. 9.15, б).

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ С ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Практическая реализация ЭСУПС на самолетах различного назначения сопряжена с необходимостью решения комплекса аэродинамических, конструктивно-технологических и эксплуатационных задач. Наиболее полно эти задачи решены в настоящее время на самолетах с системами управления пограничным слоем (УПС). Эти системы, обладающие высокой аэродинамической эффективностью при сравнительно небольших потребных расходах сжатого воздуха, реализованы на ряде серийных и опытных самолетов:

Локхид F-104 «Старфайтер» (серийный, США) — УПС на закрылках,

Мак Доннелл F-4 «Фантом» (серийный, США) — УПС на закрылках и носках крыла,

Блэкберн «Бакэнир» SMK.2 (серийный, Англия) — УПС на закрылках, зависающих элеронах, носках крыла и горизонтальном оперении,

Су-7Б (опытный, СССР) — УПС на закрылках,

МиГ-21 (серийный, СССР) — УПС на закрылках,

МиГ-23 (опытный, СССР) — УПС на закрылках и зависающих элеронах,

Шин-Мэйва PS-1 (серийный, Япония) — УПС на закрылках, рулях высоты и направления.

Как следует из приведенного ограниченного перечня, системы УПС реализованы, главным образом, на самолетах военного назначения. Многолетний опыт эксплуатации серийных самолетов с системами УПС показал их высокую надежность и возможности значительного улучшения взлетно-посадочных характеристик при различных условиях базирования. Например, применение УПС совместно с обдувом крыла струями от 4 воздушных винтов на летающей лодке Шин-Мэйва PS-1 (SS-2) позволяет осуществлять взлет и посадку самолета с массой 35 т на водную поверхность с высотой волны до 3 м со скоростями до 83 км/ч [10.10].

Исследования системы УПС на закрылках и зависающих элеронах, а также системы управления циркуляцией путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку крыла проведены на экспериментальном самолете «Фотон» в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ (см. рис. 1.33). Летные испытания аналогичной системы проведены в США на модифицированном палубном самолете А-6/ССW [10.8].

Исследования систем УПС на крупномасштабных моделях транспортных самолетов Ан-10, Ан-42, пассажирского самолета Ту-124 и других выполнены в АДТ Т-101 ЦАГИ. Летные испытания эжекторной системы увеличения подъемной силы проведены на экспериментальном четырех-двигательном самолете Boeing 367-80 (модифицированный Boeing 707) [5.10].

Эти исследования демонстрируют возможности существенного улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов различного класса. В то же

время практически отсутствуют данные, показывающие возможности улучшения маневренных и крейсерских характеристик самолетов за счет применения струйной механизации.

В разделе 10.3 данной монографии приведены результаты расчетных оценок возможностей улучшения крейсерских характеристик типичного двухдвигательного транспортного самолета за счет применения тангенциального выдува струи для подавления волнового отрыва потока на стреловидном крыле при больших дозвуковых скоростях полета, а также для улучшения его взлетно-посадочных характеристик.

Кроме того, в разделе 10.4.3 проведены расчетные исследования возможностей повышения маневренных характеристик самолета типа МиГ-29 с различными типами ЭСУПС.

Для выполнения комплексной оценки эффективности использования струйной системы увеличения подъемной силы на самолете необходимо:

- уточнить аэродинамическую компоновку самолета, включая выбор типа двигателей и их размещение на самолете,
- оценить аэродинамические характеристики самолета с учетом воздействия выдува струй и возможностей балансировки при работе ЭСУПС,
- выбрать источник сжатого воздуха для использования в системе выдува,
- разработать принципиальную схему воздушной системы и дать оценку возможного увеличения веса самолета за счет ее установки.

Эти данные необходимы для расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета с ЭСУПС и их сравнения с базовым самолетом.

На этапе предварительного проектирования, из-за отсутствия полной информации о технических параметрах разрабатываемого самолета и невозможности выполнения детальной конструктивной проработки системы выдува, должны быть выполнены оценки увеличения веса самолета за счет оснащения воздушной системой, а также изменения тяги силовой установки при отборе сжатого воздуха (газа) из газодинамического тракта современного ТРДД.

Указанные оценки могут быть выполнены на основе анализа и обобщения результатов имеющихся расчетных и экспериментальных данных, в том числе представленных в данной монографии. Эти данные относятся в основном к системам управления пограничным слоем (УПС) путем тангенциального выдува струй на верхнюю поверхность крыла и/или отклоненных закрылков, применяемым, главным образом, на военных самолетах для улучшения их взлетно-посадочных характеристик.

Однако данные, касающиеся конструктивного выполнения систем УПС, их весовых характеристик, величин потерь тяги двигателей при отборе сжатого воздуха и др., могут быть использованы также для оценок взлетно-посадочных и летно-технических характеристик и других типов самолетов, в том числе и на крейсерских режимах полета. При этом естественно предположить, что системы тангенциального выдува струй должны быть многорежимными, то есть использоваться не только для улучшения крейсерских, но также и взлетно-посадочных и маневренных характеристик самолета.

С целью получения обобщенных оценок параметров систем УПС (размеров щелевых сопел для выдува и их положения на крыле, потребного

количества воздуха, потерь тяги силовой установки, веса конструкции и др.), а также их влияния на аэродинамические характеристики ниже проведен анализ известных данных расчетных и экспериментальных исследований, а также конструктивных особенностей реализованных систем УПС на самолетах различного класса на режимах взлета, посадки и маневра.

10.1. Выбор источника сжатого воздуха (газа) для ЭСУПС

Анализ потребных величин расхода сжатого воздуха (газа) и коэффициента импульса струй показал, что при выдуве струй из щелевых сопел для улучшения аэродинамических характеристик самолета в крейсерском полете и на режимах взлета и посадки необходимо использовать сжатый воздух со сверхкритическим перепадом давлений на срезе сопла $p_o/p_c > 1,9$, где p_o — полное давление в форкамере сопла, p_c — статическое давление на поверхности крыла в месте расположения сопла. Выдув струи должен осуществляться со скоростью, превышающей скорость потока на поверхности крыла на режимах взлета и посадки и в крейсерском полете, что является необходимым условием эффективной работы системы тангенциального выдува. Кроме того, при сверхкритических перепадах давления массовый расход истекающего из сопла газа не зависит от изменения поля внешнего давления на поверхности крыла. Если при сверхкритическом перепаде давлений в канале подвода сжатого воздуха поддерживаются малые скорости (менее $1/6$ скорости струи), внутренние гидравлические потери являются незначительными, а изменение скорости струи по размаху крыла можно обеспечить, подбирая только высоту щелевого сопла. В этом случае не требуются устанавливать сложные направляющие лопатки внутри канала и дроссельные краны, используемые в системах низкого давления.

Сжатый воздух с заданными параметрами может быть получен с помощью автономных источников, например, вспомогательных силовых установок на борту, как на самолете Шин Мэйва [10.10] и экспериментальном самолете «Фотон» [10.4], или от маршевых двигателей, что является более предпочтительным.

Наиболее важными газодинамическими параметрами, которые необходимо учитывать при выборе двигателя как источника сжатого воздуха, являются:

- степень сжатия компрессора газогенератора (π_k),
- степень повышения давления во втором (вентиляторном) контуре (π_v),
- температура газов перед турбиной (T_T),
- степень двухконтурности (m),
- изменение тяги, удельного расхода топлива и других газодинамических параметров при отборе сжатого воздуха (газа).

В качестве маршевых двигателей на современных гражданских самолетах используются, как правило, высокоэкономичные ТРДД с высокой степенью двухконтурности ($m = 5-6$). Сжатый воздух (газ) можно отобрать из различных точек ТРДД (рис. 10.1). Эти точки могут быть условно разделены на две группы. В первую группу включаются точки отбора воздуха с малым давлением, отличающиеся температурой:

- за вентилятором (I),

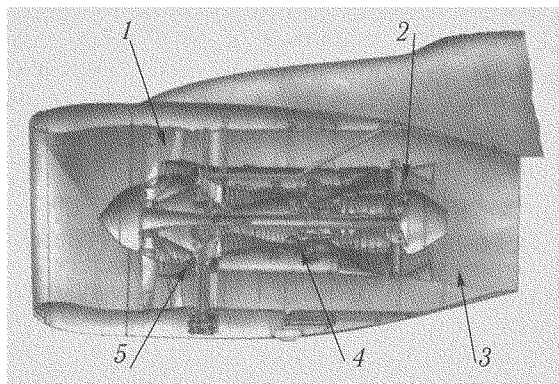


Рис. 10.1. Возможные места отбора сжатого воздуха (газа) из ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m = 5$): 1 — за вентилятором; 2 — за турбиной вентилятора; 3 — из камеры смешения; 4 — за компрессором; 5 — внутри компрессора

- за турбиной вентилятора (2),
- из камеры смешения потоков (3).

Вторую группу составляют точки отбора воздуха высокого давления:

- за компрессором (4),
- внутри компрессора (5).

Каждый из этих вариантов имеет свои достоинства и недостатки. Очевидным недостатком отбора газа за турбиной является высокая температура ($T_r \approx 1000$ К). Отбор газа за турбиной или из камеры смешения ($T_r \approx 700\text{--}800$ К) связан с трудностями его отвода и распределения. Однако этот вариант отбора оказывает наименьшее влияние на характеристики двигателя.

Более предпочтительным является отбор сжатого воздуха из второго (вентиляторного) контура ТРДД вследствие сравнительно небольших потерь тяги, низкой температуры отбираемого воздуха ($T_r \approx 350\text{--}400$ К) и простоты конструкции. Однако, оптимальная степень сжатия в вентиляторе π_v уменьшается с увеличением степени двухконтурности двигателя (рис. 10.2) [10.11]. Так, например, величина π_v одноступенчатого вентилятора, характерная для двигателей большой степени двухконтурности ($m > 5\text{--}6$), находится в пределах 1,6–1,7. Согласно расчетным оценкам и экспериментальным данным, желаемая величина степени сжатия $\pi_v \geq 2,5\text{--}3$ на режиме крейсерского полета ($M = 0,8$, $H = 10$ км) может быть достигнута на ТРДД с $m \leq 3\text{--}3,5$ при весьма высоких значениях степени сжатия в компрессоре $\pi_k = 36$ и температуре газов перед турбиной 1750 К.

Таким образом, при использовании ЭСУПС в крейсерском полете, при взлете или маневре целесообразно отбирать сжатый воздух за вентилятором ТРДД с $m = 2,5\text{--}3,0$ при степени сжатия $\pi_v \geq 2\text{--}4$.

В совместных работах Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) и ЦАГИ [10.1] рассмотрены возможности отбора сжатого воздуха (газа) из газодинамического тракта современных ТРДД с малой или умеренной степенью двухконтурности на режимах дозвукового маневра, взлета и посадки.

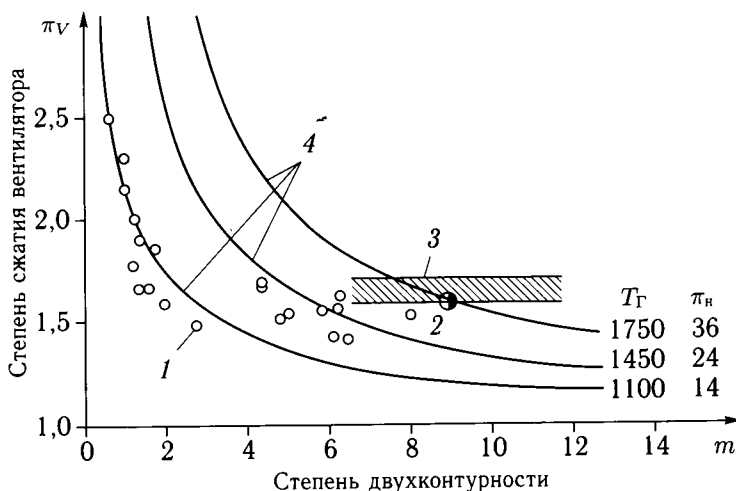


Рис. 10.2. Зависимости степени сжатия воздуха за вентилятором от степени двухконтурности и газодинамических параметров ТРДД: 1 — реальные двигатели; 2 — расчет; 3 — максимальные величины для одноступенчатого вентилятора; 4 — оптимальные величины для $M = 0,8$, $H = 10000$ м

На режиме маневра необходимо обеспечить минимальные потери тяги двигателя при отборе сжатого воздуха (газа) из его тракта. Согласно расчетам, при отборе рабочего тела из ТРДД со степенью двухконтурности $m = 0,5$ и параметрами рабочего процесса $T_{г\max} = 1600$ К, $\pi_k = 22$ наименьшее падение форсажной тяги T_{ϕ} на режимах маневра ($M = 0,6$, $H = 5$ км) обеспечивается при отборе горячего газа за турбиной вентилятора (ТВ) или из камеры смешения (СМ), а наибольшее — при отборе «холодного» сжатого воздуха за компрессором (К) или вентилятором (В), рис. 10.3. Так, например, для обеспечения импульса выдуваемой струи, составляющей 10% от тяги двигателя ($\bar{J}_c = J_c/T_{\phi} = 0,1$), необходимо отобрать за турбиной вентилятора приблизительно $\bar{G}_{отб} = 12\%$ газа, проходящего через тракт двигателя. При этом потери тяги ТРДД на режиме форсажа не превышают 10–11%. То есть при отборе 1% газа за турбиной вентилятора тяга двигателя уменьшается также приблизительно на 1%. Такое же соотношение сохраняется и при отборе «холодного» сжатого воздуха за вентилятором. Потери тяги при отборе 1% сжатого воздуха из контура высокого давления (от компрессора) двигателя являются более значительными и составляют приблизительно 3% тяги. Отбор газа из камеры сгорания (КС) или за турбиной компрессора (ТК) сопряжен со значительными трудностями вследствие большой температуры.

Требования к системе отбора воздуха (газа) от двигателя на режимах взлета самолета являются такими же, как и на маневре, то есть главным условием является минимизация потерь тяги. Это может быть достигнуто путем отбора газа за турбиной вентилятора или из камеры смешения.

Однако наиболее предпочтительным является отбор сжатого воздуха из внешнего контура ТРДД по следующим причинам:

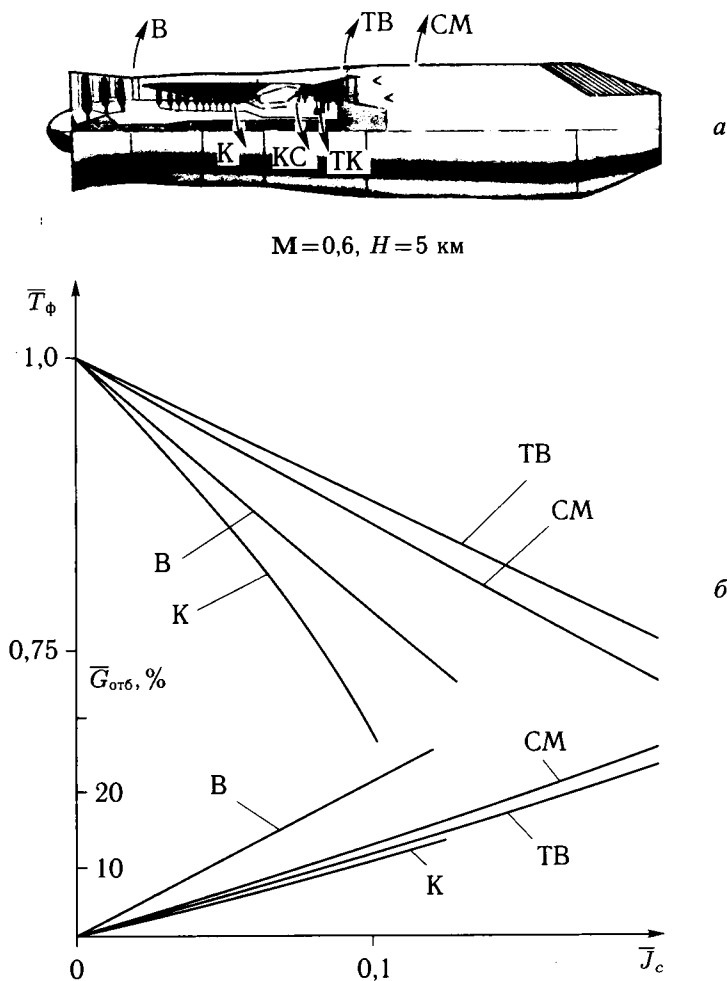


Рис. 10.3. Влияние отбора сжатого воздуха (газа) на форсажную тягу ТРДД с малой степенью двухконтурности ($m = 0,5$): а — схема ТРДД с вариантами отбора сжатого воздуха: В — за вентилятором, К — от компрессора, КС — из камеры сгорания, ТК — за турбиной компрессора, ТВ — за турбиной вентилятора, СМ — из камеры смешения; б — зависимости относительного изменения форсажной тяги \bar{T}_ϕ и относительного веса отбираемого воздуха (газа) $\bar{G}_{отб}$ от величины импульса струи \bar{J}_c

- более простая (по сравнению с другими вариантами) конструкция системы отбора, вследствие низкой температуры отбираемого воздуха,
- отбор воздуха из внешнего контура приводит к меньшим потерям тяги, чем отбор из внутреннего контура (за компрессором),
- при отборе воздуха из внешнего контура нет необходимости осуществлять дополнительную регулировку турбокомпрессора, достаточно лишь изменять на взлетных режимах площадь критического сечения сопла, что является штатной системой регулирования современных ТРДД.

Суммарный импульс сопла двигателя будет равен сумме импульсов потоков на выходе из внешнего (с учетом отбора воздуха) и внутреннего контуров. В этом случае потери тяги двигателя будут больше импульса выдуваемых струй на величину потерь импульса из-за гидравлических и тепловых потерь в трассе подвода воздуха к соплам ЭСУПС. Таким образом, связь между потерями тяги ΔT и импульсом выдуваемых струй J_c может быть представлена в виде:

$$\Delta T = J_c \cdot \xi \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}}, \quad (10.1)$$

где T_{o2} и T_{oc} — соответственно температуры торможения во внешнем контуре и перед соплами ЭСУПС; ξ — коэффициент, учитывающий гидравлические потери в трассе подвода воздуха к соплам.

Учитывая, что коэффициент импульса $C_j = \frac{J_c}{q_\infty \cdot S}$ и скорость полета

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho(H)} \frac{G/S}{C_y}},$$

где $\rho(H)$ — плотность воздуха на заданной высоте H , G/S — удельная нагрузка на крыло, можно записать величину относительного уменьшения тяги:

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{C_j \cdot \xi}{C_y \cdot \varphi_T} \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}}, \quad (10.2)$$

где $\varphi_T = T/G$ — тяговооруженность, T — стартовая тяга двигателя (при $V=0$).

Из этого соотношения следует, что относительная величина падения тяги из-за отбора воздуха зависит не только от величины C_j , но и от отношения C_j/C_y и тяговооруженности самолета.

При условии полного отбора воздуха из внешнего контура (предельный случай для ТРДД с малой степенью двухконтурности) относительная величина падения тяги на бесфорсажном режиме работы двигателя определятся следующим выражением:

$$\frac{\Delta T}{T} = 1 - \frac{1}{\sqrt{(m+1) \left(m \frac{T_{o2}}{T_{o1}} + 1 \right)}}, \quad (10.3)$$

а на форсажном режиме:

$$\frac{\Delta T}{T} = 1 - 1/(m+1), \quad (10.4)$$

где $m = G_2/G_1$, G_2 и G_1 — соответствующие расходы воздуха через внешний и внутренние контуры двигателей, T_{o2} и T_{o1} — соответствующие температуры на выходе из внешнего и внутреннего контуров.

С учетом (10.3) и (10.4) максимальные значения C_j для случая полного отбора воздуха из внешнего контура определяются из следующих отношений:

для бесфорсажного режима

$$\frac{C_{j \max}}{C_y} \leq \left[1 - \frac{1}{\sqrt{(m+1) \left(m \frac{T_{o2}}{T_{o1}} + 1 \right)}} \right] \frac{\varphi_T}{\xi \sqrt{T_{o2}/T_{oc}}}, \quad (10.5)$$

для форсажного режима

$$\frac{C_{j \max}}{C_y} \leq [1 - 1/(m+1)] \cdot \varphi_T / (\xi \sqrt{T_{o2}/T_{oc}}). \quad (10.6)$$

Эти соотношения могут быть использованы для оценки максимальных возможных величин коэффициента импульса струй при отборе сжатого воздуха из внешнего контура ТРДД на режимах взлета и посадки.

Недостатком отбора из внешнего контура является сравнительно низкое давление отбираемого воздуха, а следовательно, и большие потребные габариты трубопроводов.

При посадке самолета потери тяги двигателя не являются лимитирующими, поэтому отбор сжатого воздуха из контура высокого давления (от компрессора) является предпочтительным, поскольку при равных расходах воздуха эта система отбора имеет наименьшие габариты и массу по сравнению с другими вариантами.

На посадочных режимах двигатель работает в области глубоких дроссельных тяг при пониженной температуре газа, и в случае включения отбора воздуха от компрессора тяга может быть поддержана на заданном уровне при достаточно больших величинах отбора ($G_{отб} = 0,25G_K$) за счет использования резерва по температуре газа.

Следует отметить, что поскольку потребные дроссельные тяги на режимах посадки при отборе воздуха обеспечиваются при повышенных оборотах роторов, то создается возможность ускоренного выхода двигателя на максимальный режим в случае необходимости ухода самолета на второй заход.

Оценки влияния на величину импульса отбираемого воздуха основных параметров рабочего процесса двигателей ($T_r = 1600-1800$ К, $\pi_K = 22-30$ и др.) с различной степенью двухконтурности ($m = 0,3-0,8$) показали, что величины отбираемого от компрессора ТРДД воздуха на режиме полета $H = 0$, $M = 0,2$ определяются, в основном, расчетной степенью двухконтурности, резко уменьшаясь с увеличением m [10.1]. В связи с этим использование отбора воздуха на посадке целесообразно в ТРДД с малой степенью двухконтурности в сочетании с температурной раскруткой ($\Delta T_r \approx 100$ К), которая увеличивает максимальный импульс приблизительно на 17 %. Относительный расход отбираемого от компрессора воздуха, ограниченный условием максимальной температуры перед турбиной $T_{r \max}$, составляет 20–25 % для всех рассмотренных вариантов ТРДД. Увеличение π_K позволяет пропорционально повысить давление отбираемого воздуха, что уменьшает вес и габариты системы отбора.

Предельная величина J_c для двигателя типа АЛ-31Ф (или АЛ-41Ф) на режиме посадки самолета ($M = 0,2$, $H = 0$, $T = 1500$ кг) при штатном наборе

регулируемых элементов (реактивное сопло F_c , направляющие аппараты вентилятора и компрессора) и фиксированной относительной массе отбираемого воздуха ($\bar{G}_{отб} = 15\%$) составляет 462 кг, то есть приблизительно 30% от тяги двигателя (кривая 1 на рис. 10.4). Введение регулирующего дросселя ($F_{др}$) в канале наружного контура или регулируемой створки смесителя позволяет увеличить J_c на 18% (кривая 2), а дополнительное использование регулируемого спрямляющего аппарата турбины вентилятора ($F_{САТВ}$) еще на 22% и довести импульс до 675 кг (кривая 3).

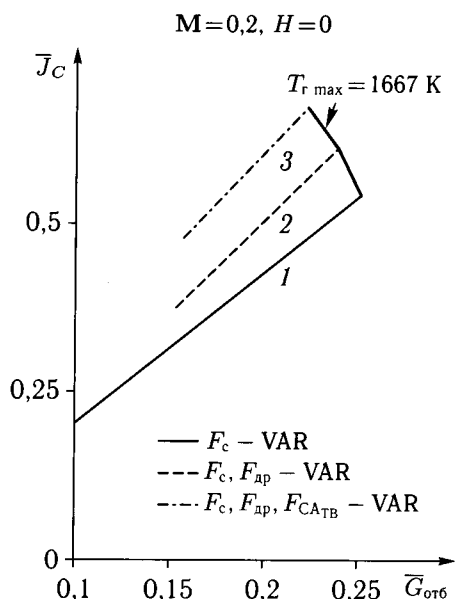


Рис. 10.4. Влияние регулирования элементов газодинамического тракта двигателя на величину импульса воздуха, отбираемого от компрессора ТРДД

При максимально возможном отборе воздуха, определяемом максимальной температурой газов перед турбиной ($T_{r\max} = 1667\text{ K}$), величина $J_{c\max}$ может быть доведена до 800 кг при штатном наборе регулирующих элементов, до 905 кг при введении регулируемого смесителя или дросселя и до 990 кг при дополнительном регулировании спрямляющего аппарата турбины вентилятора. Совместное использование указанных средств регулирования увеличивает J_c на 46,4% по сравнению со штатным регулированием, и, в целом, позволяет получить величину импульса отбираемого воздуха, составляющую приблизительно 70% от тяги двигателя.

Устройство для управления величиной отбора воздуха может быть использовано для улучшения эксплуатационных характеристик двигателя на тех режимах, когда отбор воздуха не используется. В частности, могут быть повышены запасы газодинамической устойчивости на переходных режимах работы двигателя, уменьшено время приемистости. Например, на режиме экстренного взлета (ухода на второй круг) при неудачной посадке время приемистости двигателя от режима малого газа до режима форсажа может

уменьшено до $t_{\text{пр}} = 2$ с, то есть в два раза по сравнению с номинальным при сохранении заданных ограничений по параметрам двигателя ($T_{\text{г max}}$, n_{max} и др.).

Таким образом, проведенные оценки свидетельствуют о больших возможностях отбора сжатого воздуха (газа) от современных ТРДД для использования в ЭСУПС различных типов на взлетно-посадочных режимах полета, в крейсерском полете и при маневрировании.

10.2. Выбор параметров и оценка веса воздушной системы

Для оценки веса системы сжатого воздуха необходима ее детальная газодинамическая и конструктивная разработка. На предварительном этапе исследований для оценки параметров и веса воздушной системы могут быть использованы опубликованные данные по реализации этих систем на серийных и опытных самолетах.

Системы УПС реализованы, главным образом, на военных самолетах с ТРД или ТРДД малой степени двухконтурности. Отбор сжатого воздуха осуществляется от промежуточных ступеней или позади компрессора. В качестве примера на рис. 10.5 показана схема системы УПС на серийном палубном самолете «Бакэнир» SMK.2 [3.1, 3.3, 10.6]. Сжатый воздух для системы УПС отбирается от последних ступеней компрессоров двух ТРД в объеме до 10% общего весового расхода через двигатель под давлением 7 кг/см^2 при температуре свыше 300°C . Давление в трубопроводах является достаточным для обеспечения «запирания» щелевых сопел, что обеспечивает равномерное распределение воздуха по всему размаху при выбранных размерах высоты щелевых сопел:

закрылка	— $h = 1,2\text{--}1,0 \text{ мм}$,
элерона	— $h = 1,0\text{--}0,8 \text{ мм}$,
носки крыла	— $h = 0,6 \text{ мм}$,
носки горизонтального оперения	— $h = 0,2 \text{ мм}$.

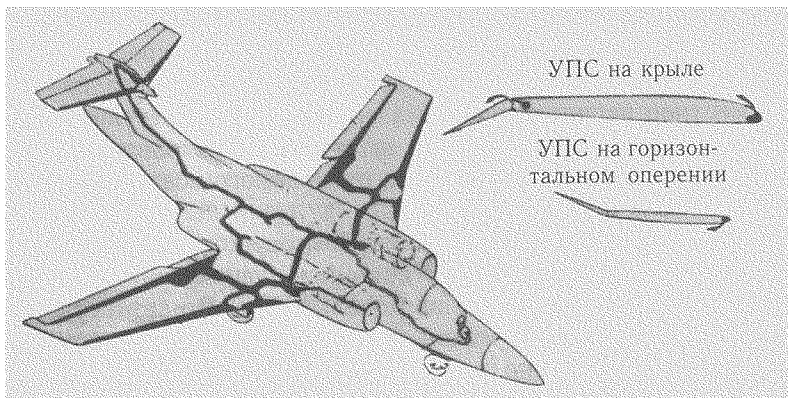


Рис. 10.5. Система УПС на самолете «Бакэнир» SMK.2

От каждого двигателя воздух отбирается по двум каналам. Эти каналы подведены к общему трубопроводу с системой кольцевания, соединяющего оба двигателя. Если один из двигателей работает с малым числом оборотов или останавливается, обратные клапаны не пропускают в этот двигатель воздух, отбираемый от другого двигателя.

Аналогичные системы были выполнены на английском палубном самолете Супермарин N.113 «Симитэр» [46], самолете Мак Доннел F-4 «Фантом» [3.1] и других. На самолете «Фантом» воздух для системы УПС, отбираемый от компрессора каждого двигателя с температурой 510°C и давлением $15,8 \text{ кг/см}^2$, поступает в общий воздуховод, из которого он распределяется для выдува через щелевые сопла высотой $1,27\text{--}0,76 \text{ мм}$ — на носки крыла и $0,66 \text{ мм}$ — на закрылки.

Согласно опубликованным данным [46], общий вес системы УПС на закрылках самолета Грумман F 9 F-4 «Пантера» составил всего 25 кг , то есть $0,35\%$ от общего взлетного веса самолета $G_o = 7150 \text{ кг}$, а на самолетах «Хантер», «Си Веном», «Силистэр» и «Бакэнир» вес системы УПС (при отборе воздуха от компрессора ТРД) не превышает $0,5\%$ их взлетного веса.

В работе [10.9] дана оценка изменения веса ударного самолета с взлетным весом $23\,600 \text{ кг}$ за счет использования струйных закрылков (см. раздел 10.4.3). В качестве источника сжатого воздуха рассмотрен маршевый двигатель со степенью двухконтурности $m = 1,2$ с тремя вариантами отбора воздуха (газа):

- из камеры смешения потоков при температуре 442°C ,
- за турбиной (788°C),
- за вентилятором (117°C).

Даны оценки изменения веса самолета за счет изменения веса двигателя, усиления хвостовой части крыла, конструкции струйного закрылка, каналов воздушного тракта, теплоизоляции, установки клапанов, приводов и других элементов. Кроме того, учтена экономия веса за счет замены механических закрылков на струйные (без подвижных элементов), составляющая: $0,44\%$ от веса самолета. В целом показано, что утяжеление самолета составляет $0,83\%$ при отборе воздуха из камеры смешения, $1,3\%$ — за турбиной и $0,76\%$ — за вентилятором.

Однако, добавочная подъемная сила от струйных закрылков позволяет уменьшить площадь крыла, что приводит к увеличению удельной нагрузки на крыло с 488 до 585 кг/м^2 и в конечном счете к уменьшению веса конструкции и взлетного веса самолета на $3,45\text{--}4,6\%$ в зависимости от места отбора сжатого воздуха.

В связи с отсутствием данных о весе системы УПС тяжелых самолетов для их оценки могут быть использованы статистические данные по весам систем кондиционирования и противообледенительных систем (ПОС) [10.11]. На рис. 10.6 приведены зависимости величины относительного веса этих систем для пассажирских и транспортных самолетов с взлетным весом до 300 т . Видно, что с увеличением размерности самолета относительный вес систем кондиционирования и ПОС $\bar{G}_c = G_c/G_o$ уменьшается.

Аналогичная зависимость была построена путем экстраполяции ограниченных данных для самолетов с системами УПС. Согласно этой зависимости

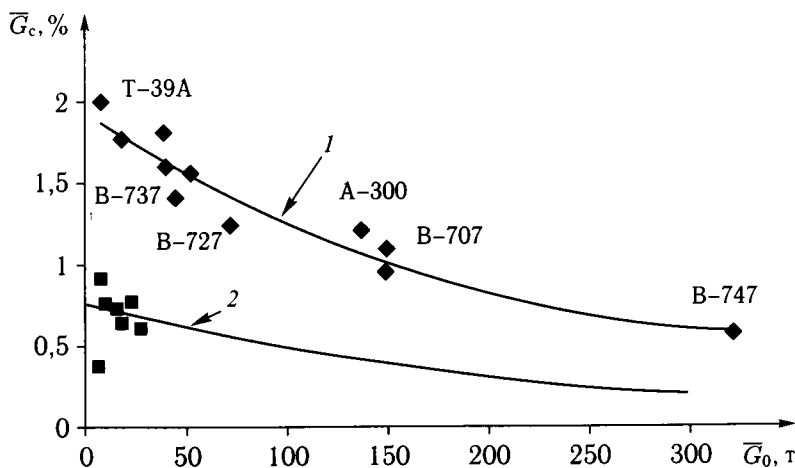


Рис. 10.6. Зависимость относительного веса воздушных систем самолетов от взлетного веса: 1 — системы кондиционирования и противообледенительные системы; 2 — системы управления пограничным слоем

вес воздушной системы для выдува струй на самолетах с взлетным весом 100–130 т может составлять 0,5–0,4 %.

10.3. Летно-технические характеристики транспортного самолета с тангенциальным выдувом струй на крыле

10.3.1. Оценка потерь тяги двигателей при отборе сжатого воздуха и веса воздушной системы. Комплексные оценки влияния тангенциального выдува струй на крейсерские и взлетно-посадочные характеристики самолета были выполнены применительно к двухдвигательному транспортному самолету с крылом большого удлинения ($\lambda = 16$) площадью $S = 200 \text{ м}^2$ (рис. 10.7, а).

Выдув струй осуществляется из щелевого конфузорного сопла шириной 7 мм, расположенного на относительном расстоянии $\bar{x}_c = x_c/b \approx 0,7$ от передней кромки крыла (рис. 10.7, б). Одно и то же сопло используется для выдува струи в крейсерском полете ($\delta_3 = 0$) и для выдува на простые поворотные закрылки при их отклонении во взлетное ($\delta_3 = 30^\circ$) и посадочное ($\delta_3 = 60^\circ$) положения (рис. 10.7, в).

В качестве обобщенных параметров приняты:

- удельная нагрузка на крыло $G_o/S = 550 \text{ кг/м}^2$,
- взлетная тяговооруженность $T_o/G_o = 0,35$.

Предполагается, что крейсерский самолет совершает полет на высотах от 9,5 до 11 км со скоростью, соответствующей числу $M = 0,78$. При заданных условиях полета потребные коэффициенты подъемной силы изменяются в диапазоне от $C_y > 0,4$ ($H = 9,5 \text{ км}$) до 0,5 ($H = 11 \text{ км}$). На основании результатов расчетов обтекания крыла на режиме полета $M = 0,78$, $H = 9,5 \text{ км}$ ($Re = 24,6 \cdot 10^6$) показано, что отрыв на крыле является сравнительно слабым и может быть ликвидирован за счет выдува струи небольшой

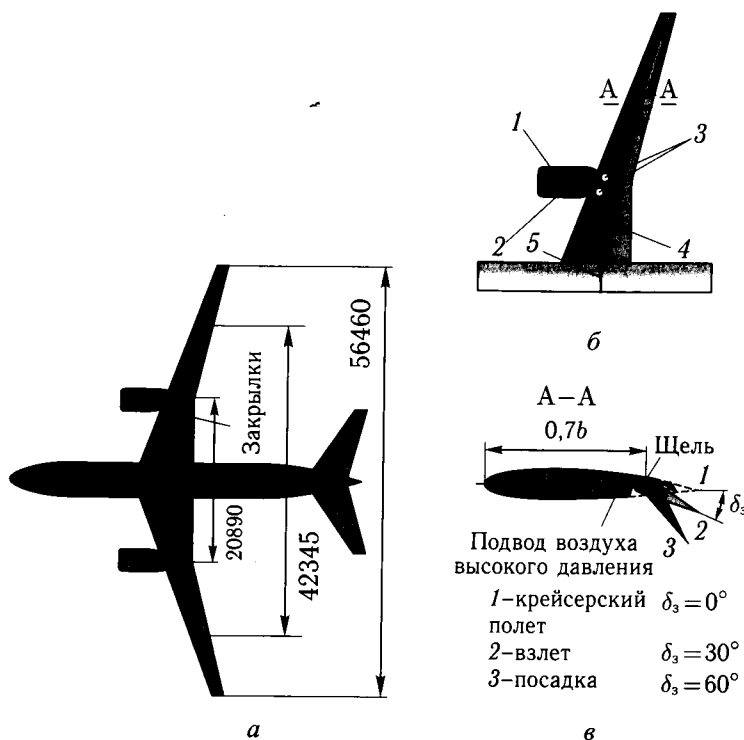


Рис. 10.7. Компонировка транспортного самолета с системой УПС: *а* — схема самолета; *б* — схема воздушной системы: 1 — отбор воздуха от вентилятора; 2 — отбор воздуха высокого давления от компрессора; 3 — управляющие и отсежные клапаны; 4 — щелевое сопло; 5 — кольцевой канал; *в* — сечение крыла с системой УПС

интенсивности, характеризуемой величиной коэффициента импульса струи $C_j \approx 0,001-0,0012$.

При этих величинах коэффициента импульса потребный массовый расход сжатого воздуха, определяемый по формуле $\dot{m}_j = C_j \cdot q_\infty \cdot S/V_j$, не превышает 1,6–1,8% расхода воздуха через двигатели.

Анализ возможного уровня потерь тяги двигателей вследствие отбора воздуха, основанный на использовании данных по системам кондиционирования, в которых отбор воздуха осуществлялся от вентиляторного контура или от компрессора ТРДД в зависимости от режима полета, а также известных данных по системам отбора воздуха на самолетах с системами УПС (см. рис. 10.3) показывает, что отбор 1% сжатого воздуха от ТРДД со степенью двухконтурности $m = 3-4$ может приводить к уменьшению тяги на 1,5–2% при отборе за вентилятором и на 2,5–3% от компрессора на крейсерском режиме полета. Следовательно, для рассматриваемого самолета отбор воздуха с относительной массой $\dot{m}_j = 1,8\%$ может привести к соответствующему уменьшению тяги на $\Delta \bar{T} \approx 2,7-3,6\%$ ($\xi_1 = 0,973-0,964$) при отборе за вентилятором и на $\Delta \bar{T} \approx 4-5\%$ ($\xi_1 = 0,96-0,95$) при отборе за компрессором. Однако часть этих потерь компенсируется импульсом J_c

струй, выдуваемых из щелевых сопел на крыло, который должен определяться с учетом гидравлических потерь в трассе подвода воздуха к щелям. При малой скорости течения в каналах ($V < 1/6V_c$) можно принять, что гидравлические потери не превышают 4–5 %. Следовательно, импульс выдуваемых струй с учетом гидравлических потерь в трассе ($\xi_2 = 0,95$), определяемый по формуле $J'_c = \xi_2 \cdot C_j \cdot q_\infty \cdot S$, в рассматриваемом случае составляет не более 3 % от тяги двигателей.

Таким образом, располагаемая тяга силовой установки на самолете с тангенциальным выдувом может быть определена следующим образом:

$$T_\Sigma = \xi_1 T + \xi_2 J_c,$$

где ξ_1 — коэффициент потерь тяги двигателя вследствие отбора сжатого воздуха от ТРДД, ξ_2 — коэффициент, учитывающий гидравлические потери в трассе подвода сжатого воздуха к щелям. Согласно оценкам, потери тяги силовой установки самолета за счет работы системы тангенциального выдува в крейсерском полете могут составить 0,2–0,6 % при отборе воздуха за вентилятором и 1–2 % при отборе за компрессором.

Аналогичные оценки, выполненные для условий взлета и посадки, показывают, что при выдуве струй из тех же щелевых сопел, что и в крейсерском полете, потери тяги могут составлять 1,5–3 % в зависимости от места отбора при относительном отборе воздуха около 2,0 %.

При посадке потребный расход воздуха возрастает и, соответственно, потери тяги могут увеличиться до 3–7 % в зависимости от места отбора сжатого воздуха и режима работы двигателя. Однако, для режимов захода на посадку и посадки это уменьшение тяги не является решающим.

При оценках летно-технических характеристик необходимо учитывать также изменение веса самолета, связанного с установкой системы тангенциального выдува. Согласно оценкам, для самолета с взлетным весом $G_o \geq 110$ т это увеличение может составить 0,3–0,4 % (см. рис. 10.6).

Однако, при использовании этой же системы тангенциального выдува на режимах взлета и посадки следует учесть возможное уменьшение веса самолета за счет замены сложной щелевой механизации крыла на более простые нещелевые поворотные закрылки.

Согласно статистическим данным [28], относительный вес закрылков $\bar{G}_3 = G_3/G_o$ пассажирских и транспортных самолетов существенно зависит от типа механизации:

- однощелевые закрылки $\bar{G}_3 = 0,0102$,
- двухщелевые закрылки $\bar{G}_3 = 0,0166$,
- закрылки Фаулера $\bar{G}_3 = 0,0174$.

Таким образом, замена двухщелевых закрылков или закрылков Фаулера на простые поворотные закрылки может уменьшить вес механизации на 40–42 %. В работе [10.11] указывается, что аналогичное упрощение механизации крыла может уменьшить ее относительный вес на 25–30 %. Учитывая это обстоятельство, можно считать, что уменьшение веса самолета за счет упрощения механизации крыла может полностью компенсировать увеличение

веса конструкции за счет системы подвода воздуха или это увеличение будет составлять незначительную величину (0,1–0,2%).

В связи с отсутствием надежных данных по весу крыла с различными типами механизации, весу бортовых воздушных систем высокого давления, а также по величинам гидравлических потерь в этих системах и потерь тяги в двигателях различной степени двухконтурности при отборе сжатого воздуха (газа) указанные оценки следует рассматривать как предварительные.

С учетом указанных обстоятельств расчеты летно-технических характеристик самолета проведены в широких диапазонах возможного изменения его веса и тяги двигателей за счет применения тангенциального выдува.

10.3.2. Крейсерские характеристики. Оценка эффективности тангенциального выдува струи на крыло транспортного самолета выполнена применительно к варианту самолета, предназначенного для перевозки груза массой 20 т на дальность 4000 км с крейсерской скоростью, соответствующей $M_{\text{крейс}} = 0,73$.

Эффективность использования тангенциального выдува на крыло оценивалась путем сравнения характеристик вариантов самолета с наличием системы выдува и без нее. При этом сравнивались характеристики самолетов при одинаковых значениях взлетного веса и площади крыла. В этом случае в качестве критериев рассматривались следующие показатели:

- практическая дальность полета при одинаковом взлетном весе самолета,
- расход топлива на единицу транспортной работы.

Расчет дальности полета проводился с учетом разницы в крейсерском аэродинамическом качестве. Этот подход не требует решения уравнения весового баланса.

Для расчета тяговых, массовых и габаритных характеристик двигателя в качестве прототипа использованы характеристики российского двухконтурного двигателя ПС-90 ($m > 5$) с взлетной тягой 16000 кг, близкого по своим параметрам к зарубежным двигателям семейства CFM-56.

Использование тангенциального выдува струи позволяет уменьшить аэродинамическое сопротивление самолета. Этот эффект может быть использован для увеличения крейсерской скорости полета без изменения относительных геометрических параметров крыла. В настоящей работе рассматривалась возможность увеличения крейсерского числа M полета до 0,78 при сохранении исходной тяговооруженности и площади крыла.

Согласно расчетам, наличие выдува при числе $M = 0,78$ приводит к увеличению максимального аэродинамического качества с 12,3 до 13,3, то есть приблизительно на 8%.

Наряду с положительным влиянием выдува на аэродинамику самолета, в расчетах учитывались дополнительные затраты массы на систему выдува и потери тяги двигателей, связанные с работой этой системы.

Так как на начальных этапах проектирования трудно оценить с достаточной точностью массовые затраты и потери тяги, связанные с наличием системы выдува, их значения в расчетах варьировались в достаточно широких пределах.

Расчеты¹⁾ показали, что переход от числа $M = 0,73$ к числу $M = 0,78$ у базового варианта самолета (без выдува) приводит к существенному проигрышу в дальности полета (на 28 %) и в расходе топлива (на 23 %). Этот проигрыш объясняется резким ростом волнового сопротивления крыла самолета. Использование тангенциального выдува позволяет значительно уменьшить сопротивление за счет устранения отрывов пограничного слоя, вызванных наличием скачков уплотнения. В зависимости от величины потерь крейсерской тяги и дополнительного увеличения массы самолета за счет использования системы выдува ($\bar{G}_c = G_c/G_o$) выигрыш в дальности полета (по сравнению с самолетом без выдува) при числе $M = 0,78$ достигает 6–8 % (максимальный 9,3 % при отсутствии потерь тяги и дополнительных массовых затрат, рис. 10.8, а), а в расходе топлива соответственно до 5–7 % (максимальный 7,8 %, рис. 10.8, б).

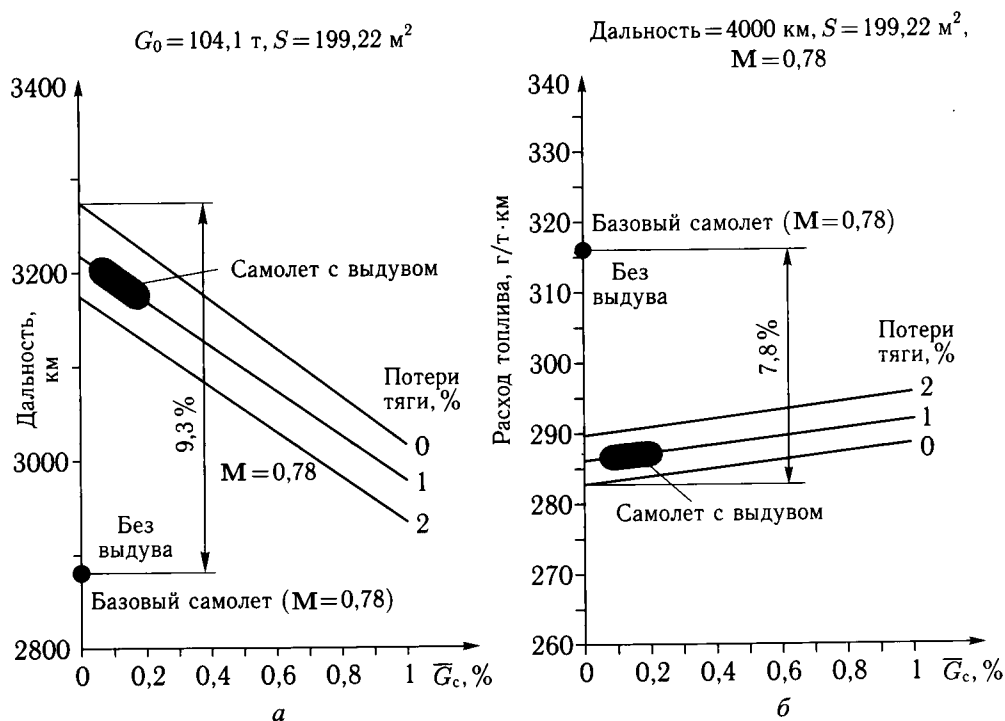


Рис. 10.8. Крейсерские характеристики транспортного самолета с системой УПС на крыле: а — зависимости дальности полета от относительного веса системы УПС; б — зависимости расхода топлива от относительного веса системы УПС

При условии выполнения одинаковой транспортной работы (полет на дальность 4000 км с грузом 20 т) применение тангенциального выдува также может ослабить неблагоприятное изменение характеристик базового самолета при увеличении крейсерского числа M от 0,73 к 0,78. В этом случае при

¹⁾ Расчеты выполнены Ю. Н. Чернавских.

переходе на $M_{\text{крейс}} = 0,78$ с использованием выдува можно уменьшить взлетный вес самолета на 1,5–2,0 %, а расход топлива на 6–8 %.

Таким образом, на основании выполненных расчетных оценок сделан вывод, что тангенциальный выдув струи на крыло может быть использован для улучшения характеристик транспортных самолетов при необходимости увеличения крейсерского числа M полета без изменения геометрических параметров крыла.

10.3.3. Взлетно-посадочные характеристики. Для оценки взлетно-посадочных характеристик самолета с системой выдува на простые (нечелюевые) поворотные закрылки использованы приближенные формулы. Эти формулы отражают влияние системы выдува на аэродинамические характеристики самолета, изменение тяги двигателей при отборе сжатого воздуха и веса самолета за счет оснащения воздушной системой для выдува струй.

По аналогичным формулам определялись взлетно-посадочные характеристики базового самолета с обычной щелевой механизацией (двухщелевые закрылки).

Режим взлета

Длина разбега:

$$L_p = \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{отр}}^2}{\frac{T_p}{G_o} - \frac{1}{3K_p} - \frac{2}{3}f},$$

где T_p — средняя взлетная тяга двигателей при разбеге самолета,
 G_o — взлетный вес самолета,
 K_p — аэродинамическое качество самолета при разбеге, $K_p = 7-8$,
 f — коэффициент трения ($f = 0,03$)
 $T_p \approx 0,93T_o$, где T_o — стартовая тяга двигателей (при $V = 0$).
 Скорость отрыва:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2}{\rho(H=0)} \frac{1}{C_{y_{\text{отр}}}} \cdot \frac{G_o}{S}}, \text{ м/с.}$$

В расчетах принято:

- взлетный вес самолета $G_o = 110\,000$ кг,
- удельная нагрузка на крыло $G_o/S = 550$ кг/м²,
- стартовая тяговооруженность $T_o/G_o = 0,35$,
- взлетная тяговооруженность $T_p/G_o = 0,33 \cdot \xi_1$,

где ξ_1 — коэффициент потерь тяги двигателей при отборе сжатого воздуха (газа) для системы УПС,

- угол отклонения закрылков $\delta_3 = 30^\circ$,
- потребный коэффициент импульса струи $c_{\mu R} = J_c/q_\infty S_o = 0,02$, обеспечивающий безотрывное обтекание закрылков, где S_o — площадь крыла, соответствующая размаху закрылков.

Согласно оценкам, применение системы УПС на закрылках, отклоненных на угол $\delta_3 = 30^\circ$, позволяет получить величину коэффициента подъемной силы при отрыве с учетом потерь на балансировку самолета $C_{y_{\text{отр}}} > 2$

при взлетном угле атаки $\alpha = 8^\circ$. При этом скорость отрыва самолета составляет $V_{\text{отр}} \approx 240$ км/ч, рис. 10.9, а.

Закрылки	G_0/S , кг/м ²	T_p/G_0	$\Delta \bar{G}_3$	δ_3°	$C_{\mu R}$	ΔC_{y_3}	$C_{y_{\text{отр}}}$
С УПС	550	0,31	0,01	30	0,02	1,1	2
Щелевые	550	0,33	0,017	30	0	0,85	1,8

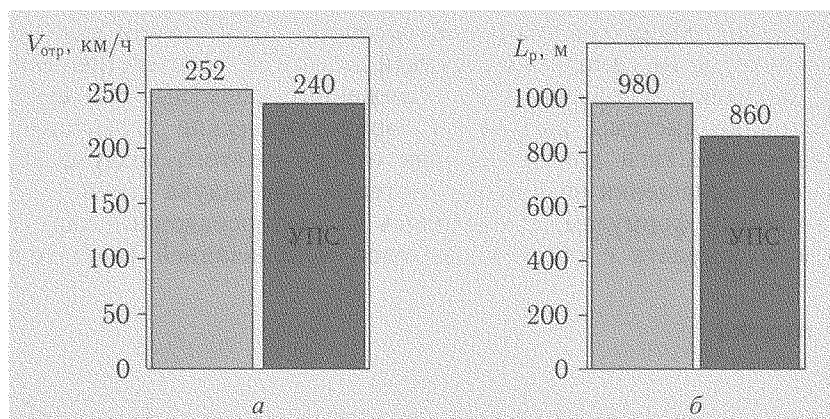


Рис. 10.9. Взлетные характеристики транспортного самолета с системой УПС на закрылках и щелевыми закрылками: а — скорость отрыва; б — длина разбега

Согласно оценкам, потребный расход сжатого воздуха для системы УПС (при $c_\mu = 0,02$) составляет приблизительно 1,8% от общего расхода воздуха через двигатели. Соответственно, отбор воздуха приводит к потере тяги двигателей на 3,6% ($\xi_1 = 0,964$) при отборе воздуха за вентилятором и на 5,4% ($\xi_1 = 0,946$) — от компрессора.

Часть указанных потерь компенсируется импульсом струй, выдуваемых на закрылки:

$$J'_c = c_\mu \cdot q_\infty \cdot \frac{S_o}{S} \cdot \cos(\alpha + \delta_3) \cdot \xi_2 \cdot \eta_3,$$

где $\xi_2 = 0,95$ — коэффициент, учитывающий гидравлические потери в воздушной трассе, $\eta_3 \approx 0,85$ — коэффициент потерь импульса струй за счет трения и поворота на отклоненном закрылке.

В результате суммарные потери тяги при взлете могут составлять 1,1–1,5% при отборе воздуха за вентилятором и 2,5–3% — от компрессора.

С учетом указанных потерь длина разбега самолета может составлять $L_p \approx 860$ м (при отборе воздуха за вентилятором) и 880 м (при отборе воздуха от компрессора), рис. 10.9, б.

На базовом самолете со щелевыми закрылками при $C_{y_{\text{отр}}} \approx 1,8$ ($\delta_3 = 30^\circ$) скорость отрыва $V_{\text{отр}} > 252$ км/ч и длина разбега $L_p \approx 980$ м (см. рис. 10.9).

Таким образом, применение закрылков с системой УПС позволяет уменьшить скорость отрыва на 4–5% и длину разбега на 10–12%. При сохранении исходной длины разбега ($L_p = 980$ м) полезная нагрузка на самолете с системой УПС может быть увеличена на 5–6%.

Посадка

Длина пробега —

$$L_{\text{пр}} = \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{пос}}^2}{\frac{1}{3K_{\text{пос}}} + \frac{2}{3}f_{\text{пр}}}.$$

Посадочная скорость —

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2}{\rho(H=0)} \frac{1}{C_{y_{\text{пос}}}} \frac{G}{S}},$$

 $f_{\text{пр}}$ — приведенный коэффициент трения ($f_{\text{пр}} = 0,15-0,3$).

При посадочном весе самолета, соответствующем удельной нагрузке на крыло $G/S = 400 \text{ кг/м}^2$, угле отклонения закрылков $\delta_3 = 60^\circ$ с системой УПС ($c_{\mu_R} = 0,07$), коэффициенте подъемной силы $C_{y_{\text{пос}}} = 2,8$ ($\alpha = 8^\circ$) $K_{\text{пос}} = 6$ и $f_{\text{пр}} = 0,3$ посадочная скорость $V_{\text{пос}} = 172 \text{ км/ч}$ и длина пробега $L_{\text{пр}} = 447 \text{ м}$ (рис. 10.10).

Закрылки	$G_0/S, \text{ кг/м}^2$	δ_3°	C_{μ_R}	ΔC_{y_s}	$C_{y_{\text{пос}}}$
С УПС	400	60	0,07	2,1	2,8
Щелевые	400	60	0	1,3	2,1

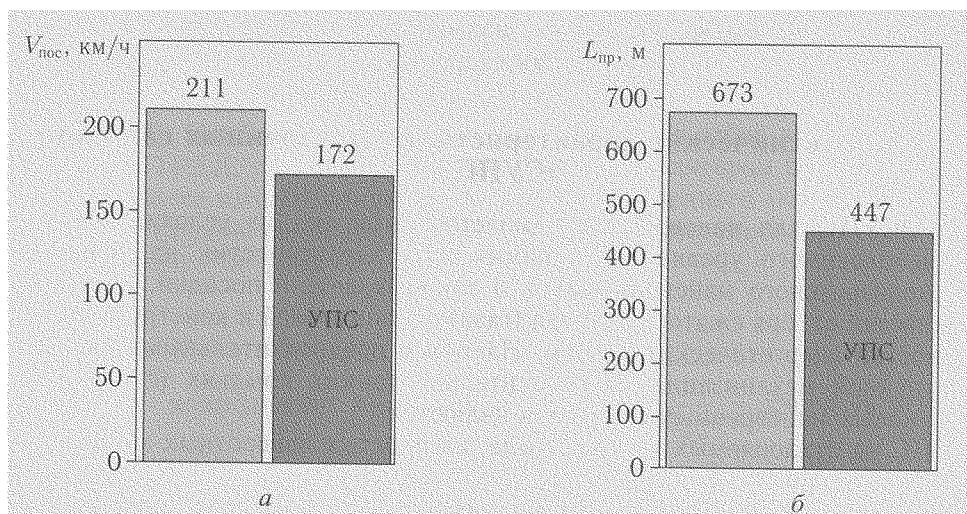


Рис. 10.10. Посадочные характеристики транспортного самолета с системой УПС на закрылках и щелевыми закрылками: а — посадочная скорость; б — длина пробега

Для базового самолета со щелевыми закрылками ($\delta_3 = 60^\circ$, $C_{y_{\text{пос}}} = 2,1$) посадочная скорость равна приблизительно 210 км/ч и длина пробега $L_{\text{пр}} \approx 673 \text{ м}$.

Таким образом, применение УПС на закрылках позволяет по сравнению с базовым самолетом уменьшить посадочную скорость на 15–18% и длину

пробега на 30–35 %. Эти улучшения характеристик существенно повышают безопасность полета на сложном режиме посадки.

Возможность существенного улучшения посадочных характеристик подтверждают результаты летных исследований самолета Боинг 367-80 (опытный самолет Боинг 707) с эжекторной системой выдува на закрылки (см. рис. 5.21), выполненных фирмой Боинг и NASA [5.10]. Самолет имеет следующие основные характеристики:

— размах крыла	39,6 м,
— площадь крыла	262 м ² ,
— удлинение крыла	6,
— угол стреловидности по линии 1/4 хорд	35°,
— максимальный взлетный вес	81 700 кг.

Воздух для УПС отводится от компрессоров двигателей и через сопла поступает в эжекторы, расположенные вдоль линии шарниров по всему размаху закрылков, составляющему 68 % размаха крыла.

Система состоит из двух трубопроводов, каждый из которых пересекает фюзеляж и проходит вдоль закрылков. Соединение каналов обеспечивает симметрию в случае прекращения подачи воздуха от одного двигателя или разрушения канала. Летные исследования, в которых нарушения работы системы вызывались искусственно, показали, что выход из строя одного двигателя уменьшает максимальную подъемную силу не более чем на 4 %. Весьма высокая эффективность системы позволила осуществлять полеты самолета весом 61 300 кг на малых скоростях: наименьшая скорость при заходе на посадку была 144,7 км/ч, а посадочная скорость 139 км/ч (при $C_{y_{\text{пос}}} = 2,5$).

10.4. Летно-технические характеристики маневренных самолетов с ЭСУПС

Тип ЭСУПС для маневренных самолетов выбирают из условий обеспечения необходимого уровня аэродинамических характеристик на режимах до- и околозвукового маневрирования, а также взлета и посадки, с учетом возможностей отбора сжатого воздуха (газа) от двигателей и конструктивных особенностей энергетических систем. Наиболее предпочтительными вариантами струйной механизации на относительно тонких крыльях ($\bar{c} = 3\text{--}5\%$) сверхзвуковых маневренных самолетов являются:

- УПС на отклоняемых носках крыла, на простых поворотных закрылках и зависающих элеронах,
- поперечный выдув струй (ПВС) из осесимметричных сопел над поверхностью крыла вдоль его размаха и/или над закрылками.

На дозвуковых самолетах, имеющих относительно более толстые крылья, возможно использование также других типов ЭСУПС, например, системы управления циркуляцией путем выдува на скругленную заднюю кромку крыла, эжекторных и струйных закрылков и др.

Выбор типа ЭСУПС зависит от основных требований, предъявляемых к самолету. В зависимости от необходимости решения задач, связанных с улучшением взлетно-посадочных, маневренных или крейсерских характе-

ристик, должны выбираться варианты струйной механизации, тип силовой установки с учетом возможного уровня потерь тяги при отборе сжатого воздуха и веса воздушной системы, аэродинамическая схема самолета, обеспечивающая балансировку и необходимый уровень эффективности органов управления при работе ЭСУПС.

Ниже рассмотрены особенности применения ЭСУПС на режимах взлета, посадки и дозвукового маневра, а также приведены примеры реализации ЭСУПС для улучшения этих характеристик на ряде серийных и опытных самолетов.

10.4.1. Взлетные характеристики. Для истребителей, имеющих большую стартовую тяговооруженность ($T/G \geq 1$), проблема взлета, как правило, не является лимитирующим фактором. Однако при эксплуатации самолетов на коротких и особенно на грунтовых ВПП проблема повышения подъемной силы является существенной. В качестве средства улучшения взлетных характеристик целесообразно использовать систему УПС на закрылках, поскольку эта система обеспечивает значительное повышение несущих свойств крыла при сравнительно небольших потребных значениях коэффициента импульса выдуваемых струй ($C_\mu < 0,05$). На взлете необходимо обеспечить минимальные потери тяги двигателей при отборе воздуха (газа) из газодинамического тракта, а также уменьшить дополнительное индуктивное и профильное сопротивление за счет отклонения закрылков на умеренные углы ($\delta_z \leq 30^\circ$) по всему размаху крыла.

Наименьшие потери тяги обеспечиваются, как показано в разделе 10.1, при отборе газа за турбиной вентилятора или из камеры смешения, а также при отборе сжатого воздуха из внешнего (вентиляторного) контура ТРДД (см. рис. 10.3). Наиболее предпочтительным является отбор воздуха из внешнего контура ТРДД, поскольку отбираемый за вентилятором воздух имеет значительно более низкую температуру, чем из внутреннего «горячего» контура.

При отрыве самолета от ВПП величина импульса выдуваемых струй определяется по формуле:

$$J_c = C_j \cdot \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S,$$

где C_j — коэффициент импульса, $V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 G}{\rho S C_{y_{\text{отр}}}}}$ — скорость отрыва, S — площадь крыла, G — взлетный вес самолета, $C_{y_{\text{отр}}}$ — коэффициент подъемной силы при отрыве.

Следовательно, величина потери тяги при отборе воздуха от двигателя может быть представлена в виде:

$$\Delta T = C_j \cdot \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S \cdot \xi \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}} = C_j \cdot \frac{G}{C_{y_{\text{отр}}}} \xi \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}}$$

или

$$\Delta T = C_j \cdot \frac{T}{C_{y_{\text{отр}}} \cdot (T/G)} \cdot \xi \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}}, \quad (10.7)$$

где T — стартовая тяга двигателя (при $V = 0$), T/G — тяговооруженность самолета, ξ — коэффициент гидравлических потерь в трассе подвода воздуха к соплам ЭСУПС, T_{o2} и T_{oc} — соответственно температуры торможения во внешнем контуре ТРДД и перед соплами.

Таким образом, относительное падение тяги двигателя при отборе воздуха:

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{C_j}{C_{y_{отр}}} \cdot \frac{\xi}{(T/G)} \sqrt{\frac{T_{o2}}{T_{oc}}}. \quad (10.8)$$

Следовательно, относительная величина падения тяги при отборе воздуха возрастает с увеличением отношения $C_j/C_{y_{отр}}$ и уменьшается при повышении взлетной тяговооруженности самолета.

Относительная величина продольной силы R (или избыточной тяги), действующей на самолет с отбором воздуха от двигателей при отрыве самолета от взлетной полосы, определяется выражением (без учета импульса выдуваемых струй):

$$\frac{R}{T} = \frac{T_{отр}}{T} - \frac{\Delta T}{T} - \frac{X}{T}, \quad (10.9)$$

где $T_{отр}$ — тяга двигателей без отбора воздуха при скорости отрыва самолета, X — аэродинамическое сопротивление.

Уменьшение тяги двигателей при разгоне может быть приближенно учтено по формуле:

$$\frac{T_{отр}}{T} = 1 - \frac{V_{отр}}{V_c}, \quad (10.10)$$

где V_c — скорость истечения газов из сопла.

Относительная величина аэродинамического сопротивления:

$$\frac{X}{T} = C_{x_{отр}} \cdot \frac{\rho V_{отр}^2 S}{2 T} = \frac{1}{(C_{y_{отр}}/C_{x_{отр}}) \cdot (T/G)}, \quad (10.11)$$

где $C_{x_{отр}}$ — коэффициент сопротивления при отрыве, $C_{y_{отр}}/C_{x_{отр}} = K_{отр}$ — взлетное аэродинамическое качество самолета.

Величина избыточной тяги после отрыва от ВПП должна обеспечивать ускорение самолета не меньше определенной величины a_{\min} , то есть должно выполняться условие:

$$R \geq \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = \frac{G}{g} a_{\min}, \quad (10.12)$$

где G — взлетный вес самолета.

Таким образом, предельная относительная величина потери тяги $\Delta T/T$ будет определяться следующим неравенством:

$$\Delta T/T \leq (1 - V_{отр}/V_c) - \frac{1}{K_{отр}(T/G)} - \frac{a_{\min}}{g(T/G)} \quad (10.13)$$

или с учетом (10.8)

$$\frac{C_{j_{\max}}}{C_{y_{отр}}} \leq \frac{(T/G)}{\xi \cdot \sqrt{T_{o2}/T_{oc}}} \left[(1 - V_{отр}/V_c) - \frac{1}{K_{отр}(T/G)} - \frac{a_{\min}}{g(T/G)} \right]. \quad (10.14)$$

Таким образом, значения $C_{j_{\max}}$ должны находиться по соотношению (10.14), если величина $\Delta T/T$ определяется необходимостью обеспечить минимальное допустимое ускорение после взлета. В случае полного использования воздуха из второго контура ТРДД значения $C_{j_{\max}}$ определяются из соотношений (10.5) или (10.6) в зависимости от режима работы двигателя.

Результаты расчетов¹⁾ предельных значений $\Delta T/T$, которые определялись исходя из возможностей эффективного разгона после отрыва ($a_{\min} = 0,1g$; $T_{\text{отр}}/T = 0,9$) и из возможностей по отбору воздуха от ТРДД, приведены на рис. 10.11. Анализ показывает, что условия взлета допускают достаточно большие величины падения тяги при отборе воздуха для ЭСУПС. При этом максимально допустимые значения $\Delta T/T$ при малых степенях двухконтурности определяются, как правило, возможностями двигателя (полным расходом воздуха из наружного контура). При больших степенях двухконтурности допустимые значения $\Delta T/T$ определяются возможностями разгона самолета после отрыва от ВПП. Форсаж двигателя увеличивает допустимые значения $\Delta T/T$, определяемые возможностями двигателя (см. рис. 10.11). Расчетные оценки показывают, например, что у самолетов с взлетным качеством $K_{\text{отр}} \approx 3$ и тяговооруженностью $T/G = 0,8-1,0$ максимальная величина импульса отобранного воздуха от ТРДД со степенью двухконтурности $m = 0,5$ может составить 25–35 % от полной тяги двигателя, то есть при $C_{y_{\text{отр}}} = 2,5-3$ максимальные величины коэффициента импульса $C_{j_{\max}} = 0,5-0,6$.

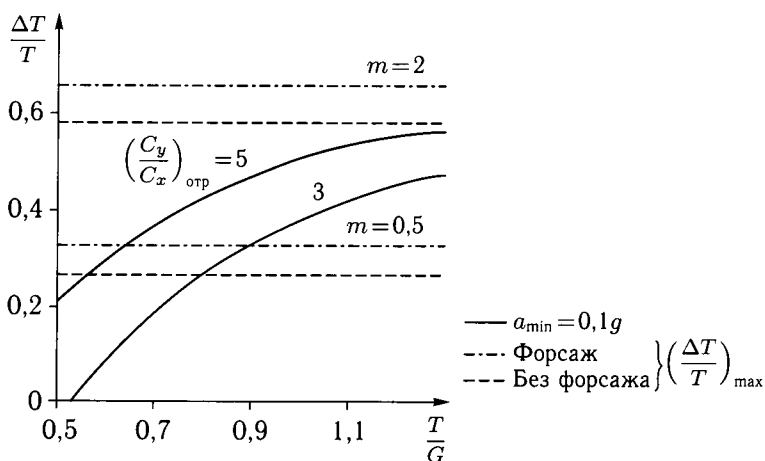


Рис. 10.11. Предельные значения относительного уменьшения тяги при отборе воздуха из внешнего контура ТРДД на режиме взлета самолета

Эти данные могут быть использованы при расчете длины разбега и взлетной дистанции в целом. В первом приближении разбег можно считать равноускоренным движением. При этом длина разбега определяется как

¹⁾ Расчеты выполнены Ю. Г. Жулевым.

$L_p = V_{ср} \cdot t_p$, где $V_{ср} = V_{отр}/2$ — средняя скорость при разбеге, $t_p = V_{отр}/a_{ср}$ — время разбега, $a_{ср}$ — среднее ускорение в процессе разбега.

Возможны следующие варианты выполнения разбега:

1. Разгон с убранной механизацией крыла, которая отклоняется при достижении расчетной скорости отрыва (в случае использования струйной системы увеличения подъемной силы одновременно с отклонением механизаций включается и подача сжатого воздуха);
2. Разгон с отклоненной механизацией, но подача сжатого воздуха в струйную систему увеличения подъемной силы включается в конце разбега при достижении необходимой (расчетной) скорости;
3. Разгон осуществляется с отклоненной механизацией и подачей сжатого воздуха в струйную систему увеличения подъемной силы в начале разбега.

Переход от первого к второму и третьему вариантам разбега повышает безопасность взлета (раннее обнаружение неполадок в системе выдува, уменьшение нагрузки на экипаж при осуществлении взлета), но уменьшает достижимый выигрыш от использования ЭСУПС.

В первом случае относительное изменение длины разбега определяется следующим соотношением:

$$\bar{L}_p = \frac{L_c}{L} = \frac{C_{y_{отр}} \cdot a}{C_{y_{отр}} \cdot a_c},$$

где L_c , a_c и $C_{y_{отр}}$ — соответственно длина разбега, среднее ускорение в процессе разбега и коэффициент подъемной силы при отрыве для самолета со струйной системой, L , a и $C_{y_{отр}}$ — соответствующие величины для самолета без струйной системы. Поскольку в этом случае $a \approx a_c$, то

$$\frac{L_c}{L} \approx \left(\frac{V_{отр}}{V_{отр}} \right)^2 = \frac{C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}}.$$

Во втором случае:

$$\bar{L}_p = L_c/L = \frac{C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}} \cdot \frac{T - X - F_{тр}}{T_c - X_c - F_{тр}} \approx \frac{C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}} \cdot \psi,$$

где T , X , $F_{тр}$ — соответственно средние в процессе разбега величины тяги, аэродинамического сопротивления и силы трения колес о поверхность ВПП (индекс «с» означает, что соответствующие величины относятся к варианту самолета со струйной системой увеличения подъемной силы). Коэффициент ψ для самолетов КВП может быть равным 1,10–1,15.

В третьем случае соотношение для определения выигрыша в длине разбега имеет вид:

$$\bar{L}_p = L_c/L = \frac{C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}} \cdot \frac{T - X - F_{тр}}{T_c - \Delta T_{отб} - X_c - F_{тр}} = \frac{C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}} \cdot \psi_1,$$

где $\psi_1 = 1,25$ –1,4.

В этом соотношении учитывается уменьшение тяги двигателя за счет отбора воздуха в ЭСУПС, но не учитывается возможный частичный вклад

импульса выдуваемых струй в создании тяги в процессе разбега, который может быть приближенно оценен по формуле:

$$J'_c = C_j \cdot q_\infty \cdot S \cdot \eta \cdot \sin(\alpha + \theta_c),$$

где $\eta \approx 0,8-0,85$ — коэффициент потерь импульса струи за счет трения и поворота струи при выдуве на закрылок, α — угол атаки, θ_c — эффективный угол отклонения струи ($\theta_c \approx \delta_z$ при взлетных углах отклонения закрылка).

В целом оценки показывают, что при обычных способах взлета целесообразно выдуть включать в конце разбега. При этом относительное уменьшение длины взлетной дистанции по сравнению с обычным самолетом без ЭСУПС становится более значительным, когда возрастает тяговооруженность и удельная нагрузка на крыло.

Реализуемые выигрыши в длине разбега (или взлетном весе) требуют в каждом конкретном случае дополнительного анализа условий балансировки, оценки конструктивной сложности и надежности, веса конструкции и т. д.

Особенно существенно возрастает необходимость использования ЭСУПС при взлете самолетов с грунтовых площадок с низкой удельной прочностью поверхности и, соответственно, с большим коэффициентом трения. Длина разбега самолета с отбором воздуха для струйной системы увеличения подъемной силы определяется формулой:

$$L_p = \frac{V c_{отр}^2}{2g \cdot n_x},$$

где n_x — ускорение (продольная перегрузка) самолета при разбеге:

$$n_x = \left[\frac{T}{G} \left(1 - \frac{\Delta T}{T} \right) - f - \frac{(C_x - f C_y)}{2C_{yотр}} \right].$$

Максимальное ускорение при располагаемой взлетной тяговооруженности (T/G) и заданной относительной величине потери тяги при отборе воздуха ($\Delta T/T$) достигается при максимальной реализуемой величине $C_{yотр}$ и минимальном значении разности $(C_x - f C_y)$. Полагая, что $C_x = C_{x_0} + A \cdot C_y^2$, где $A = 1/\pi \lambda_{эф}$ — «отвал» поляры, $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла, можно определить оптимальное значение коэффициента подъемной силы при разбеге с ВПП с заданным коэффициентом трения f

$$\frac{\partial C_x}{\partial C_y} = \frac{\partial (C_{x_0} + A C_y^2 - f C_y)}{\partial C_y} = 2A C_y - f = 0,$$

следовательно, $C_{yопт} = \frac{f}{2A} \approx 1,6 f \lambda_{эф}$.

Отсюда следует, что оптимальная величина коэффициента подъемной силы при разбеге должна определяться с учетом условий взлета.

В работе [10.2] для оценки величины $C_{yопт}$ при разбеге использована эмпирическая поляра самолета с отклоненной механизацией крыла:

$$C_x = C_{x_0} + K_3 \cdot \bar{l}_3 / (\pi \lambda_{эф}) \cdot C_y^3,$$

где $C_{x_0} = 0,05-0,075$; K_3 — эмпирический коэффициент, зависящий от типа закрылков:

- $K_3 = 0,75-0,8$ — простые поворотные закрылки,
- $K_3 = 0,9-1,1$ — выдвижные закрылки,
- \bar{l}_3 — относительный размах закрылков.

С учетом предложенной зависимости величина оптимального коэффициента подъемной силы при разбеге самолета может быть определена по формуле:

$$C_{y_{отр}} = 1,32 \sqrt{\frac{\lambda_{эф} \cdot f}{K_3 \cdot \bar{l}_3}} - 0,35 \frac{\lambda_{эф} \cdot f}{C_{y_{отр}} \cdot K_3 \cdot \bar{l}_3}.$$

При предельно-оптимальном отрыве самолета без подъема носового колеса («трехточечный» отрыв)

$$C_{y_{опт}} = C_{y_{отр}} = K(\lambda_{эф}, \bar{l}_3, K_3) \cdot \sqrt{f}.$$

Согласно этой формуле оптимальные значения коэффициента подъемной силы при разбеге возрастают с ухудшением состояния грунтовой ВПП, которое характеризуется величиной коэффициента f . Например, если при взлете с сухой бетонированной ВПП ($f = 0,03$) самолета с крылом небольшого удлинения $\lambda_{эф} = 3$ ($\bar{l}_3 = 0,6$; $K_3 = 0,8$) оптимальная величина коэффициента подъемной силы $C_{y_{опт}} \approx 0,5$, то при взлете с влажной грунтовой ВПП ($f = 0,3$) оптимальная величина $C_{y_{опт}}$ возрастает до 1,58. При этом максимальная величина коэффициента подъемной силы из условия безопасности должна составлять $C_{y_{max}} \approx 2,3$. Это значение $C_{y_{max}}$ может быть достигнуто лишь при использовании высокоэффективной механизации крыла или ЭСУПС.

Следовательно, определение длины разбега самолета с ЭСУПС является оптимизационной задачей, в которой должны учитываться как возможности повышения сбалансированной подъемной силы крыла самолета (при приемлемом уровне увеличения сопротивления) за счет применения струйной механизации, так и потери тяги двигателя, вызванные отбором сжатого воздуха, а также условия взлета самолета, характеризующиеся состоянием покрытия ВПП.

10.4.2. Посадочные характеристики. Для обеспечения большой подъемной силы и малой скорости захода на посадку на самолете с системой УПС необходимо отклонять закрылки на большие углы ($\delta_3 = 60-75^\circ$) и осуществлять интенсивный выдув струй на их поверхность с целью сохранения их безотрывного обтекания. При значительном отборе сжатого воздуха двигатель не создает большой тяги. Однако его приемистость должна быть достаточно высокой для обеспечения возможного ухода на второй круг в случае необходимости. Реализация большой подъемной силы и малых посадочных скоростей требует решения проблемы продольной балансировки самолета и обеспечения управляемости самолета при малых скоростях полета.

Для обеспечения этих условий целесообразно использовать УПС не только на закрылках, но и на носках крыла, а также на горизонтальном оперении и органах управления. Основной эффект от выдува состоит в уменьшении скорости при заходе на посадку (и, соответственно, посадочной скорости

и длины пробега) или в улучшении обзора (за счет уменьшения угла тангажа при сохранении скорости). При работе двигателя на повышенных оборотах (вследствие отбора сжатого воздуха) для обеспечения необходимой скорости снижения требуется большое сопротивление. Отклонение закрылков, расположенных на части размаха крыла на большие углы ($\delta_z \geq 60^\circ$) позволяет создать большое сопротивление C_{x1} (см. раздел 2.6). При снижении самолета по крутой глиссаде с приемлемой вертикальной скоростью, ограничиваемой прочностью шасси, общая длина пробега может быть существенно уменьшена.

Системы УПС, предназначенные для улучшения как посадочных, так и взлетных характеристик, реализованы на серийных палубных самолетах «Бакэнир» (Англия) [3.1, 3.3, 10.6] и F-4K «Фантом» (США) [3.1]. Сравнение компоновок этих двух самолетов дано на рис. 10.12. Эти самолеты предназначены для выполнения различных боевых задач, поэтому отличаются формой крыльев в плане, удлинением и относительными толщинами. Крыло самолета «Бакэнир», предназначенного в основном для полетов на малых высотах с дозвуковыми скоростями, представляет компромисс между малым удлинением, обусловленным реакциями на порывы ветра при малых высотах, и большим удлинением, необходимым для требуемой дальности полета.

Самолет «Фантом» предназначен для полета как на больших околозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях. Поэтому он имеет тонкое трапециевидное крыло ($\bar{c} = 4\%$) малого удлинения ($\lambda = 2,82$) и большой стреловидности. Оба самолета взлетают с палубы авианосца с использованием катапульты. При этом угол установки крыла у самолета «Бакэнир» равен 11° , а у «Фантома» — 9° .

На самолете «Бакэнир» выдув осуществляется на передней кромке крыла через щелевое сопло шириной $h_c = 0,6$ мм, на закрылки через щель $h_c = 1,2\text{--}1,0$ мм, на зависающий элерон — $h_c = 1,0\text{--}0,8$ мм, а также из передней кромки горизонтального оперения ($h_c = 0,2$ мм). Схема системы УПС на самолете «Бакэнир» SMK.2 показана на рис. 10.5. Сжатый воздух отбирается от последних ступеней компрессора каждого двигателя под давлением 7 кг/см^2 при температуре свыше 300°C . Максимальное количество отбираемого воздуха составляет приблизительно 10% от общего весового расхода воздуха двигателя.

Летные испытания самолета показали, что при включенной системе УПС достигается максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y_{\max}} \approx 2$, который более чем на 50% превышает величину $C_{y_{\max}} = 1,3$ самолета без УПС. При этом соответственно понижается скорость сваливания (примерно на 46 км/ч), что существенно повышает безопасность взлета самолета. Поэтому взлет самолетов «Бакэнир» с палубы авианосцев без применения УПС не производится.

Было также установлено, что применение УПС, обеспечивая безотрывное обтекание закрылков и зависающих элеронов, сохраняет эллиптическое распределение подъемной силы по размаху крыла, уменьшая коэффициент пропорциональности в формуле индуктивного сопротивления (2.52) до 1,15 вместо 1,5 или больше при использовании обычной механизации крыла. Это обстоятельство способствует быстрому разгону самолета после взлета.

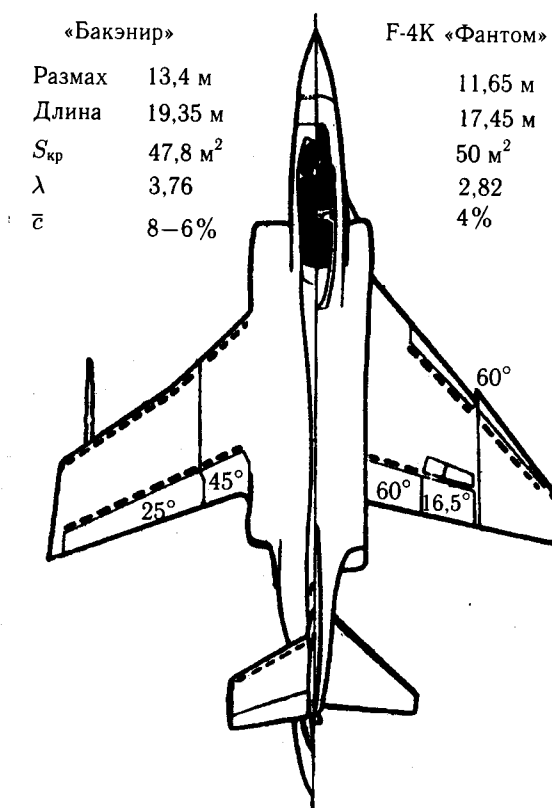


Рис. 10.12. Сравнение видов в плане самолетов «Бакэнир» и «Фантом» с системами УПС

Отбор воздуха для УПС на самолете «Бакэнир» SMK.1 уменьшает тягу двигателя примерно на 10%, но около 70% этой тяги восстанавливается за счет реакции выдуваемых струй. Вследствие этого общая потеря тяги не превышает 3%. Кроме того двигатели оборудованы двухрежимной топливной системой, обеспечивающей дополнительную подачу топлива к двигателю при включении УПС, вследствие чего тяга двигателя достигает такой же величины, что и при выключенной системе УПС. Таким образом, на самолете SMK.1 общая тяга, создаваемая двигателями и выдувом струй из щелевых сопел, оказывается приблизительно на 3% выше, чем на самолете без УПС.

На самолете «Бакэнир» SMK.2 с двумя ТРДД Роллс-Ройс «Спей», не имеющими двухрежимной топливной системы, отбор воздуха от 7-й ступени компрессора приводит к уменьшению тяги двигателей приблизительно на 15%, но за счет реакции выдуваемых струй в системе УПС общие потери тяги уменьшаются до 5%.

При взлете с обычного аэродрома в результате использования системы УПС на самолете «Бакэнир» с удельной нагрузкой на крыло $G/S = 474$ кг/м² обеспечивается скорость отрыва 268 км/ч при длине разбега 900 м, в то время как без УПС длина разбега, несмотря на увеличение располагаемой тяги,

возрастает до 1130 м из-за большой скорости при отрыве (334 км/ч). То есть взлетная скорость и длина разбега самолета «Бакэнир» за счет применения УПС уменьшаются приблизительно на 20 %.

При заходе на посадку давление в системе УПС снижается до 2,11–2,47 кг/см², а скорость сваливания уменьшается примерно на 37 км/ч. Так как подъемная сила самолета с УПС связана с тягой двигателя, то для компенсации излишней тяги на самолете отклоняются тормозные щитки. В результате посадочная скорость самолета «Бакэнир» при весе 15 000 кг составляет 229 км/ч.

На самолете F-4 «Фантом» выдув сжатого воздуха осуществляется на закрылок из щелевого сопла шириной 0,66 мм, а также из центральной и концевой секций отклоняемого носка через щели шириной 1,27 мм и 0,76 мм соответственно (см. рис. 10.12). При взлете закрылок и внутренняя (корневая) секция носка крыла отклоняются на углы 30° без включения УПС, а выдув производится из центральной и концевой секций носка, отклоненных на 60°. При посадке угол отклонения закрылка увеличивается до 60° и включается выдув на его верхнюю поверхность. При этом коэффициент импульса струи, выдуваемой на закрылок, составляет 20–30 % от коэффициента C_{μ} для носка крыла.

Воздух для системы УПС отбирается от компрессоров обоих двигателей и подается в общую магистраль воздухопроводов, проложенных за отклоняющимися носками крыла и впереди закрылков (рис. 10.13). В каждом случае выдув осуществляется по касательной к поверхности, имеющей наибольшую кривизну, и усиливается, когда закрылок или носок отклоняется примерно на 40°. Так как трубопроводы располагаются в крыле неподвижно, в систему введены подвижные соединения. В нерабочем положении сопла закрываются носками и закрылками.

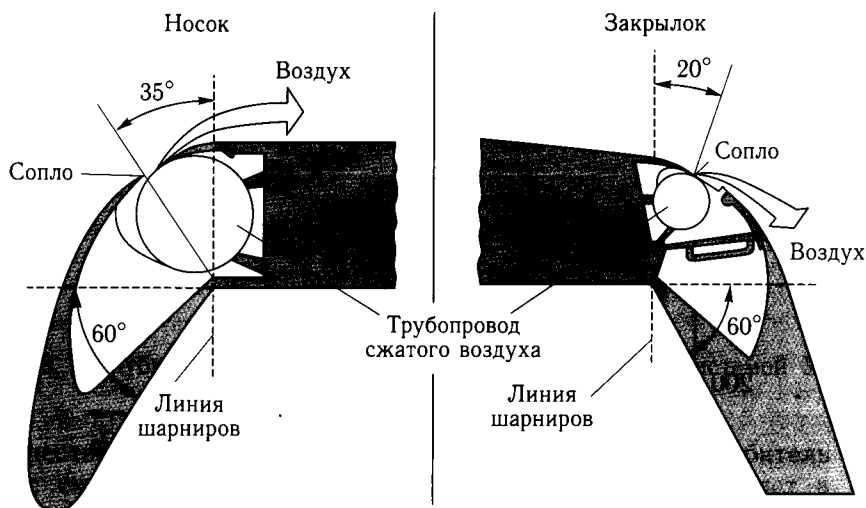


Рис. 10.13. Поперечное сечение крыла самолета F-4 с системой УПС в посадочной конфигурации

При взлете воздух отбирается от 7-й ступени компрессора и расход равен 2,7 кг/с на двигатель. При посадке отбор воздуха осуществляется из 12-й ступени компрессора. Несмотря на то, что отбор воздуха на взлете снижает форсажную тягу двигателей на 16%, применение УПС уменьшает скорость отрыва самолета на 16 км/ч. При посадке происходит дополнительное снижение тяги двигателей за счет повышенного отбора сжатого воздуха и нет заметного восстановления тяги при выдуве на носки и закрылки, отклоненные на большой угол. Значительные величины подъемной силы и сопротивления, создаваемые отклоненной механизацией крыла с УПС, позволяет осуществлять заход на посадку по крутой глиссаде с малой скоростью (рис. 10.14).



Рис. 10.14. F-4K «Фантом» в посадочной конфигурации

На рис. 10.15 приведены зависимости скорости захода на посадку самолета F-4 от веса самолета. Как следует из приведенных данных, применение УПС на самолете F-4 при нормальном посадочном весе 15 т позволяет уменьшить скорость при заходе на посадку с 280 км/ч до 250 км/ч, то есть более, чем на 10%. Выдув из носков крыла приводит также к улучшению характеристик поперечного управления при малых скоростях полета вследствие

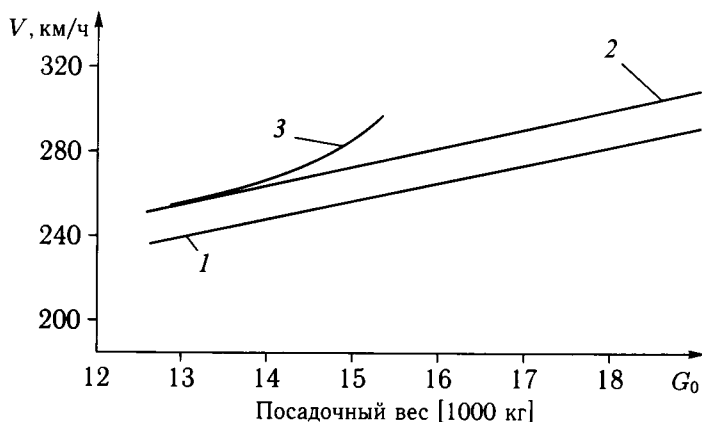


Рис. 10.15. Влияние системы УПС на скорость самолета F-4 при заходе на посадку: 1 — УПС при полностью отклоненных закрылках и носках; 2 — закрылки и носки отклонены наполовину, система УПС включена; 3 — система УПС выключена

обеспечения безотрывного обтекания крыла и повышения эффективности элеронов.

Примером эффективного использования системы УПС на тонком трапециевидном крыле малого удлинения ($\lambda = 2,45$) и стреловидности ($\chi_{1/4} = 18^\circ$) является сверхзвуковой истребитель F-104G (США), построенный в 1960 г. Крыло имеет сверхзвуковой двояковыпуклый профиль с малой относительной толщиной $\bar{c} = 3,36\%$ и заостренной передней кромкой (радиус скругления носка 0,041 см). По всему размаху крыла установлены носки, отклоняемые на углы до $\delta_n = 30^\circ$ на режимах взлета, посадки и маневра. Закрылки отклоняются на взлетный ($\delta_3 = 30^\circ$) и посадочный ($\delta_3 = 45^\circ$) углы. Выдув сжатого воздуха, отбираемого от компрессора двигателя, автоматически включается при отклонении закрывков в посадочное положение. Сжатый воздух выдувается через 55 щелей размерами $13,9 \times 2,3$ мм, расположенных с шагом 23 мм по всему размаху закрывков. Применение УПС увеличивает максимальный коэффициент подъемной силы с $C_{y_{\max}} = 1,2$ (без выдува) до 1,6, то есть более, чем на 30%. При этом посадочная скорость уменьшается на 30 км/ч, а посадочная дистанция на 25%. При использовании системы УПС посадочная скорость самолета составляет 270 км/ч и длина пробега 695 м при массе 7212 кг.

Палубный многоцелевой истребитель F-8E (EN) «Крусейдер» (США), является единственным в мире серийным реактивным самолетом с механизмом изменения в полете угла установки крыла и снабжен системой УПС на закрывках и элеронах. Стреловидное крыло ($\chi_{1/4} = 45^\circ$) имеет симметричный профиль с относительной толщиной 5%. Механизация крыла состоит из отклоняемых носков по всему размаху, зависающих элеронов и закрывков с большой хордой, занимающих внутреннюю (нескладывающуюся) часть крыла (рис. 10.16).

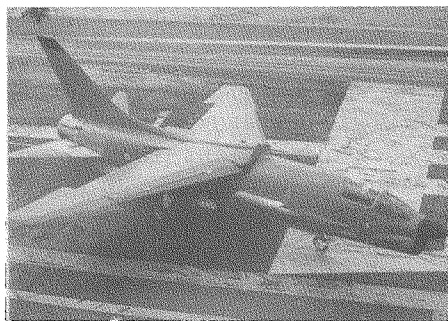


Рис. 10.16. Палубный истребитель F-8E(FN) «Крусейдер» с системой УПС на закрывках и зависающих элеронах

Отечественный серийный сверхзвуковой фронтовой истребитель МиГ-21 ПФМ с системой УПС на закрывках совершил первый полет в 1964 г. Треугольное крыло с углом стреловидности $\chi = 57^\circ$ и удлинением $\lambda = 2,5$ имеет симметричный профиль с относительной толщиной у корня $\bar{c} = 4,2\%$. Простой поворотный закрывок отклоняется при взлете на угол $\delta_3 = 25^\circ$,

при посадке — на 45° . Система УПС имеет воздушный канал с тонкостенной оболочкой, по которому воздух, отбираемый за последней ступенью компрессора ТРДД, подводится к закрылку и выдувается через специальную щель шириной 2 мм (см. рис. 3.13). Теплоизоляция и уплотнение воздушного канала достигаются применением специальных прокладок и воздушным задором между каналом подвода воздуха и стрингерами. Общий вес системы УПС составляет 80 кг, то есть менее 1 % от нормального взлетного веса самолета.

При расходе сжатого воздуха 2,5 кг/с, полном давлении $p_{oc} = 1,3\text{--}1,6$ атм и температуре $100\text{--}150^\circ\text{C}$ обеспечивается коэффициент импульса выдуваемой струи $C_\mu = 0,042\text{--}0,043$. При этих значениях C_μ величина приращения коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков на угол $\delta_3 = 45^\circ$ составляет $\Delta C_{y_3} = 0,21\text{--}0,23$, то есть возрастает приблизительно в два раза. При увеличении расхода воздуха до 3,5 кг/с коэффициент подъемной силы дополнительно увеличивается на $\Delta C_{y_3} = 0,07\text{--}0,1$.

Система УПС на самолете МиГ-21 используется только для улучшения посадочных характеристик. Применение УПС обеспечивает планирование самолета при меньшей скорости или улучшает обзор (за счет уменьшения угла тангажа при заходе на посадку с обычной скоростью $V_{3п} = 290\text{--}310$ км/ч). Посадочная скорость уменьшается на 30–40 км/ч ($V_{пoc} = 220\text{--}230$ км/ч), а длина пробега сокращается на 25–30 %.

Система УПС на простых поворотных закрылках, расположенных по всему размаху крыла, была реализована на экспериментальном самолете МиГ-23 с крылом изменяемой геометрии (см. рис. 3.18). Вес системы УПС составлял приблизительно 120 кг, то есть 0,7–0,8 % от нормального взлетного веса самолета.

Система УПС на закрылках, зависающих элеронах и отклоняемых носках крыла была исследована на крупномасштабной модели самолета МиГ-25 в натурной АДТ Т-101 ЦАГИ.

В целом исследования в аэродинамических трубах, а также летные испытания опытных и эксплуатационных серийных самолетов с системами УПС показали, что применение УПС на различных типах самолетов позволяет приблизительно вдвое повысить приращения подъемной силы от механизации крыла (рис. 10.17) и соответственно на 10–15 % уменьшить посадочную скорость и длину пробега на 15–30 %.

В совместной работе ЦАГИ и ЦИАМ [10.1] проведены оценки возможностей улучшения посадочных характеристик истребителя типа МиГ-29 за счет применения систем УПС и поперечного выдува струй (ПВС) на крыле (рис. 10.18, а) с учетом реальных возможностей отбора сжатого воздуха от маршевых двигателей. На основе сравнительного анализа различных вариантов отбора воздуха и регулирования элементов проточной части двигателя (см. раздел 10.1) для посадочных режимов полета был выбран вариант отбора из-за компрессора высокого давления. Эта схема отбора является предпочтительной, поскольку имеет наименьшие габариты и вес. Кроме того, на посадочных режимах двигатель работает в области глубоких дроссельных тяг при пониженной температуре газа, и при включении отбора воздуха за компрессором необходимая тяга может быть поддержана на заданном

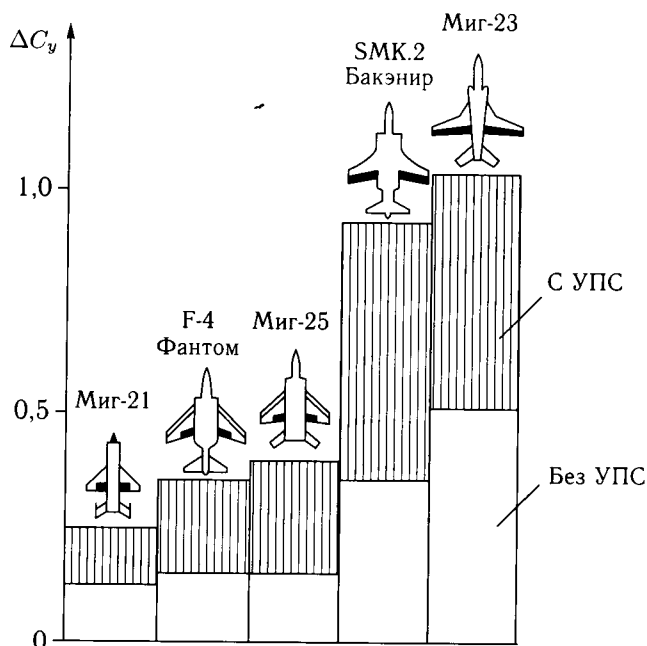


Рис. 10.17. Повышение эффективности взлетно-посадочной механизации серийных и опытных самолетов за счет применения систем УПС

уровне при достаточно больших величинах отбора ($\Delta G_{\text{отб}} = 0,25G_k$) за счет использования резерва по температуре газа. Важным обстоятельством является также то, что при повышенных оборотах роторов двигателя с отбором воздуха создается возможность ускоренного выхода двигателя на максимальный режим в случае необходимости ухода самолета на второй круг. В качестве параметра подобия приняты коэффициенты импульса струи $C_\mu = J_c/q_\infty S_o$ — в случае системы УПС и $C_j = J_c/q_\infty S$ — в случае системы ПВС, где S_o — площадь крыла, обслуживаемая системой УПС, S — площадь базовой трапеции крыла.

Применение системы УПС на закрылках, отклоненных на угол $\delta_z = 60^\circ$, позволяет в 1,8–2,0 раза увеличить приращение коэффициентов подъемной силы по сравнению с обычными закрылками (рис. 10.18, б). Величины потребного импульса выдуваемого воздуха в этом случае определяются условиями безотрывности обтекания крыла с отклоненной механизацией и соответствуют 5 % отбора воздуха при выдуве на закрылки и элероны и 11,5 % при выдуве на закрылки, элероны и носки крыла.

При использовании системы ПВС на крыле с отклоненными закрылками может быть достигнут коэффициент максимальной подъемной силы $C_{y_{\text{max}}}$, на 20–25 % больший, чем без этой системы при тех же углах отклонения закрылка, при потребной относительной величине отбираемого воздуха $\bar{G}_{\text{отб}} = 25\%$. При выдуве только вблизи закрылка выигрыш в подъемной силе уменьшается до 6–10 % при $\bar{G}_{\text{отб}} = 15,5\%$.

Система УПС является более эффективной по сравнению с системой ПВС с точки зрения энергетики, обеспечивая близкие с системой ПВС значе-

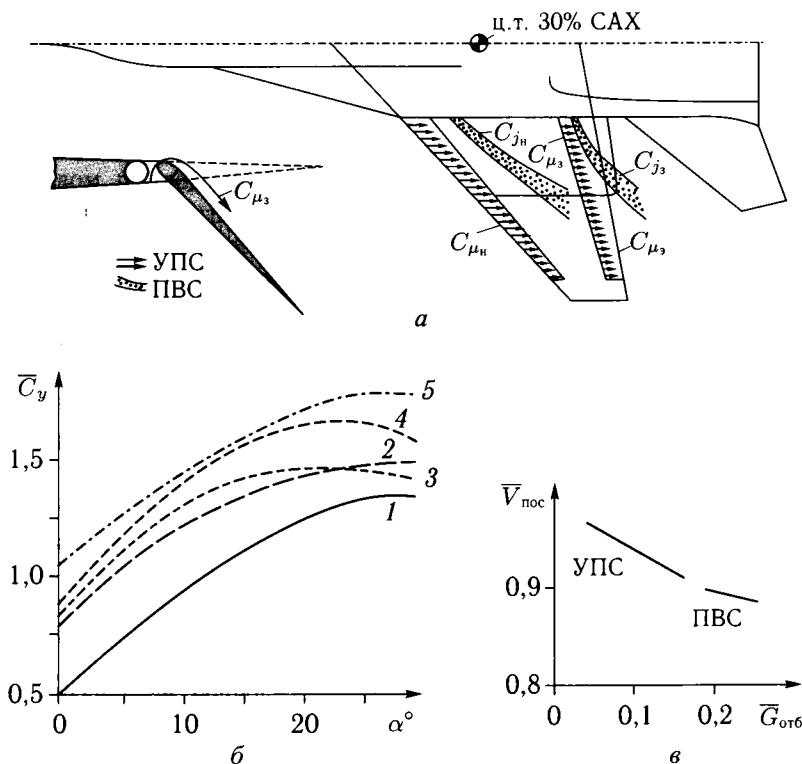


Рис. 10.18. Сравнение эффективности использования систем УПС и ПВС для улучшения посадочных характеристик маневренного самолета: 1 — двухщелевой закрылок, $\delta_3 = 50^\circ$; 2 — закрылки с УПС, $\delta_3 = 60^\circ$, $C_{\mu_3} = 0,06$; 3 — закрылки с ПВС, $\delta_3 = 50^\circ$, $C_{j_3} = 0,08$; 4 — закрылки и носки с ПВС, $\delta_3 = 50^\circ$, $C_{j_3} = 0,08$, $C_{j_n} = 0,05$; 5 — закрылки, элероны и носки с УПС, $\delta_{3, \text{э.н.}} = 60^\circ$, $C_{j_{3, \text{э.н.}}} = 0,06$

ния коэффициента сбалансированной подъемной силы $C_{y_{\text{бал}}}$ при существенно меньших (в 3–4 раза) величинах требуемого импульса.

Большие значения пикирующих моментов при использовании системы УПС на закрылках делают возможной балансировку самолета только в аэродинамически неустойчивой схеме и приводят к потерям подъемной силы за счет балансировки даже при значительной степени неустойчивости ($m_z^{C_y} \approx 0,1$). Существенно меньшие (в 1,5–2 раза) значения пикирующих моментов, при использовании системы ПВС, позволяют осуществить балансировку самолета в значительно более широком диапазоне степеней устойчивости ($-0,03 \leq m_z^{C_y} \leq 0,1$). При этом потери подъемной силы за счет балансировки имеют место только до $m_z^{C_y} = 0,03$, а при больших степенях неустойчивости ($m_z^{C_y} = 0,05–0,1$) происходит увеличение $C_{y_{\text{бал}}}$ по сравнению с соответствующим значением C_y без балансировки ($\Delta C_{y_{\text{бал}}} = 0,035–0,065$). В результате обе системы имеют близкие значения $C_{y_{\text{бал}}}$ на посадочном угле атаки ($\alpha = 12^\circ$), превышающие на 20–25 % величины $C_{y_{\text{бал}}}$ для двухщелевого закрылка ($\delta_3 = 50^\circ$). При этом для системы УПС необходим отбор 7,5 %

воздуха из-за компрессора (при регулировании сопла), а для системы ПВС — 24,5 %. Введение регулирования смесителя позволяет снизить потребный расход воздуха для системы ПВС до 21 %, а при использовании и спрямляющего аппарата турбины вентилятора — до 17,5 %.

Выигрыш в $C_{у\text{бал}}$ за счет использования ЭСУПС позволяет уменьшить посадочную скорость самолета типа МиГ-29 более чем на 10 % (рис. 10.18, в). Это уменьшение скорости соответствует уменьшению длины пробега приблизительно на 20 % при посадке на аэродром. При посадке самолета на палубу в случае незацепления за гаковый крюк аэрофинишера и необходимости осуществления экстренного взлета время приемистости двигателя, работающего на повышенных оборотах, от режима малого газа к форсажному на самолете с ЭСУПС уменьшается до $t_{\text{пр}} = 2$ с, то есть вдвое по сравнению с обычным самолетом. При этом практически исчезает «просадка» самолета после схода с палубы, в то время как при времени приемистости $t_{\text{пр}} = 5$ с «просадка» может составить около 3 м.

Большой комплекс исследований систем управления пограничным слоем и циркуляцией путем тангенциального выдува из щелевых сопел на простые поворотные закрылки, отклоняемые на углы $\delta_z = 0-90^\circ$, и на скругленную заднюю кромку был проведен на экспериментальном самолете «Фотон» [10.4] (рис. 10.19). Результаты исследований аэродинамических характеристик этого самолета в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ приведены в разделе 6.4. Самолет был спроектирован и изготовлен ОСКБЭС МАИ в 1987 г. по техническому заданию ЦАГИ. Самолет, предназначенный для полетов со скоростями до $V_{\text{max}} = 640$ км/ч, имеет прямоугольное крыло удлинением $\lambda = 10$, скомпонованное из профилей П-20 ЦАГИ с относительной толщиной $\bar{c} = 16$ %. Силовая установка состоит из одного маршевого ТРД РУ-19А-300 с тягой 900 кг и четырех газотурбинных аппаратов АИ-9, расположенных попарно в нижней части фюзеляжа в специальных обтекателях, для автономного обеспечения сжатым воздухом ЭСУПС. Применение струйной механизации вдоль всего размаха крыла, как показали исследования, позволяет обеспечить величину коэффициента максимальной подъемной силы $C_{y_{\text{max}}} = 3,6$ и соответственно уменьшить минимальную скорость полета с $V_{\text{min}} = 214$ км/ч

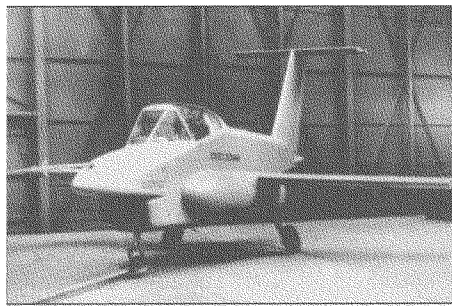


Рис. 10.19. Экспериментальный самолет «Фотон» для исследований струйной механизации крыла

(без ЭСУПС) до 125 км/ч, то есть почти на 42% при удельной нагрузке на крыло $G_o/S = 294$ кг/м².

Летные исследования эффективности использования системы управления циркуляцией, путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку крыла для улучшения взлетно-посадочных характеристик, были проведены на легком палубном самолете Грумман А-6А [10.5, 10.8] (рис. 10.20). Схема модифицированного самолета-демонстратора А-6 ССВ с системой управления циркуляцией крыла (ССВ) показана на рис. 10.21. Сжатый воздух для системы УЦ отводился от 12-й ступени с расходом до 10% от общего расхода и температурой 338 °С. Ширина щелевого сопла, выполненного из титана, изменяется от 2,4 мм у корня до 1,2 мм на конце закрылка.

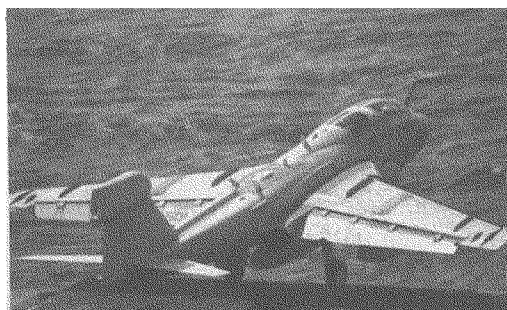


Рис. 10.20. Палубный самолет Грумман А-6А

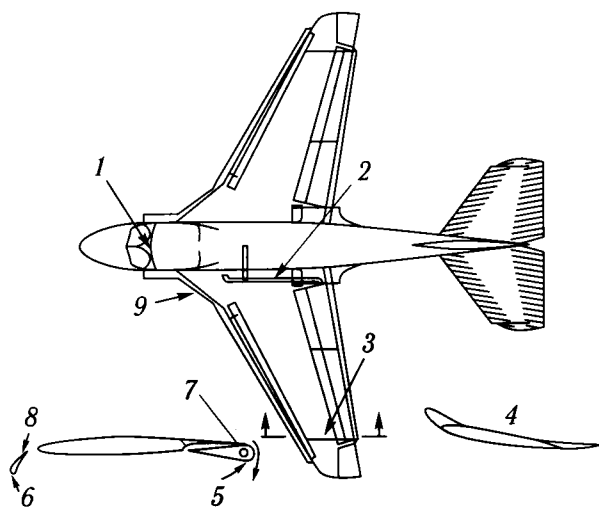


Рис. 10.21. Схема самолета-демонстратора А-6 ССВ с системой управления циркуляцией крыла: 1 — органы управления системой ССВ; 2 — воздухопроводы; 3 — гребень на поверхности крыла; 4 — модификация стабилизатора; 5 — скругленная хвостовая часть крыла; 6 — увеличенный радиус носка предкрылка; 7 — напорная камера и щель для выдува воздуха; 8 — предкрылки, зафиксированные в положении $\varphi_{пр} = 25^\circ$; 9 — дополнительные щитки Крюгера (в выпущенном положении)

Оптимальная процедура взлета была рассчитана и подтверждена экспериментально. Показано, что наименьшая скорость отрыва и наибольшее сокращение длины разбега достигается при уменьшенном расходе воздуха в системе УЦ в течение всего разбега и включении полного расхода только при достижении скорости, соответствующей отрыву носового колеса. Этот метод оказался оптимальным при 60% максимального расхода воздуха в системе УЦ (кривая 2 на рис. 10.22). При этой процедуре взлета скорость отрыва самолета с взлетным весом $G = 20,4$ т снижается с $V_{отр} = 212$ км/ч (самолет без УЦ) до 174 км/ч, то есть на 18%, а длина разбега уменьшается с $L_p \approx 580$ м до 400, то есть более чем на 30%. При максимальном расходе воздуха на всей дистанции разбега длина разбега уменьшается с $L_p = 580$ м до 500 м, то есть лишь на 14% (кривая 1 на рис. 10.22).

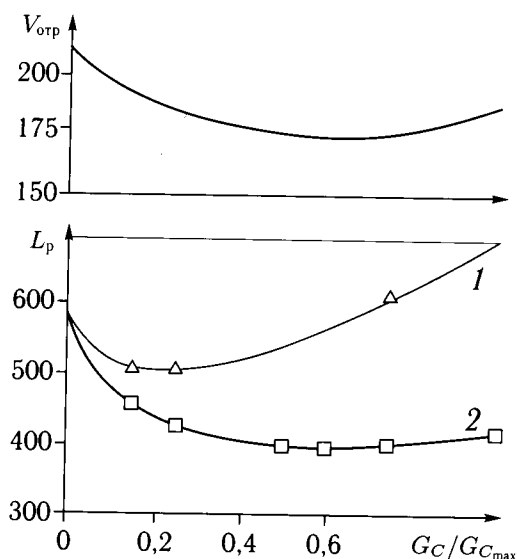


Рис. 10.22. Взлетные характеристики самолета А-6 ССВ: 1 — максимальный расход воздуха на всей дистанции разбега; 2 — уменьшенный расход воздуха при разбеге, полный расход при достижении скорости отрыва носового колеса

Систему УЦ можно использовать для взлета самолета с избыточным весом. Например, при длине разбега 640 м, необходимой стандартному самолету А-6, самолет А-6 ССВ может взлетать с боевой нагрузкой на 36% превышающей стандартную.

Применение системы УЦ является еще более эффективным для улучшения посадочных характеристик самолета. Это является результатом значительного повышения несущих свойств самолета за счет применения выдува на скругленную заднюю кромку крыла (рис. 10.23).

Летные испытания самолета показали, что за счет применения УЦ на самолете достигается величина коэффициента сбалансированной подъемной силы $C_{y_{бал}} = 3,6$ при $C_\mu = 0,2$ и $\alpha = 16^\circ$, что в два раза превышает коэффициент максимальной подъемной силы $C_{y_{max}} = 1,79$ стандартного самолета без УЦ

Таблица 10.1

Параметр	Данные летных испытаний		Эффект от использования УЦ
	Взлетный вес 16,2 т		
	Посадочный вес 15,0 т		
	А-6, $\delta_3 = 30^\circ$	А-6/CCW	
$C_{y_{\max}}$	2,1	3,9 ($C_\mu = 0,3$)	Увеличение на 86 %
$V_{\text{пос}}, \text{ км/ч}$	220 ($C_y \approx 1,5$)	140 ($0,75T_{\max}, C_\mu = 0,14; C_y \approx 2,8$)	Уменьшение на 36 %
$L_{\text{пос}}, \text{ м}$	750	270	Уменьшение на 64 %
$V_{\text{отр}}, \text{ км/ч}$	220	152 ($0,6T_{\max}, C_\mu = 0,04; C_y \approx 2,16$)	Уменьшение на 30 %
$L_p, \text{ м}$	440	180	Уменьшение на 59 %

10.4.3. Маневренные характеристики. Для улучшения маневренных характеристик целесообразно использовать ЭСУПС, обеспечивающие повышение несущих свойств в сочетании с увеличением аэродинамического качества в широком диапазоне углов атаки. Кроме того, эти системы должны обеспечивать возможность быстрого разгона и торможения самолета. Следовательно, отбор воздуха для ЭСУПС должен приводить к минимальным потерям тяги двигателя при разгоне или быть использован для эффективного торможения.

Для повышения несущих свойств крыла и его аэродинамического качества на больших углах атаки целесообразно использовать систему УПС на передней кромке крыла, закрылках и зависающих элеронах (при отклонении их по всему размаху крыла на умеренные углы $\delta_{z,z} = 20-30^\circ$) или систему поперечного выдува струй (ПВС) над крылом.

В совместных работах ЦАГИ и ЦИАМ рассмотрены возможности улучшения маневренных характеристик современного фронтового истребителя нормальной схемы типа МиГ-29 за счет использования следующих типов ЭСУПС (рис. 10.24):

- управление пограничным слоем (УПС) на закрылках,
- струйные закрылки (СЗ),
- поперечный выдув струй (ПВС) на крыле.

Оценки проведены с учетом влияния отбора сжатого воздуха (газа) из тракта ТРДД на его тяговые характеристики и возможных потерь импульса отбираемого воздуха J_c в воздуховодах ЭСУПС. Расчеты показали, что наименьшие потери форсажной тяги T_ϕ обеспечиваются при отборе горячего газа за турбиной вентилятора (ТВ) или из камеры смешения (СМ), см. рис. 10.3.

На рис. 10.24 показаны диапазоны располагаемых нормальных n_y и продольных (тангенциальных) перегрузок n_x самолета на высоте $H = 5$ км при числах $M = 0,4$ и $0,6$. Как видно, применение ЭСУПС на режиме дозвукового маневра позволяет увеличить располагаемую нормальную перегрузку на $\Delta n_{y_{\text{уст}}} \approx 1$ в установившемся полете ($n_x = 0$), а также существенно улучшить характеристики торможения на неустановившихся режимах полета.

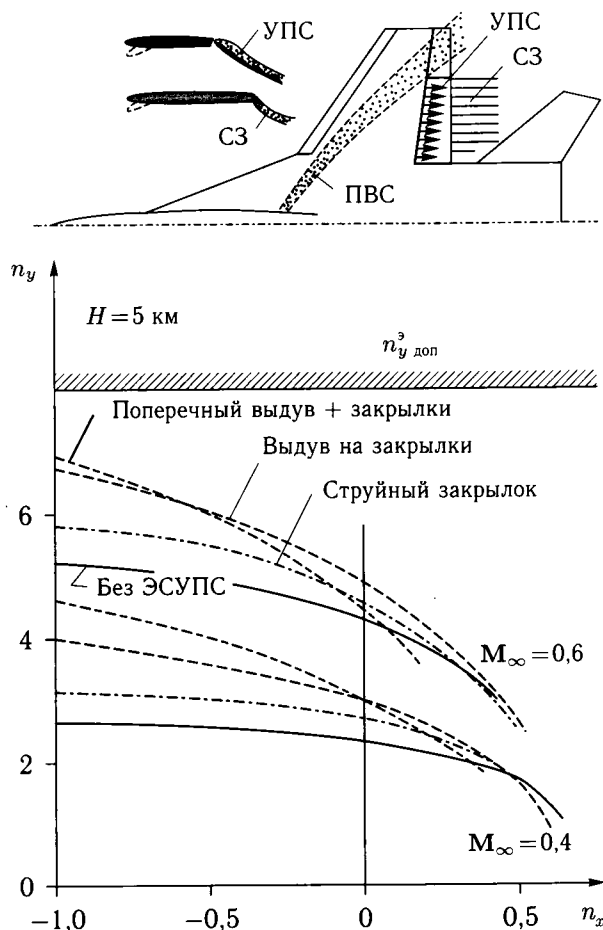


Рис. 10.24. Влияние ЭСУПС на располагаемые перегрузки маневренного самолета

Наиболее эффективным из исследованных вариантов ЭСУПС является применение УПС на закрылках или ПВС на крыле с отклоненными закрылками.

В обзоре [10.3] изложены результаты исследований [10.9] возможности использования струйного закрылка для улучшения маневренных характеристик истребителя завоевания превосходства в воздухе и ударного самолета, выполненных по схеме «утка», при больших околозвуковых скоростях ($M = 0,9$; $H = 9100$ м). Схема истребителя со струйными закрылками приведена на рис. 10.25. Самолет выполнен по схеме «утка», чтобы свести к минимуму прирост сопротивления, обусловленный балансировкой большого продольного момента на пикирование, создаваемого струйным закрылком. Для статически устойчивых самолетов нормальной схемы балансировочное сопротивление будет больше, что приведет к ухудшению характеристик. Трапецевидное крыло имеет удлинение $\lambda = 3$ и среднюю относительную толщину $\bar{c} = 4\%$. При максимальном взлетном весе $G_o = 20\,100$ кг удельная нагрузка на крыло имеет величину $G_o/S = 244$ кг/м². Два ТРДД со степенью

двухконтурности $m = 1,2$, степень повышения давления 30 и температуре газа перед турбиной 1649°C обеспечивают тяговооруженность самолета, равную 1,58. Проведен анализ возможностей отбора сжатого воздуха (газа) от ТРДД в шести точках (рис. 10.26, а), отличающихся параметрами газа (таблица 10.2).

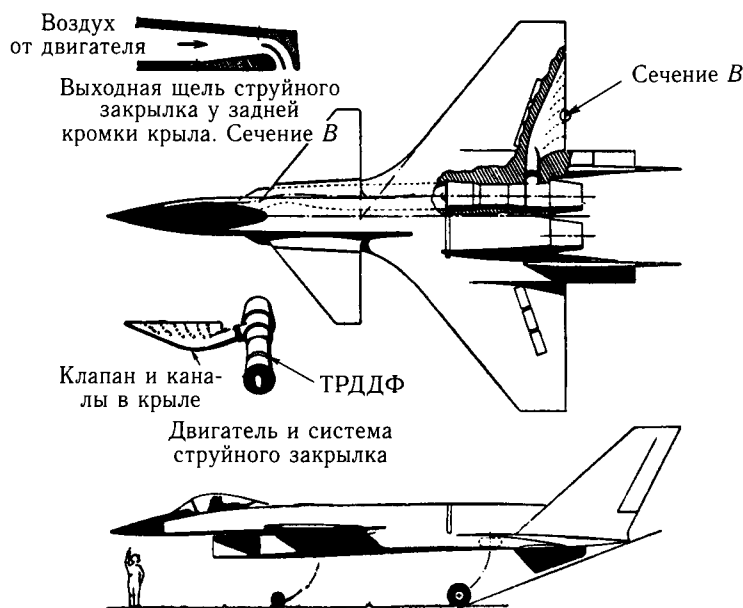


Рис. 10.25. Схема самолета со струйным закрылком

Таблица 10.2

	Место отбора воздуха (газа)	Температура, °C	Давление, кг/см ² ($M = 0,9$; $H = 9100$ м)
1	от компрессора	500	0,0767
2	за вентилятором	117	0,0102
3	за компрессором		
4	за турбиной	789	0,011
5	из камеры смешения	442	0,0105
6	из форсажной камеры	1727	0,010

Существенным недостатком отбора газа низкого давления за турбиной и из форсажной камеры является высокая температура. Однако отбор горячего газа оказывает наименьшее влияние на характеристики двигателя. Недостатком отбора сжатого воздуха за вентилятором и газа за турбиной является необходимость регулирования площади поперечного сечения в области смешения потоков.

Варианты отбора воздуха высокого давления внутри компрессора (точка 1) или за компрессором (точка 3) считаются не приемлемыми для использования

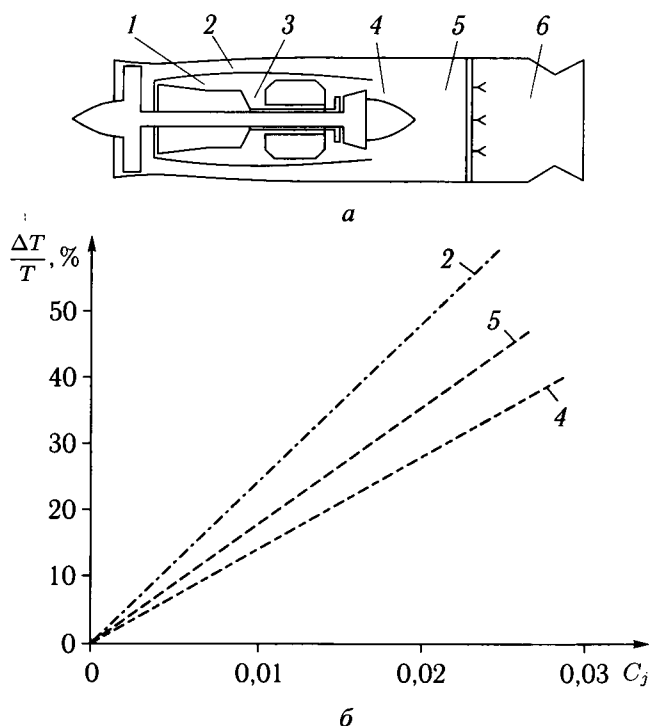


Рис. 10.26. Потери тяги двигателя при отборе воздуха для струйного закрылка ($M = 0,9$, $H = 9100$ м): а — схема ТРДД с различными вариантами отбора сжатого воздуха (газа): 1 — от компрессора, 2 — за вентилятором, 3 — за компрессором, 4 — за турбиной, 5 — из области смещения потоков, 6 — из форсажной камеры; б — зависимости относительного уменьшения тяги от коэффициента импульса струи

на режимах маневра, поскольку они связаны с большими потерями тяги по сравнению с другими способами отбора. Сравнение относительных величин потерь тяги от коэффициента импульса выдуваемой струи при отборе воздуха за вентилятором, из камеры смещения и за турбиной дано на рис. 10.26, б.

Сравнение поляр самолета при числе $M = 0,9$, $H = 6100$ м и $C_j = 0,0137$ при различных точках отбора воздуха (газа) показано на рис. 10.27, а. Сравнение с полярой исходного самолета (без струйного закрылка) показывает, что только отбор газа за турбиной сопровождается положительным приращением подъемной силы при установившемся развороте. Для этого варианта отбора газа на рис. 10.27, б построены поляры самолета при полете с числом $M = 0,9$ и высоте $H = 9100$ м при различных коэффициентах импульса струи, выдуваемой из крыла. Наибольшее приращение коэффициента подъемной силы на этом режиме полета, равное $\Delta C_y \approx 0,02$, достигается при оптимальном значении коэффициента импульса $C_j \approx 0,015$. Прирост подъемной силы при расчетном режиме полета ($M = 0,9$, $H = 9100$ м) позволяет уменьшить потребную тягу или площадь крыла.

При малых скоростях полета ($M = 0,1-0,15$) отбор сжатого воздуха за вентилятором при максимальном режиме работы двигателей может обес-

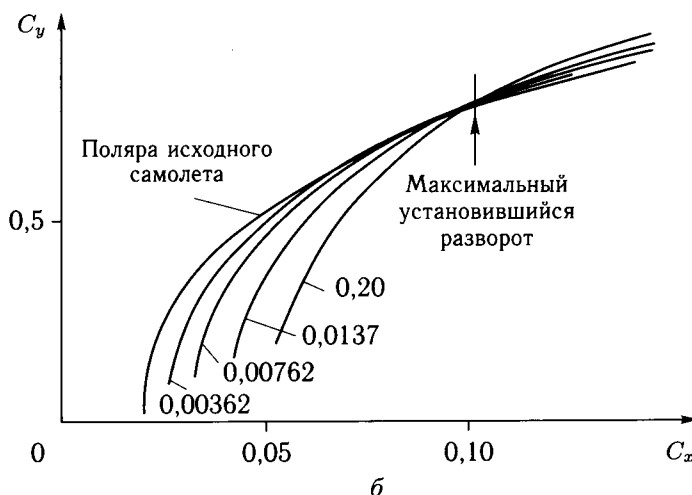
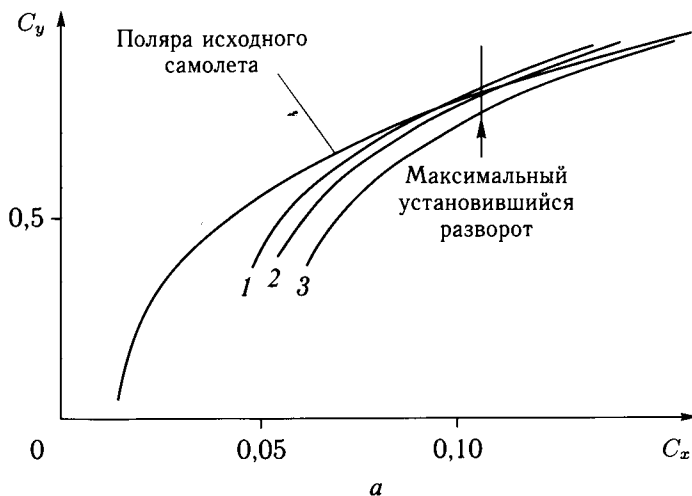


Рис. 10.27. Поляры самолета со струйным закрылком. а) $H = 6100$ м, $C_j = 0,0137$ с отбором сжатого воздуха за турбиной (1), из области смещения потоков (2), за вентилятором (3); б) $H = 9100$ м, $C_j = \text{VAR}$

печить большие значения коэффициента импульса струи ($C_j = 0,5-0,8$). Это позволяет использовать струйные закрылки вместо обычных механических на взлете и посадке. Причем экономия веса за счет отсутствия механических закрылков может составить приблизительно 150 кг, то есть 0,75% от максимального взлетного веса. Однако в целом при использовании струйной системы увеличения подъемной силы вес самолета повышается на 1,7–3,2% в зависимости от места отбора сжатого воздуха (газа) от двигателя.

Более эффективным является использование струйных закрылков на ударном самолете, выполненном по схеме «утка». Самолет с взлетным весом 23 600 кг имеет трапециевидное крыло с удлинением 3 и относительной

толщиной 6 %. На самолете используются два ТРДД со степенью двухконтурности 0,8, степенью повышения давления 29 и температурой газов перед турбиной 1593°С, которые обеспечивают тяговооруженность 0,87. При отборе газа за турбиной применение струйных закрылков обеспечивает приращение подъемной силы ($\Delta C_y = 0,08$ при $C_j = 0,018$) для условий максимального установившегося разворота при $M = 0,9$ и $H = 9100$ м. Согласно оценкам, для ударного самолета при изменении коэффициента импульса в диапазоне от $C_j = 0,0036$ до 0,02 обеспечивается улучшение поляры по сравнению с исходным самолетом (без струйного закрылка) при коэффициентах подъемной силы, превышающих 0,6.

Подробная весовая сводка системы струйных закрылков для ударного самолета (в кг) дана в таблице 10.3.

Таблица 10.3

Элементы конструкции самолета	Место отбора воздуха (газа)		
	Из камеры смешения (442 °С)	За турбиной (788 °С)	За вентилятором (117 °С)
Увеличение веса двигателя	95	125	98
Увеличение хвостовой части крыла и компоненты струйного закрылка	109	148	102
Клапаны, теплоизоляция и т. п.	25	39	23
Привод	16	16	16
Канал (от клапана до задней кромки крыла)	34	55	34
Теплоизоляция канала	7	11	—
Детали системы (10 %)	14	21	11
Полный вес системы струйных закрылков	300	415	284
Экономия веса за счет отсутствия механических закрылков	105	105	105
Увеличение веса самолета	195	310	179

Таким образом наименьшее увеличение веса самолета, связанное с использованием струйных закрылков, составляет 0,76 % взлетного веса самолета при отборе сжатого воздуха за вентилятором ($t = 117^\circ\text{С}$), а наибольшее — при отборе газа за турбиной ($t = 788^\circ\text{С}$) — 1,3 %.

Однако добавочная подъемная сила от струйных закрылков позволяет уменьшить площадь крыла, в результате чего удельная нагрузка на крыло может быть увеличена от $G/S = 488$ кг/м² у исходного самолета до 585 кг/м² у самолета со струйными закрылками, что способствует уменьшению веса конструкции. Вследствие этого использование струйных закрылков обеспечивает возможность значительного снижения взлетного веса самолета, которое

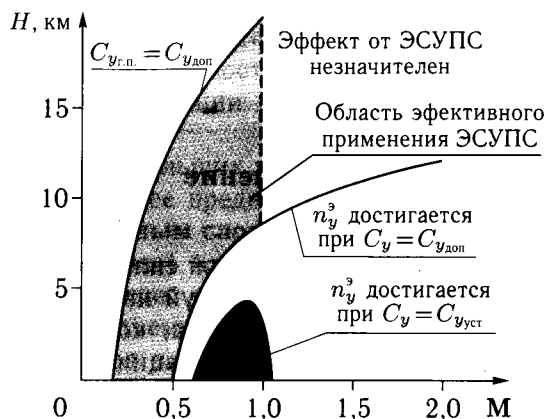


Рис. 10.28. Области эффективного использования ЭСУПС для маневренных самолетов

может составить 885 кг (3,75%) при отборе воздуха за вентилятором или газа из камеры смешения 1089 кг (4,6%) и за турбиной 816 кг (3,45%).

В целом анализ эффективности применения струйной механизации с учетом реальных возможностей отбора сжатого воздуха (газа) от маршевых двигателей (ТРДД) показал, что применение этих систем может существенно улучшить взлетно-посадочные и маневренные характеристики перспективных боевых самолетов как нормальной схемы, так и других («утка», «триплан») аэродинамических схем. Так, выдув струй воздуха, отобранного из тракта двигателя, на отклоненный закрылок (УПС) или поперечный выдув струи вдоль размаха крыла (ПВС) существенно повышает подъемную силу самолетов в широком диапазоне углов атаки и скоростей полета. Это позволяет улучшить взлетно-посадочные характеристики боевых самолетов и их маневренные возможности (особенно на неустановившихся режимах полета) при скоростях до 700 км/ч ($M \leq 0,6$), то есть на режимах, на которых предполагается реализация «сверхманевренных» свойств истребителей, связанных с выходом на большие закритические углы атаки.

Расчеты, выполненные с использованием имитационной модели ближнего воздушного боя (Р. Д. Иродов, Л. В. Строгачев), показали, что применение ЭСУПС позволяет получить самолету позиционное преимущество по сравнению с самолетом без ЭСУПС, главным образом, во время неустановившихся маневров на режимах $C_y \approx C_{y_{доп}}$, причем в координатах H , M применение ЭСУПС наиболее благоприятно при скоростных напорах $q_\infty < 20$ кПа (рис. 10.28). Область эффективного использования ЭСУПС на маневренных самолетах ограничивается режимами установившегося горизонтального полета при допустимых значениях коэффициента подъемной силы ($C_{y_{г.п.}} = C_{y_{доп}}$) и режимами, при которых достигается предельная эксплуатационная перегрузка n_y^3 при $C_y = C_{y_{доп}}$. Эта область соответствует полету самолетов на высотах $H \leq 15-18$ км при числах $M \leq 0,8-0,9$.

Заключение

Струйные системы увеличения подъемной силы отличаются друг от друга особенностями физического воздействия струй на обтекание крыла, величиной получаемого аэродинамического эффекта, конструктивной сложностью и т. п. Поэтому выбор типа струйной механизации крыла для реализации на самолете должен осуществляться с учетом ряда факторов:

- целевым назначением механизации (улучшение взлетно-посадочных, маневренных или крейсерских характеристик самолета);
- аэродинамической эффективностью системы, то есть величиной приращения коэффициента подъемной силы ΔC_y или его относительной величиной $\Delta C_y / C_{y_0}$, где C_{y_0} — коэффициент подъемной силы крыла без выдува;
- изменением других аэродинамических характеристик (лобового сопротивления, момента тангажа) при заданных величинах коэффициента подъемной силы;
- величиной энергетических затрат (расхода сжатого воздуха или газа), потребных для достижения заданной величины подъемной силы, или энергетической эффективностью, которая определяется величиной отношения $\Delta C_y / C_\mu$, где C_μ — коэффициент импульса струи;
- возможностями отбора сжатого воздуха (газа) из газодинамического тракта двигателей самолета или автономных источников сжатого воздуха с учетом уменьшения тяги двигателей при отборе воздуха (газа) и гидравлических потерь в воздушной трассе;
- конструктивной сложностью системы увеличения подъемной силы и ее весовыми характеристиками;
- возможностью продольной балансировки самолета со струйной механизацией, поскольку повышение подъемной силы крыла, как правило, сопровождается увеличением момента тангажа на пикирование;
- эксплуатационными характеристиками системы.

Таким образом, реализация струйной механизации на самолете является комплексной задачей, включающей проблемы аэродинамики, силовой установки, конструкции и, в конечном счете, выбора рациональной аэродинамической схемы и компоновки самолета. Поэтому достаточно сложно выработать единый критерий для выбора той или иной системы увеличения подъемной силы.

Приведенные в данной монографии результаты обширных экспериментальных исследований различных типов струйной механизации, а также методы их расчета, направлены, главным образом, на решение только одной основной задачи — определение аэродинамических характеристик крыльев различной формы.

Сравнительный анализ этих систем позволяет сделать следующие основные общие выводы с указанием достоинств и недостатков каждой из систем и дать обобщенные рекомендации по выбору областей их рационального применения:

1. При сравнительно небольших располагаемых величинах коэффициента импульса ($C_\mu \leq 0,1$) наиболее предпочтительным является применение **систем управления пограничным слоем** (УПС) путем тангенциального выдува струй сжатого воздуха (газа) из щелевых сопел на верхнюю поверхность простых нещелевых закрылков и на крыло из его передней кромки (см. рис. 1.25, а, б). Увеличение подъемной силы происходит вследствие увеличения энергии пограничного слоя за счет выдува струй и восстановления безотрывного обтекания закрылков при больших углах их отклонения и больших углах атаки.

При выдуве на закрылки с интенсивностью, достаточной для восстановления их безотрывного обтекания ($C_{\mu R} \approx 0,04-0,1$ при $\delta_3 \approx 45-75^\circ$), достигаются теоретические значения коэффициента подъемной силы, момента тангажа и индуктивного сопротивления, определяемые по теории несущей поверхности в потоке идеальной жидкости. На режимах взлета и дозвукового маневрирования, с целью обеспечения высокого уровня аэродинамического качества, желательно осуществлять выдув на закрылки, отклоняемые по всему размаху крыла на сравнительно небольшие углы ($\delta_3 \approx 30-35^\circ$). На режиме захода на посадку целесообразно дифференциально отклонять внутренние секции закрылков на большие углы ($\delta_3 \approx 65-75^\circ$), а внешние секции (зависающие элероны) на меньшие углы ($\delta_3 = 35-45^\circ$).

Для обеспечения безопасности полета, при маневрировании на больших углах атаки или при непреднамеренном выходе на большие углы атаки на взлете или посадке, необходимо также осуществлять выдув из передней кромки крыла на его верхнюю поверхность.

Основными достоинствами системы УПС являются:

- высокая аэродинамическая эффективность. Выдув на простые поворотные нещелевые закрылки при $C_{\mu R}$ обеспечивает их безотрывное обтекание и повышение эффективности в 2,5–3 раза и в 1,5–2 раза по сравнению с эффективностью щелевых закрылков при их отклонении на большие углы ($\delta_3 = 60-65^\circ$). Выдув из передней кромки крыла на его верхнюю поверхность повышает величину $C_{y_{\max}}$ и критический угол атаки на 25–30 % при интенсивности выдува $C_\mu = 0,03-0,05$;
- сравнительно небольшие величины коэффициента импульса выдуваемых струй, потребные для достижения безотрывного обтекания закрылков ($C_{\mu R} = 0,04-0,07$ для $\delta_3 = 45-65^\circ$) и верхней поверхности крыла при больших углах атаки ($C_\mu = 0,03-0,05$ при $\alpha \geq 20-25^\circ$). Указанные ориентировочные величины C_μ могут быть получены при отборе 3–5 % сжатого воздуха от компрессоров или вентиляторов современных ТРДД;
- практическое отсутствие влияния выдува на положение второго аэродинамического фокуса, то есть точки приложения приращения подъемной силы крыла за счет отклонения закрылков и применения системы УПС ($\bar{x}_{F_2} = \bar{x}_T - \Delta m z / \Delta C_y \approx 0,48-0,5$);

- уменьшение веса конструкции крыла при замене сложных щелевых закрылков на простые поворотные нещелевые закрылки;
- безопасность полета при отказе системы УПС обеспечивается за счет сохранения приемлемого уровня эффективности закрылков и органов управления;
- простота эксплуатации (щелевые сопла автоматически очищаются от загрязнений и обледенения при включении системы подачи сжатого воздуха или газа).

Недостатки системы:

- существенное уменьшение величины приращения коэффициента подъемной силы за счет эффекта суперциркуляции при $C_\mu > C_{\mu_R}$;
- технологические проблемы изготовления узких щелевых сопел ($\bar{h}_c \leq 0,2-0,5$ мм) для системы УПС;
- усложнение конструкции и увеличение веса самолета за счет оснащения системой сжатого воздуха (горячего газа) для УПС;
- потери тяги двигателя (5–7 %) при отборе сжатого воздуха от компрессора двигателя и гидравлические потери в воздушной трассе;
- сложность обеспечения продольной балансировки самолета с системой УПС на закрылках вследствие увеличения момента тангажа на пикирование и повышения скосов потока за крылом в области расположения горизонтального оперения.

Области рационального применения системы УПС:

- улучшение взлетно-посадочных характеристик (уменьшение скоростей отрыва и захода на посадку, сокращение потребных длин ВПП) самолетов всех типов;
- улучшение маневренных характеристик, в том числе при полете на больших углах атаки (за счет подавления диффузорного отрыва пограничного слоя на крыле большой кривизны или с передней кромки крыла при больших углах атаки);
- увеличение крейсерской скорости полета (за счет подавления диффузорного и волнового отрывов потока на крыле при больших до- и околозвуковых скоростях);
- повышение эффективности органов управления (элеронов, рулей высоты и направления, цельноповоротного стабилизатора).

2. **Реактивный закрылок** (см. рис. 1.25, а) — выдув струи из щелевого сопла на отклоненный закрылок с интенсивностью, превышающей необходимую для обеспечения его безотрывного обтекания ($C_\mu > C_{\mu_R}$). Увеличение подъемной силы достигается за счет перестройки внешнего обтекания крыла с отклоненным закрылком и увеличения циркуляции скорости вокруг крыла, вызванного наличием струйной поверхности за крылом (эффект суперциркуляции), и вертикальной составляющей реакции струи.

Применение реактивного закрылка позволяет получить приращения подъемной силы, превышающие величины ΔC_y при $C_\mu \approx C_{\mu_R}$. Однако при этом существенно возрастают затраты сжатого воздуха, происходит смещение второго фокуса назад по сравнению с системой УПС и значительно усложняется

система подачи большого количества сжатого воздуха (горячего газа) к щелевым соплам.

3. Струйный закрылок (см. рис. 1.26, б), то есть выдув струи из щелевого сопла вдоль задней кромки крыла под углом к его хорде, обеспечивает повышение несущих свойств крыла за счет создания дополнительной аэродинамической нагрузки на крыле (эффект суперциркуляции) и вертикальной реакции отклоненной струи.

Основные достоинства системы:

- отсутствие отклоняемых механических поверхностей и, соответственно, небольшой вес крыла;
- возможность получения больших значений коэффициента подъемной силы при больших располагаемых величинах коэффициента импульса струи ($\Delta C_y \sim \sqrt{C_\mu}$), в том числе достижение за счет эффекта суперциркуляции предельных значений аэродинамической подъемной силы на крыльях конечного размаха ($C_{y \text{ lim}} = k \cdot \lambda_{\text{эф}}$, где $k = 0,8-1,2$ — коэффициент пропорциональности, $\lambda_{\text{эф}}$ — эффективное удлинение крыла);
- возможность управления подъемной силой, моментом тангажа и тангенциальной силой за счет изменения коэффициента импульса или угла выдува струи, а также эффективного управления моментом крена при дифференциальном (по интенсивности и направлению) выдуве струй из консолей крыла.

Недостатки:

- низкая энергетическая эффективность, характеризуемая величинами $\Delta C_y / C_\mu = 8-10$ (по сравнению с системами УПС, у которых $\Delta C_y / C_{\mu R} \approx 20-30$) при относительно больших затратах сжатого воздуха,
- большие моменты на пикирование вследствие заднего расположения второго фокуса ($\bar{x}_{F_2} = 0,7-0,8$) и соответствующие проблемы обеспечения продольной балансировки,
- существенное уменьшение несущих свойств крыла при отказе системы.

Струйный закрылок может быть рекомендован для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов с большой тяговооруженностью и крыльями малых и умеренных удлинений ($\lambda = 2-4$), для повышения эффективности поперечного управления при малых скоростях полета, управления силами и моментами на режимах маневра, а также на сверхкритических крыльях для повышения крейсерской скорости полета.

4. Выдув на скругленную цилиндрическую хвостовую часть крыла (см. рис. 1.26, а) увеличивает его несущие свойства за счет управления циркуляцией (УЦ) путем перемещения задней критической точки на нижнюю поверхность крыла.

Система обладает теми же свойствами, что и струйный закрылок, но имеет большую эффективность. Помимо недостатков, характерных для струйного закрылка, при реализации системы УЦ необходимо учитывать следующие особенности:

- существенную зависимость величины приращения подъемной силы от параметров системы: относительного радиуса скругления цилиндриче-

ской хвостовой части крыла (R/b), относительной ширины щелевого сопла (h_c/R), перепада давлений на срезе сопла (p_{oc}/p) и других;

- существенное возрастание сопротивления крыла со скругленной задней кромкой при больших дозвуковых скоростях в крейсерском полете.

Эти обстоятельства требуют тщательных расчетных и экспериментальных исследований по оптимизации параметров системы для заданных режимов полета.

Эффективность системы УЦ существенно повышается и приближается по эффективности к системе УПС при выдуве на закрылок с малой относительной хордой ($\bar{b}_3 \leq 0,1$) и цилиндрической носовой частью при его отклонении на большие углы $\delta_3 \leq 90^\circ$.

Система выдува на скругленную заднюю кромку крыла может быть рекомендована для улучшения взлетно-посадочных характеристик малоскоростных самолетов с крейсерской скоростью, соответствующей числам $M \leq 0,5-0,6$, а система выдува на закрылок с малой хордой — для всех самолетов с большой тяговооруженностью (или с большими располагаемыми запасами сжатого воздуха на борту).

5. Эжекторные системы увеличения подъемной силы крыла представляют собой струйно-механические системы, состоящие из многозвенного закрылка, элементы которого при отклонении образуют камеру смещения эжектора, в которую подается струя сжатого воздуха из первичного (активного) щелевого сопла, расположенного в крыле (см. рис. 1.26, в). Эжекторные системы увеличивают располагаемый импульс струи и повышают подъемную силу крыла за счет эффекта отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла и щелевых многоэлементных закрылков, образующих камеру смещения эжектора, а также эффекта суперциркуляции и реакции струи, выдуваемой из эжекторной системы.

Основными достоинствами системы являются:

- возможность повышения располагаемого импульса на 30–40% по сравнению с исходным импульсом первичного (активного) сопла при оптимизированных параметрах эжекторной системы,
- возможность получения высоких значений коэффициента подъемной силы за счет комбинированных аэродинамических эффектов отсасывания пограничного слоя с крыла и суперциркуляции, а также реакции струи с повышенным импульсом.

Недостатки системы:

- сложность конструкции и большой вес эжекторной системы,
- существенная зависимость коэффициента увеличения тяги (тягоусиления) от параметров эжектора и необходимости их оптимизации в условиях ограниченных габаритов,
- проблема обеспечения безотрывного обтекания эжекторного закрылка при больших углах его отклонения ($\delta_3 > 35-45^\circ$),
- существенное уменьшение эффективности эжектора с увеличением скорости полета.

Рекомендуемая область применения — улучшение взлетно-посадочных характеристик тяжелых транспортных самолетов с небольшой тяговооруженностью (малыми располагаемыми расходами сжатого воздуха).

6. Поперечный выдув струй (ПВС) из дискретных осесимметричных сопел над поверхностью крыла и отклоненных закрылков (см. рис. 1.27, а) увеличивает подъемную силу за счет формирования устойчивого вихревого течения над крылом при больших углах атаки и повышения эффективности закрылков за счет формирования замкнутого жидкого контура вблизи их поверхности.

Достоинствами этой системы являются:

- конструктивная простота и малый вес системы, не требующей прокладки воздуховодов внутри крыла;
- возможность предотвращения разрушения вихревого течения и повышения его устойчивости над поверхностью треугольных крыльев большой стреловидности ($\chi > 45\text{--}50^\circ$) при больших углах атаки;
- возможность существенного повышения $C_{y_{\max}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ на тонких трапециевидных крыльях малой стреловидности ($\chi \leq 40^\circ$) и умеренного удлинения ($\lambda \leq 3,5\text{--}4$) без использования корневых наплывов за счет формирования устойчивого вихревого течения, которое на этих крыльях не образуется естественным путем;
- существенное повышение эффективности простых нещелевых закрылков. Эффективность системы ПВС на закрылках является близкой к эффективности системы УПС путем тангенциального выдува струй при $C_\mu \approx C_{\mu R}$, а многосопловые системы ПВС с веерным направлением выдува превосходят системы УПС при $C_\mu > C_{\mu R}$;
- незначительное увеличение или даже уменьшение момента тангажа на пикирование при выдуве над крылом, что существенно облегчает проблему продольной балансировки самолета с системой ПВС;
- благоприятное влияние системы ПВС на уменьшение индуктивного сопротивления крыльев различной формы в плане;
- возможность улучшения поперечной и путевой управляемости самолета за счет дифференциального выдува на консоли крыла.

Недостатками системы ПВС являются:

- сравнительно малая эффективность применения системы на прямоугольных крыльях и крыльях больших удлинений и малой стреловидности;
- существенная зависимость аэродинамических характеристик крыльев от параметров системы ПВС — положения сопел относительно поверхности крыла и закрылков по хорде и высоте, а также от направления выдува;
- большие, по сравнению с системами УПС, потребные величины коэффициента импульса струй для обеспечения заданного значения подъемной силы.

Система ПВС может быть рекомендована для:

- улучшения взлетно-посадочных и маневренных характеристик самолетов с тонкими крыльями малых и умеренных удлинений и стреловидности ($\lambda = 2\text{--}4$; $\chi = 0\text{--}45^\circ$);
- повышения эффективности органов управления (рулей высоты и направления, цельноповоротного горизонтального оперения).

7. Выдув из торцев крыла и струйные законцовки (см. рис. 1.28) повышают несущие свойства и уменьшают индуктивное сопротивление крыльев за счет воздействия на концевые вихри и эффективное удлинение.

Эти системы позволяют:

- повысить подъемную силу и аэродинамическое качество крыла без увеличения его геометрического удлинения,
- обеспечить эффективное управление самолетом по крену за счет дифференциального выдува из торцев консолей крыла в дополнение к механическим органам управления (элероны, интерцепторы) или без их использования.

Недостатками систем этого типа являются:

- большие потребные внутренние объемы для размещения воздухопроводов вдоль всего размаха крыла и соответствующее усложнение и повышение веса его конструкции,
- сравнительно низкий уровень улучшения аэродинамических характеристик при больших потребных расходах сжатого воздуха.

Системы могут быть рекомендованы для улучшения взлетно-посадочных и маневренных характеристик самолетов с крыльями малых и умеренных удлинений ($\lambda \leq 2,5-3,5$).

8. Системы управления искусственно создаваемым отрывом потока на крыле (см. рис. 1.27, б, в) изменяют несущие свойства и другие характеристики за счет воздействия струй на отрывное обтекание крыла и формирование замкнутых струйно-вихревых зон вблизи его поверхности.

Наиболее эффективным является использование комбинированной системы увеличения подъемной силы, состоящей из отклоняемых щитков-интерцепторов, расположенных на передней части верхней поверхности крыла или закрылков, в сочетании с поперечным выдувом струй из сопел, расположенных позади щитков, вдоль размаха консолей крыла (см. рис. 1.27, б).

Достоинствами этой системы являются:

- конструктивная простота;
- высокая аэродинамическая эффективность, позволяющая существенно повысить несущие свойства крыла при больших углах атаки и при отклонении закрылков;
- многорежимность использования, то есть возможность управления подъемной и тангенциальной силами, моментами крена и рыскания за счет изменения угла отклонения носового щитка и интенсивности выдува в зависимости от режима полета;
- слабое изменение момента тангажа при использовании системы облегчает проблему продольной балансировки самолета.

Комбинированная система может быть рекомендована для использования на самолетах с крыльями умеренных удлинений ($\lambda \leq 3,5-4,0$) со стреловидностью $\chi = 35-45^\circ$ при полете на режимах:

- захода на посадку и снижения по крутым траекториям, а также для эффективного аэродинамического торможения (с отклоненным щитком и выключенной системой выдува) на пробеге,
- на режимах дозвукового маневрирования для создания требуемой нормальной перегрузки и эффективного торможения.

Применение вихреобразующих ячеек (или продольных выемок) на крыле в сочетании с тангенциальным выдувом над их поверхностью (см. рис. 1.25, в) может быть полезным для обеспечения безотрывного обтекания закрылков и диффузорной части поверхности малоскоростных крыльев с большой относительной толщиной ($\bar{c} \geq 18-20\%$).

Недостатками системы такого типа являются конструктивная сложность и повышенный вес.

Таким образом, наличие достаточно большого числа струйных средств активного управления обтеканием крыльев различной конфигурации дает возможность разработчикам перспективных самолетов выбрать соответствующую систему для достижения поставленных целей. Приведенные в данной монографии материалы могут облегчить задачу по выбору типа и параметров приемлемой системы увеличения подъемной силы и определению аэродинамических характеристик крыла с выбранной системой. И, самое главное, анализ приведенных данных по существующим в настоящее время струйным системам активного управления обтеканием крыльев может дать импульс для творческого поиска новых, более эффективных средств совершенствования аэродинамики перспективных самолетов.

Список литературы

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976.
2. Абрамович Г. Н., Гиршович Т. А., Крашенинников С. Ю., Секундов А. Н., Смирнова И. П. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984.
3. Апаринов В. А. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик крыла сложной формы в плане с учетом носовой вихревой пелены. Известия АН СССР. МЖГ. № 2, 1977.
4. Арнольд В. Н., Петров А. В. Управление пограничным слоем на закрылках и зависающих элеронах модели транспортного самолета. Труды ЦАГИ, 1973.
5. Арнольд В. Н., Петров А. В., Шуненков С. И., Комаров Н. Ф. Исследование кругового цилиндра с управлением пограничным слоем и циркуляцией в качестве дополнительного средства продольной балансировки самолетов с отклоненной взлетно-посадочной механизацией. Труды ЦАГИ, 1970.
6. Арнольд В. Н., Серебрянский Я. М., Чутаев А. С. Аэродинамические характеристики самолетов с управлением пограничным слоем на режимах взлета и посадки. Руководство для конструкторов, т. 1, кн. 1, вып. 9, 1966.
7. Аубакиров Т. О., Белоцерковский С. М., Желанников А. И., Ништ М. И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. Алматы: Гылым, 1997.
8. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Под. ред. Г. С. Бюшгенса, М.: Наука-Физматлит, 1998.
9. Бабкин В. И., Белоцерковский С. М., Гуляев В. В., Дворак А. В. Струи и несущие поверхности. М.: Наука, 1989.
10. Белоцерковский С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965.
11. Белоцерковский С. М., Гиневский А. С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1955.
12. Белоцерковский С. М., Дворак А. В., Желанников А. И., Котовский В. Н. Моделирование на ЭВМ турбулентных струй и следов. Проблемы турбулентных течений. М.: Наука, 1987.
13. Белоцерковский С. М., Лифанов И. К. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, электродинамике, теории упругости. М.: Наука, 1978.
14. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.
15. Богданов О. К. Эффективность применения энергетических средств улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1966.
16. Богданов О. К., Елинов Г. Н. Экспериментальное исследование механизации крыла с управлением пограничным слоем. Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1966.
17. Болсуновский А. Л., Ляпунов С. В. Аэродинамика профилей. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993–2003. М.: Физматлит, 2003.
18. Виленский Я. Т. Управление пограничным слоем крыла. Труды ЦАГИ, № 565, 1945.

19. Ганич Г. А., Макаров В. А., Неймарк Р. В. Исследование эффективности выдува струй на закрылки профиля для предотвращения отрыва потока // Труды ЦАГИ, вып. 2400, 1988.
20. Ганич Г. А., Жулев Ю. Г., Макаров В. А. Влияние геометрических параметров отклоняемого закрылка со сдувом пограничного слоя на эффективность воздействия на взлетно-посадочных режимах // Труды ЦАГИ, вып. 2400, 1988.
21. Гиневский А. С. Теория турбулентных струй и следов. М.: Машиностроение, 1969.
22. Гиневский А. С., Колесников А. В., Подольный И. Н. Расчет пристенных турбулентных струй в спутном потоке. Труды ЦАГИ, вып. 1567, 1974.
23. Дмитриев В. Г., Чернавских Ю. Н. Влияние условий базирования на выбор основных параметров транспортных самолетов укороченного взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. ТВФ, № 1, 1984.
24. Жулев Ю. Г., Иншаков С. И. Возможности повышения несущих свойств крыльев при выдуве струй на их поверхность. Ученые записки ЦАГИ, т. 26, № 3–4, 1995.
25. Золотюк Е. М., Мартыхина Ю. С. Экспериментальные исследования по применению управления пограничным слоем (УПС) на закрылках и органах управления самолетов с ТВД с целью улучшения их взлетно-посадочных характеристик. Труды ЦАГИ, 1965.
26. Кашафутдинов С. Т. Исследование аэродинамических характеристик крыльев, снабженных системой выдувания на закрылки. Труды СибНИА, 1963.
27. Коган М. Н., Соколова И. Н. О критериях подобия для профиля с управляемой циркуляцией. Ученые записки ЦАГИ, т. 16, № 4, 1985.
28. Колпакчиев И. Н. Проблемы короткого взлета самолета. М.: Машиностроение, 1978.
29. Королев А. А. Экспериментальная реализация и исследование в полете струйной системы управления обтеканием крыла маневренного самолета. ЛИИ им. М. М. Громова, 1986.
30. Красильщиков П. П. Управление пограничным слоем на крыле с отклоненным закрылком. Практическая аэродинамика крыла. Труды ЦАГИ, вып. 1459, 1973.
31. Лебедь Н. К., Онькова Л. Н., Ощепков Г. Е., Петров А. В. Исследование различных видов взлетно-посадочной механизации и продольная балансировка самолета с крылом изменяемой геометрии. Труды ЦАГИ, 1969.
32. Матяж А. И. Экспериментальные исследования эффективности некоторых вариантов выдува плоской струи газа на профиле с закрылком. Известия вузов. Авиационная техника, 1961.
33. Мхитарян А. М., Максимов В. С., Фридланд В. Я., Сухарников Ю. В., Лазнюк П. С. К вопросу о сдуве пограничного слоя с закрылков самолета. Некоторые вопросы аэродинамики и электрогидродинамики. Сб. тр. КНИГА, вып. II, Киев, 1966.
34. Мхитарян А. И., Максимов В. С., Лазнюк П. С., Сухарников Ю. В. Экспериментальное исследование влияния положения закрылка по отношению к оси выдуваемой струи и отклоняемого носка на эффективность сдува. Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1966.
35. Павловец Г. А. Некоторые простейшие аналитические решения для плоских струйных течений с различными константами Бернулли в линейной постановке. Труды ЦАГИ, вып. 1632, 1974.

36. Петров А. В. Методика испытаний высоконесущих профилей с управлением пограничным слоем и циркуляцией. Военная авиация, ракетная и космическая техника (ВАРКТ), сер.А, № 1, 1975.
37. Петров А. В. Экспериментальные и расчетные исследования энергетических систем увеличения подъемной силы. Труды 3-й Всесоюзной конференции по аэродинамике и динамике полета. Новосибирск, 1984.
38. Петров А. В. Энергетическая механизация крыла. Авиация (энциклопедия). М.: БРЭ, ЦАГИ, 1994.
39. Петров А. В. Управление пограничным слоем. Авиация (энциклопедия). М.: БРЭ, ЦАГИ, 1994.
40. Петров А. В. Энергетические системы увеличения подъемной силы. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1968–1993. М.: Наука–Физматлит, 1996.
41. Петров А. В. Аэродинамика транспортных самолетов. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993–2003. М.: Физматлит, 2003.
42. Петров А. В., Онькова Л. Н. Исследования эффективности систем УПС на самолетах с крыльями различной формы в плане. Труды ЦАГИ, 1970.
43. Петров А. В., Онькова Л. Н., Комаров Н. Ф. Исследование механизации и управления пограничным слоем на горизонтальном оперении. Труды ЦАГИ, 1970.
44. Петров А. В., Святодух В. К., Тунцев В. А., Чернавских Ю. Н. Проблемы создания транспортных самолетов короткого взлета и посадки. «Техника воздушного флота», т. LXXVII, № 3 (662), 2003.
45. Петров А. В., Чижов С. И. Продольная балансировка самолета с помощью дополнительных балансировочных крыльев на режимах взлета и посадки. Труды ЦАГИ, 1978.
46. Ружицкий Е. И. Безаэродромная авиация. М.: Оборониз., 1959.
47. Савельев В. А. Определение характеристик произвольного профиля с выдувом на закрылок. 2-я Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1969.
48. Стерлин В. А. Лабораторные и летные исследования влияния сдува на взлетно-посадочные характеристики. Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1966.
49. Супрун В. М., Опара А. С., Пианков В. В., Баканов Ю. С. Пути улучшения характеристик тяжелого самолета-аэробуса местных воздушных линий на основе применения эжекторного крыла. 2-я Всесоюзная научно-техническая конференция по прикладной аэродинамике (тезисы). Киев, 1969.
50. Чжен П. Отрывные течения. т. 1, 2, 3. М.: «Мир», 1972.
51. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: «Мир», 1979.
52. Федоренко Г. А., Башкиров И. Г., Петров А. В. Исследования по формированию облика и аэродинамики маневренных самолетов. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993–2003. М.: Физматлит, 2003.
53. Шурьгин В. М. Аэродинамика тел со струями. М.: Машиностроение, 1977.
54. Applications of circulation control technology. Ed. by R. D. Joslin, G. S. Jones. Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 214. AIAA, 2006.
55. Boundary layer and flow control. Lachman G. V., ed., Pergamon Press, New York, 1961.
56. Chang P. K. Separation of flow. V. 1, 2, 3, Pergamon Press, 1970.
57. Chang P. K. Control of flow separation. Hemisphere Publishing Corporation, 1976.

58. Chernawskih Yu.N., Petrov A.V., Tuntsev V.A., Zolotko E.M. Problems of ensuring flight safety for STOL aircraft with powered — lift systems. Int. conf. on aircraft flight safety. Zhukovsky, Russia, TsAGI, 1993.
59. Korbacher G.K., Sridhar K. A review of the jet flap. UTIA Review No. 14, 1960.
60. Malavard L.E., Poisson-Quinton Ph., Jousserandot P. Jet-induced circulation control. Aero Digest, 1956.
61. McCormick B.W. Aerodynamics of V/STOL flight. New York — London, 1967.
62. Petrov A.V. Aerodynamics of STOL aircraft with wings blowing by turbofan exhaust jets and propfan slipstreams. AIAA International Powered Lift Conference, Santa Clara, USA, AIAA-93-4832, 1993.
63. Petrov A.V. Aerodynamics of aircraft with wing-powered lift systems. AIAA International Powered Lift Conference, Santa Clara, USA, AIAA-93-4836, 1993.
64. Petrov A.V. Separation flow over a high-lift wing and the active flow control. CEAS European Forum: High lift and separation control. RAeS Proc., London, 1995.
65. Smith A.M.O. High-lift aerodynamics. AIAA Paper No. 74-939, 1974.
66. Viscov A.N., Kishalov A.N., Petrov A.V. Problems of designing advanced turbo-prop aircraft. Proceedings of the International Conference «Aviation Technologies 2000», Zhukovsky, Russia, 1997.

К главе 1

Раздел 1.1

- 1.1.1. Богомазов В.И., Иншаков С.И., Янков В.П. Использование визуализации методом дымящей проволочки при исследованиях моделей крыльев на больших углах атаки в дозвуковых аэродинамических трубах. Ученые записки ЦАГИ, т. XX, № 5, 1989.
- 1.1.2. Жулев Ю.Г., Иншаков С.И., Макаров В.А., Неймарк Р.В. Возможности использования пристенных струй для управления обтеканием крыльев в широком диапазоне углов атаки // Ученые записки ЦАГИ — 1994, т. XXV, № 3.
- 1.1.3. Жулев Ю.Г., Неймарк Р.В. Несущие свойства кругового и эллиптического цилиндра при выдуве щелевых струй на их поверхность. Ученые записки ЦАГИ, т. XX, № 5, 1989.
- 1.1.4. Иншаков С.И. Применение щелевой струи для улучшения аэродинамических характеристик крыла на закритических углах атаки // Труды ЦАГИ, вып. 2346, 1987.
- 1.1.5. Кажан А.В. Численные исследования эффекта гиперциркуляции при обтекании профиля. Сборник статей «Численные методы аэродинамического проектирования». Труды ЦАГИ. Вып. 2655, 2002.
- 1.1.6. Прандтль Л., Титъенс О. Гидро- и аэромеханика, т. 2. ОНТИ НКТП СССР 1935.
- 1.1.7. Dunham J. A theory of circulation control by slot-blowing applied to a circular cylinder. Journal of Fluid Mechanics, vol. 33, No. IX, 1968.
- 1.1.8. Englar R.J. and Williams. Test techniques for high lift, two-dimensional airfoils with boundary layer and circulation control for application to rotary wing aircraft. Canadian aeronautics and Space Journal, vol. 19, No. 3, 1973.
- 1.1.9. Liebeck R.H. A class of airfoils designed for high lift in incompressible flow. J. of Aircraft, vol. 10, No. 10, p. 610, 1973.
- 1.1.10. Liebeck R.H. and Smith D.N. Study of slat-airfoil combinations using computer graphics. J. of Aircraft, vol. 10, No. 4, p. 254, 1973.
- 1.1.11. Stratford B.S. The prediction of separation of the turbulent boundary layer. J. Fluid Mech., vol. 5, № 1, pp. 1–16, 1959.

Раздел 1.2

- 1.2.1. Арнольд В. Н., Жукова Р. Н., Петров А. В., Серебрянский Я. М., Чермухин Г. А. О выдвигном балансировочном крыле на сверхзвуковом пассажирском самолете Ту-144. ТВФ № 8 (468), 1976.
- 1.2.2. Жукова Р. А., Петров А. В. Экспериментальное и расчетное исследование обтекания выдвигного балансировочного крыла самолета Ту-144. Тр. ЦАГИ, 1976.
- 1.2.3. Игнатьев С. Г., Хозяинова Г. В., Юдин Г. А. Аэродинамика крыльев большого удлинения с механизацией передней и задней кромок дозвуковых и околозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. Руководство для конструкторов, т. 1, кн. 1, вып. 1, ЦАГИ, 1980.
- 1.2.4. Косоруков А. Н. Метод расчета аэродинамических характеристик механизированных крыльев и системы «механизированное крыло + фюзеляж» по дискретной вихревой схеме. Руководство для конструкторов, т. 1, кн. 2, вып. 13, 1989.
- 1.2.5. Никифоров В. М. Метод расчета отрывного обтекания крылового профиля с механизацией при малых скоростях. Уч. записки ЦАГИ, т. XXIV, № 1, 1993.
- 1.2.6. Павловец Г. А. Метод расчета обтекания идеальной жидкостью крылового профиля произвольной формы с механизацией. Технические отчеты ЦАГИ, вып. 349, 1969.
- 1.2.7. Петров А. В. Некоторые типы отрывного обтекания разрезных крыльев. Уч. записки ЦАГИ, т. VIII, № 2, 1977.
- 1.2.8. Петров А. В. О некоторых особенностях обтекания разрезных крыльев. Уч. записки ЦАГИ, т. VIII, № 6, 1977.
- 1.2.9. Петров А. В. Расчет аэродинамических характеристик механизированного крыла. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов, ред. В. Г. Микеладзе, ЦАГИ, 1996.
- 1.2.10. Петров А. В., Жукова Р. А. Исследования профиля выдвигного балансировочного крыла. Тр. ЦАГИ, вып. 1637, 1975.
- 1.2.11. Петров А. В., Степанов Ю. Г., Юдин Г. А. Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1968–1993 г. М.: Наука–Физматлит, 1996.
- 1.2.12. Серебрянский Я. М., Степанов Ю. Г. Приближенный метод оценки оптимального положения механизации на профиле. Уч. записки ЦАГИ, т. I, № 5, 1970.
- 1.2.13. Степанов Ю. Г., Рыжонков М. В. Приближенный метод расчета отрывного обтекания профиля с отклоненным щелевым закрылком. Тр. ЦАГИ, вып. 2213, 1983.
- 1.2.14. Юдин Г. А., Маслова Н. И., Дедова В. В. Аэродинамические характеристики дозвуковых и сверхзвуковых самолетов с механизированными крыльями. Руководство для конструкторов, т. 1, кн. 1, вып. 5, ЦАГИ, 1965.
- 1.2.15. Gartshore I. S. and Newman B. G. The turbulent wall jet in an arbitrary pressure gradient. Aeronautical Quarterly, vol. 20, p. 25, 1969.
- 1.2.16. Lyapunov S. V., Wolkov A. V. Application of viscous-inviscid interaction methods for a separated flow calculation about airfoils and high-lift systems. International council of the aeronautical sciences proceedings. 20th Congress, vol. 2 AIAA, 1996.
- 1.2.17. Omura M., Tenioka T. Flow field analysis for two-dimensional multi-component airfoils in viscous flow. Journ. of the Japan Soc. Aeronaut. And Space Sci., № 226, 1972.

- 1.2.18. Petrov A. V. Some features of flow past slotted wings. RAE Library Translation 2050 (1980), London, from Uchenye Zapiski TsAGI, 8,6, 1977.
- 1.2.19. Petrov A. V. Certain types of separated flow over slotted wings. Fluid Mech. — Sov. Res. 7(5), 1978.

Раздел 1.3

- 1.3.1. Неймарк Р. В. Исследование возможностей предотвращения отрыва пограничного слоя на пластине с помощью пристеночных струй. Ученые записки ЦАГИ, т. XX, № 4, 1989.
- 1.3.2. Павловец Г. А. Методы расчета обтекания сечения крыла идеальным несжимаемым потоком. Тр. ЦАГИ, вып. 1344, 1971.
- 1.3.3. Петров А. В. Обтекание крыла большой кривизны с тангенциальным выдувом струй. Ученые записки ЦАГИ, т. XXII, № 2, 1991.
- 1.3.4. Lawford J. A., Foster D. N. Low-speed wind-tunnel tests on a wing section with plain leading — and trailing-edge flaps having boundary-layer control by blowing. ARC RdM No. 3639, 1970.

Раздел 1.4

- 1.4.1. Кашафутдинов С. Т. Аэродинамическое подобие обтекания летательных аппаратов с воздухозаборниками, реактивными струями и струями воздушных винтов. Сб. «Аэродинамика крыльев летательных аппаратов», вып. 1, М.: Машиностроение, 1969.
- 1.4.2. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике. «Наука», Москва, 1967.
- 1.4.3. Хмельков Б. А. О критериях подобия при обтекании тел со струями. Труды ВВИА, № 1198, 1958.

К главе 2

Раздел 2.1

- 2.1.1. Томас Ф. Исследование эффективности управления пограничным слоем закрылка. Экспресс-информация «Транспортные самолеты, вертолеты и их обслуживание». Реф. 161, № 31, 1962.
- 2.1.2. Thomas F. Untersuchungen über die Erhöhung des Auftriebs von Tragflügeln mittels Grenzschichtbeeinflussung durch Aushlasen. Z. Flugwiss, 10, № 2, 1962.

Раздел 2.2

- 2.2.1. Акентьев В. Г. Расчет аэродинамических характеристик крыла сложной формы в плане со струйным закрылком. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1976.
- 2.2.2. Акентьев В. Г., Гуляев В. В. Расчет аэродинамических характеристик самолета со струйной механизацией. Изв. вузов, Авиационная техника, 1980, № 4, с. 3–6.
- 2.2.3. Брутян М. А., Крапивский П. Л., Кузьмин С. В. К теории струйного закрылка. Уч. записки ЦАГИ, т. XIX, № 6, 1988.
- 2.2.4. Гуляев В. В., Капацын В. М. Расчет аэродинамических характеристик самолета с выдувом струй из задних кромок несущих поверхностей при больших дозвуковых скоростях полета. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1980.
- 2.2.5. Максимов А. И., Неймарк Р. В. Расчетное исследование коэффициента импульса пристеночной струи, необходимого для предотвращения отрыва потока с поверхности крыла конечного размаха. Тр. ЦАГИ, вып. 2433, 1989.

- 2.2.6. Неймарк Р. В. Расчетное исследование эффективности выдува пристеночных струй для затягивания отрыва потока. Тр. ЦАГИ, вып. 2300, 1986.
- 2.2.7. Петров А. В. Расчет аэродинамических характеристик крыльев со струйными закрылками. Депон. № ДО 4598, ВИМИ, реф. МРС «ТТЭ», сер. А, вып. 2, 1981.
- 2.2.8. Петров А. В. Расчет аэродинамических характеристик крыльев со струйной механизацией. Тр. ЦАГИ, вып. 2235, 1984.
- 2.2.9. Петров А. В., Шеломовская В. В. Метод расчета коэффициента импульса струи, потребного для ликвидации отрыва потока на профиле крыла. Труды ЦАГИ, вып. 1977, 1979.
- 2.2.10. Проблема увеличения подъемной силы. Техническая информация. БНИ ЦАГИ, № 15, 1965.
- 2.2.11. Сыч В. М. Расчет искривленной пристеночной турбулентной струи. Ученые записки ЦАГИ, т. 26, № 3, 1985.
- 2.2.12. Хмельков Б. А. Расчет аэродинамических характеристик крыла с реактивным закрылком. Тр. ВВИА, № 780, 1959.
- 2.2.13. Das A. Tragfluchentheory für Traflgel mit Strahklappen. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, 1960.
- 2.2.14. Gartshore J. S. Prediction of the blowing required to suppress separation flow high-lift airfoils. CAGI Transactions, vol. 4, No. 1, 1971.
- 2.2.15. Goradia S. H., Colwell G. T. Parametric study of a two-dimensional turbulent wall jet in a moving stream with arbitrary pressure gradient. AIAA Jourual, vol. 9, No. 11, 1971.
- 2.2.16. Levinsky E. S., Schappelle R. H. Analysis of separation control by means of tangential blowing. J. of Aircraft, vol. 12, No. 1, 1975.
- 2.2.17. Lopez M. L., Shen C. C. Recent developments in the jet flap theory and its applications to STOL aerodynamic analysis. AIAA Paper No. 71-578, 1971.
- 2.2.18. Malavard L. Application of the rheoelectric analogy for the jet flap wing of finite span. Boundary Layer and Flow Control, vol. 1, 1961.
- 2.2.19. Maskell E. C., Spence D. A. A theory of the jet-flap in three dimensions. Proc. Roy. Soc., London, A, vol. 251, No. 1266, pp. 73–85, 1959.
- 2.2.20. Poisson-Quinton Ph. Et Jousserandot P. Hyper-sustentation et pilotage des avions par controle de circulation. Bull. de L'assosiation Technique Maritime et Aeronautique, No. 54, 1955.
- 2.2.21. Shen C. C., Lopez M. L., Wasson N. F. Jet-wing lifting-surface theory using elementary vortex distributions. J. of Aircraft, vol. 12, No. 5, 1975.
- 2.2.22. Spence D. A. The lift coefficient of a thin jet-flapped wing. Proc. Royal Soc. Ser., London, A., vol. 238, pp. 46–68, 1956.
- 2.2.23. Spence D. A. The lift on a thin aerofoil with a jet-augmented flap. Aeron. Quart., vol. 9, part 3, pp. 281–299, 1958.

Раздел 2.4

- 2.4.1. Helmbold H. B. Limitations of circulation lift. Journal of the Aeronautical Sciences, vol. 24, No. 3, 1957.
- 2.4.2. Helmbold H. B. Theory of the finite-span blowing wing. Journal Aero/space Sciences, vol. 24, No. 5, 1957.
- 2.4.3. Korbacher G. K. and Sridhar. A note of the induced drag of jet-flapped wings. RAS, v. 64, No. 593, 1960.
- 2.4.4. McCormick B. W. Limiting circulatory lift a wing of finite aspect ratio. Journal Aero/space Sciences, vol. 26, No. 4, 1959.

Раздел 2.6

- 2.6.1. Кашафутдинов С. Т. Исследование аэродинамических характеристик крыльев, снабженных системой выдувания на закрылки. Труды СибНИА, 1963.
- 2.6.2. Young A.D. The aerodynamic characteristics of flaps. ARC Technical Report No. 2622, 1953.

Раздел 2.8

- 2.8.1. Гадецкий В. М. Исследование аэродинамических характеристик профиля с механизацией вблизи земли. Труды ЦАГИ, вып. 1256, 1970.
- 2.8.2. Петров А. В. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета с системой УПС на закрылках. Труды ЦАГИ, вып. 1714, 1975.
- 2.8.3. Серебрянский Я. М., Биячуев Ш. А. Исследование в трубе горизонтально установившегося движения крыла на небольших расстояниях от земли. Труды ЦАГИ, № 437, 1939.
- 2.8.4. Gersten K. Ground on effect on wings with jet augmented flaps. Jurbuch, 1962.
- 2.8.5. Gratzen L. B., Machal A. S., Ground effects in STOL operations. AIAA Paper N71-579, 1971.
- 2.8.6. Hachet J.E. et al. Ground effect for STOL aircraft configurations and its simulation in the wind tunnel. Part 1: Introductions and theoretical studies. NASA CR-114, 495, Part 2: experimental. NASA CR-114, 496, 1972.
- 2.8.7. Hugget D.J. The ground effect on the jet flap in two dimensions. Aero. Quart., vol. X, part 1, 1959.
- 2.8.8. Turner T.R. Ground influence on a model airfoil with a jet-angmented flap as determined by two techniques. NASA TN D-658, 1961.
- 2.8.9. Turner T.R. A moving beet ground plane for wind tunnel ground simulation and results for two jet flap configurations. NASA TND 44228, 1967.
- 2.8.10. Vogler R.D. Ground-effects investigation of a STOL air-sea transport model with blowing over the canard and wing flaps. NASA TN D-5988, 1970.

К главе 3

- 3.1. Ананьев В. А. Системы УПС самолетов «Фантом» и «Бакэнир». Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ, № 17, 1971.
- 3.2. Колесников А. В. Управление пограничным слоем на бомбардировщике-разведчике Норт Америкен RA-5 с «Виджилент». Техническая информация. БНТИ ЦАГИ, № 2, 1969.
- 3.3. Butler S.F. J Low-speed wind-tunnel tests on sweptback wing model (Buccaneer Mark I) with blowing at the wing leading edge and blowing over the flaps and drooped ailerons. ARC RdM No. 3655. 1971.
- 3.4. Siewert R.F. and Stewart V.R. Use of boundary-layer control on a supersonic attack-reconnaissance aircraft. Journal of the Aircraft, III-IV, 1967.

К главе 4

- 4.1. Боксер В. Д. Развитие отрыва и его влияние на аэродинамику сверхкритических профилей при околосвуковых скоростях. Ученые записки ЦАГИ. 1988. Т. IXX. № 5.
- 4.2. Боксер В. Д., Волков А. В., Петров А. В. Применение тангенциального выдува струй для снижения сопротивления сверхкритических профилей при больших дозвуковых скоростях. Ученые записки ЦАГИ, 2009, Т. XL. № 1.

- 4.3. Боксер В. Д., Волков А. В., Петров А. В., Судаков Г. Г. Можно ли улучшить аэродинамику сверхкритического крыла? «Полет», с. 70–76, 2008.
- 4.4. Боксер В. Д., Серебрянский Я. М. Приближенный метод определения волнового сопротивления профиля при наличии местной сверхзвуковой зоны. Ученые записки ЦАГИ. 1978. Т. IX. № 5.
- 4.5. Ляпунов С. В. Программа расчета обтекания профиля трансзвуковым потоком идеального газа. Труды ЦАГИ, вып. 2064, 1980.
- 4.6. Павловец Г. А., Боксер В. Д., Ляпунов С. В. Аэродинамика крыловых профилей. «Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов». ЦАГИ — Авиаиздательство КНР, 1995.
- 4.7. Серебрянский Я. М., Николаева К. С., Боксер В. Д. Новые типы сверхкритических околосвуковых профилей. Техника воздушного флота. 1970. № 5.
- 4.8. Bokser V. D., Wolkov A. V. and Petrov A. V. Application of tangential jet blowing for reduction of drag for supercritical airfoils at high subsonic speeds, TsAGI Science Journal. Vol. 40, No. 1, pp. 9–21, 2009
- 4.9. Haight C. H. and Mask R. L. Validation of a Transonic Manoeuvre/Cruise Airfoil Design Employing Active Diffusion Control. ATC Report № B-91100/8CR-84, 1984.
- 4.10. Haight C. H., Reed T. D., Morland B. T. Design studies of transonic and STOL airfoils with active diffusion control. ATC Report No. B-94300/4CR-24, 1974.
- 4.11. Haight C. H. and Spanger J. G. Test Verification of a Transonic Airfoil Design Employing Active Diffusion Control. ATC Report № B-94300/5CR-4, 1975.
- 4.12. Malmuth N. D., Murphy W. D., Shankar V., Cole J. D., Cumberbatch E. Studies of Upper Surface Blown Airfoils in Incompressible and Transonic Flows. AIAA-80-0270, 1980.
- 4.13. Mask R. L. Low Drag Airfoil Design Utilising Passive Laminar Flow and Coupled Diffusion Control. Viscous Flow Drag Reduct. Techn. Pap. Symp., Dallas, 1979, pp. 212–232, N.Y., 1980.
- 4.14. Peake D. J., Bowker A. J. Mokry M., Yoshihara H., Magnus R. Transonic lift augmentation of two-dimensional supercritical airfoils by means of aft camber, slot blowing and jet flaps, in high Reynolds number flow. Proceedings of the ICAS, Haifa, 1973.
- 4.15. Pearcey H. H. Shock induced separation and its prevention by design and boundary layer control. «Boundary layer and flow control». Lachmann G. V. ed. Pp. 1166–1344. Pergamon Press, 1961.
- 4.16. Wolkow A. V., Lyapunov S. V. Numerical Prediction of Transonic Viscous Separated Flow Past an Airfoil. Theoret. And Comp. Fluid Dyn., vol. 6, N1, pp. 49–63, 1994.
- 4.17. Yoshihara H., Zonars D. The transonic jet flap — A review of recent results. SAE 751089, 1975.

К главе 5

- 5.1. Арнольдов В. Н., Золотко Е. М., Страшинский А. Б. Аэродинамические особенности энергетических систем увеличения подъемной силы и анализ механики короткого взлета и посадки. Труды ЦАГИ, вып. 1858, 1977.
- 5.2. Бушуев В. И., Демидов В. В., Лифанов И. К. К расчету аэродинамических характеристик летательного аппарата со струйно-эжекторной механизацией. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Часть II, 1980.

- 5.3. Ганич Г. А., Долгих Л. П., Жулев Ю. Г., Неймарк Р. В., Соснин Е. И. Экспериментальное исследование модели эжекторного увеличителя подъемной силы самолета. Труды ЦАГИ, вып. 1929, 1978.
- 5.4. Демидов В. В. Расчет коэффициентов количества движения струи и расхода струйно-эжекторного закрылка. Научно-методические материалы по аэродинамике. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1978.
- 5.5. Ененков В. Г., Клячкин А. Л., Коротков В. С., Супрун В. М. Авиационные эжекторные усилители тяги. «Машиностроение», Москва, 1980.
- 5.6. Лифанов И. К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент. Москва, ТОО «Янус», 1995.
- 5.7. Петров А. В. Исследования эжекторных увеличителей тяги (обзор). Военная авиация, ракетная и космическая техника (ВАРКТ), сер. А, № 18, 1973.
- 5.8. Петров А. В. Исследование эжекторных устройств для самолетов укороченного и вертикального взлета и посадки (обзор). ВАРКТ, сер. А, № 10, 1974.
- 5.9. Петров А. В. Расчет аэродинамических характеристик крыльев с эжекторными закрылками (обзор). ВАРКТ, сер. А, № 11, 1975.
- 5.10. Техническая информация ЦАГИ. № 8, 1966; Boundary layer control high-lift system, AIAA Paper 64-589, 1964.
- 5.11. Bevilaqua P. M. An evaluation of hypermixing for VSTOL aircraft augmentors. AIAA Paper No. 73-654, 1973.
- 5.12. Falarski M. D., Kolming D. I. Aerodynamic characteristics of large-scale model with a swept wing and augmented jet flap. NASA, TMX 62029, 1971.
- 5.13. Fancher R. R. Low-Area Ratio Thrust-Augmenting Ejectors. Journal of Aircraft, III, 1972.
- 5.14. Farbridge J. E., Smith R. C. The transonic multifoil augmentor wing. J. Aircraft, vol. 15, No. 11, 1978.
- 5.15. Quinn B. Recent Developments in Large Area Ratio Thrust Augmentors. AIAA Paper 72-1174, 1972.
- 5.16. Salter G. R. A computer program for aircraft thrust ejector analyses. AIAA Paper No. 74-1191.
- 5.17. Squyers R. A., Porter J. L., Nagaraja K. S., Cudahy G. F. Ejector powered propulsion and high lift subsonic wing. ICAS-82-6.5.2, 1982.
- 5.18. Streiff H., Henderson C. Ejector Thrust Augmentation for STOL Aircraft Applications. AIAA/SAE Pap., 1974.
- 5.19. Whittley D. C. The Augmentor-Wing Research Program: Past, Present and Future. Canadian Aeronautics and Space Journal, II, 1968.
- 5.20. Woolard H. W. Thin-airfoil theory of an ejector-flapped wing section. AIAA Paper No. 74-187, 1974.

К главе 6

- 6.1. Долгих Л. П., Иншаков С. И., Соснин Е. И., Тимофеев Е. Б. Аэродинамические характеристики модели крыла с управляемой циркуляцией и щитком. Труды ЦАГИ, вып. 2336, 1986.
- 6.2. Ганич Г. А., Жулев Ю. Г., Макаров В. А. Экспериментальное исследование отсека крыла с выдувом щелевой струи на цилиндрическую заднюю кромку. Труды ЦАГИ, вып. 2346, 1987.
- 6.3. Оптимизация систем управления циркуляцией на самолетах с коротким взлетом и посадкой. Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ, № 11, 1984.

- 6.4. Системы увеличения подъемной силы с использованием крыла с управляемой циркуляцией и обдувом верхней поверхности. Экспресс-информация «Авиастроение» № 7, М.: ВИНТИ, 1984.
- 6.5. Соколова И. Н. Экспериментальное исследование пристеночных струй. Труды ЦАГИ, вып. 2148, 1982.
- 6.6. Соколова И. Н. Экспериментальные исследования пределов реализации течения Коанда. Ученые записки ЦАГИ, т. XIV, № 4, 1983.
- 6.7. Abramson J. and Rogers E.O. High-Speed Characteristics of Circulation Control Airfoils. AIAA-83-0265, 1983.
- 6.8. Chang P.A., Slomski J., Marino T., Ebert M.P. and Abramson J. Full Reynolds-stress modeling of circulation control airfoils. Progress in astronautics and aeronautics. Ed. By Joslin R.D., Jones G.S. Vol. 214, AIAA, 2006.
- 6.9. Englar R.J. Investigation into and application of the high velocity circulation control wall jet for high lift and drag generation on a STOL aircraft. AIAA Paper No. 74-502, 1974.
- 6.10. Englar R.J. Subsonic wind tunnel investigation of the high lift capability of a circulation control wing on a 1/5-scale N-2C aircraft model. Naval Ship Research and Development center, USA, AD-781 856, 1973.
- 6.11. Englar R.J. Development of an advanced no-moving-parts high-lift airfoil. ICAS Proc., vol. 2, Seattle, 1982.
- 6.12. Englar R.J. Overview of circulation control pneumatic aerodynamics. Applications of circulation control technology. Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 214, AIAA, 2006.
- 6.13. Harvell J.K. and Franke M.E. Aerodynamic characteristics of a circulation control elliptical airfoil with two blown jets. J. Aircraft, vol. 22, No. 9, 1985.
- 6.14. Henderson C. An Engineering Method For Estimating the Aerodynamics Characteristics of CCW. Final report NADC-82186-60, June 1982.
- 6.15. Jones G.S. Pneumatic flap performance for a two-dimensional circulation control airfoil. Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 214, AIAA, 2006.
- 6.16. Korbacher G.K. The Coanda effect at deflection surfaces detached from the jet nozzle. Canadian Aeron. And Space Journal. v. 8, No. 1, 1962.
- 6.17. Loth J.L., Boasson M. Circulation controlled STOL wing optimization. AIAA Paper № 83-0082, 1983.
- 6.18. Novak C.J., Cornelius K.C. and Roads R.K. Experimental Investigations of the Circular Wall Jet on a Circulation Control Airfoil. AIAA-87-0155, 1987.
- 6.19. Paterson E.C. and Baker W.J. RANS and detached-eddy simulation of the NCCR Airfoil. Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 214, AIAA, 2006.
- 6.20. Proceedings of the circulation-control workshop 1986. NASA Conference publication 2432, 1986.
- 6.21. Rogers E.O. Development of compressible flow similarity concepts for circulation control airfoils. AIAA-87-0153, 1987.
- 6.22. Shrewsbury G.D. Evaluation of a research CCA using N-S methods. AIAA Papers 85-0171, 86-0286, 87-1269, 1985–1987 гг.
- 6.23. Spaid F.W. and Keener E.R. Boundary-layer and wake measurements on a swept, circulation-control wing. AIAA-87-0156, 1987.
- 6.24. Tai T.C. and Kidwell G.H. Numerical optimization of circulation control airfoil at high subsolic speed. AIAA-84-2162.
- 6.25. Wood N.J. Section Characteristics of a Finite, Swept Circulation Control Airfoil. J. Aircraft, vol. 24, No. 1, 1986.
- 6.26. Wood N.J. A new class of circulation control airfoils. AIAA-87-0003, 1987.

К главе 7

- 7.1. Богатырев В. В., Петров А. В. Численное моделирование влияния поперечной струи на обтекание крылового профиля. Ученые записки ЦАГИ (в печати).
- 7.2. Вождаев Е. С., Головкин В. А., Головкин М. А., Горбань В. П., Самусева Е. В. Ликвидация «взрыва» вихрей на треугольном крыле с помощью выдува локальной струи в окрестности ядра вихря. Ученые записки ЦАГИ, т. XVII, № 2, 1986.
- 7.3. Горелов Ю. А., Висков А. Н., Филлипова Н. М. Расчет поля скоростей и давлений, индуцируемых струей в сносном потоке. Труды ЦАГИ, вып. 1412, 1972.
- 7.4. Горелов Ю. А., Митрохин Н. М. Исследование влияния выдува струй над верхней поверхностью прямого и треугольного крыльев на их обтекание и аэродинамические характеристики. Труды ЦАГИ, вып. 1346, 1971.
- 7.5. Горелов Ю. А., Павловец Г. А. Обтекание пластинки в присутствии вихрестика. Ученые записки ЦАГИ, т. IX, № 3, 1978.
- 7.6. Золотко Е. М., Митрохин Н. М., Петров А. В., Чижов С. И. Исследование систем поперечного выдува струй на закрылках. Труды ЦАГИ, вып. 1858, 1977.
- 7.7. Иванов Ю. В. Некоторые закономерности свободной круглой струи, развивающейся во внешнем поперечном потоке. Известия АН СССР ОНТ, № 6, 1954.
- 7.8. Икрянников Е. Д., Караск А. А. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик плоского прямоугольного крыла с выдувом струи вдоль передней кромки. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1978.
- 7.9. Икрянников Е. Д., Петров Е. Г. Экспериментальное исследование возможности использования поперечного выдува газовой струи под нижней поверхностью крыла в качестве жидкого закрылка. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Часть II, ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1980.
- 7.10. Икрянников Е. Д., Петров Е. Г. Экспериментальное исследование влияния поперечного выдува газовой струи на совместную работу закрылка и интерцептора. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Часть II, ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1980.
- 7.11. Икрянников Е. Д., Петров Е. Г. Экспериментальное исследование возможности улучшения характеристик крыла большого удлинения с механизацией при помощи выдува газовых струй. Часть II, ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1980.
- 7.12. Митрохин Н. М. Исследование модели самолета с поперечной струей, используемой в качестве средства повышения несущих свойств на больших углах атаки. Труды ЦАГИ, вып. 1968, 1978.
- 7.13. Нугманов З. Х. Экспериментальное исследование влияния продольной струи воздуха на аэродинамические характеристики крыла. Известия вузов, Авиационная техника № 1, 1974.
- 7.14. Павловец Г. А., Савинов А. А., Петров А. С. О форме сечений струи в сносном потоке. Труды ЦАГИ, вып. 1572, 1974.
- 7.15. Петров А. В. Расчет аэродинамических характеристик крыла с системой поперечного выдува струй. Труды ЦАГИ, вып. 2006, 1979.
- 7.16. Петров А. В. Численное моделирование воздействия поперечного выдува струй на обтекание крыла. Ученые записки ЦАГИ, т. XXII, № 4, 1991.
- 7.17. Таганов Г. И. К теории подсасывающего действия струи в поперечном потоке. Труды ЦАГИ, вып. 1172, 1969.

- 7.18. Bradley R.G. and Wray W.O. A conceptual study of leading-edge-vortex enhancement by blowing. *J. Aircraft*, vol. 11, No. 1, 1974.
- 7.19. Bradley R.G., Whitten P.D. and Wray W.O. Leading-edge vortex augmentation in compressible flow. *AIAA Paper 75-124*, 1975.
- 7.20. Compbell J.F. Augmentation of vortex lift by spanwise blowing. *J. Aircraft*, vol. 13, No. 9, 1976.
- 7.21. Cornish J.J. High lift applications of spanwise blowing. *ICAS Paper N 70-09*, 1970.
- 7.22. Dixon C.J. Lift augmentation by lateral blowing over a lifting surface. *AIAA Pap. N 69-193*, 1969.
- 7.23. Dixon C.J. Lift and control augmentation by spanwise blowing over trailing edge flaps and control surface. *AIAA Pap. N 72-781*, 1972.
- 7.24. Dixon C.J. et. al. Theoretical and experimental investigations of vortex lift control by spanwise blowing. Volume I AD-771-290, volume II AD-771 304, 1973.
- 7.25. Erickson G.E. Effect of spanwise blowing on the aerodynamic characteristics of a half-span 50-swept cropped delta wing configurations. *AIAA Pap. 79-1859*, 1979.
- 7.26. Kenneth S.L., Clarke P. Lift augmentation on a moderately swept wing by spanwise blowing. *Aeronautical Journal N 790*, 1976.
- 7.27. Polhamus E.C. Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suction analogy. *Journal of Aircraft*, vol. 8, No. 4, 1971.
- 7.28. Shi Z., Wu J.M., Vakili A.D. An investigation of leading-edge vortices on delta wings with jet blowing. *AIAA-87-0330*, 1987.
- 7.29. Staudacher W., Laschka B., Poisson-Quinton Ph., Ledy J.P. Effect of spanwise blowing in the angle-of-attack regime $\alpha = 0-90^\circ$ / *ICAS Proc.*, 1978.
- 7.30. Wenhan Su et al. An experimental investigation of leading-edge spanwise blowing. *ICAS-82-6.6.2*, 1982.

К главе 8

- 8.1. Briggs M.M., Schwind R.G. Augmentation of Fighter Aircraft Lift and STOL Capability by Blowing Outboard from the Wing Tips. *AIAA-83-0078*, 1983.
- 8.2. Carafoli E. The influence of lateral jets, simple or combined with longitudinal jets, upon the wing lifting characteristics. *ICAS Proc.*, 1962.
- 8.3. Childs R.E. Lift Augmentation Via Spanwise Tip Blowing: A Numerical Stusy. *AIAA-86-0474*, 1986.
- 8.4. Lee C.S., Tavella D., Wood N.J., Roberts L. Flow structure of lateral wing-tip blowing. *AIAA Paper 86-1810*, 1986.
- 8.5. Lee C.S., Tavella D., Wood N.J., Roberts L. Flow structure and Scaling Laws in Lateral Wing-Tip Blowing. *AIAA Journal*, vol. 27, No. 8, 1988.
- 8.6. Tavella D.A., Wood N.J., Harris P. Influence of Tip Blowing on Rectangular wings. *AIAA-85-5001*, 1985.
- 8.7. Tavella D.A., Roberts L. The Concept of Lateral Blowing. *AIAA 85-5000*, 1985.

К главе 9

- 9.1. Баранов П. А., Гувернюк С. В., Ермишин А. В. и др. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование). М.: СПб., 2001.
- 9.2. Богомазов В. И., Иншаков С. И., Янков В. П. Использование визуализации методом дымящей проволочки при исследованиях моделей крыльев на больших

- углах атаки в дозвуковых аэродинамических трубах. Ученые записки ЦАГИ, т. XX, № 5, 1989.
- 9.3. Иншаков С. И. Экспериментальное исследование несущей способности профиля с локализованной срывной зоной. Труды ЦАГИ, вып. 2570, 1994.
 - 9.4. Мхитарян А. М., Базилевский А. Н., Фридланд В. Я., Лукашук С. А. К эффективности резонаторов-вихреобразователей при управлении пограничным слоем на крыле конечного размаха. Сб. Некоторые вопросы аэродинамики и электрогидродинамики. КИИГА, вып. II, Киев, 1966.
 - 9.5. Haight C. H., Reed T. D., Morland B. T. Design studies of transonic and STOL airfoils with active diffusion control. ATC Report No. B-94300/4CR-24, 1974.
 - 9.6. Hurley D. G. The Use of Boundary-layer Control to Establish Free Stream-line Flows. Boundary Layer and Flow Control, vol. 1, Pergamon Press, N. Y., 1961.
 - 9.7. Kasper W. A. Some Ideas of Vortex Lift. SAE 750547, 1975.
 - 9.8. Krall K. M., Haight C. H. Wind tunnel tests of a trapped vortex-high lift airfoil. ATC Report No. B-94300/3TR-10, 1973.
 - 9.9. Kruppa E. W. A Wind Tunnel Investigation of the Kasper Vortex Concept. AIAA-77-310, 1977.
 - 9.10. Rossow V. J. Lift Enhancement by an Externally Trapped Vortex. J. Aircraft, vol. 15, No. 9, 1978.
 - 9.11. Saffman P. G., Tanveer S. Vortex Induced Lift on Two Dimensional Low Speed Wings. Studies in applied mathematics. 71, N1, 1984.

К главе 10

- 10.1. Аксенов А. Б., Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С., Киселев Ю. М., Макиев Л. Д., Голяндин А. Н., Ротмистров Н. Ю., Колоколова Л. Г., Петров А. В. Исследование возможностей использования системы увеличения подъемной силы и адаптивного управления силовыми установками для улучшения посадочных характеристик маневренного самолета. «Техника воздушного флота», т. LXIX, № 3-4 (614-615), с. 57-65, 1995.
- 10.2. Бадягин А. А. Оптимальный разбег самолета по грунту. Авиационная техника, № 4, 1985.
- 10.3. Колесников А. В. Применение струйных закрылков на перспективных боевых самолетах (обзор). Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ, № 11 (1273), 1975.
- 10.4. Макаров Ю. В. Летательные аппараты МАИ. М., 1994.
- 10.5. Шилов Ю. Я. Работы ВМС США в области струйных систем увеличения подъемной силы палубных самолетов (обзор). Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ, № 2 (1432), 1982.
- 10.6. Boundary layer control system on the Blackburn «Buccaneer». Flight, № 3008, 1967.
- 10.7. Boundary layer control system on the McDonnell F-4 «Fantom». Canadian Aeronautics and Space Journal. III. 1966.
- 10.8. Englar R. J., and oth. Design of the circulation control wing STOL demonstrator aircraft. Journal of Aircraft, v.18, I, N1, p. 51-58, 1981.
- 10.9. Parker J. L. and Ball R. F. An analysis of the effects of internally blown jet flaps of an advanced fighter aircraft design. AIAA Paper N74-970, 1974.
- 10.10. Shin Meiwa's STOL Amphibian. Interavia Review, XI, 1970.
- 10.11. Torenbeek E., Syntesis of subsonic airplane design. Delft University Press, 1976. (Торенбек Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М. Машиностроение, 1983 — перевод с англ.)

Основные обозначения

a	— скорость звука
b	— хорда профиля крыла
b_A	— средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ)
$\bar{c} = c/b$	— относительная толщина профиля крыла
c_f	— коэффициент поверхностного трения
$C_\mu = J_c/q_\infty \cdot S_o,$	— коэффициент импульса струи
$C_j = J_c/q_\infty \cdot S$	
$C_{\mu R}$	— коэффициент импульса струи, потребный для обеспечения безотрывного обтекания крыла
C_p	— коэффициент давления
C_q	— коэффициент расхода
C_T	— коэффициент тяги
C_x	— коэффициент лобового сопротивления
C_y	— коэффициент подъемной силы
C_{yA}	— коэффициент аэродинамической подъемной силы
D, d	— диаметр
$E = \Delta C_{yA}/C_\mu$	— эффективность выдува
F	— площадь
f	— кривизна (вогнутость) профиля крыла, степень расширения диффузора эжектора
$\bar{f} = f/b$	— относительная кривизна (вогнутость) профиля крыла
G	— сила веса, [Н], весовой расход воздуха [Н/с]
g	— ускорение силы тяжести, м/с ²
H, h	— высота, ширина
J_c	— импульс струи
K	— аэродинамическое качество
L	— длина
M	— число Маха
$M_{кр}^*$	— критическое число Маха (число M при $dC_x/dM = 0,1$)
m	— масса, кг; степень двухконтурности ТРДД

\dot{m}	— массовый расход воздуха (газа), кг/с
N	— мощность, л.с., кВт
n	— показатель степени, коэффициент эжекции
p	— статическое давление, Па; кг/см ²
p_o	— полное давление, Па; кг/см ²
Q	— объемный расход воздуха (газа), м ³ /с
q	— скоростной напор, Н/м ² ; кг/м ²
R	— результирующая сила, Н; радиус
R_A	— аэродинамическая сила, Н
R_Γ	— удельная газовая постоянная
r	— радиус
Re	— число Рейнольдса
R_x, R_y, R_z	— тангенциальная, подъемная и боковая силы
S	— площадь крыла
S_o	— площадь крыла, на которую распространяется влияние выдува
T	— тяга, Н; абсолютная температура, К
T_o	— температура торможения, К
t	— время, температура, °С
u	— продольная скорость, окружная скорость
V	— скорость полета, скорость течения воздуха (газа)
v	— нормальная скорость
X	— сила лобового сопротивления, Н
$\bar{x}_F = x_F/b$	— относительное положение аэродинамического фокуса
$\bar{x}_T = x_T/b$	— относительное положение центра масс (центра тяжести)
Y	— аэродинамическая подъемная сила, Н
Z	— боковая сила, Н
α	— угол атаки, град.; относительная площадь активного сопла эжектора
α_o	— угол атаки при $C_y = 0$, град.
$\alpha_{кр}$	— критический угол атаки, град.
β	— угол скольжения, град.
Γ	— циркуляция скорости, м ² /с
γ	— погонная интенсивность вихрей; угол
Δ	— приращение величины
δ	— толщина пограничного слоя, струи, угол отклонения; коэффициент увеличения тяги эжектора
δ^*	— толщина вытеснения пограничного слоя
ε	— угол скоса потока, град.

η	— сужение крыла, коэффициент потерь импульса (тяги) струи
θ	— толщина потери импульса пограничного слоя; угол отклонения струи
κ	— показатель адиабаты (отношение удельных теплоемкостей воздуха, газа)
λ	— удлинение крыла
λ_c	— коэффициент приведенной скорости струи
$q(\lambda_c)$	— приведенный расход воздуха, газа (функция тока)
μ	— динамическая вязкость газа, Н · с/м ²
ν	— кинематическая вязкость газа, м ² /с
ρ	— плотность, кг/м ³
φ	— угол установки элемента самолета, град.; потенциал возмущенной скорости
χ	— угол стреловидности, град.
$\pi_c = p_c/p$	— отношение статических давлений на срезе сопла
$\pi_{oc} = p_{oc}/p$	— степень понижения давления сжатого воздуха (газа) в сопле
τ	— касательное напряжение трения, Н/м ²

Сокращения

АДТ	—	аэродинамическая труба
ВВ	—	воздушный винт
ВО	—	вертикальное оперение
ВПП	—	взлетно-посадочная полоса
ГВПП	—	грунтовая взлетно-посадочная полоса
ГНП	—	гипернесущая поверхность
ГО	—	горизонтальное оперение
КПД	—	коэффициент полезного действия
ЛТП	—	ламинарно-турбулентный переход
ПС	—	пограничный слой
НУПС	—	непосредственное управление подъемной силой
РЗ	—	реактивный закрылок
САХ	—	средняя аэродинамическая хорда
СЗ	—	струйный закрылок
СЗК	—	струйная законцовка крыла
СЗКК	—	скругленная задняя кромка крыла
СМК	—	струйная механизация крыла
СУ	—	силовая установка
ТВВД	—	турбовинтовентиляторный двигатель
ТВД	—	турбовинтовой двигатель
ТРД	—	турбореактивный двигатель
ТРДД	—	турбореактивный двухконтурный двигатель
УПС	—	управление пограничным слоем
УЦ	—	управление циркуляцией
ЭСУПС	—	энергетическая система увеличения подъемной силы
ЭЗ	—	эжекторный закрылок

Индексы

А	—	аэродинамический
а	—	атмосферные условия
бал	—	балансирующее значение
во	—	вертикальное оперение
г	—	параметры газа
го	—	горизонтальное оперение
з	—	закрылок
зк	—	задняя кромка
е	—	параметры внешнего (невязкого) течения
max	—	максимальное значение
min	—	минимальное значение
н	—	нос (носовая часть) крыла
отр., s	—	параметры отрыва потока
пк	—	передняя кромка
пр	—	предкрылок
рв	—	руль высоты
рн	—	руль направления
с	—	сопло, струя
т	—	теоретический
э	—	элерон
щ	—	щиток
Σ	—	суммарный
∞	—	параметры невозмущенного потока