

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ КОРПУСА НЕСУЩЕЙ ФОРМЫ**

© 2016 О.Е. Лукьянов, В.А. Мартынова

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)

Статья поступила в редакцию 16.02.2016

Статья посвящена экспериментальным исследованиям основных интегральных аэродинамических характеристик модели несущего корпуса транспортного самолёта. В работе приводятся результаты продувок исследуемой модели в аэродинамической трубе. Проводится анализ полученных результатов. Сделаны основные выводы по работе, отмечены основные преимущества корпуса некруглой формы, в частности по высоким несущим свойствам и хорошему аэродинамическому качеству, даны рекомендации о целесообразности путей дальнейших исследований.

Ключевые слова: эксперимент, продувка, модель, несущий корпус, аэродинамические характеристики, несущие свойства.

ВВЕДЕНИЕ

Расширяющийся круг задач и требований, предъявляемых к летательным аппаратам (ЛА) в процессе развития авиации, определяет все многообразие видов ЛА, разнообразие их аэродинамических схем, компоновок, а также конфигураций, форм и взаимного положения основных агрегатов летательного аппарата, определяющих его внешний аэродинамический облик. Среди множества аэродинамических компоновок можно выделить класс самолётов, к основной несущей системе которых относится не только крыло, но и корпус самого летательного аппарата, обладающий определёнными несущими свойствами. Как правило, в таких случаях речь идёт об интегральных компоновках сверхзвуковых и гиперзвуковых самолётов, а также боевых самолётов истребительной или дальней стратегической авиации. В то же время придание несущей аэродинамической формы корпусу транспортного или пассажирского самолёта также имеет смысл, что позволит получить ряд преимуществ сравнительно с классическими компоновками транспортных самолётов. На малых и больших дозвуковых скоростях полёта несущей аэродинамической формой может вступать корпус самолёта со «сплюснутой» эллиптической формой в поперечном сечении. Подобное решение позволяет существенно повысить несущие свойства фюзеляжа и разгрузить крыло самолёта, что, в свою очередь, предоставляет возможность уменьшить площадь крыла и, как следствие, об-

легчает его конструкцию [1]. В этом случае можно получить более компактный самолёт с меньшими габаритами. Особый характер распределения воздушной нагрузки по размаху крыла при применении фюзеляжа подобной формы снижает величину изгибающего момента, действующего в силовых элементах конструкции крыла, что позволяет дополнительно уменьшить его массу [1]. В то же время, благодаря разгрузке крыла и особому характеру циркуляции по его размаху, становится возможным увеличение удлинения крыла с целью снижения индуктивного сопротивления самолёта.

Существует большое количество формул инженерной методики расчёта аэродинамических характеристик (АХ) круглых фюзеляжей [2] [3] [4], однако, аэродинамика некруглых корпусов большого удлинения остаётся недостаточно изученной. Хорошо развитые и часто применяемые в последнее время методы вычислительной аэродинамики [5] [6] [7] позволяют рассчитывать АХ ЛА самых любых форм, но, как и все математические модели, требуют их верификации и настройки на основе данных экспериментальных исследований.

Цель работы: определение основных интегральных аэродинамических характеристик модели фюзеляжа некруглой формы экспериментальным методом – путём продувки модели в аэродинамической трубе.

**МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА.
МОДЕЛЬ**

Экспериментальные исследования основных интегральных АХ модели фюзеляжа некруглой формы проведено путём продувки модели в аэродинамической трубе весовым методом.

*Лукьянов Олег Евгеньевич, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов института авиационной техники. E-mail: lukyanovoe@mail.ru
Мартынова Валерия Александровна, студентка института авиационной техники.
E-mail: miss-kaleria.martinova@yandex.ru*

Экспериментальная установка представляет собой испытательный комплекс, состоящий из аэродинамической трубы АДТ Т – 3 СГАУ (рис. 1) и информационно – измерительной системы (ИИС), представляющей собой многоканальную измерительную структуру, основа которой является плата сбора информации L-1250.

Аэродинамическая труба Т – 3 СГАУ [8] замкнутого типа, оснащена открытой рабочей частью (длина $L = 1000$ мм) с прямоугольным соплом размерами $B = 600$ мм (ширина), $H = 400$ мм (высота). Труба Т – 3 постоянного действия, предназначена для проведения эксперимента на малых дозвуковых скоростях (до $V = 60$ м/с). Степень поджатия потока в трубе составляет 6.

Поток в рабочей части трубы создаётся центробежным вентилятором, ротор которого представляет собой крыльчатку. Вентилятор приводится в движение электродвигателем постоянного тока. Мощность двигателя 45 кВт. Скорость потока может изменяться за счет изменения числа оборотов электродвигателя установки. Максимальное достижимое число Рейнольдса, рассчитанное по максимальной скорости потока и эквивалентному диаметру выходного сечения сопла ($0,553$ м) достигает $Re = 182000,5$.

Рабочая часть трубы оборудована механизмом « α - β » перемещения модели и координатным стендом «X, Y, Z» для перемещения насадка. Положение модели в рабочей части определяется в земной системе координат OXYZ. Ось OX направлена по потоку, OY - вверх, ось OZ - в горизонтальной плоскости, образуя левую систему координат. Модель устанавливается на аэродинамических тензовесах. Диапазон перемещения модели по углу атаки $-10^\circ \leq \alpha \leq +20^\circ$, по углу скольжения $-20^\circ \leq \beta \leq +20^\circ$. Тензовесы представляют собой устройство, содержащее тензорезисторные преобразователи неэлектрических величин (упругие деформации) в электрический сигнал. Выходные напряжения подаются на усилители тензовесов с коэффициентом усиления. Далее усиленный сигнал поступает на плату сбора информации. Весы позволяют измерять нагрузки по шести компонентам X, Y, Z, M_x, M_y, M_z в системе координат, связанной с моделью [8].

Объектом исследования является модель несущего фюзеляжа, основные геометрические характеристик приведены в таблице 1, а на рисунках 4 (а, б), 5 (а, б) представлены основные проекции общего вида модели фюзеляжа, а также конструкция модели (рис. 3).

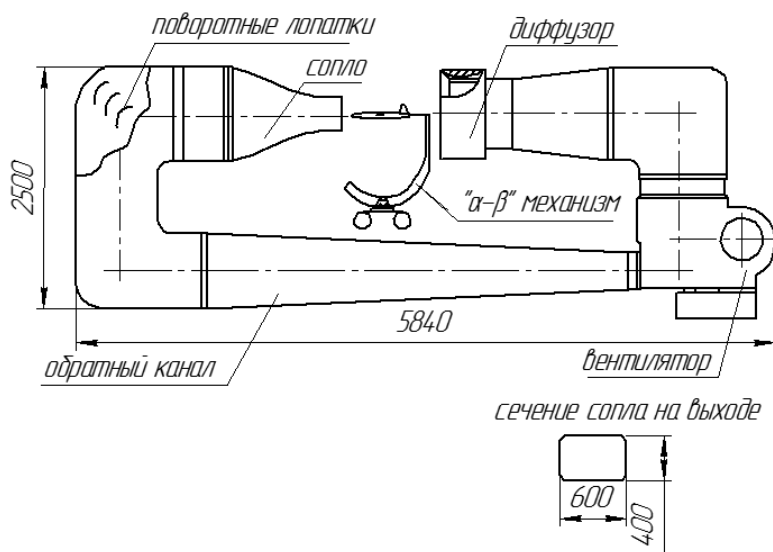


Рис. 1. Схема аэродинамической трубы Т-3 СГАУ (размеры в мм)

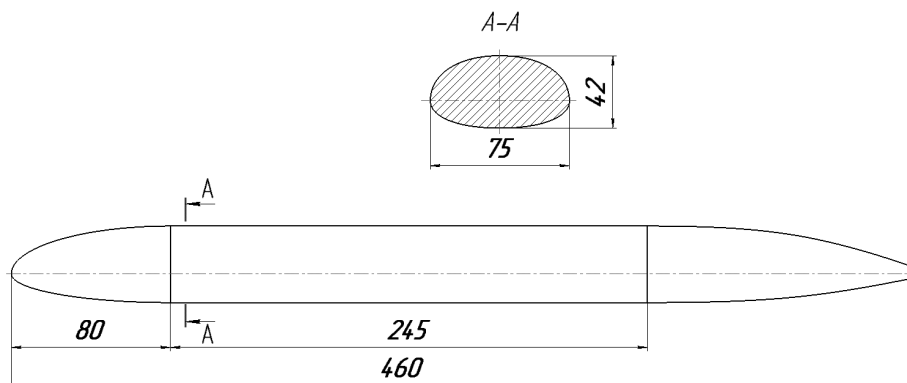
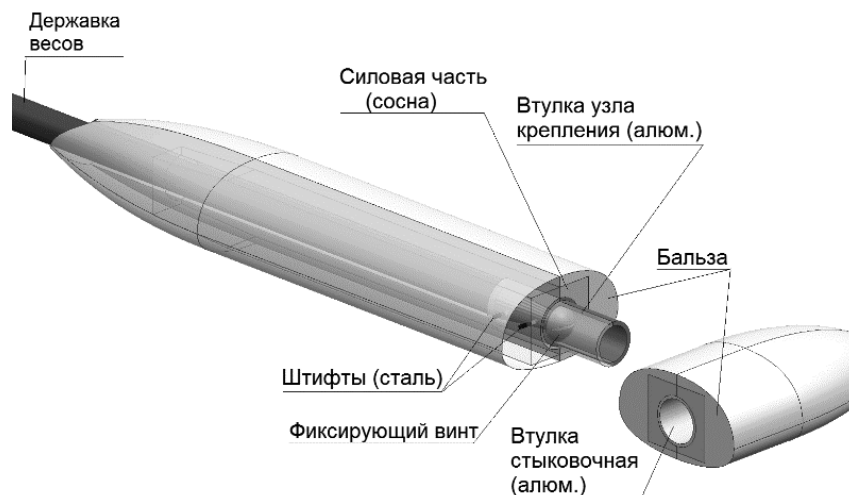
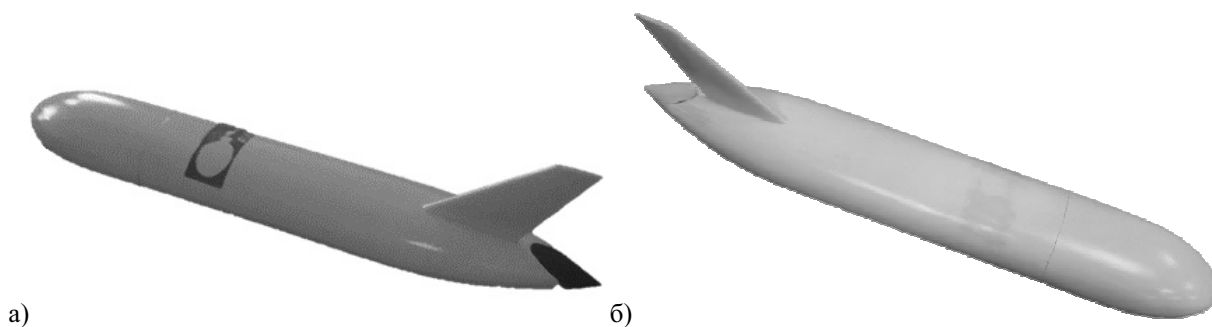


Рис. 2. Геометрические характеристики исследуемой модели, мм

Таблица 1. Основные геометрические характеристик аэродинамической продувочной модели

$l, \text{ м}$	$S_m, \text{ мм}^2$	$F, \text{ м}^2$	λ_k	$\lambda_{н.ч}$	$\lambda_{к.ч}$	\bar{a}	\bar{h}	f
0,46	2604	0,0778	8	2,4	1,4	0,6	0,56	$\sqrt{2}-1$


Рис. 3. Конструкция аэродинамической продувочной модели

Рис. 4 а, б. Общий вид продувочной модели

Рассматриваемая модель корпуса условно разделена на три части: носовую, цилиндрическую и кормовую. Эквивалентный диаметр миделя корпуса $d_{м.э} = 57,6$ мм. Площадь миделя корпуса $S_m = 2604 \text{ мм}^2$. Удлинение корпуса $\lambda_k = 8$, длина $l = 0,46$ м. Удлинения носовой и кормовой частей фюзеляжа $\lambda_{н.ч} = 1,4$ и $\lambda_{к.ч} = 2,4$. Площадь омываемой поверхности $F = 0,0778 \text{ м}^2$. Поперечное сечение корпуса некруглой формы, состоит из 4 дуг эллипса с разным соотношением полуосей. Отношение малых полуосей нижнего и верхнего эллипсов равно $\bar{a} = 0,6$, а отношение высоты к ширине поперечного сечения (отношение суммы малых полуосей к большой оси) равно $\bar{h} = 0,56$. Теоретические обводы модели образованы поверхностями второго порядка конического сечения, натянутой по направлению строительной горизонтали фюзеляжа с постоянным по длине значением дискриминанта $f = \sqrt{2} - 1$.

Модель изготовлена автором работы из дерева: внутренняя силовая часть модели выполнена из сосны, формообразующая часть – из бальзы.

Внутри модели установлен узел крепления в виде втулки, предназначенной для установки модели на державку тензовесов в АДТ. Кроме этого, предусмотрено продольное отверстие внутри модели диаметром 23 мм для установки её на державку тензовесов. Втулка изготовлена из алюминиевого сплава с помощью токарной обработки. Модель конструктивно выполнена разборной для удобства установки её на державку весов; состоит из двух частей: основной и носовой, которые стыкуются между собой с помощью втулки, используемой для крепления модели на весах. Силовая часть фюзеляжа склеена из двух половинок по плоскости симметрии. На силовую часть наклеен бальзовый шпон с припуском, который после лезвийной, затем абразивной обработки образует теоретические обводы модели. Осуществлён контроль аэродинамической поверхности с помощью контрольных шаблонов. На поверхность затем нанесён грунт и краска. Втулка крепёжного узла клеена и проштифована четырьмя штифтами из стали. После предварительных продувок было принято реше-

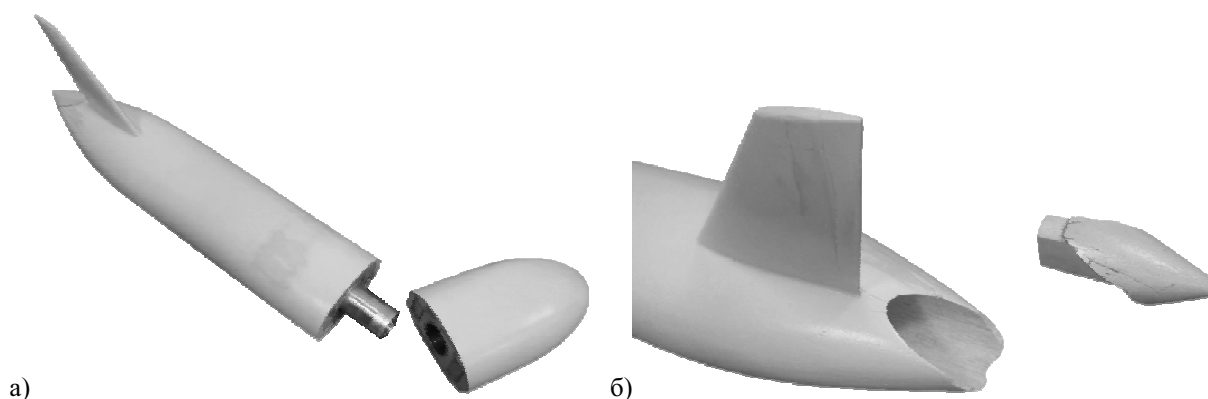


Рис. 5. Общий вид модели а) с расстыкованной носовой частью; б) снятый обтекатель с отверстия в хвостовой части модели, предназначенного для установки модели на державку тензососов

ние оснастить модель вертикальным оперением (киль площадью $S = 3250 \text{ мм}^2$, стреловидностью по передней кромке $\chi = 42^\circ$, удлинением $\lambda = 1,6$) с целью предотвращения колебаний в путевом канале. Положение центра тяжести модели фюзеляжа относительно его носка $x_{ц.м} = 0,194 \text{ м}$ или $\bar{x}_{ц.м} = 0,42$ в долях длины модели.

Исследования АХ рассматриваемой модели проводятся при скорости потока 30 м/с в широком диапазоне углов атаки $-5^\circ \leq \alpha \leq +12^\circ$, соответствующем диапазону полётных и взлётно-посадочных углов атаки, и в диапазоне углов скольжения $-12^\circ \leq \alpha \leq +12^\circ$. Информационно-измерительная система экспериментальной установки выдает в процессе эксперимента значения интегральных характеристик, а именно: продольной, нормальной и боковой силы, а также значение продольного момента и момента рыскания при различных углах атаки.

Во всем диапазоне углов атаки измерялся скоростной напор в воздушном канале. Температура окружающей среды во время проведения эксперимента составляла $t = 23^\circ \text{С}$, атмосферное давление $P = 745 \text{ мм. рт. ст.}$ Число Рейнольдса, рассчитанное по длине корпуса, при этом составило $Re = 9 \cdot 10^5$.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Результаты экспериментальных исследований представляются в виде зависимостей коэффициентов подъёмной силы от угла атаки $c_{ya}(\alpha)$ (рис. 6 а), коэффициента сопротивления от угла атаки $c_{xa}(\alpha)$ (рис. 6 б), коэффициента продольного момента от угла атаки и коэффициента подъёмной силы $m_z(\alpha)$, $m_z(c_{ya})$ (рис. 7 б, 8 а), коэффициента боковой силы от угла скольжения $c_{za}(\beta)$ (рис. 9 б), полярной первого рода $c_{ya}(c_{xa})$ (рис. 7 а). Моментные характеристики модели представлены относительно центра тяжести модели. Ниже представленные аэродинамические зависимости являются математическими ожи-

даниями аэродинамических коэффициентов при различных углах атаки, полученные в результате статической обработки экспериментальных данных. Среднеквадратичное отклонение по коэффициенту подъёмной силы в среднем составило $\sigma = 0,0109$, коэффициент вариации в среднем $V = 3,14 \%$; по коэффициенту сопротивления $\sigma = 0,0118$, $V = 5,4 \%$; по коэффициенту продольного момента $\sigma = 0,0032$, $V = 2 \%$.

Анализ этих зависимостей позволяет утверждать, что зависимость подъёмной силы от угла атаки имеет нелинейный характер, что также характерно и для круглых изолированных фюзеляжей. В диапазоне полётных углов атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$ зависимость $c_{ya}(\alpha)$ близка к линейной. На угле атаки $\alpha = 0^\circ$ коэффициент подъёмной силы равен $c_{ya} = 0,042$, что объясняется несимметричной формой поперечного сечения фюзеляжа относительно горизонтальной плоскости ($\bar{a} \neq 1$). В связи с этим угол атаки нулевой подъёмной силы равен $\alpha_0 \approx -1,2^\circ$ (рис. 6 а). Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки позволяет утверждать, что минимальный коэффициент сопротивления равен $c_{xamin} = 0,091$ и достигается на угле атаки $\alpha \approx 1^\circ..2^\circ$ при $c_{ya} = 0,07..0,1$, что также очевидно на поляре первого рода (рис. 6 б, 7 а). Производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки (при $c_{ya} \rightarrow 0$) $c_{ya}^\alpha = 0,035$ 1/градус, что является хорошим показателем: подобные значения несущих свойств круглых корпусов (c_{ya}^α) достигается только у изолированных носовых частей круглых корпусов [3] [2]. Критического угла атаки и резкого падения подъёмной силы по его достижению в рассмотренном диапазоне углов атаки не наблюдается (рис. 6 а, 7 а): с увеличением угла атаки производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки только возрастает $c_{ya}^\alpha \uparrow$. Такой характер протекания зависимостей $c_{ya}(\alpha)$ и $c_{ya}(c_{xa})$ характерен для бескрылых летательных аппаратов и крыльев малого удлинения [3] [4]. Зависимость коэффи-

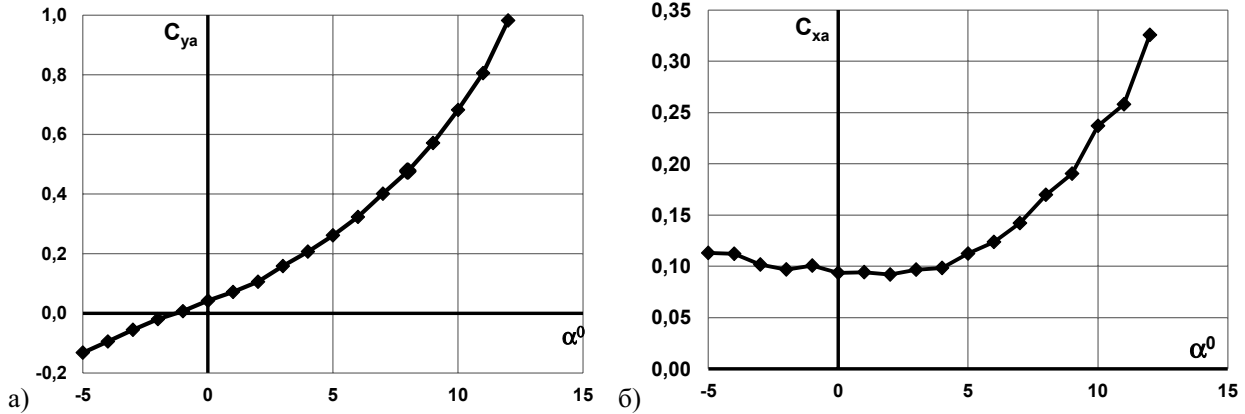


Рис. 6. Зависимости коэффициентов а) подъёмной силы; б) силы сопротивления от угла атаки

циента продольного момента от коэффициента подъёмной силы $m_z c_{ya}$ позволяет сделать вывод о статической неустойчивости рассматриваемой модели, поскольку производная $\frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}}$ положи-

тельна почти во всем диапазоне исследованных углов атаки. Значение производной $\frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}}$ опре-

деляет положение фокуса по углу атаки относительно моментной точки (в данном случае центр тяжести) $\bar{x}_f^\alpha = -\frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}} = -0,925$, что находится

на 0,425 м впереди центра тяжести или 0,3 м впереди носка модели корпуса. Статическая неустойчивость объясняется наличием сужающейся комовой части на модели, что обуславливает положение фокуса по углу атаки впереди носка корпуса [2]. Степень статической неустойчивости $\bar{x}_{ц.м} - \bar{x}_f^\alpha = 0 + 0,925 = 0,925$ или 92,5 %.

Нелинейный характер зависимости $m_z c_{ya}$ (рис. 7 б) (как и $c_{ya}(\alpha)$) объясняется схождением вихрей с боковых кромок корпуса даже на небольших углах атаки ($\alpha \geq 4^\circ..5^\circ$) и возможными срывами на

кормовой части, которые меняют знак производной $m_z c_{ya}$ после $\alpha \geq 9..10^\circ$. Причем, чем больше удлинение корпуса, тем большую нелинейность получают зависимости $m_z c_{ya}$ и $c_{ya}(\alpha)$ [3]. Несмотря на изменение значения производной $m_z c_{ya}$ после $\alpha \geq 9..10^\circ$, зависимость производная c_{ya}^α

продолжает расти (рис. 8 а), что вероятнее всего происходит из-за роста разрежения над носовой частью и увеличением коэффициента подсосывающей силы c_T с увеличением угла атаки (рис. 8 б). Коэффициент подсосывающей силы вычислен из выражения коэффициента отвала поляры

$A = \frac{1}{c_{ya}^\alpha} - \frac{c_T}{c_{ya}^2}$, который был найден из формулы

$c_{xa} = c_{x0} + A c_{ya}^2$ [4]. c_{x0} , а также c_{xa} и c_{ya} для каждого угла атаки известны из эксперимента.

Значение производной коэффициента продольного момента по углу атаки в линейном диапазоне углов атаки $m_z^\alpha = 0,0275$ 1/градус. Коэффициент продольного момента при нулевой подъёмной силе $m_{z0} = -0,0265$, поскольку \bar{a}

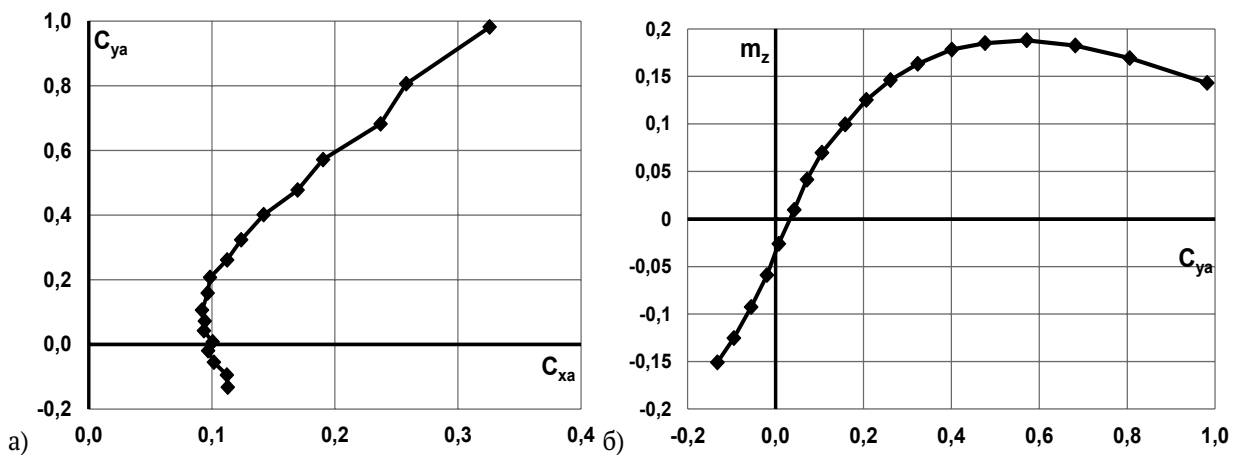


Рис. 7. Зависимости а) поляра первого рода; б) коэффициента продольного момента от коэффициента подъёмной силы

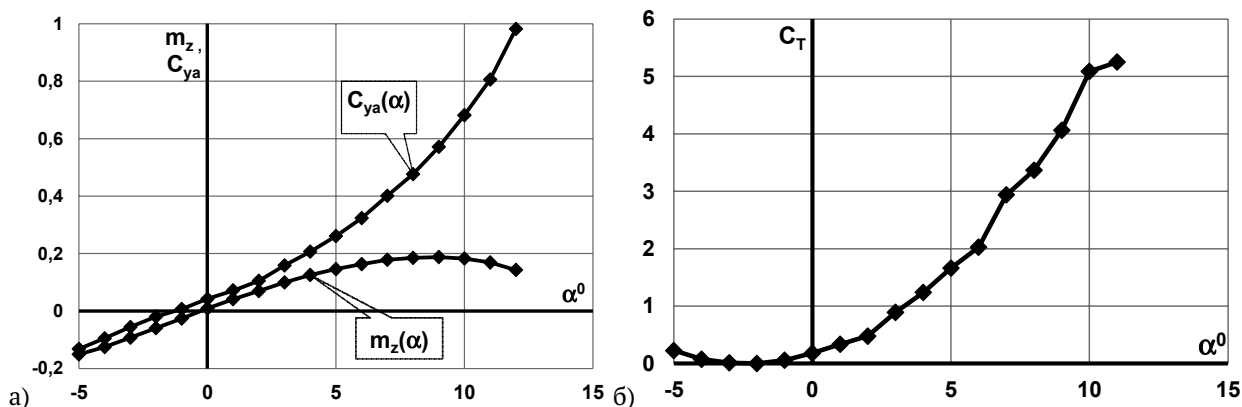


Рис. 8. Зависимости коэффициентов а) подъёмной силы и продольного момента; б) подсосывающей силы от угла атаки

< 1 . Максимальное аэродинамическое качество модели корпуса $K_{\max} = 3,12$ достигается на углах атаки $\alpha = 9^\circ..11^\circ$ (рис. 9 а).

Зависимость коэффициентов боковой силы и момента рыскания от угла скольжения $c_{za}(\beta)$ и $m_y(\beta)$ имеют линейный характер практически во всем диапазоне рассмотренных углов скольжения $-12^\circ \leq \beta \leq 12^\circ$ (рис. 9 б), что объясняется наличием вертикального оперения, а $\beta_0 = 0$ и $m_{y0} = 0$, т.к. модель симметрична. Очевидно, что модель устойчива в канале рыскания, т.к. $m_y^\beta < 0$. Фокус по углу скольжения модели расположен на расстоянии $\bar{x}_f^\beta = -\frac{\partial m_y}{\partial c_{za}} = 0,396$ или

$x_f^\beta = 0,182$ м позади центра тяжести. Таким образом, запас статической устойчивости в канале рыскания 39,6%. Несмотря на то, что сужающаяся кормовая часть корпуса обуславливает положение фокуса впереди его носка, введённое вертикальное оперение обеспечивает большой запас статической устойчивости в канале рыскания, переместив фокус по углу скольжения далеко за центр тяжести.

ВЫВОДЫ

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- рассматриваемая модель несущего корпуса обладает хорошими несущими свойствами $c_{ya}^\alpha = 0,035$ 1/градус (при $c_{ya} \rightarrow 0$);
- модель обладает высоким аэродинамическим качеством $K_{\max} = 3,12$, которое достигается на углах атаки $\alpha = 9^\circ..11^\circ$;
- зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки является нелинейной;
- в исследованном диапазоне углов атаки $-5^\circ \leq \alpha \leq +12^\circ$ не наблюдается падения подъёмной силы, связанным с достижением критического угла атаки, наоборот, производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки c_{ya}^α возрастает с увеличением угла атаки (при $\alpha \leq +12^\circ$);
- несимметричная форма поперечного сечения корпуса обуславливает значение угла атаки нулевой подъёмной силы, отличное от нуля $\alpha_0 \approx -1,2^\circ$;
- модель статически неустойчива в продольном канале $\bar{x}_{y,m} - \bar{x}_f^\alpha = 92,5\%$, и имеет большой

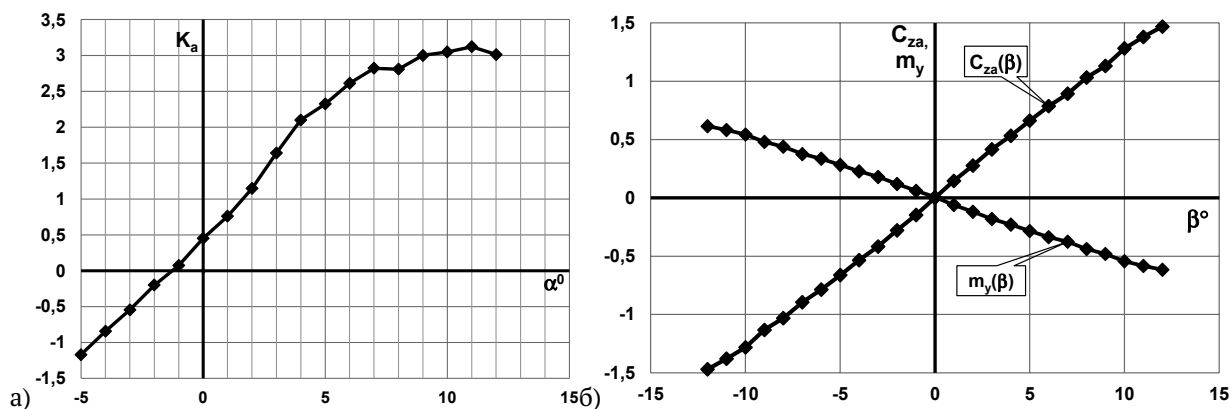


Рис. 9. Зависимости а) аэродинамического качества от угла атаки; б) коэффициента боковой силы и момента рыскания от угла скольжения

запас статической устойчивости в канале рыскания $\bar{x}_{y,m} - \bar{x}_f^\beta = -39,6\%$;

– зависимости коэффициентов боковой силы от угла скольжения $c_{za}(\beta)$ и момента рыскания от угла скольжения $m_y(\beta)$ линейные в рассматриваемом диапазоне $-12^\circ \leq \beta \leq +12^\circ$;

– производная коэффициента продольного момента по углу атаки $m_z^\alpha = +0,0275$ в линейном диапазоне $m_z(\alpha)$ и производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения $m_y^\beta = -0,048$;

– на носовой части модели реализуется подсосывающая сила, которая растёт с увеличением угла атаки.

Таким образом, можно утверждать, что придание корпусу некруглой в поперечном сечении формы позволяет получить высокие несущие свойства $c_{ya}^\alpha = 0,035$ 1/градус, хорошее аэродинамическое качество $K_{\max} = 3,12$ и снизить степень статической неустойчивости (сравнительно с корпусами круглого сечения). Однако такие характеристики присущи изолированным несущим корпусам, поэтому исследования АХ таких корпусов следует проводить в компоновке с крылом с целью определения их взаимного влияния на АХ летательного аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Архипов А.В., Визель Е.П.* Особенности аэродинамической схемы транспортного самолёта с несущим фюзеляжем, прямым крылом большого удлинения и расположением двигателей над хвостовой частью фюзеляжа // *Техника воздушного флота*. 2014. № 1.
2. *Холявко, В.И.* Расчёт аэродинамических характеристик самолёта: учебн. пособие. Харьков: ХАИ, 1991. 80 с.
3. *Лебедев, А.А. Чернобровкин А.А.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Издание второе, переработанное и дополненное. М.: Машиностроение, 1973. 613 с.
4. *Гриценко, Н.А., Икрянников Е.Д.* Расчёт аэродинамических характеристик самолёта: учеб. пособие. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. 1994. 255 с.
5. Практика применения и особенности современных методов расчёта аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье-Стокса / *В. В. Вожаев, Л. Л. Теперин, С. Л. Чернышев* // *Труды ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского*. Вып. 2740. М.: издательский отдел ЦАГИ, 2014. 63 с.
6. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкостей: в 2-х. т. Т.1. М.: Мир, 1991. 504 с.
7. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкостей: в 2-х. т. Т.2. М.: Мир, 1991. – 552 с.
8. Сайт кафедры аэрогидродинамики СГАУ. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.aero.ssau.ru/labwork/index.html> (дата обращения 12.12.2015).

EXPLORATORY TESTS OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF MODEL OF THE CASE OF THE BEARING FORM

© 2016 O.E. Lukyanov, V.A. Martynova

Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The article is devoted to exploratory tests of the main integrated aerodynamic characteristics of model of the bearing case of the heavy aircraft. In article results of purges of the studied model are given in an air tunnel. The analysis of the received results is carried out. The main conclusions on article are drawn, the main advantages of the case of not round form are noted. On the high bearing properties and high aerodynamic quality recommendations of expediency of ways of further researches are made.

Keywords: the experiment, a purge, model, bearing the case, aerodynamic characteristics, bearing properties.