

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

имени профессора Н. Е. Жуковского

Ц А Г И

Экз.

Шифр 301911

5152

Инв. №

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Начальника ЦАГИ

Г.С. Бюшгенс

19 2.

УДК 629.735.33.015.3.025

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ

"Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик натурного сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101ЦАГИ"

№ _____

Начальник отделения I

Начальник отдела №3

Начальник сектора №16

И.С. Симонов

В.Т. Еданов

Ю.Г. Лимонад

Исполнители:

В.В. Маленко, ведущий инженер

Л.Н. Набатов, ведущий инженер

Ю.В. Яковлев, инженер-конструктор п/я А-3395

1987г

АННОТАЦИЯ

В отчете представлены результаты испытаний натурного сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. Летательный аппарат представляет собой одноместный самолет с двумя парами крыльев, установленных по схеме "тандем". В результате испытаний получены аэродинамические характеристики аппарата с неработающим двигателем в широком диапазоне углов атаки и скольжения и скорости потока при различных положениях органов управления (рулей высоты, направления и элеронов). Исследовано влияние передней и задней пары крыльев на характеристики аппарата.

ВВЕДЕНИЕ

Отделение СЛА Киевского механического завода имени О. К. Антонова прорабатывает конструкции сверхлегких летательных аппаратов различных типов. Поэтому все достоинства и недостатки аппаратов — участников всесоюзного смотра-конкурса самодельной авиационной техники "СЛА-85", проводившегося в Киеве в сентябре 1985г., были оценены и тщательно проанализированы. Особенно подробно исследовались характеристики аппаратов — победителей этого конкурса.

В соответствии с решением коллегии МАП №41-1 от 26.09.85г. (п.3) в аэродинамической трубе Т-101 были проведены испытания победителя этого конкурса — сверхлегкого самолета А-8, сконструированного в Куйбышевском самодеятельном авиаконструкторском клубе под руководством Ю. В. Яковлева. Целью этих испытаний было определение основных аэродинамических характеристик и оценка эффективности механизации крыла и рулевых поверхностей и сравнение самолета А-8 со сверхлегкими летательными аппаратами других типов.

ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

Для проведения испытаний в аэродинамической трубе в ЦАГИ был поставлен натурный самолет А-8, выполненный по схеме "тандем" с двумя парами крыльев. Переднее и заднее однолонжеронные крылья имеют примерно одинаковую конструкцию и размеры. Они сделаны отъемными и при стыковке вкладываются в специальные гнезда на фюзеляже. Профиль переднего крыла - РАФ-32, угол установки его $+3^{\circ}$, заднее (Ворман FX-60-126) установлено под углом $\alpha_0 = 0$. Крылья самолета целиком изготовлены из пластика.

Фюзеляж типа монокок, также трехслойной пластиковой конструкции, выклеен зацело с килем. Шасси состоит из двух колес от карта размером 300 x 100 мм, установленных в специальных обтекателях на концах переднего крыла и стеклопластикового рессорного костыля с ориентирующим хвостовым колесом размером 140 x 60 мм.

В систему управления самолета входят - закрылок на переднем крыле - он же руль высоты, элероны на заднем крыле и руль направления. Установленный на самолете двигатель РМЗ-640 от снегохода "Буря" развивает мощность 35 л.с. и 5000 об/мин. Воздушный винт имеет диаметр 1,1 м и шаг 0,7 м. Максимальная тяга винта - 65 кгс. В данных испытаниях винт не был установлен.

Схема самолета А-8 и основные его геометрические размеры представлены на рис. 1. Фотографии аппарата во время испытаний в аэродинамической трубе Т-101 даны на рис. 2-5.

ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ

Программа испытаний изделия А-8 с неработающим двигателем в аэродинамической трубе Т-ЮІ, составленная в соответствии с тематической программой А-8-ОІІ-СЛА, предусматривала проведение следующих экспериментов:

№№ п/п	Вариант изделия	α , град	β , град	V , м/с	$\delta_{р.в.}$, град	$\delta_{р.н.}$, град	$\delta_{э.}$, град
1	Исходный	-18÷30	0;-25÷25	20;30;40	0	0	0
2	- " -	-10÷30	0	30	-20÷20	0	0
3	- " -	-10÷30	0;-25÷25	30	0	0	-15÷1
4	- " -	0; 10; 20	-25÷25	30	0	-20÷20	0
5	Исходный с откры- тым фонарем	0; 10; 20	-20÷20	30	0	0	0
6	Без задн. крыла	-10÷30	0;-25÷25	30	0	0	-
7	Без передн. крыла	-10÷30	0;-25÷25	30	-	0	0
8	Без обоих крыльев	-10÷30	0;-25÷25	30	-	0	-

По результатам измерений шестикомпонентными весами АВ-ЮІ про-
изводилось определение коэффициентов продольных аэродинамических
сил и моментов в скоростной системе координат и поперечных и боко-
вых сил и моментов в связанной с аппаратом системе координат отно-
сительно его центра масс:

$$C_{xa} = \frac{X_a}{q \cdot S}, \quad C_{ya} = \frac{Y_a}{q \cdot S}, \quad C_z = \frac{Z}{q \cdot S},$$

$$m_x = \frac{M_x}{q \cdot S \cdot \ell}, \quad m_y = \frac{M_y}{q \cdot S \cdot \ell}, \quad m_{za} = \frac{M_{za}}{q \cdot S \cdot \ell_a}.$$

При расчете коэффициентов использовались следующие характерные
значения геометрических параметров: $S = 4,92 \text{ м}^2$ (площадь обеих пар
крыльев), $\ell = 5,08 \text{ м}$, $\ell_a = 0,48 \text{ м}$.

Расчетное положение центра масс задавалось в соответствии с
тематической программой А-8-ОІІ-СЛА относительно носика средней
аэродинамической хорды и соответствует координатам $x_T = -1,91 \ell_a$ в
направлении, параллельном САХ и $y_T = -1,15 \ell_a$ по перпендикуляру к
САХ. Схема расположения осей координат и положение центра масс при
установке аппарата на аэродинамических весах АВ-ЮІ даны на рис. 6

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ.

При определении аэродинамических характеристик аппарата А-8 использовалась стандартная методика испытаний в трубе Т-101ЦАГИ. Аппарат устанавливался на треугольной силовой раме, использовавшейся для испытаний дельтапланов, которая, в свою очередь, закреплялась на стойках аэродинамических весов АВ-101. Угол атаки изменялся за счет выдвижения хвостовой стойки весов и отсчитывался относительно хорды корневого сечения заднего крыла. Во время основных испытаний угол атаки изменялся в пределах $\alpha = -10 + 30^\circ$. В ряде экспериментов после установки удлиненной хвостовой державки между самолетом и рамой минимальный угол атаки достигал $\alpha_{min} = -18^\circ$. Изменение угла скольжения обеспечивалось поворотом кабины весов относительно вертикальной оси в пределах $\beta = -25 + 25^\circ$.

Изменение положения органов управления аппарата во время испытаний в трубе осуществлялось с помощью электромеханизмов с помощью наземного пульта управления. При изменении угла атаки аппарата и нагрузки на органы управления оператор с пульта корректировал положение соответствующей управляющей поверхности с тем, чтобы обеспечить заданное положение этой поверхности в данном эксперименте. Если в какой-либо серии экспериментов изменялось положение лишь одной пары управляющих поверхностей, то остальные органы управления фиксировались в нулевом положении ($\delta = 0$) с помощью специальных стробцин. При испытаниях аппарата с отклоненными элеронами они на правом и левом крыле отклонялись в разные стороны.

Эксперименты с открытым (снятым) фонарем проводились после того, как на предельных углах атаки $\alpha = 30^\circ$ и скольжения $\beta = -25^\circ$ при $V = 30 \text{ м/с}$ исходный фонарь сорвало потоком. Испытания аппарата без фонаря имитировали аварийную ситуацию в полете и проводились с закрепленным в кабине манекеном. В дальнейшем фонарь был склеен, упрочен и вновь установлен на аппарате.

Погрешности измерения аэродинамических сил и моментов при проведении данных испытаний в летном диапазоне углов атаки находились в обычных пределах: $\Delta X = \pm 2 \text{ кгс}$, $\Delta Y = \pm 6 \text{ кгс}$, $\Delta Z = \pm 2 \text{ кгс}$, $\Delta M_x = \pm 6 \text{ кгсм}$, $\Delta M_y = \pm 4 \text{ кгсм}$, $\Delta M_z = \pm 5 \text{ кгсм}$, т.е. погрешности, отнесенные к максимальным значениям соответствующих нагрузок в этом диапазоне, составляли: $\overline{\Delta X} = 3,5\%$, $\overline{\Delta Y} = 2\%$, $\overline{\Delta Z} = \pm 3\%$, $\overline{\Delta M_x} = \pm 8,5\%$, $\overline{\Delta M_y} = \pm 5\%$, $\overline{\Delta M_z} = \pm 4,5\%$. На закритических углах атаки (срывных режимах) погрешности измерений

возрастали в 2-3 раза. Поскольку объекты с малой площадью крыла и малыми нагрузками являются нетипичными для трубы Т-101, потребовалось проведение ^омногократных испытаний. Влияние погрешностей измерений на разброс аэродинамических характеристик иллюстрируют результаты 5-кратных испытаний исходного варианта самолета (графики на рис.7). На графиках рис.8 представлены также средние арифметические значения характеристик и средние квадратические погрешности измерений, полученные в результате обработки этих данных, что позволяет оценить относительные погрешности измерений.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ.

Результаты испытаний сверхлегкого летательного аппарата А-8 в трубе Т-ЮИЦАГИ представлены в виде аэродинамических характеристик $C_{xa}, C_{ya}, C_z, m_x, m_y, m_{za} = f(\alpha, \beta)$ и $C_{ya} = f(\alpha)$ на графиках рис. 7+27.

Анализ характеристик исходного варианта аппарата с закрепленными в нулевом положении органами управления ($\delta_{pb} = \delta_r = \delta_{ph} = 0$) показывает, что при симметричном обтекании ($\beta = 0$) зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ линейна в диапазоне углов атаки $\alpha = -10^\circ + 12^\circ$, при этом $C_{ya} = 0,074$ 1/град (см. графики на рис. 7). При дальнейшем увеличении угла атаки рост C_y замедляется и зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ не имеет ярко выраженного максимума. В диапазоне углов $\alpha = 15^\circ + 25^\circ$ значение $C_{y_{max}}$ практически постоянно и составляет 1,22. При $\alpha > 25^\circ$ коэффициент подъемной силы начинает постепенно снижаться. Такое своеобразное протекание кривой $C_{ya} = f(\alpha)$ вызвано особенностью выбранной схемы установки крыльев на самолете.

Максимальное аэродинамическое качество аппарата А-8 составляет $K_{max} = 12,2$ и соответствует углу атаки $\alpha = 6^\circ$. Минимальный коэффициент сопротивления самолета при $\alpha = -2^\circ$ составляет $C_{x0} = 0,032$.

Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки характеризуется большой нелинейностью и отрицательным значением производной $m_{za}^\alpha < 0$ в эксплуатационном диапазоне углов атаки. При заданной центровке аппарата балансирующий угол атаки ($m_z = 0$) составляет $\alpha_{s_{a1}} \approx -0,5^\circ$. При этом $m_{za}^\alpha \approx -0,02$ 1/град. Коэффициент продольного аэродинамического момента остается положительным во всем исследованном диапазоне углов атаки $\alpha = -0,5^\circ + 17^\circ$, однако при $\alpha < -10^\circ$ величина m_{za} значительно уменьшается, приближаясь к нулевому значению при $\alpha = -15^\circ$ (см. график $m_{za} = f(\alpha)$ на рис. 9).

Боковые и поперечные характеристики аппарата при $\beta = 0$ оказались близки к нулю в летном диапазоне углов атаки. Лишь на закритических углах атаки $\alpha > 26^\circ$ возникают заметные поперечный и боковой аэродинамические моменты, по-видимому, из-за возникшей асимметрии.

Влияние скорости потока на аэродинамические характеристики аппарата сказалось лишь на коэффициенте сопротивления. С увеличением скорости потока C_{xa} уменьшается, в частности, при возрастании V от 20 до 40 м/с C_{x0} снижается с 0,04 до 0,028. Соответственно, максимальное аэродинамическое качество увеличивается от 11,0 до 13,0 (рис. 9)

Анализ боковых и поперечных характеристик аппарата на различных углах атаки $\alpha = \text{const}$ при появлении угла скольжения показывает, что производная коэффициента поперечного аэродинамического момента m_x^β зависит от величины угла атаки и угла скольжения: с ростом α возрастает по абсолютной величине, а с увеличением абсолютной величины угла β снижается. В частности, при увеличении угла атаки с $\alpha = -16,6^\circ$ до $29,8^\circ$ производная m_x^β вблизи $\beta = 0$ изменяется от значения, близкого к нулю, до величины $m_x^\beta \approx -0,004$ 1/град (графики на рис. 10). Таким образом, на положительных углах атаки самолет обладает поперечной статической устойчивостью.

Зависимость $m_y = f(\beta)$ имеет общий характер при всех углах атаки и характеризуется отрицательным значением производной m_y^β , абсолютная величина которой несколько снижается с ростом угла атаки и угла скольжения. В частности, вблизи $\beta = 0$ с увеличением угла атаки от $-16,6^\circ$ до $29,8^\circ$ производная m_y^β уменьшается по модулю от $-0,003$ 1/град до $0,001$ 1/град. Таким образом, самолет обладает и боковой статической устойчивостью во всем исследованном диапазоне углов атаки.

Эффективность отклонения руля высоты иллюстрирована графиками аэродинамических характеристик самолета на рис. 11. Анализ этих данных показывает, что отклонение руля высоты от нулевого положения приводит к смещению продольных характеристик от исходной при сохранении их общего характера. Так, при отклонении руля высоты на угол $\delta_{р.в.} = 20^\circ$ зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ на линейном участке смещается влево на 3° , производная C_{ya} сохраняет свое значение, а $C_{y_{\max}}$ возрастает до 1,28 ($\alpha_{C_{y_{\max}}} = 14-20^\circ$). При этом балансировочный угол атаки увеличивается до $\alpha_{\delta_{a1}} = 9,5^\circ$ ($m_{za}^\alpha = -0,04$ 1/град).

Отклонение руля высоты в противоположную сторону на угол $\delta_{р.в.} = -20^\circ$ приводит к смещению зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ вправо на $3,5^\circ$ при сохранении C_y и уменьшении $C_{y_{\max}}$ до 1,1 ($\alpha_{C_{y_{\max}}} = 22+28^\circ$). Одновременно уменьшается величина $\alpha_{\delta_{a1}}$ до -8° ($m_{za}^\alpha \approx -0,04$ 1/град).

Таким образом, отклонение руля высоты значительно влияет на величину коэффициента подъемной силы. Соответственно, при изменении отклонения руля высоты от $\delta_{р.в.} = -20^\circ$ до $+20^\circ$ максимальное аэродинамическое качество самолета увеличивается от $K_{\max} = 9,5$ до $K_{\max} = 12,0$.

Влияние отклонения элеронов на продольные аэродинамические характеристики аппарата при $\beta = 0$ оказалось незначительным (графики

на рис. 12+15). Полученные разбросы характеристик оказались в пределах погрешностей измерений. Однако, как при симметричном, так и несимметричном обтекании с углом скольжения $\beta \neq 0$, отклонение элеронов значительно влияет на величину коэффициента поперечного аэродинамического момента. При этом изменение угла отклонения элеронов при $\alpha = \text{const}$ приводит к смещению кривых $m_x = f(\beta)$ вверх или вниз при сохранении величины производной m_x^β , т.е. отклонение правого элерона на угол $\delta_y < 0$, а левого на угол $\delta_y > 0$ вызывает появление дополнительного поперечного момента $\Delta m_x > 0$ независимо от угла атаки самолета. Величина Δm_x составляет 0,02 при $\delta_y = \pm 15^\circ$.

Аналогичное влияние отклонение элеронов оказывает на появление дополнительной боковой силы. Однако прирост коэффициента боковой силы возрастает с увеличением угла атаки самолета. Так, если при $\alpha = 0$ и отклонении правого элерона на угол $\delta_y = -15^\circ$, а левого на $\delta_y = 15^\circ$ кривая $C_z = f(\beta)$ смещается вверх на $\Delta C_z = 0,04$, то при $\alpha = 20^\circ$ и аналогичном отклонении элеронов ΔC_z составило 0,07.

Влияние отклонения элеронов на величину коэффициента бокового аэродинамического момента m_y заметно, в основном, при значительных углах скольжения $\beta > 10^\circ$ и выражается в появлении дополнительного момента $\Delta m_y \approx 0,005$ для всех углов атаки при аналогичном отклонении $\delta_y = \pm 15^\circ$.

Влияние отклонения руля направления на продольные аэродинамические характеристики также оказалось незначительным и сказывается лишь на коэффициенте сопротивления самолета, величина которого возрастает с увеличением $\delta_{p.n}$ и угла скольжения β . Наибольшее влияние отклонение руля направления оказывает на величину коэффициента бокового момента m_z . При появлении $\delta_{p.n} \neq 0$ зависимости $m_z = f(\beta)$ смещаются вверх или вниз не меняя угла наклона, т.е. при $\delta_{p.n} > 0$ появляется дополнительный отрицательный боковой момент Δm_z , достигающий -0,025 при $\delta_{p.n} = 20^\circ$ независимо от угла атаки (графики на рис. 16+18).

Аналогичное влияние отклонения руля направления оказывает на зависимость коэффициента боковой силы от угла скольжения $C_z = f(\beta)$, но оно несколько снижается с увеличением угла атаки. Если при $\alpha = 0$ и $\delta_{p.n} = 20^\circ$ прирост коэффициента боковой силы составил $\Delta C_z \approx -0,05$, то при $\alpha = 20^\circ$ $\Delta C_z \approx -0,035$.

Влияние отклонения руля направления на коэффициент поперечного аэродинамического момента оказалось незначительным и находится

в пределах погрешности измерений.

Сравнение результатов испытаний аппарата с различными вариантами фонаря и без него показывает, что аппарат со штатным фонарем имеющим гладкую поверхность (исходный вариант), имеет наилучшие аэродинамические характеристики. Изменение конструкции фонаря после ремонта (большая жесткость и более грубая поверхность в результате обклейки тканью) привело к уменьшению $C_{y_{\max}}$ до 1,16 и K_{\max} до 11,1 по сравнению с исходными значениями $C_{y_{\max}}=1,22$ и $K_{\max}=12,2$ при сохранении остальных характеристик (графики на рис.19-20). Однако это могло быть вызвано менее жесткой фиксацией руля высоты (на исходном варианте он был зажат струбцинами на $\delta_{p,в}=0$, а с доработанным фонарем он фиксировался с помощью системы управления).

Отсутствие фонаря практически не сказывается на моментных характеристиках по сравнению с исходным вариантом аппарата и привело лишь к заметному увеличению коэффициента сопротивления на малых углах атаки. В частности, минимальное значение коэффициента сопротивления возросло до $C_{x_{\min}}=0,05$ по сравнению с исходным значением $C_{x_{\min}}=0,032$. С увеличением угла атаки прирост коэффициента сопротивления несколько сокращается. Максимальный коэффициент подъемной силы самолета без фонаря несколько снижается (до 1,2). Соответственно, максимальное аэродинамическое качество этого варианта аппарата снижается до $K_{\max}=10,7$ по сравнению с исходной величиной $K_{\max}=12,2$.

Анализ результатов испытаний самолета А-8 с передним крылом, задним крылом и без крыльев и сравнение их с результатами испытаний исходного варианта показывает, что взаимное влияние переднего и заднего крыльев зависит от угла атаки. При малых значениях $\alpha = 0+10^\circ$ $C_{y_{a\sum}} < C_{y_{a1,кр}} + C_{y_{a2,кр}}$ и разница превышает 15%. При $\alpha > 20^\circ$ C_{y_a} исходного варианта приближается к сумме $C_{y_{a\sum}}$ обоих крыльев и разница не превышает 3-5% (графики на рис.21-27). Аналогичный эффект проявляется и для других аэродинамических характеристик. Фюзеляж самолета в летном диапазоне углов атаки подъемной силы практически не создает.

ВЫВОДЫ

Испытания натурального сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-10 ЦАГИ показали:

1. Исходный вариант аппарата с задатыми в нулевом положении органами управления характеризуется линейной зависимостью $C_{ya} = f(\alpha)$ в диапазоне $\alpha = -10^\circ \div 12^\circ$ с производной $C_{ya} = 0,074$ 1/град и отсутствием ярко выраженного максимума. В диапазоне $\alpha = 15^\circ \div 25^\circ$ $C_{y_{\max}} = 1,22$. Максимальное аэродинамическое качество составляет $K_{\max} = 12,2$ и соответствует углу атаки $\alpha = 6^\circ$.

2. При заданной центровке аппарат балансируется вблизи $\alpha_{eq} = -0,5^\circ$ и обладает статической устойчивостью $m_{\alpha}^x = -0,02$ 1/град. Коэффициент продольного момента $m_{\alpha}^x > 0$ в исследованном диапазоне отрицательных углов атаки, приближаясь к нулю при $\alpha = -15^\circ$.

3. Исходный вариант аппарата с органами управления, зафиксированными в нулевом положении, обладает поперечной статической устойчивостью, степень которой увеличивается от $m_{\alpha}^y = 0$ при $\alpha = -16,6^\circ$ до $m_{\alpha}^y = -0,004$ 1/град при $\alpha = 29,8^\circ$ вблизи $\beta = 0$. При этом аппарат имеет запас боковой статической устойчивости $m_{\alpha}^y < 0$, уменьшающийся по модулю от $-0,003$ до $-0,001$ 1/град с увеличением угла атаки от $\alpha = -16,6^\circ$ до $29,8^\circ$.

4. Отклонение руля высоты на угол $\delta = 20^\circ$ приводит к увеличению $C_{y_{\max}}$ до 1,28 при сохранении производной C_{ya} и смещению балансирующего угла до $\alpha_{eq} = 9,5^\circ$.

5. Отклонение правого элерона на угол $\delta_y = -15^\circ$, а левого на угол $\delta_y = 15^\circ$ приводит к появлению дополнительного поперечного аэродинамического момента $\Delta m_{\alpha}^y = 0,02$ при сохранении m_{α}^y независимо от угла атаки и скольжения и появлению дополнительного бокового аэродинамического момента $\Delta m_{\alpha}^x = 0,005$ при $\beta > 10^\circ$ при разных углах атаки.

6. Отклонение руля направления на угол $\delta_{pn} = 20^\circ$ приводит к появлению дополнительного бокового аэродинамического момента $\Delta m_{\alpha}^y = -0,025$ независимо от угла атаки и скольжения при сохранении величины производной m_{α}^y и незначительно влияет на величину поперечного аэродинамического момента.

7. Отсутствие фонаря на аппарате приводит к увеличению коэффициента лобового сопротивления и уменьшению K_{\max} до 10,7 и слабо влияет на остальные аэродинамические характеристики.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рекомендовать использовать результаты исследований аэродинамических характеристик аппарата А-8 в трубе Т-ЮИЦАГИ для выдачи заключения на проведение летных испытаний.

Начальник НМО-2

[Signature] 19/06/87

В. Г. Микеладзе

Заместитель начальника НМО-1:

[Signature]

В. Г. Жданов

- 22.06.87