

## ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА БИЗНЕС-КЛАССА

© 2015 О.Е. Лукьянов

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

Поступила в редакцию 07.04.2015

Представляются результаты исследований аэродинамических характеристик модели перспективного самолёта бизнес-класса особой аэродинамической компоновки, полученные в аэродинамической трубе ХАИ Т-5.

*Ключевые слова:* самолет, аэродинамические характеристики, модель, эксперимент, анализ.

### ВВЕДЕНИЕ

В условиях современного развития мирового рынка по оказанию услуг в области авиационных перевозок большим спросом пользуются самолёты бизнес-класса. Эти самолёты позволяют их владельцам, или лицам, арендующим такую технику, самостоятельно выбирать маршрут полёта. Безупречный сервис, конфиденциальность, эффективное использование времени, отсутствие посторонних лиц на борту, делают самолёты такого класса незаменимыми для представителей бизнеса, руководителей высшего звена. Эти факторы обусловили высокую конкуренцию среди производителей самолётов подобной категории. Особую актуальность тема создания административных самолётов набирает и в России, где ассортимент выпускаемой отечественными производителями авиационной техники предусматривает наличие современных бизнес-джетов и небольших самолётов для региональных линий лишь в ограниченных количествах [1].

Одним из условий тактико-технических требований, предъявляемых к летательным аппаратам (ЛА) данной категории, является обеспечение высоких аэродинамических характеристик (АХ) самолета, поэтому исследованиям в области аэродинамики при разработке нового самолёта следует уделять особое внимание.

Целью работы является определение аэродинамических характеристик перспективного самолёта бизнес-класса определённой аэродинамической компоновки с помощью исследования его масштабной модели в аэродинамической трубе.

Аэродинамическая компоновка рассматриваемого самолёта обладает низкорасположенным свободонесущим стреловидным составным крылом, передним горизонтальным оперением (ПГО), и V-образным хвостовым оперением. Силовая установка включает в себя два ТРДД, расположенные в хвостовой части фюзеляжа

на пилонах. К особенностям аэродинамической компоновки относится наличие ПГО, что по предположению может обеспечить требуемые взлётно-посадочные характеристики (ВПХ), некруглая форма фюзеляжа позволит повысить несущие свойства самолёта, а использование V-образного хвостового оперения – уменьшить лобовое сопротивление  $X_a$  летательного аппарата (ЛА), а также снизить вес конструкции с сохранением требуемой продольной и путевой устойчивости и управляемости самолёта.

Общий вид рассматриваемого самолёта в трёх проекциях изображён на рис. 1, вид трёхмерной геометрической модели поверхности самолёта представлена на рис. 2.

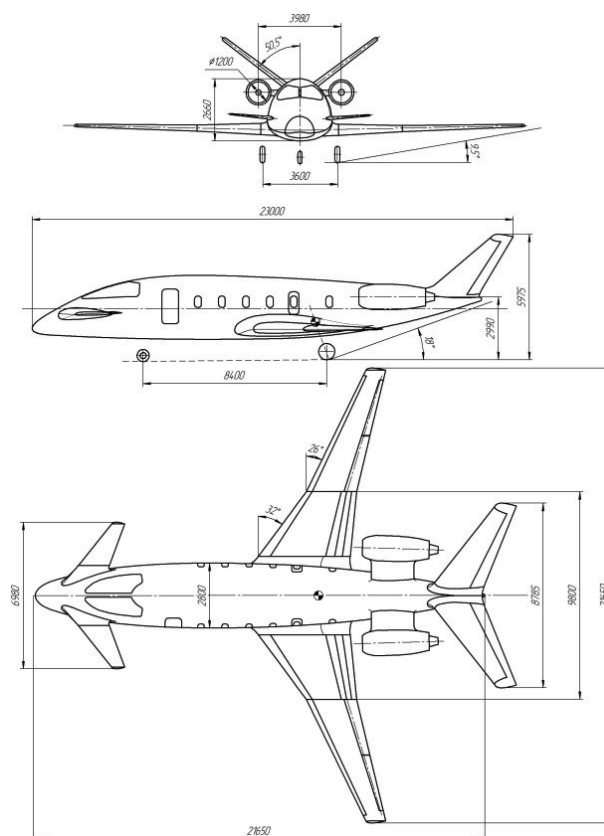


Рис. 1. Основные проекции общего вида самолета

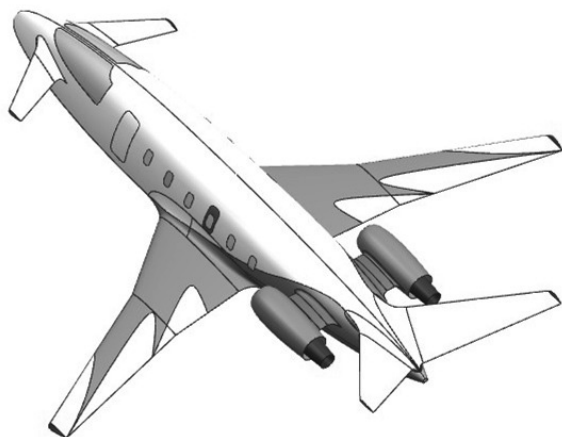


Рис. 2. Мастер-геометрия поверхности самолета



Рис. 3. Масштабная модель самолёта

### 1. ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Модель рассматриваемого самолёта изготовлена автором работы в масштабе 1:42 (см. рис. 3). На модели предусмотрена возможность отклонения цельноповоротного переднего горизонтального оперения, рулей высоты и закрылков.

Расстояние от носка средней аэродинамической хорды (САХ) крыла модели самолёта до оси передних узлов подвески на аэродинамические весы равняется 0,086 м. Подробнее геометрические характеристики модели самолёта представлены в табл. 1.

### 2. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Эксперимент проводился в аэродинамической трубе ХАИ Т-5 замкнутого типа с открытой рабочей частью. Диаметр рабочей части 0,75 метра, длина рабочей части 1,2 м, диапазон изменения скоростей потока 10...40 м/с, мощность двигателя 32 кВт. Погрешность измерений 0,2%. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 4. Более подробное описание аэродинамической трубы ХАИ Т-5 изложено в литературе [2, 3].

Исследование аэродинамических характеристик модели самолёта выполнялись в широком диапазоне углов атаки ( $\alpha = -6^\circ \dots +22^\circ$ ) весовым методом на трехкомпонентных аэродинамических весах АВТ-5 при скорости потока в трубе 35 м/с.

Крепление модели на подвеске трёхточечное.

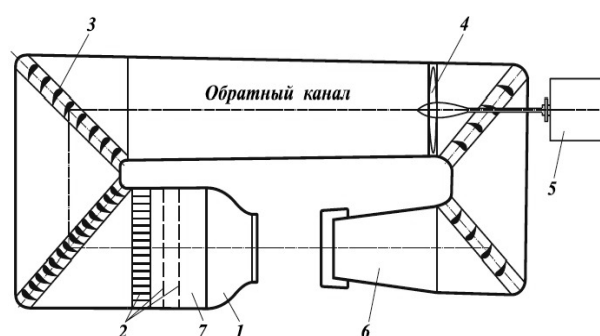


Рис. 4. Схема аэродинамической трубы Т-5:

- 1 – сопло; 2 – хонейкомб с набором сеток;
- 3 – направляющие лопатки; 4 – вентилятор;
- 5 – электродвигатель; 6 – диффузор; 7 – форкамера

Установка модели на державке в рабочей части трубы представлена на рис. 5. Механизм изменения угла атаки, установленный на плавающей раме весов, позволяет изменять угол атаки модели в диапазоне  $\alpha = \pm 40^\circ$ .

Плавающая рама весов АВТ-5 предназначена для крепления державки и восприятия действующих на модель аэродинамических сил и моментов, подвешена на упругих опорах ленточного типа к вертикальным звеньям механизма разложения сил, идущих к весовым измерительным элементам  $Y_a$  и  $M_z$ . Подробно устройство весов АВТ-5 изложено в работах [2, 3]. Подъемная сила,  $Y_a = Y' \cdot k_y$ , где  $Y'$  - показания весового элемента  $Y_a$ ;  $k_y$  - градуировочный коэффициент,  $k_y = 28,9 \text{ Н}$ .

Сила лобового сопротивления модели вместе с подвеской  $X_{a\Sigma} = X'_\Sigma \cdot k_x$ , где  $X'_\Sigma$  - показание весового элемента  $X_a$ ;  $k_x$  - градуировочный

Таблица 1. Основные геометрические характеристики модели самолета

$\lambda$	$S_{кр}, \text{ м}^2$	$\chi_{нк1}$	$\chi_{нк2}$	$\eta_1$	$\eta_2$	$\bar{c}$	$b_{сах}, \text{ м}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$\eta_{ГО}$
8,9	0,0326	32°	26°	2,6	2,3	0,11	0,054	0,28	15/40°	0,08	7,5	2,3
$\bar{S}_{закр}$	$\bar{S}_{ПГО}$	$\bar{S}_{ГО}$	$\lambda_{ПГО}$	$\lambda_{ГО}$	$\chi_{ПГО}$	$\chi_{ГО}$	$\bar{c}_{ПГО}$	$\bar{c}_{ГО}$	$\eta_{ПГО}$			
0,16	0,15	0,21	3,1	5,1	35°	36°	0,08	0,08	2,2			

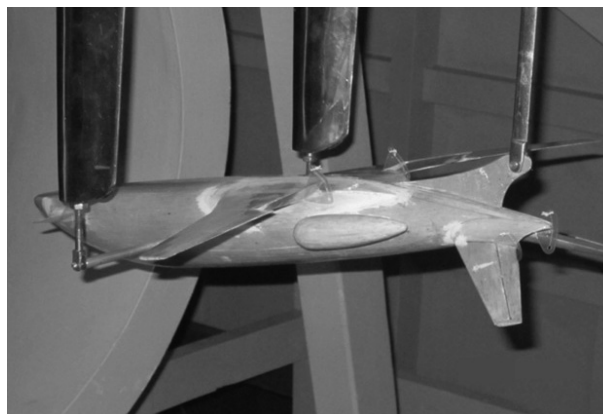
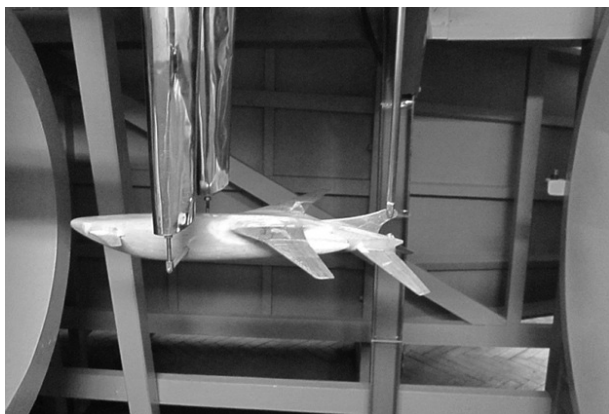


Рис. 5. Модель рассматриваемого самолёта, установленная в трубе Т-5

коэффициент,  $k_x = 9,8$  Н. Продольный момент относительно оси, проходящей через передние узлы подвески модели, равен  $M_z = M'_z \cdot k_{mz}$ , где  $M'_z$  – показание весового элемента  $M_{za}$ ,  $k_{mz}$  – градуировочный коэффициент,  $k_{mz} = -1$  Н×м [1].

Коэффициент сопротивления  $c_{xa}$  определяется выражением:  $c_{xa} = \frac{X_a}{q \cdot S} - c_{xa\text{ подв}}$ , где  $c_{xa\text{ подв}}$  – коэффициент сопротивления подвески.

Коэффициент подъемной силы  $c_{ya} = \frac{Y_a}{q \cdot S}$ ;

Коэффициент продольного момента относительно носка САХ модели равен  $m_z = -\bar{x}_{ц.д.} \cdot c_{ya}$ , где  $\bar{x}_{ц.д.}$  – центр давления самолёта, отсчитанный от носка САХ и выраженный в долях САХ;

$\bar{x}_{ц.д.} = \bar{x}'_{ц.д.} - \bar{x}_{подв}$ , где:  $\bar{x}'_{ц.д.}$  – плечо продольного момента  $M_z$  модели самолёта, измеренного весами относительно оси передних узлов подвески  $\bar{x}'_{ц.д.} = -\frac{m'_z}{c_{ya}}$ , выраженное в долях САХ.

$\bar{x}_{подв}$  – расстояние от оси передних узлов подвески до носка средней аэродинамической хорды, выраженное в долях САХ.

Коэффициент продольного момента, измеренного весами относительно оси узлов подвески

$$m'_z = \frac{M_z}{q \cdot S \cdot b_A} \cdot [2, 4, 6].$$

### 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА В ПОЛЁТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

По полученным коэффициентам в исследуемом диапазоне углов атаки  $\alpha$  построены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_{ya}(\alpha)$ ; коэффициента продольного момента от угла атаки  $m_z(\alpha)$  и от коэффициента подъемной силы  $m_z(c_{ya})$ ; поляра первого рода  $c_{ya}(c_{xa})$  (рис. 6...9). Некоторые из представленных ниже зависимостей представлены в виде трендовых линий с нанесенными на них

экспериментальными точками.

Исследования показали, что  $c_{ya}(\alpha)$  модели самолёта имеет линейную зависимость до  $\alpha \leq 7,5^\circ$ , критический угол атаки  $\alpha_{кр} = 17,5^\circ$ . На закритических углах атаки не наблюдается резкого падения несущих свойств исследуемой модели, что предположительно хорошо скажется на эксплуатаци-

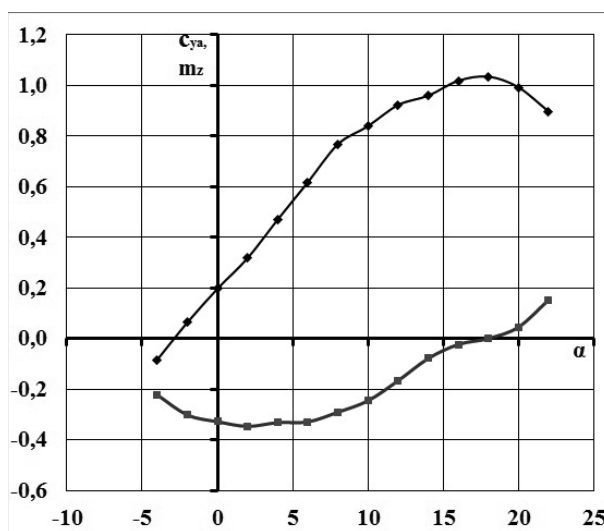


Рис. 6. Зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  (верхняя кривая) и  $m_z(\alpha)$  (нижняя кривая)

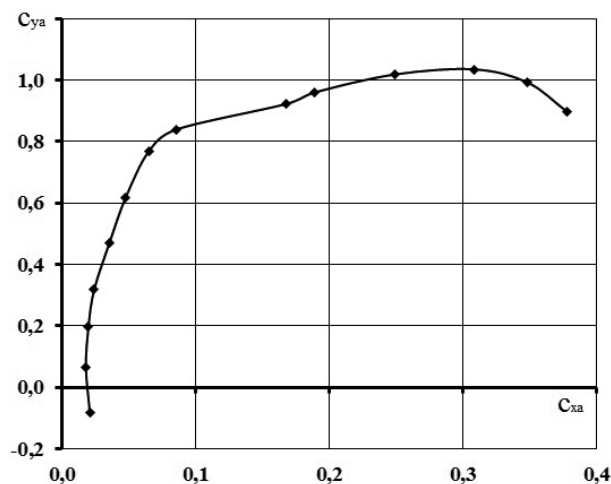


Рис. 7. Поляра первого рода  $c_{ya}(c_{xa})$

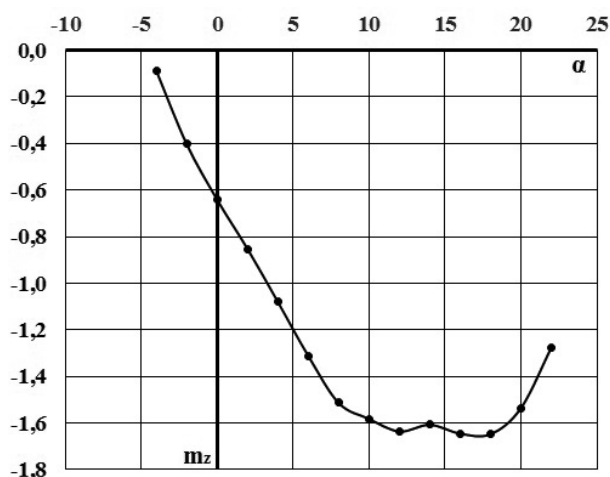


Рис. 8. Зависимость  $m_z(\alpha)$

онных характеристиках разрабатываемого ЛА. Максимальное аэродинамическое качество  $K_{\max} = 13,5$  наблюдается, при  $\alpha = 3,5^\circ$ .

Рассматривая моментные характеристики (см. рис. 6), можно предположить, что носок САХ крыла лежит вблизи фокуса по углу атаки, в силу чего зависимость  $m_z(\alpha)$  в диапазоне исследуемых углов атаки может менять знак производной, в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0^\circ..7^\circ$  зависимость близка к постоянной.

На рис. 8 изображена зависимость коэффициента момента от угла атаки  $m_z(\alpha)$ , полученного относительно оси передних узлов на навески модели на весы. Рассмотрев линейный участок диаграммы  $m_z(c_{ya})$  (в диапазоне  $\alpha = -2^\circ..8^\circ$ ) (см. рис. 9), можно установить величину производной  $-\frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}} \approx 1,57$ , которая равна расстоянию от оси передних узлов навески до фокуса по углу атаки  $x_{f\alpha}$ , выраженное в долях САХ крыла. По абсолютной величине  $x_{f\alpha} = 85,2$  мм, что практически равно расстоянию от узлов навески модели на весы до носка САХ крыла. Представленные далее в работе

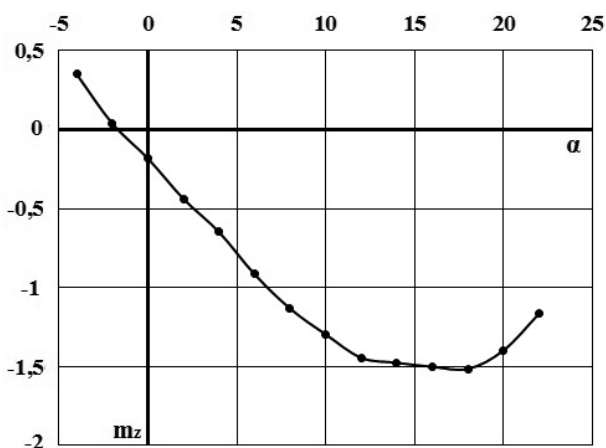


Рис. 10. Зависимость  $m_z(\alpha)$  при  $\varphi_{\text{пто}} = +9^\circ$  и  $\delta_{\text{рв}} = -4^\circ$

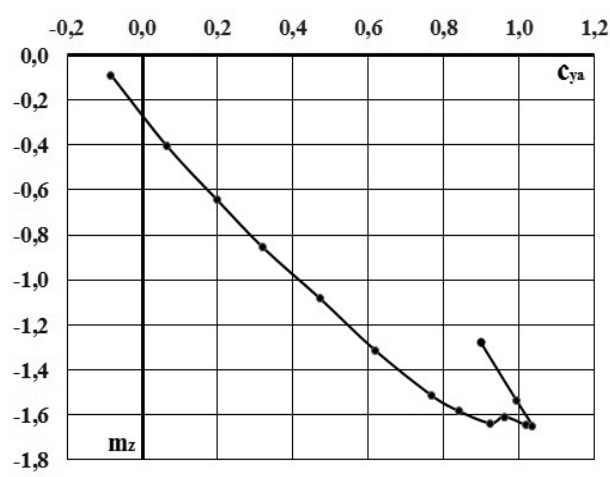


Рис. 9. Зависимость  $m_z(c_{ya})$

моментные характеристики исследуемой модели рассчитываются относительно оси передних узлов навески модели на весы с целью удобства оценки влияния различных вариантов конфигураций модели на моментные характеристики.

В ходе проведения эксперимента рассматриваемой компоновки самолёта исследовалось влияние угла установки ПГО ( $\varphi_{\text{пто}}$ ) и рулей хвостового оперения ( $\delta_{\text{рв}}$ ) на моментные характеристики.

Было установлено, что в диапазоне углов  $\varphi_{\text{пто}} = 3^\circ..9^\circ$  при  $\delta_{\text{рв}} = -4^\circ$  продольный момент исследуемого ЛА уменьшается (рис. 10). Определено, что угол установки ПГО влияет на величину коэффициента подъёмной силы самолёта. Влияние  $\varphi_{\text{пто}}$  на зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  представлено на рис. 11. Увеличение угла  $\varphi_{\text{пто}}$  приводит к падению  $c_{ya}$  ЛА из-за увеличения угла скоса за ПГО и уменьшения эффективного угла атаки  $\alpha_{\text{эф}}$  крыла. Положительный эффект за счёт вихреобразования от ПГО не наблюдается (падение  $c_{ya} \geq 1,5\%$  при увеличении  $\varphi_{\text{пто}}$  на  $3^\circ$ ).

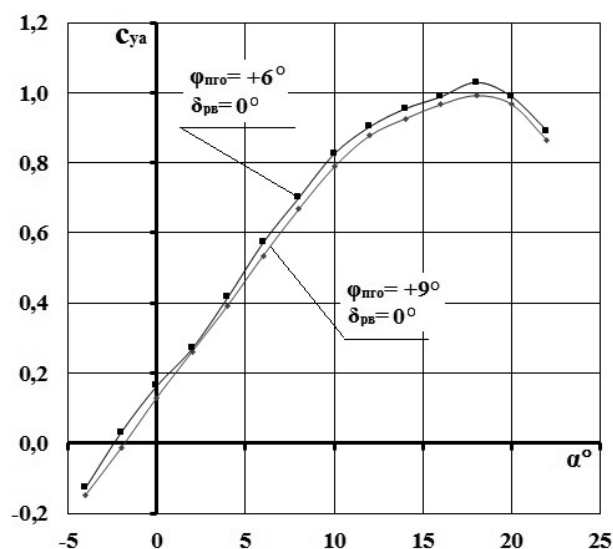


Рис. 11. Зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  при  $\varphi_{\text{пто}} = +6^\circ$ ;  $\varphi_{\text{пто}} = +9^\circ$  и  $\delta_{\text{рв}} = 0^\circ$

#### 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗРАБАТЫВАЕМОГО ЛА

В качестве взлётно-посадочной механизации крыла предлагаются отклоняемые закрылки, ( $\bar{l}_{\text{закр}} = 0,3, \bar{b}_{\text{закр}} = 0,28, \bar{S}_{\text{закр}} = 0,16, \delta_{\text{закр}} = 10^\circ \dots 40^\circ$ ). Исследования взлётно-посадочных характеристик ЛА проводились при  $\varphi_{\text{про}} = +9^\circ; \delta_{\text{р.в}} = -4^\circ$ . Результаты показаны на рисунках 12...15. Анализ полученных характеристик позволяет установить, что выпуск механизации задней кромки крыла увеличивает продольный момент, для парирования которого необходимо отклонить ПГО и рули высоты на большие углы. При выпуске закрылков на  $\delta_{\text{закр}} = 40^\circ$  исследуемая компоновка на угле атаки  $\alpha = 12^\circ$  становится статически неустойчивой, а критический угол атаки уменьшается до значения  $\alpha_{\text{кр}} = 12^\circ$ . Из этого можно сделать вывод, что для увеличения  $\alpha_{\text{кр}}$  необходимо применить механизацию передней кромки, поскольку диапазон посадочных углов атаки  $\alpha$  самолётов пассажирской категории лежит в диапазоне  $10^\circ \dots 14^\circ$  [4].

#### ВЫВОДЫ

Анализ аэродинамических характеристик, полученных экспериментально в аэродинами-

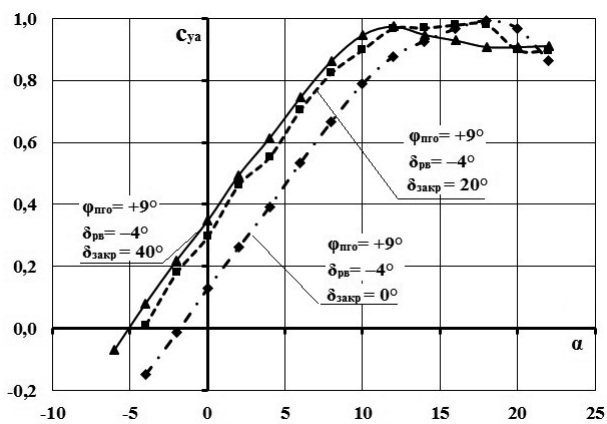


Рис. 12. Зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  при отклонении закрылков на  $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$

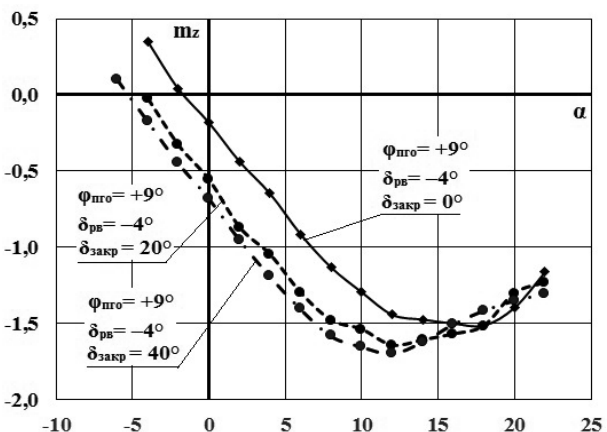


Рис. 14. Зависимость  $m_z(\alpha)$  при отклонении закрылков на  $0^\circ, 30^\circ, 40^\circ$

ческой трубе ХАИ Т-5, позволяют сделать вывод о некоторых преимуществах и недостатках выбранной схемы:

- исследуемая аэродинамическая компоновка административного самолёта обладает аэродинамическим качеством в диапазоне полётных углов атаки  $K = 12,95$ ; максимальное –  $K_{\text{max}} = 13,23$  при  $\alpha = 3,5^\circ$ . Сравнительно невысокое аэродинамическое качество модели можно объяснить тем, что эксперимент проводился при довольно низких числах Рейнольдса  $Re \leq 10^5$ ; [4, 5]

- несущие свойства, соответствующие крейсерскому режиму полёта  $C_{ya}^\alpha = 4,38$ ;

- продольная статическая устойчивость на малых углах атаки  $\alpha \leq 5^\circ$  велика, а в диапазоне углов атаки, соответствующих взлётно-посадочным режимам – недостаточная;

- исследования механизации задней кромки крыла показали, что механизацию задней кромки крыла следует отклонять на  $\delta_{\text{закр}} \leq 30^\circ$ , при этом наблюдается прирост  $C_{ya}$  на 5,8%, однако,  $\alpha_{\text{кр}}$  уменьшается на 6 градусов;

- при создании объёмно-массовой компоновки самолёта следует учитывать расположение центра масс самолёта относительно фокуса по углу атаки; малый запас статической устойчи-

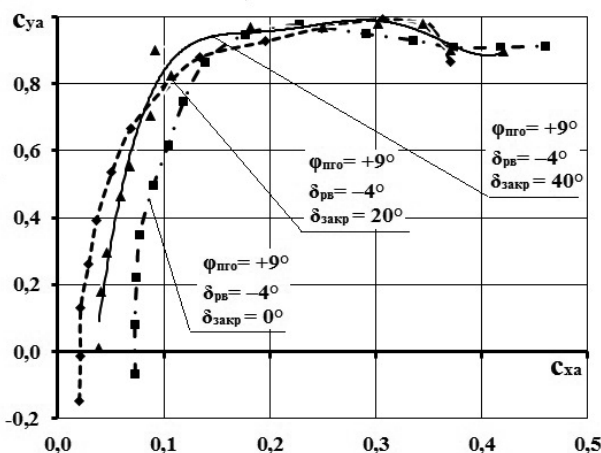


Рис. 13. Поляры первого рода при отклонении закрылков на  $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$

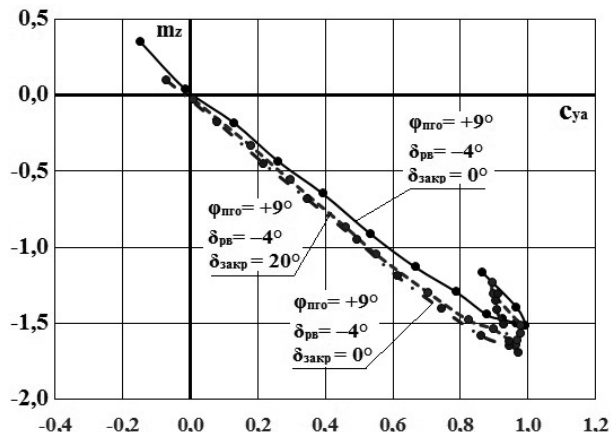


Рис. 15. Зависимость  $m_z(c_{ya})$  при отклонении закрылков на  $0^\circ, 30^\circ, 40^\circ$

ности позволяет повысить аэродинамическое качество ЛА из-за уменьшения потерь на его балансировку, что актуально для современных самолётов подобного назначения; при пересчёте моментных характеристик самолёта относительно центра масс необходимо убедиться, что самолёт балансируется на полётных углах атаки в полётной конфигурации.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семибратов В. От Вашингтона до Нью-Дели [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kommersant.ru/doc/1020126/print> – 08.09.2008 (дата обращения 05.03.2014).
2. Грищенко В.А., Сахно А.Г., Соляник П.Н. Аэродинамика: лабораторный практикум. Харьков: ХАИ, 2006.
3. Чмовж В.В., Касьяненко А.Б., Захаренко В.А. Модернизация измерительной системы сил и момента в учебной аэродинамической трубе Т-5 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. №53. С.58-62.
4. Семенчин В.А., Захаренко В.А., Чмовж В.В. Аэродинамика и динамика полёта. Харьков: ХАИ, 2003.
5. Холяво В.И. Расчёт аэродинамических характеристик самолёта: учебн. пособие. Харьков: ХАИ, 1991. 80 с.
6. Соляник П.Н., М.Л. Сургайло, В.В. Чмовж. Экспериментальная аэродинамика: учебн. пособие. Харьков: ХАИ, 2007. 96 с.

#### THE STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BUSINESS JET

© 2015 O.E. Lukianov

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

The results of the research of aerodynamic characteristics of the model of the prospective business jet having special aerodynamic configuration are presented, obtained in the air tunnel HAI T-5.

*Key words:* jet, aerodynamic characteristics, model, experiment, analysis.