

УДК 629. 7.014.16.001.2

О.Л. Лемко¹, Е.Ю. Иленко², Н.В. Силка¹

¹Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев

²Харьковский университет Воздушных Сил имени И. Кожедуба, Харьков

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

В статье приведены данные экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели самолета вертикального взлета и посадки в аэродинамической трубе на режимах горизонтального полета. Представлены полученные графические зависимости основных аэродинамических характеристик и дан их анализ.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, горизонтальный полет, аэродинамическая труба, перспективный самолет.

Введение

При аэродинамическом проектировании самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) одной из основных задач является определение их аэродинамических характеристик на всех режимах полета. Как правило, эта задача решается совместно теоретическими и экспериментальными методами [1, 2]. Ниже приведены некоторые результаты экспериментальных исследований модели перспективного самолета вертикального взлета и посадки в аэродинамической трубе АТ-1 ГосНИИ авиации.

Цель работы. Экспериментально оценить и проанализировать аэродинамические характеристики самолета вертикального взлета и посадки на режимах горизонтального полета в аэродинамической трубе.

Основной раздел

Аэродинамическая модель. Масштабная модель самолета вертикального взлета и посадки (рис. 1) изготовлена из твердого полистирола в соответствии с требованиями к моделям для аэродинамических труб [2, 3]

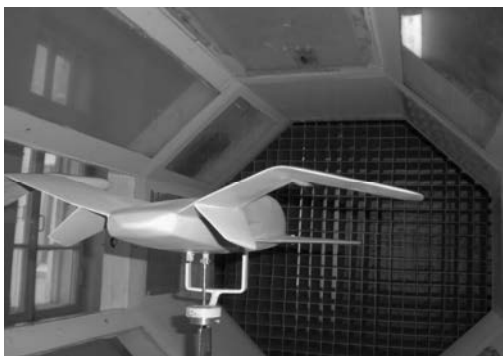


Рис. 1. Аеродинамічна модель СВВП

Методика і програма експериментів. Испытания проводились в аэродинамической трубе при скорости потока в рабочей части $V_\infty = 25$ м/с.

Этой скорости соответствует число $Re = 2.45 \cdot 10^5$, определенное по САХ модели СВВП.

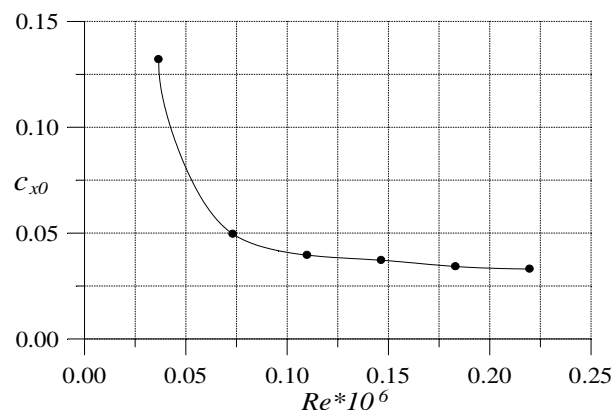
Модель устанавливалась на аэродинамические весы в рабочей части, затем аэродинамическая труба выводилась на рабочий режим в соответствии с программой исследований. В процессе эксперимента изменялись углы атаки α и углы скольжения β модели. Максимальные углы атаки задавались в пределах, указанных в программе испытаний. В процессе проведения испытаний на аэродинамических весах измерялись действующие на модель аэродинамические силы X_α и Y_α , а также аэродинамические моменты M_z и M_y .

Каждый эксперимент проводился пятикратно, показания весов усреднялись и обрабатывались на ЭВМ с выдачей рассчитанных аэродинамических параметров.

Определение диапазона скоростей автомобильного режима. Перед началом экспериментальных исследований были проведены тестовые испытания модели, в которых определялась зависимость коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе $\tilde{p}_{\delta 0}$ от скорости потока (числа Рейнольдса) и определение диапазона скоростей автомобильного режима, при которых коэффициент сопротивления $\tilde{p}_{\delta 0}$ изменяется несущественно. Скорость потока в рабочей части трубы в этом эксперименте устанавливалась в диапазоне $V_\infty = 5 \div 30$ м/с. Заданному диапазону скоростей соответствовал диапазон чисел $Re = 0.04 \div 0.22 \cdot 10^6$ (число Рейнольдса определялось по САХ модели). На рис. 2 показана зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе модели от скорости потока в рабочей части.

Как видно из графика, при скоростях более 25 м/с (число $Re = 0.2 \cdot 10^6$), дальнейшее увеличение скорости практически не влияет на величину коэффициента сопротивления. Исходя из этого все аэро-

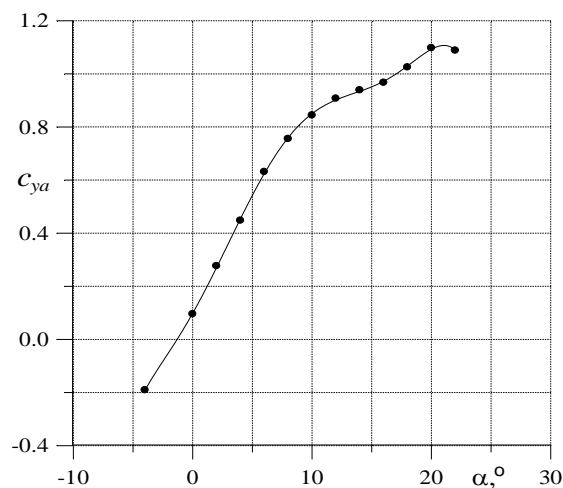
динамические характеристики определялись при скорости потока в рабочей части $V_\infty = 25$ м/с.

Рис. 2. Зависимость коэффициента $c_{\delta 0} = f(Re)$

Результаты экспериментальных исследований и их анализ. По полученным в ходе экспериментов данным проводился расчет зависимостей аэродинамических коэффициентов сил и моментов от угла атаки и скольжения, а также их анализ. Результаты исследований приведены в виде графических зависимостей.

Коэффициент подъемной силы

На рис. 3 приведена экспериментальная зависимость коэффициента подъемной силы $c_{\delta \alpha} = f(\alpha)$ модели СВВП.

Рис. 3. Зависимость $c_{\delta \alpha} = f(\alpha)$ модели СВВП

Из графика видно, что производная коэффициента подъемной силы по углу атаки на линейном участке кривой составляет $\tilde{p}_{\delta 0}^{\alpha} \approx 0,077$. Коэффициент максимальной подъемной силы, достигнутый в эксперименте $\tilde{p}_{\delta \alpha} \approx 1,15$ при угле атаки $\alpha_{\delta \delta} \approx 22^\circ$. Угол атаки нулевой подъемной силы $\alpha_0 \approx -1,0^\circ$.

Коэффициент лобового сопротивления

Характер изменения коэффициента сопротивления модели $c_{\delta \alpha} = f(\alpha)$, $c_{\delta \alpha} = f(c_{\delta \alpha})$, который

пересчитывался на натурное число Рейнольдса показан на рис. 4, 5.

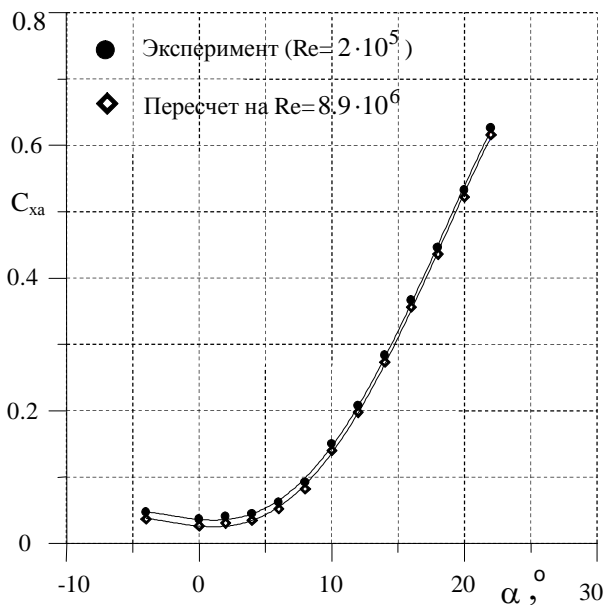


Рис. 4. Зависимости $c_{\delta\alpha} = f(\alpha)$ модели СВВП

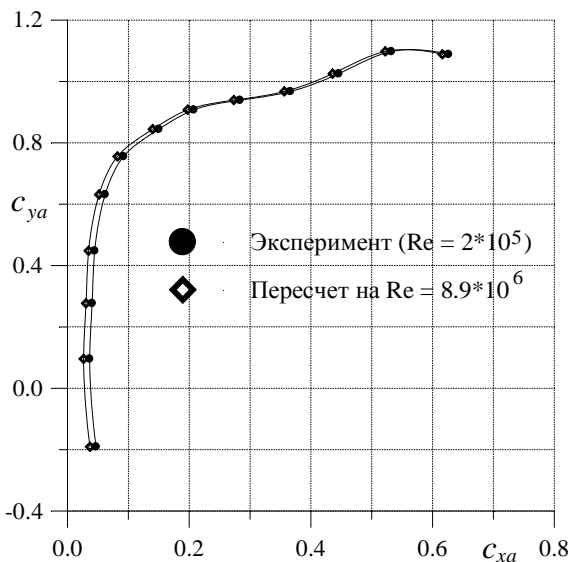


Рис. 5. Зависимость $c_{\delta\alpha} = f(c_{\delta\alpha})$ модели СВВП

Коэффициент аэродинамического качества.

Для модели проектируемого СВВП коэффициент лобового сопротивления $\tilde{p}_{\delta 0} = 0,0265$, а поляр крыла до значения коэффициента $c_{\delta\alpha} \approx 0,35 \dots 0,40$ имеет классический вид. Дальнейшее изменение течения кривой $c_{\delta\alpha} = f(c_{\delta\alpha})$ связано с перестройкой пространственного обтекания саблевидного крыла обратной стреловидности.

Аэродинамическое качество ЛА является одним из основных показателей совершенства аэродинамической компоновки. Максимального значения аэродинамическое качество достигает на угле атаки $\alpha_{i \hat{a}} = 4,8^\circ$ (рис. 6).

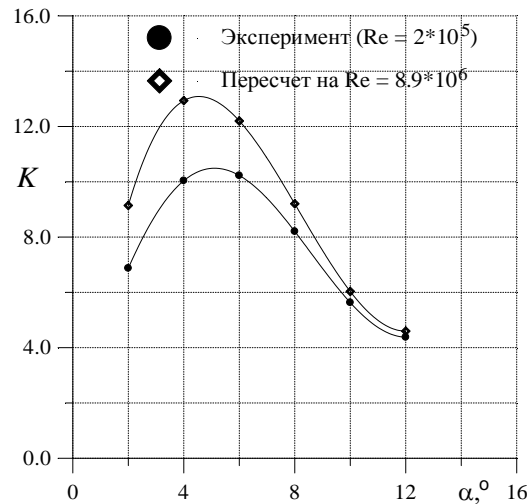


Рис. 6. Зависимость $\hat{E} = f(\alpha)$ модели СВВП

Максимальное аэродинамическое качество СВВП при натуральных числах $Re \approx 8,9 \cdot 10^6$ будет иметь величину $\hat{E}_{i \hat{a} \hat{e} \hat{n}} \approx 13,0$ при значении коэффициента подъемной силы $\tilde{p}_{\delta i \hat{a}} \approx 0,57$.

Характеристики продольного момента модели СВВП.

Как видно из рис. 7, графическая зависимость $m_z(\alpha)$, близка к линейной на участке кривой $\alpha = -10^\circ \dots +15^\circ$. При дальнейшем увеличении угла атаки, в результате усиления эффекта пространственного обтекания крыла наклон кривой $m_z(\alpha)$ уменьшается. Коэффициент продольного момента $m_{z0} = -0,018$, а степень продольной статической устойчивости модели при заданной центровке ($\bar{x}_\delta = 0,278$) составляет $m_z^{c_y} = -0,074$.

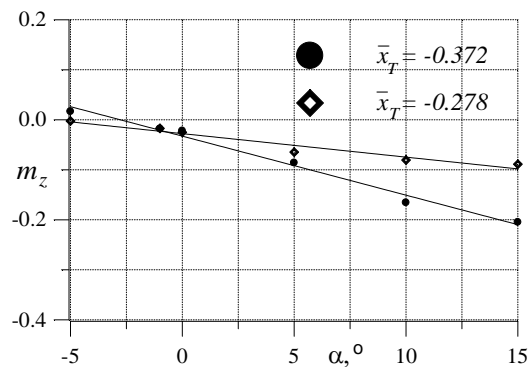


Рис. 7. Зависимости $m_z = f(\alpha)$ модели СВВП

Определение эффективности органов продольного управления модели.

Эффективность цельноповоротного переднего крыла модели СВВП определялась следующим образом. Модель помещалась в аэродинамическую трубу, затем определялись величина подъемной силы ($c_{\delta\alpha}$) и продольного момента (m_z) в зависимости от угла атаки α и угла отклонения $\varphi_{i \hat{e}}$.

По результатам экспериментальных исследований были построены зависимости $m_z = f(\alpha, \varphi_i \hat{\epsilon})$, которые приведены на рис. 8.

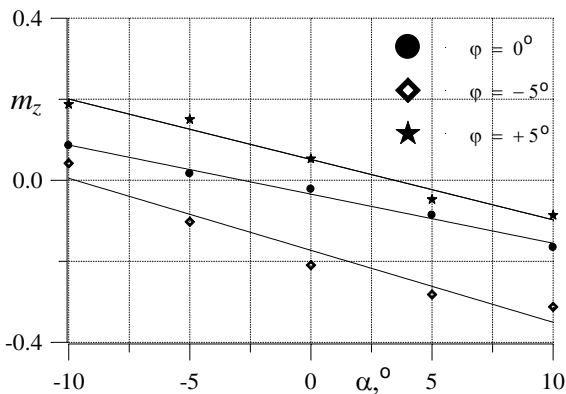


Рис. 8. Зависимости $m_z = f(\alpha)$ модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

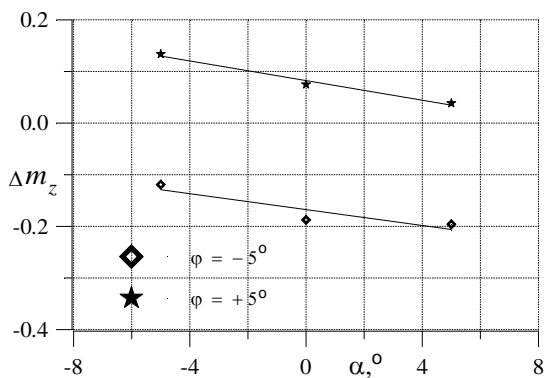


Рис. 9. Зависимости $\Delta m_z = f(\alpha)$ модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

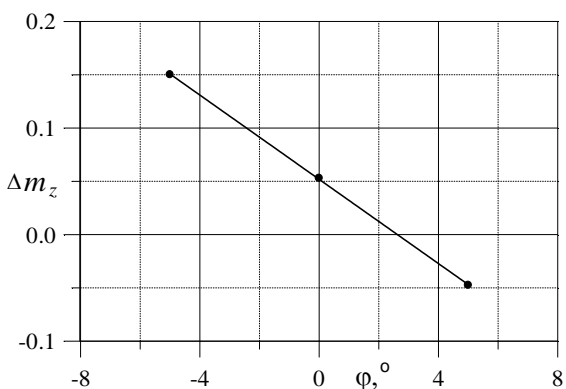


Рис. 10. Зависимости $\Delta m_z = f(\varphi_i \hat{\epsilon})$ модели СВВП при отклонении цельноповоротного переднего горизонтального оперения

Характеристики путевого момента модели СВВП.

Для СВВП заданной аэродинамической компоновки получение приемлемых характеристик путевого статической устойчивости являются достаточно

сложной задачей. Это объясняется большой площадью проекции поверхности носовой части фюзеляжа модели проектируемого СВВП на плоскость симметрии и наличие крыла обратной стреловидности. Как следствие, эти факторы существенным образом повлияли на путевую статическую устойчивость ЛА в целом.

На рис. 11, 12 приведены зависимости коэффициента путевого момента m_y , по углу скольжения β на углах атаки модели $\alpha = \pm 10^\circ$ и их производные. Как видно из графических зависимостей модель устойчива в путевом отношении (рис. 11). Зависимости $m_y = f(\beta, \alpha)$ близки к линейным в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 15^\circ$. В то же время зависимость $m_y^\beta = f(\alpha)$ нелинейная (рис. 12).

По мере увеличения угла атаки до $\alpha = 4^\circ \dots 5^\circ$ степень путевого статической устойчивости модели сначала увеличивается, а затем начинает уменьшаться вследствие затенения верхнерасположенного вертикального оперения развитой головной частью фюзеляжа.

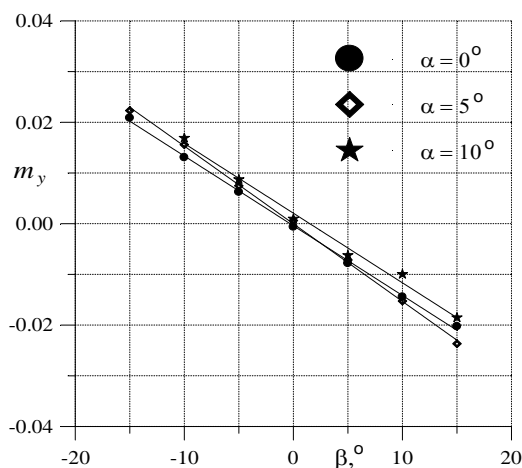


Рис. 11. Зависимости $m_y = f(\beta, \alpha)$ модели СВВП

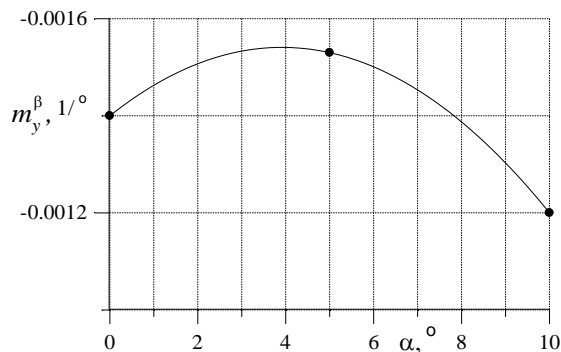


Рис. 12. Зависимость производной $m_y^\beta = f(\alpha)$ модели СВВП

Как показал анализ, установка верхних килей внесла небольшие изменения в зависимость

$c_{\delta\alpha} = f(\alpha)$ на углах атаки $\alpha > 10^\circ$ и незначительные изменения в зависимости $c_{\delta\alpha} = f(\alpha)$.

Характеристики аэродинамического качества и продольного момента практически не изменились.

Наиболее важные результаты, полученные в результате экспериментальных исследований по определению несущих свойств, характеристик сопротивления, продольной и путевой устойчивости модели СВВП приведены в табл. 1.

Таблица 1

Аэродинамические характеристики модели СВВП

Параметры							
$\dot{n}_0^\alpha, 1/^\circ$	$\dot{n}_{\delta 1}$	$\alpha_{\delta 0}, ^\circ$	$\alpha_0, ^\circ$	\hat{E}_1	$\dot{n}_{\delta 0}$	$m_z^{\text{Фт а}}, 1/^\circ$	$m_y^\beta, 1/^\circ$
0,0772	1,15	22	4,5	12,95	0,026	-0,01	-0,0013

Выводы

1. Анализ проведенных исследований показал, что зависимости $c_{\delta\alpha} = f(\alpha)$ модели СВВП близки к

линейным. Производная \dot{n}_0^α , характеризующая несущие свойства крыла, имеет достаточно большую величину и составляет $\dot{n}_0^\alpha \approx 0,077 1/^\circ$.

2. Максимальное аэродинамическое качество СВВП соответствует $\hat{E}_1 \approx 13.0$ (при пересчете на натурные условия при числах $Re = 9 \cdot 10^6$).

3. В эксперименте на модели получены удовлетворительные характеристики продольной статической устойчивости. Коэффициент продольного момента $m_{z0} = -0.018$, степень продольной статической устойчивости модели при заданной центровке $\bar{x}_\delta = 0,278\%$ составляет $m_z^c = -0,074$.

4. Как показал эксперимент, модель статически устойчива в путевом отношении. Зависимости $m_y = f(\beta, \alpha)$ близки к линейным в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 15^\circ$.

Результаты экспериментальных исследований в целом подтвердили правильность основных подходов по созданию аэродинамической компоновки легкого СВВП.

Список литературы

1. *Авиация общего назначения. Руководство для конструкторов / под ред. В. Г. Микеладзе. – М.: ЦАГИ, 1996. – 298 с.*
2. *Горлин С. М. Аэромеханические измерения. Методы и приборы / С. М. Горлин, И. И. Слезингер. – М.: Наука, 1964. – 720 с.*
3. *Пэнкхерст Р. Техника эксперимента в аэродинамических трубах: пер. с англ. / Р. Пэнкхерст, Д. Холдер. – М.: Иностранная литература, 1955. – 657 с.*

Поступила в редколлегию 17.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкманов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛІТАКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

О.Л. Лемко, Є.Ю. Іленко, Н.В. Силка

У статті приведені дані експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик моделі літака вертикального зльоту та посадки в аеродинамічній трубі на режимах горизонтального польоту. Отримані графічні залежності основних аеродинамічних характеристик і надано їх аналіз.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, горизонтальний політ, аеродинамічна труба, перспективний літак.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF AERODYNAMIC DESCRIPTIONS OF PERSPECTIVE AIRCRAFT OF VERTICAL FLIGHT AND LANDING

O.L. Lemko, Ye.Yu. Ilenko, N.V. Silca

Datas of experimental researches of aerodynamic descriptions of model of aircraft of vertical flight and landing in wind-channel on the modes of horizontal flight are cited in article. Introduced graphic dependences of basic aerodynamic descriptions are presented and their analysis is given.

Keywords: aerodynamic descriptions, horizontal flight, wind-channel, prospective aircraft