

ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ПРИ ОБДУВКЕ КРЫЛА СТРУЕЙ ОТ ВИНТОВ

Е. М. ЗОЛОТОВ

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Анализируются происхождение дополнительных подъемной силы, возникающей при обдувке крыла с отклоненными закрылками, струей от винтов. Рассматривается схема приближенного расчета подъемной силы механизированного крыла с обдувкой, основанная на знании со струйным закрылком. Результаты расчета сравниваются с данными экспериментов.

ВВЕДЕНИЕ

При расчете взадно-посадочных характеристик современных самолетов с ТВД, имеющих боковую тягосоруженность, необходимо учитывать дополнительные аэродинамические силы, обусловленные взаимодействием крыла и струи от винтов как при налечии, так и без набегающего потока. Величины этих сил зависят от распадающейся течи винтов, скорости полета, а также геометрии системы винт + крыло и ности, с уменьшением взадно-посадочных скоростей (что характерно для самолетов УВТ) доля подъемной силы, обусловленная обдувкой, возрастает, а в случае $V_{\infty} = 0$ (вертикальный взлет и полет) целиком определяет подъемную силу самолета. Для таких схем самолетов и их режимов полета характерны большие значения коэффициента нагрузки крыла (сильная механизация).

Вопросу влияния обдувки крыла струями от воздушных винтов на его аэродинамические характеристики посвящено довольно много как отечественных, так и зарубежных работ (см., например, [1—4, 8]), однако почти не разрабатаны способы быстрой и эффективной оценки влияния обдувки на подъемную силу крыла в широком диапазоне коэффициентов нагрузки B .

К первым работам, направленным на создание прикладного метода расчета влияния обдувки, следует отнести вышедшие еще в период интенсивного развития винтооторной авиации работы [1] и [3]. В работе [1] был предложен теоретический метод расчета обдувки многоотор-

винтом, определенном по теории идеального профиля, и к уменьшению угла атаки вследствие скола струи от винта. В работе [3] изложен полуэмпирический метод расчета обдувки крыла, основанный также на учете усиления скорости напора за винтом. Результаты расчетов по методам [1] и [3] обычно удовлетворительно согласуются для случаев слабонагруженных винтов ($B < 1$) и крыльев с незначительной изгибной аэродинамической механизацией. Дополнительно поддается силе, вызванной эффектом обдувки в таких случаях, составляет небольшую величину по сравнению с тягой.

Следует заметить, что в ставшей традиционной схеме представления эффекта обдувки в виде изменения скорости потока и угла атаки крыла (к этой схеме в той или другой степени обращались авторы и более поздних работ) фактически принимается, что спутная струя за винтом имеет в поперечном направлении бесконечную протяженность.

В последние 10—15 лет, в связи с интенсивными работами по созданию самолетов ВВТ и УВТ, было проведено много экспериментальных исследований по влиянию струй двигателей на аэродинамику крыла [4, 8]. Некоторые материалы были обобщены в частности, по эффективности механизации крыла в струе за винтом, и появилась возможность построить полуэмпирические схемы воздействия струй от винтов на аэродинамику крыла в большом диапазоне значений коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь.

В настоящей работе анализируются происхождение сил, возникающих при обдувке крыла струей от винтов, и рассматривается приближенная схема расчета подъемной силы обдуваемого механизированного крыла с учетом конечности ширины струи в широком диапазоне значений коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь. Причем, если в указанных выше дидеризованных методах струй обычно принималась бесконечно широкой, а результаты расчета распространялись на случай реальных отношений диаметра винта к хорде крыла, то в настоящей работе проводится обратная экстраполяция: от ухких струй к струям реальной ширины.

1. СУПЕРИРКУЛЯЦИЯ ПРИ ОБДУВКЕ КРЫЛА СТРУЯМИ ОТ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Результаты экспериментальных исследований по влиянию обдувки от винтов на подъемную силу крыла с отклоненной механизацией показывали, что дополнительные подъемная сила составляет на некоторых режимах значительную часть от тяги винта. На фиг. 1 представлены полученные при испытаниях в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ модели самолета с четырьмя работающими винтами зависимости ΔC_L от величины, обратной коэффициенту нагрузки B^* , для случая $\alpha_0 = 45^\circ$.

* В настоящей работе относительная интенсивность обдувки определяется, как обычно, коэффициентом нагрузки на ометаемую винтом площадь $B = \frac{P}{\rho \Delta z}$, где P — тяга винта, Δz — его диаметр.

и различных углов атаки. Здесь Δc_y — приращение коэффициента подъемной силы от обдувки с некапиллярной поверхностью тита винтов, $B\bar{F}$ — величина, равная коэффициенту тита (или коэффициенту подъемного импульса и струе давлению винтов, отнесенного к площади крыла), \bar{F} — относительная площадь, охваченная нитями.

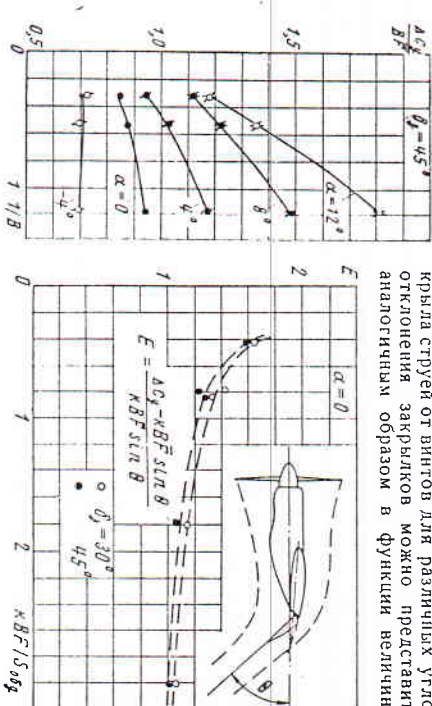
$$\bar{F} = \frac{F}{S} = \frac{4\pi D^2}{S}$$

где S — площадь крыла.

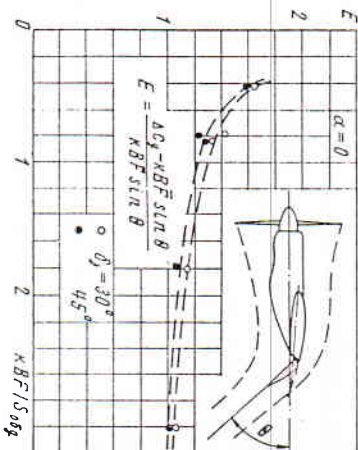
Видно, что величина приращения подъемной силы от обдувки значительно превосходит тягу винтов, особенно на больших углах атаки и при малых значениях коэффициента B . В теории струйного закрылка [11] для определения его эффективности часто применяется функция

$$E = \frac{\Delta c_y - c_{y0} \bar{F}_0 \sin \theta}{c_{y0} \bar{F}_0 \sin \theta}$$

представляющая собой отношение аэродинамической (суперциркуляционной) части приращения подъемной силы к вертикальной составляющей тяги. Результаты испытаний с обдувкой крыла струей от винтов для различных углов отклонения закрылков можно представить аналогичным образом в функции величины



Фиг. 1



Фиг. 2

$\frac{4BF}{S_{обд}}$, эквивалентной коэффициенту импульса c_y , причем для определения θ (суммарного угла отклонения струи от винтов по отношению к вектору скорости набегающего потока) использовать полученные на той же модели результаты статических испытаний ($V_{\infty} = 0$). На фиг. 2 приведена такая зависимость $E = f(\alpha)$ для случая обдувки крыла струей от винтов при двух углах отклонения закрылков, где видно, что характер изменения величины дополнительная подъемная сила такой же, как и в случае струйного закрылка.

Значительные (по сравнению с тягой) дополнительные простоты подъемной силы и сходное протекание кривых $E = f(\alpha)$ [а также, как показывают опыт, другие зависимости, например, $c_y = f(\alpha)$ при изменении c_l] позволяют предположить, что при обдувке крыла с отклоненной механизацией и винтами достаточно малого диаметра отбрасываемой механизацией струя за винтом воздействует на набегающий поток подобно тому, как это происходит в струйном закрылке. Угитная, что действительная ширина струи за винтом хотя и конечна, но все же представляет достаточно большую относительную величину (например, по сравнению с хордой закрылка), реальный случай можно трактовать как экстремально рассматриваемой ниже схемы.

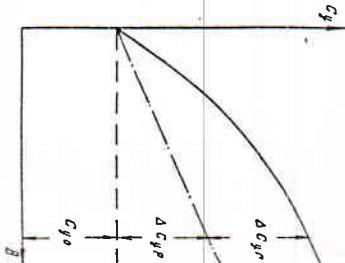
2. АНАЛИЗ И СХЕМА РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ОБДУВКЕ КРЫЛА СТРУЯМИ ОТ ВИНТОВ

Представим, что на крыле влодь размаха установлено большое количество винтов малого диаметра, имеющих суммарную тягу M , где N — число винтов, P — тяга винта. Случайные струи от винтов, омытая крыло, порорачиваются благодаря отклоненной механизации и отбрасываются вниз почти по касательной к поверхности закрылка. В таком случае на крыло действует, кроме обычной подъемной силы струи, еще дополнительная подъемная сила, обусловленная воздействием струи на набегающий поток (суперциркуляция) аналогично струйному закрылку. Тогда полную подъемную силу c_y при обдувке крыла можно представить (как это обычно делается в теории крыла со струйным закрылком) в виде трех составляющих (фиг. 3):

$$c_y = c_{y0} + \Delta c_{yr} + \Delta c_{yp}$$

где c_{y0} — подъемная сила крыла без обдувки; Δc_{yr} — дополнительная подъемная сила, обусловленная суперциркуляцией; Δc_{yp} — дополнительная подъемная сила от вертикальной составляющей реакции отклоненной струи.

Для определения составляющей от реакции струи обратимся к фиг. 4.

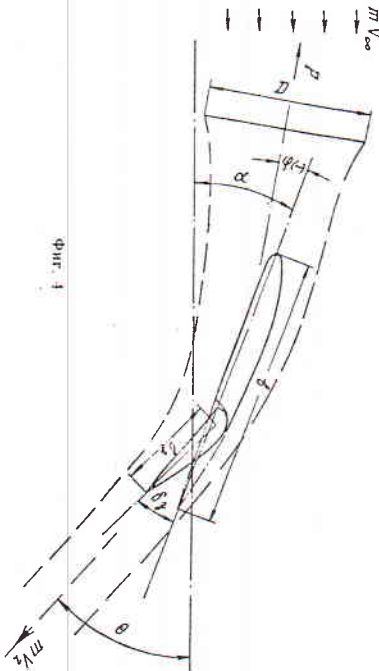


Фиг. 3

* При малых значениях B и больших углах отклонения закрылков некоторое увеличение подъемной силы может быть связано с дивергентной отрывом.

** К аналогичной обдувке крыла со струйным закрылком обращается Микхорик [5]. Им же рассматривалась подобная схема определения составляющих подъемной силы, однако в ней был допущен ряд существенных неточностей. В частности, при определении составляющей реакции принималось, что она равна вертикальной составляющей импульса mV_{∞} (т. е. вклочала в себя часть импульса набегающего потока mV_{∞}). В таком случае подающее использование схемы Сименса [6] приводит фактически к двойному учету импульса mV_{∞} . Кроме того, для представления обдувки крыла с отклоненным закрылком более правильно использовать схему механического закрылка, «успокоенного» стеканием с него реактивной струей, а не схему чисто струйного закрылка, как это предлагал Микхорик.

Импульс в струе за винтом, отбрасываемой крылом, вообще говоря, равен $mV_z = m(V_\infty + 2v)$, где m — массовый расход воздуха через диск протектора, V_z — скорость в струе далеко за винтом, v — скорость, индуцируемая винтом в плоскости его диска. Однако, чтобы использовать схему Свенна [6], для определения реакции струи и коэффициента импульса c_p необходимо брать избыточный импульс $m'2v = P$,



Фиг. 4

в остальную часть полного импульса в струе за винтом отнести к направлению потока. Тогда вертикальная составляющая сил реакции

$$Y_p = kNP \sin \theta,$$

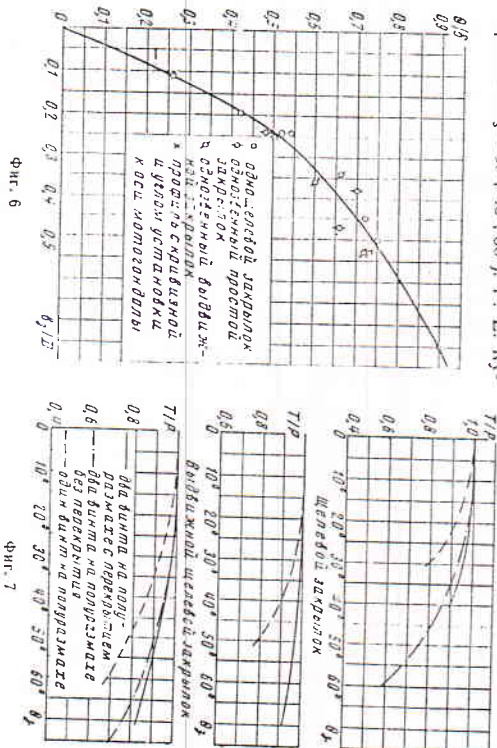
где θ — суммарный угол поворота струи крылом с отклоненной механизацией, отсчитываемый от направления набегающего потока; k — коэффициент восстановления тяги, учитывающий потери на поворот ($k = T/P$, где T — полная сила, приложенная к системе винт + крыло с отклоненной механизацией в статических условиях).

В безразмерном виде вертикальная составляющая реакции струи выглядит как $c_{Yp} = kBF \sin \theta$.

При определении угла θ (см. фиг. 4) в первом приближении можно считать, что он остается таким же, что и в статических условиях. Тогда он будет складываться из угла наклона струи за винтом α и углов поворота набегающего потока α_c и углов поворота струи крылом и закрылом (θ_{kp} и θ_z). Если принять наклон струи $\alpha_c \approx \alpha + \varphi$ (что справедливо при малых углах атаки α и углах закрутки мотогондолы относительно хорды крыла φ), то $\theta = \theta_{kp} + \theta_z + \alpha + \varphi$.

Как показывают экспериментальные данные, угол поворота струи от винтов с помощью механизации крыла зависит от отношения хорды закрылка к диаметру винта b_k/D , угла отклонения закрылка и менее сильно от типа

закрылка. На фиг. 5 представлены полученные в различных работах и обобщенные Шварцбергом [8] данные по углу поворота струи от винтов в зависимости от отношения b_k/D для простого закрылка (здесь же для случая $b_k/D = 0,191$ нанесены результаты экспериментов, полученные автором на большой модели самолета с четырьмя винтами и углами отклонения закрылков $\alpha_c = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$). Р. Е. Ку-



Фиг. 6

Фиг. 7

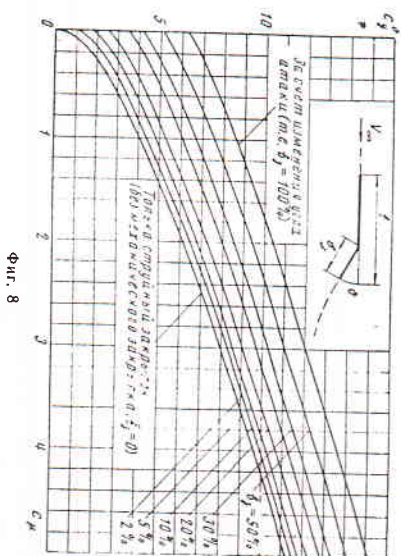
ном [5] была сделана попытка обобщить данные по углу поворота струи от винтов, представляя их в виде зависимости $\theta/b_k = f(b_k/D)$ для всех типов закрылков (фиг. 6), причем производная θ/b_k определялась по линейному участку кривой $\theta = f(b_k/D)$. Однако сравнение данных фиг. 5 и 6 показывает, что при выполненной Кунном обработке данных в виде θ/b_k величина θ для простого закрылка при $\alpha_c < 30^\circ$ получается несомненно заниженной. Поэтому в практических расчетах для случая простого закрылка нужно пользоваться данными фиг. 5, а при других типах закрылка (если отсутствуют данные вида графика фиг. 5) можно пользоваться фиг. 6. Этим же методом можно пользоваться для определения угла поворота струи крылом θ_{kp} (для случаев $\alpha - \alpha_c \neq 0$), приняв за b_k/D величину b/D :

$$\theta_{kp} = \frac{\theta}{b} (\alpha - \alpha_c) \approx - \frac{\theta}{b} \varphi.$$

Потери тяги струи на поворот при отсутствии набегающего потока в зависимости от различных углов отклонения струи, типа механизации, а также числа и расположения винтов на полуразмахе крыла получены экспериментальным путем в ряде работ и обобщены Р. Е. Куном (фиг. 7), который представил их в виде зависимостей $\bar{P} = f(\theta)$. Если предположить, что потери тяги на поворот в статических условиях при боль-

них углах θ к поторм тяги при наличии набегавшего потока, то графиком фиг. 7 можно пользоваться для определения коэффициента восстановления тяги k .

В основу определения $\Delta c_{y,r}$ в принятой схеме с отклонением струи от винтов можно положить теорию реактивного* закрылка Спенса [6]*.



Фиг. 8

Тогда по аналогии со случаем двумерного реактивного закрылка подъемные силы от обдувки по всему размаху для крыла бесконечного удлинения

$$\Delta c_{y, \text{обд.}} = \Delta c_{y, \theta} + \Delta c_{y, \alpha},$$

где θ — угол отклонения струи относительно хорды профиля, $\Delta c_{y, \alpha}$, $\Delta c_{y, \theta}$ — приращение произвольных подъемной силы по углу атаки и углу отклонения струи с учетом реакции струи (влияние угла атаки и угла отклонения закрылка при $c_{\alpha} = 0$ исключено).

Величины $\Delta c_{y, \alpha}$, $\Delta c_{y, \theta}$ в зависимости от c_{α} и относительной хорды закрылка b_2 можно найти по фиг. 8 (взятой из [6]), исключив из полной производной $c_y^2(c_{\alpha}, b_2)$ ее величину при $c_{\alpha} = 0$. Для определения $\Delta c_{y, \theta}$ можно воспользоваться также (до величины $c_{\alpha} \approx 7-7,5$) экстраполяционной формулой [7]

$$\Delta c_y^2 = 1,152 \sqrt{c_{\alpha}} + 1,106 c_{\alpha} + 0,051 c_{\alpha} \sqrt{c_{\alpha}} \quad [1/\text{рад}].$$

Здесь при вычислениях коэффициента c_{α} избыточный импульс в струе от винтов (тяги) отнесен к площади крыла, обдуваемой обдувкой:

$$c_{\alpha} = \frac{kNP}{q_{\infty} S_{\text{обд.}}} = kB \frac{F}{S_{\text{обд.}}}$$

* Реактивный* (в отличие от струйного) закрылок иногда называют механическим закрылком, усиленный стекшей с его задней кромки реактивной струей.

** Следует заметить, что несомненно на практике, эта теория, по заключению углов отклонения струи ($\theta \approx 10^\circ$).

Тогда с учетом опытных данных о линейной зависимости величин $\Delta c_{y, \theta}(\theta)$ от $\sin \theta$ (а не θ) при больших углах отклонения струи для крыла бесконечного размаха

$$\Delta c_{y, \theta} = \Delta c_{y, \theta} \sin \theta + \Delta c_{y, \theta}^0 \frac{a}{57,3} - kB \frac{F}{S_{\text{обд.}}} \sin \theta,$$

где a — угол атаки крыла в градусах.

С учетом толщины профиля и несущих свойств данного крыла конечного размаха, как это обычно делается для струйного закрылка,

$$\Delta c_{y, \theta} = \left(\Delta c_{y, \theta} \sin \theta + \Delta c_{y, \theta}^0 \frac{a}{57,3} - kB \frac{F}{S_{\text{обд.}}} \sin \theta \right) (1 + \bar{c}) \frac{c_{y,0}^2}{2\pi},$$

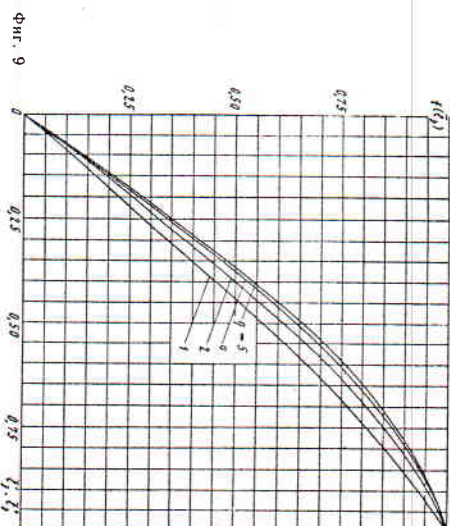
где \bar{c} — относительная толщина профиля,

$c_{y,0}^2$ — производная подъемной силы крыла по углу атаки без обдувки [1/град].

Таким образом, для случая обдувки крыла по всему размаху

$$c_y = c_{y,0} + \left(\Delta c_{y, \theta} \sin \theta + \Delta c_{y, \theta}^0 \frac{a}{57,3} - kB \frac{F}{S_{\text{обд.}}} \sin \theta \right) (1 + \bar{c}) \frac{c_{y,0}^2}{2\pi} + kB \bar{F} \sin \theta.$$

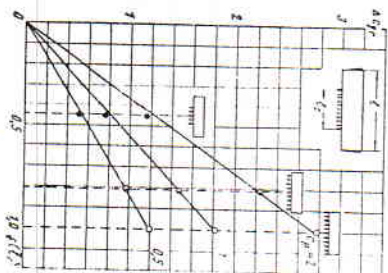
Для случая обдувки крыла по части размаха предлагается использовать функцию разрыва циркуляции, полученную в работе [9] в виде зависимости $f(l_2)$ (фиг. 9) на основе расчетов [10] распределения циркуляции по крылу с различным сужением и закрылками, отклоненными на части размаха. Функция представляет собой отношение приращения подъемной силы при отклонении закрылков на части размаха крыла



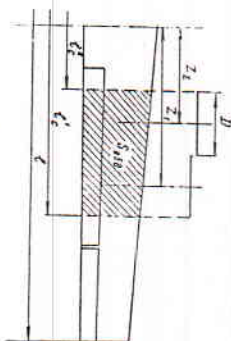
Фиг. 9

к приращению подъемной силы при отклонении закрылков по всему размаху. Использование автором работы [9] этой функции для учета разрывов циркуляции вдоль размаха (с отклоненными закрылками по части размаха) показало хорошее совпадение с данными эксперимента независимо от типа закрылка.

Эта же функция, как показывает опыт, удовлетворительно учитывает разрывы циркуляции в случае струйного и реактивного закрылков, особенно для прямых крыльев с малым сужением. Для примера на фиг. 10 приведены представленные в виде зависимости $\Delta c_{y,r}$ от $f(l)$ результаты испытаний струйного закрылка при различных значениях $c_{y,r}$. Как видно, зависимость циркуляционной части дополнительной подъемной силы от функции $f(l)$ очень близка к линейной. Таким образом, в случае обдувки по части размаха, очевидно, можно воспользоваться той же функцией. Наиболее правомерно ее использование в случаях



Фиг. 10



Фиг. 11

обдувки крыла с неотклоненной или отклоненной по всему размаху (случай зависающих заслонов) механизацией, однако с некоторым приближением ее можно использовать и при несомещении размаха обдуваемой части крыла с размахом отклоненных закрылков.

Некоторые трудности возникают при определении эффективного размаха крыла, обслуживаемого обдувкой. Вообще говоря, на размах спутной струи от винта, сходящей с задней кромки закрылков, влияют несколько факторов:

- 1) некоторое сужение струи при увеличении коэффициента нагрузки B ;
- 2) расширение вследствие перераспределения импульса по ширине струи из-за вязкого взаимодействия с набегающим потоком. Расширение тем больше, чем больше коэффициент нагрузки B (из-за увеличения разности скоростей в струе и набегающем потоке);
- 3) расширение («распескивание») струи на нижней поверхности крыла и, по-видимому, сужение на верхней поверхности;
- 4) некоторое смещение струй вдоль размаха (на верхней и нижней поверхностях крыла в разные стороны в случае одиночных винтов (закрученная струя).

Как видно, эти факторы, влияющие на размах сбегающей струи, действуют в противоположных направлениях и в какой-то степени компенсируют друг друга. Кроме того, последствия ошибки в выборе эффективного размаха сходящей струи уменьшаются благодаря тому,

* Для струйного закрылка вместо f_c водится относительный размах струйной песен f_c .

что при выбранной схеме расчета величина $\Delta c_{y,r}$ растет не пропорционально функции $f(l)$. Действительно, поскольку при заданной тяге винтов испытания коэффициент $c_{y,r}$ обратно пропорционален площади обдуваемой винтами, то, например, зная величину f_c , мы тем самым увеличим значение расчетного импульса $c_{y,r}$ физически это означает, что при перераспределении заданного суммарного импульса вдоль размаха (например, при увеличении размаха) $\Delta c_{y,r}$ растет благодаря уменьшению импульсных потерь, но и то же время несколько падает из-за уменьшения погонного импульса $c_{y,r}$ и, следовательно, ослабления воздействия струи на набегающий поток. В итоге получается, например, что при ошибке в эффективном размахе струй на 5% ошибка в определении $\Delta c_{y,r}$ составляет лишь 2,5%. Поэтому для приближенного расчета за эффективный размах сбегающей струи, очевидно, можно принять размах крыла, затененный винтами. Тогда функцию $f(l)$ в общем случае расположений винтов можно записать как $f(l) = f(l_2) - f(l_1)$, где f_c , f_c определяются, как показано на фиг. 11. Если, например, на подуровне расположения для винта без промежутка между ними и известны координаты расположения осей тождол двигателя по размаху, то

$$f_c = \frac{z_1 + \frac{D}{2}}{l_2}, \quad f_c = \frac{z_2 - \frac{D}{2}}{l_2},$$

где z_1 , z_2 — положение оси соответственно внешней и внутренней тождол двигателя по размаху.

В результате выражение для определения подъемной силы при обдувке крыла винтами по части размаха выглядит следующим образом:

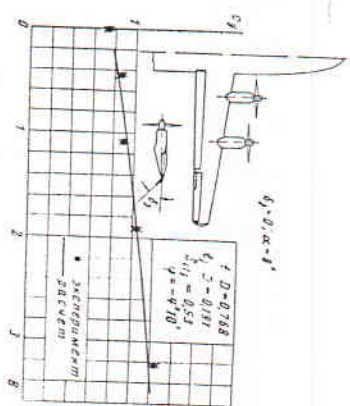
$$c_y = c_{y_0} + \left(\Delta c_{y,r} \sin \theta + \Delta c_{y,r} \frac{a}{57.3} - k B \frac{F}{S_{\text{од}}} \sin \theta \right) (1 + c) c_{y_0} \frac{37.3}{2\pi} f(l_2) + k B \bar{\Gamma} \sin \theta.$$

3. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА И СРАВНЕНИЕ ИХ С ДАННЫМИ ЭКСПЕРИМЕНТА

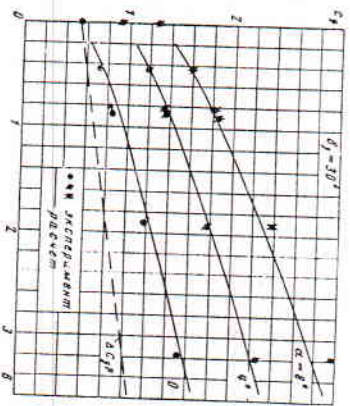
Следует заметить, что в самолетах конструкциях используются винты довольно больших размеров (например, по сравнению с хордой закрылка) и, как указано в разд. 1, применение рассмотренной схемы представления обдувки к крыльям с реальным соотношением b_0/D надлежит расценивать как экстраполяцию на случай широкой струи. Для определения эффективности этой схемы расчета были взяты имеющиеся экспериментальные материалы, полученные на больших моделях в натурной аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ, а также опытные данные, полученные Р. Е. Куном для обдувки крыла по всему размаху в большой диапазоне коэффициента нагрузки B .

На фиг. 12—14 сравниваются результаты расчета с экспериментальными данными, полученными автором на моделях с четырьмя одиночными винтами и простым закрылком для углов атаки $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$, угол отклонения закрылка $\beta_0 = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ в диапазоне коэффициента нагрузки $B = 0 \div 3.2$. Схема модели и геометрические параметры приведены на фиг. 12. На фиг. 13 пунктирной линией при $\alpha = 0$ показано представление коэффициента c_y , обусловленное только проекцией реакции струи на направление подъемной силы.

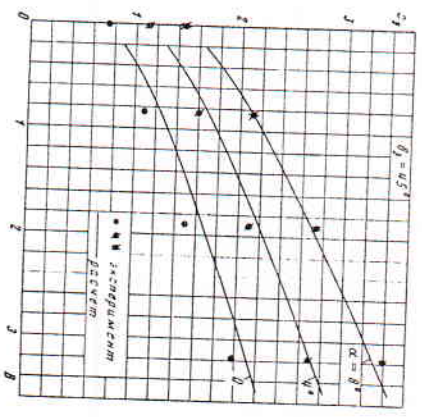
На фиг. 15 и 16 сравниваются результаты расчета с опытными данными ЦАГИ для модели с четырьмя соосными винтами и двухсекционным выдвижным закрылком при $\beta_0 = 25^\circ, 45^\circ$ и $\alpha = 0$ и 8° . Для случая обдувки по всему размаху с целью сравнения были использованы опытные данные, полученные Р. Е. Куном (фиг. 17) на полу модели крыла



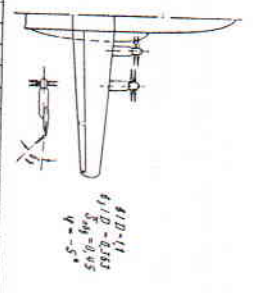
Фиг. 12



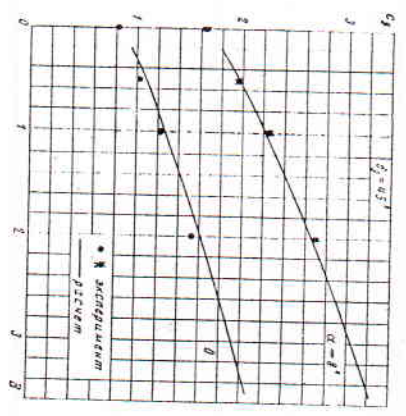
Фиг. 13



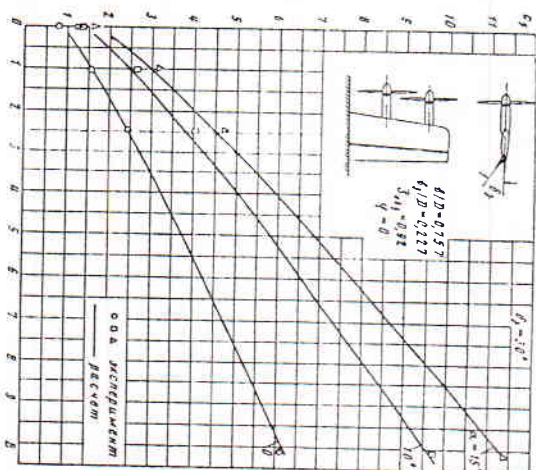
Фиг. 14



Фиг. 15



Фиг. 16



Фиг. 17

с двумя винтами и простым закрылком в диапазоне значений коэффициента нагрузки B от 0 до 10. Расчет проведен для трех углов атаки ($\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$) и угла отклонения закрылка $\delta = 30^\circ$. Следует заметить, что при $\alpha = 15^\circ$ и отсутствии обдувки ($B=0$) экспериментальная кривая $C_y = f(\alpha)$ резко наклала вниз в результате срыва потока с крыла (экспериментальная точка — $C_y = 1,27$). Поэтому для расчета C_y при $B > 0$ в качестве C_{y0} было взято значение $C_y = 1,65$ (пунктирный треугольник), полученное при $\alpha = 15^\circ$ линейным продолжением кривой $C_y = f(\alpha)$. Для всех остальных случаев, иллюстрируемых фиг. 12—17, при расчете в качестве коэффициента подъемной силы без обдувки C_{y0} , а также величины произвольной C_{y0}^* (при $\delta_0 = 0$) были взяты их экспериментальные значения для данной модели*. Углы поворота струи закрылка θ для моделей, представленных на фиг. 12 и 17, определялись с помощью кривых фиг. 5, а для модели с двухсекционным закрылком (см. фиг. 15) — с помощью графика фиг. 6. Угол поворота струи закрылом θ_{xp} для всех случаев определялся с помощью фиг. 6. При расчете подъемной силы до больших значений коэффициента нагрузки B (см. фиг. 17) использовались соответствующие расчетные данные Спенса [7].

Данные материалов, представленных на фиг. 12—17, показывают, что использованная схема расчета удовлетворительно для

* При отсутствии опытных данных эти характеристики можно получить расчетным путем.

практических целей оценить дополнительную подъемную силу, возникающую при обдувке крыла с отклоненными закрылками различного типа в широком диапазоне коэффициентов нагрузки B на ометаемую нинтом площадь.

В заключение следует отметить, что рассмотренная схема расчета является приближенной, поскольку в ней не нашли отражения такие факторы, как положение винта относительно крыла по вертикали, удаление винта от крыла по горизонтали (при малых расстояниях плоскости винта от крыла необходимо учитывать обратное влияние крыла на винт), не учтено влияние закрученности струи в случае схем с одиночными винтами.

Если в отношении закрученности струи можно предполагать, что она влияет в основном на распределение циркуляции по размаху, а на суммарных характеристиках подъемной силы не скажется значительно, то в отношении влияния положения винта, чтобы определить границы применимости схемы, нужно иметь достаточное количество экспериментальных данных.

Очевидно, что рассмотренная схема расчета может быть использована тем более успешно, чем меньше диаметр винта по отношению к хорде крыла и чем ближе ось гондолы двигателя к хорде крыла. При больших отношениях $\frac{D}{b} \gg 1$ и для $\frac{V_\infty}{V_{c+2}} \approx 1$ (слабонагруженные винты), по-видимому, можно пользоваться линеаризованными методами [2] и [3].

Несмотря на неучет некоторых факторов, рассмотренная схема расчета может быть использована для практических оценок дополнительной подъемной силы при обдувке механизированного крыла струями от винтов в обычном диапазоне углов атаки и в большом диапазоне значений коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь.

ВЫВОДЫ

1. При обдувке крыла с отклоненной механизацией струями от воздушных винтов для самолетов обычной схемы при наличии наблюдавшегося потока возникает дополнительная подъемная сила, обусловленная эффектом суперциркуляции. На некоторых режимах ее величина может значительно превышать тягу винтов. Эта дополнительная сила зависит от тяги винтов, эффективности механизации и от относительного размаха обдуваемой части крыла.

2. Рассмотренная схема расчета может быть использована для практических оценок дополнительной подъемной силы при обдувке механизированного крыла струями от винтов на заметно-посадочных режимах полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ведров В. С. и Остославский И. В. Расчет обдувки монопланного крыла с винтами перед крылом. Труды ЦАГИ, вып. 232, 1955.
2. Остославский И. В. и Шарохин И. И. Влияние обдувки крыла винтами на аэродинамические характеристики самолета ЦАГИ. Технический отчет № 9, 1963.
3. Smell R. and Davies H. Estimation of increase in lift due to slipstream. R. & M. No 1789, British A. R. C., 1957.
4. Kuhn R. E. and Diaper J. W. Investigation of the aerodynamic characteristics of a model wing-propeller combination and of the wing and propeller separately at angles of attack up to 90° . NASA Report, 1263, 1956.