

УДК 629.735

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНЕГО БАКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА-КРИОПЛАНА

Ю.С. МИХАЙЛОВ, А.В. ПЕТРОВ, В.И. ЧЕРНОУСОВ, В.В. ГУБСКИЙ

По заказу редакционной коллегии

Статья представлена доктором технических наук, профессором Вышинским В.В.

Приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований влияния внешнего топливного бака на продольные и боковые аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета. Даны оценки величины сопротивления внешнего бака и его влияния на аэродинамическое качество модели самолета. Выявлено существенное снижение путевой статической устойчивости модели самолета при установке бака. Разработаны и исследованы мероприятия по повышению путевой устойчивости самолета-криоплана.

Ключевые слова: легкий транспортный самолет-криоплан, внешний топливный бак, аэродинамические характеристики, эффективность органов управления.

Введение

Криогенное топливо вследствие малой плотности требует для своего размещения крупногабаритных внешних топливных баков или значительных объемов внутри летательного аппарата. Более того, в отличие от керосина, который может быть практически размещен в любой полости вблизи центра масс, криогенные топлива требуют специальных емкостей, для которых отношение площади омываемой поверхности (S) к объему (V), определяемое геометрическим параметром $S^{1.5}/V$, должно быть минимальным с целью снижения притока тепла.

В связи с этим основной проблемой при разработке аэродинамических компоновок самолетов-криопланов является выбор рационального расположения и формы топливных баков с целью минимизации их вредного влияния на аэродинамические и летные характеристики, характеристики устойчивости и управляемости самолета, а также поддержание в них экстремально низкой температуры (жидкий водород: $t = -253^\circ\text{C} \div -258^\circ\text{C}$, жидкий метан: $t = -162^\circ\text{C} \div -182^\circ\text{C}$).

В рамках концептуальных исследований по формированию облика перспективных транспортных самолетов-криопланов, проводимых при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Государственный контракт № П664 от 19 мая 2010 г.), выполнен комплекс исследований, включающий:

- анализ проблем формирования аэродинамических компоновок самолетов-криопланов [1];
- концептуальное проектирование легкого транспортного самолета-криоплана [2].

В настоящей работе приведены основные результаты расчетных и экспериментальных исследований влияния внешнего топливного бака на аэродинамические характеристики модели самолета-демонстратора.

Краткое описание модели легкого транспортного самолета

Экспериментальные исследования влияния внешнего топливного бака на аэродинамические характеристики самолета-демонстратора выполнены на модели легкого транспортного самолета (ЛТС) с взлетным весом $G_{\text{взл}} = 5670$ кгс, предназначенного для грузовых и пассажирских перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350$ км/ч – 430 км/ч на высоте $H = 3$ км.

Аэродинамическая компоновка ЛТС выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем прямоугольной формы с увеличенной площадью миделя ($\bar{S}_{\text{м.ф}} = 0,16$),

имеющем погрузочную рампу в хвостовой части, и "палубным" вариантом оперения с фиксированным углом установки стабилизатора. Силовая установка состоит из двух ТВД, установленных под крылом. Краткое описание основных элементов компоновки приведено ниже.

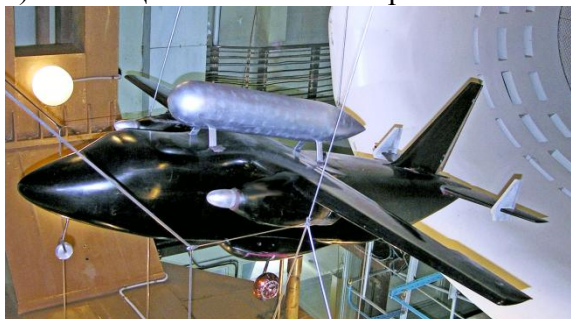
Крыло трапецевидной формы в плане с углом стреловидности по передней кромке $\chi_{\text{лнк}} = 6,5^\circ$ установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла следующие: удлинение – $\lambda = 8,76$, сужение – $\eta = 2,56$. Компоновка крыла выполнена с использованием высококонесущего профиля П4М с относительной толщиной $\bar{c} = 15\%$. Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета равен $\delta_3 = 20^\circ - 25^\circ$ и на посадке – $\delta_3 = 40^\circ - 50^\circ$. В концевой части крыла расположен элерон с относительной хордой за ось вращения $B_3' = 35\%$ и размахом 23% .

Фюзеляж модели имеет форму поперечного сечения, близкую к прямоугольной, характеризующуюся малым радиусом сопряжения боковых панелей с нижней панелью и увеличенным радиусом сопряжения боковых панелей с верхней. Угол наклона нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа относительно СГФ равен $\approx 28^\circ$.

Оперение однокилевое с "палубным" расположением стабилизатора. В компоновке горизонтального оперения использован модифицированный симметричный профиль с плавным отгибом вверх носовой части. Для улучшения боковых характеристик модели установлены дополнительные вертикальные поверхности (ДВП) на горизонтальном оперении в следе за воздушными винтами с относительной площадью $S_{\text{ДВП}}/S_{\text{ВО}} = 2 \times 0,1625$.

Внешний топливный бак ($\bar{S}_{\text{м.б}} = 0,032$) с круглой формой поперечного сечения установлен с помощью специальных кронштейнов над фюзеляжем.

Фотография модели самолета с внешним баком в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) Т-102 ЦАГИ показана на рис. 1.



Удлинение крыла	8,76
Относительная площадь миделя фюзеляжа	0,16
Коэффициент статического момента Аго	0,76
Коэффициент статического момента Вво	0,085
Удлинение бака	5,74
Относительная площадь миделя бака	0,032
Относительная площадь ДВП ($S_{\text{ДВП}}/S_{\text{ВО}}$)	0,325

Рис. 1. Фотография модели самолета-демонстратора в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ

Расчетная оценка влияния бака на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета

Предварительное исследование влияния внешнего бака на аэродинамические характеристики (АДХ) модели самолета-демонстратора включало:

- расчет продольных и боковых характеристик модели самолета;
- определение эффективности органов управления;
- расчет сопротивления изолированного бака.

Первые две оценки выполнены на основании расчетных данных, полученных с использованием метода вихревой решетки (МВР) [3]. Расчеты АДХ модели в крейсерской конфигурации выполнены для режима полета с малой скоростью ($M \approx 0,15$), соответствующей испытаниям модели в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Для расчета сопротивления изолированного бака использована методика, приведенная в работе [4].

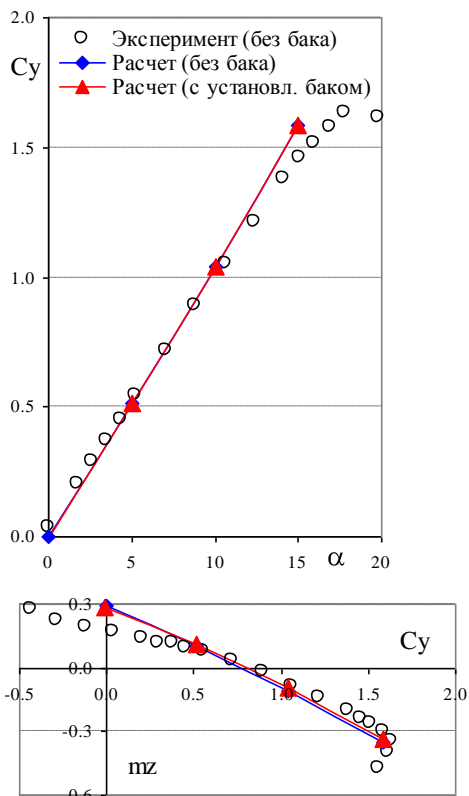


Рис. 2. Влияние бака на несущие и моментные характеристики модели

Согласно результатам расчетов и эксперимента установка надфюзеляжного бака не оказывает заметного влияния на продольные (несущие и моментные) характеристики модели (рис. 2).

Однако наличие бака существенно уменьшает путевую статическую устойчивость модели самолета (рис. 3). Причиной этого, как показали расчетные исследования, являются снижение аэродинамической нагрузки (уменьшение боковой силы) на части вертикального оперения, расположенного в следе за баком, а также

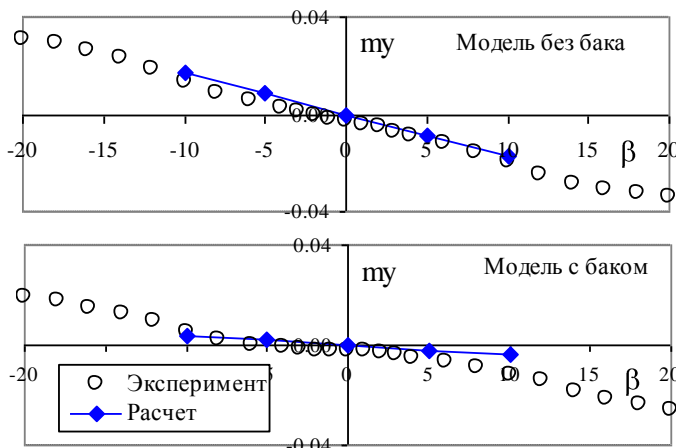


Рис. 3. Влияние бака на путевую устойчивость

наличие области пониженного давления на носовой части бака, создающей дестабилизирующий момент рыскания. Расчетные значения производных Cz^β , my^β и mx^β для модели без бака и с установленным баком приведены в табл. 1.

Таблица 1

Бак	Cz^β	my^β	mx^β
—	-0,016	-0,0017	-0,0019
+	-0,0145	-0,0004	-0,0018

Расчетные оценки показали, что эффективности органов управления: горизонтального оперения ($mz^{\delta_{го}}$), руля высоты ($mz^{\delta_{рв}}$), элеронов ($mx^{\delta_{э}}$), а также руля направления ($my^{\delta_{рн}}$) сохраняются при установке надфюзеляжного бака (табл. 2).

Таблица 2

Бак	$mz^{\delta_{го}}$	$mz^{\delta_{рв}}$	$mx^{\delta_{э}}$	$my^{\delta_{рн}}$	Примечание
—	-0,0490	-0,0275	-0,0016	-0,0024	эксперимент
—	-0,0502	-0,0283	-0,0015	-0,0024	расчет
+	-0,0502	-0,0283	-0,0015	-0,0023	расчет

Расчет коэффициента сопротивления изолированного топливного бака (Cx_6) выполнен по формуле [4]:

$$Cx_6 = \left[\frac{0.455}{\lg(Re_6)^{2.58}} \cdot \frac{1 - X_{п6}}{(1 + 0.1M^2)^{0.75}} \cdot 3.37\lambda_6 \left(0.8 + \frac{3.6}{\lambda_6}\right) \cdot K_6 \right] + 0.011 \left[\frac{0.37}{(0.37 - M + M_{кр6})} \right]^5 = 0.145,$$

используемой для расчета сопротивления фюзеляжа, со следующими значениями параметров:

- $X_{п6} = 0,05$ – относительное положение перехода ламинарного ПС в турбулентный;
- $\lambda_6 = 5,74$ – удлинение бака;

- K_δ – коэффициент, учитывающий форму бака;
- $M_{кр\delta}$ – критическое число Маха для бака ($M = 0,7$);
- $Re_\delta = 3 \cdot 10^6$ – число Рейнольдса, вычисленное по длине бака.

Сопротивление изолированного бака ($C_{x_{из.б}}$), отнесенное к площади крыла, равно

$$C_{x_{из.б}} = C_{x_\delta} \cdot S_{м.б}/S_{кр} = 0,145 \cdot 0,0322 = 0,0047.$$

Экспериментальные исследования модели самолета-демонстратора в аэродинамических трубах ЦАГИ

Испытания модели самолета-демонстратора в аэродинамических трубах ЦАГИ включали комплексные исследования влияния внешнего бака:

- на продольные АДХ;
- на боковые АДХ;
- на эффективность органов управления.

Сравнение результатов испытаний модели в крейсерской конфигурации без бака, с баком и дополнительными вертикальными поверхностями (ДВП), установленными на горизонтальном оперении для улучшения путевой устойчивости самолета, показано на рис. 4. Установка бака над фюзеляжем оказала малое влияние на несущие свойства ($C_y = f(\alpha)$), значения производной C_y^α , а также привела практически к эквидистантному смещению полярны (увеличению C_x) на величину $\Delta C_x \approx 0,006$. Установка дополнительных вертикальных поверхностей на горизонтальном оперении несколько увеличила сопротивление модели ($\Delta C_{x_0} \approx 0,0015$) и повысила запасы продольной статической устойчивости.

Суммарное снижение уровня аэродинамического качества от установки внешнего бака и ДВП составило:

- $\Delta K \approx 1,0$ для крейсерского значения $C_{y_{кр}} = 0,4$ (в отсутствии ДВП снижение качества от установки бака составляет $\Delta K \approx 0,8$);
- $\Delta K \approx 1,3$ в области K_{max} .

Аналогичный характер влияния бака и ДВП получен во взлетной и посадочной конфигурациях модели.

Испытания модели по углам скольжения, проведенные при фиксированном значении угла атаки $\alpha_T = 5^\circ$, показали существенное снижение запаса путевой устойчивости ($m\gamma^\beta$) в диапазоне углов скольжения $\beta = \pm 6^\circ$, несмотря на наличие ДВП (рис. 5). Дальнейшее увеличение угла β приводит к повышению путевой устойчивости.

Влияние угла отклонения закрылков ($\delta_3 = 0^\circ, 20^\circ$ и 50°) на боковые характеристики модели с установленными баком и ДВП показано на рис. 6. Там же приведены аналогичные результаты испытаний без хвостового оперения и ДВП.

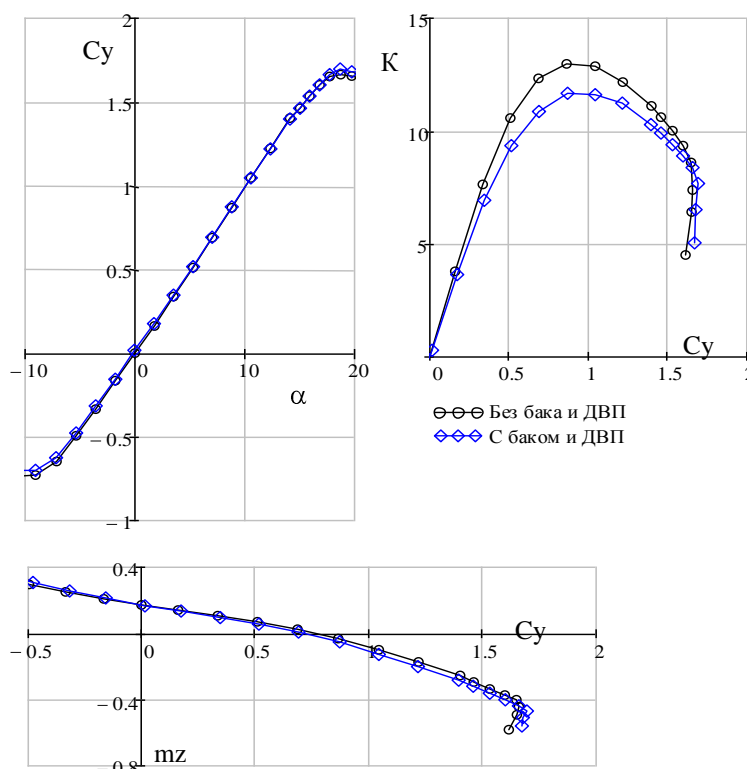


Рис. 4. Влияние бака и ДВП на характеристики модели в крейсерской конфигурации

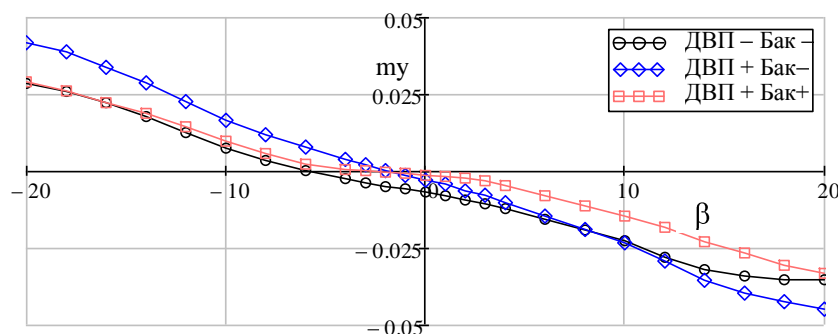


Рис. 5. Влияние установки бака и ДВП на путевую устойчивость модели самолета в крейсерской конфигурации

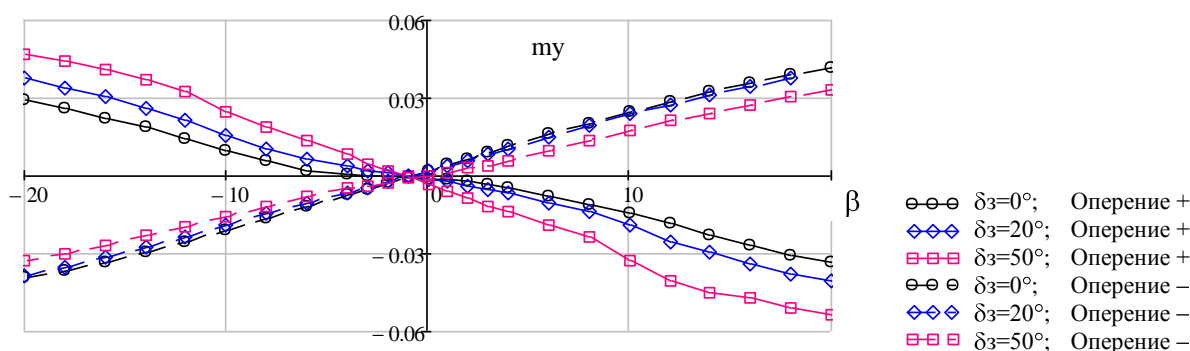


Рис. 6. Влияние закрылков на путевую устойчивость модели самолета с баком и ДВП

Увеличение скоса потока в области оперения при отклонении закрылков оказало положительное влияние на путевую устойчивость модели с баком и ДВП. Так, по сравнению с крейсерской конфигурацией с запасом путевой статической устойчивости $my^\beta = -0,0005$ получены следующие значения my^β :

$$-\delta_z = 20^\circ - my^\beta = -0,0011;$$

$$-\delta_z = 50^\circ - my^\beta = -0,0028.$$

Результаты вторичной обработки результатов испытаний модели с хвостовым оперением и без него показали, что вклад вертикального оперения в создание боковой силы и путевого момента возрастает с увеличением угла отклонения закрылков.

Влияние бака на эффективность органов управления определена на основании сравнения располагаемых управляющих моментов и значений производных этих моментов по углам отклонения органов управления. При вычислении располагаемых управляющих моментов в качестве базовой конфигурации взята конфигурация модели с баком и нулевыми углами отклонения органов управления. Результаты испытаний, подтвердившие данные расчетов, показали, что установка бака практически не влияет на эффективность стабилизатора и органов управления, включая руль направления.

Визуализация спектров обтекания модели с баком

В дополнение к весовым испытаниям проведена визуализация спектров обтекания верхней и боковой поверхностей крейсерской конфигурации модели по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки $\alpha_T = 5^\circ$ (рис. 7).

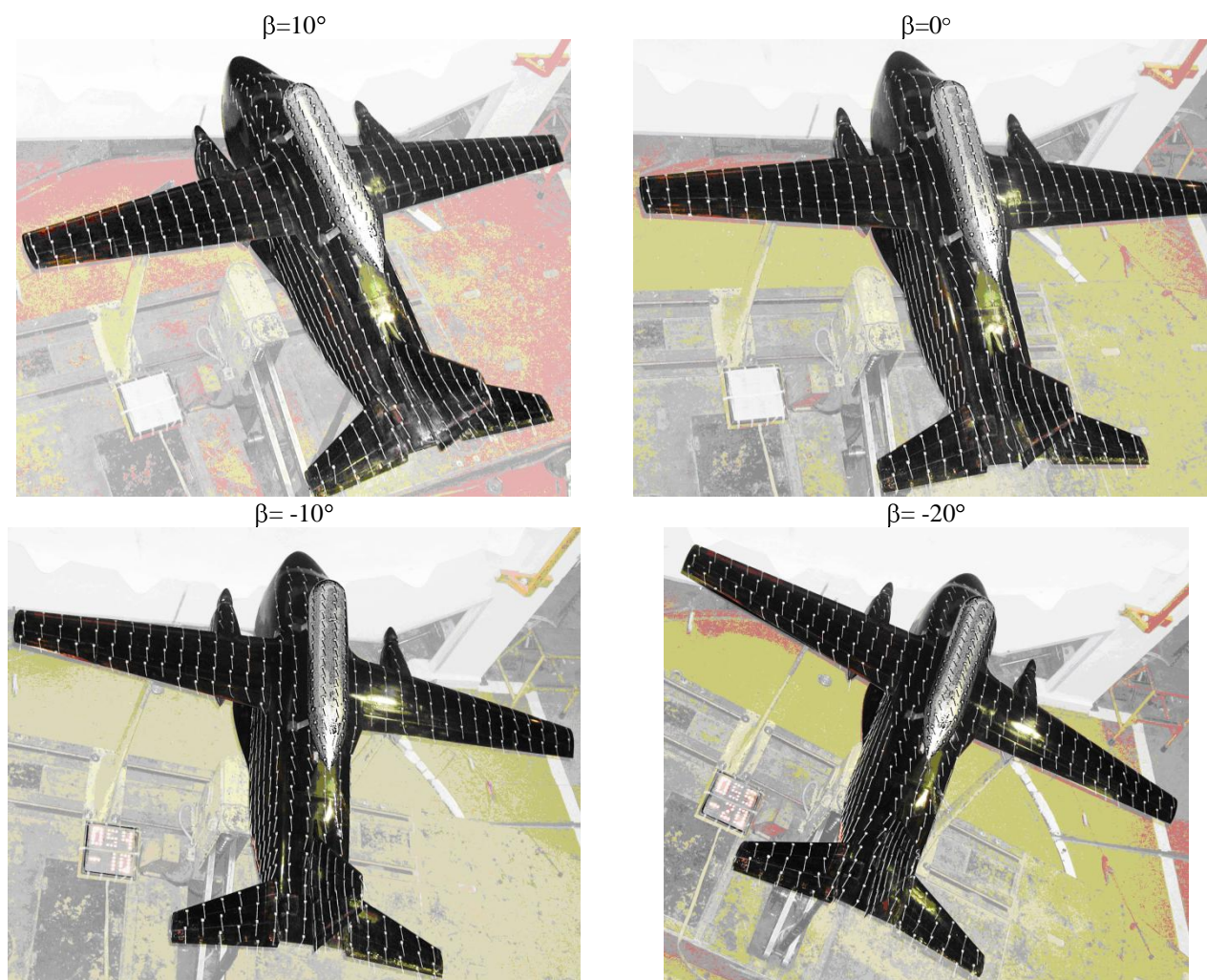


Рис. 7. Визуализация спектров обтекания модели с баком

Визуализация выполнена с помощью метода "шелковинок" при скорости набегающего потока $V = 40$ м/с ($Re_{вА} = 0,83 \times 10^6$).

Изменение угла скольжения приводит к характерной перестройке спектров обтекания элементов компоновки модели, заключающейся в ориентации "шелковинок" под определенным углом по отношению к набегающему потоку. Наиболее заметно это происходит в носовой части фюзеляжа, мотогондол и внешнего бака, где местное значение угла поворота шелковинок близко к значению угла скольжения. Влияние угла скольжения менее выражено на верхних поверхностях крыла и горизонтального оперения. Практически полное выравнивание потока по оси фюзеляжа наблюдается в его хвостовой части. Для рассматриваемого значения угла атаки ($\alpha_T = 5^\circ$) обтекание верхней поверхности модели и внешнего бака практически безотрывное во всем рассмотренном диапазоне углов скольжения $\beta = 10^\circ \div -20^\circ$, включая видимую часть поверхности вертикального оперения.

Появление нелинейности в зависимости $m_y(\beta)$ (рис. 5) при относительно малых значениях угла скольжения $\beta = \pm 6^\circ$, по-видимому, обусловлено обтеканием вертикального оперения заторможенным потоком в следе за внешним баком.

Предложение по повышению путевой устойчивости самолета-криоплана

Исключить попадание заторможенного потока за внешним баком на вертикальное оперение при малых углах скольжения можно применив "V-образное" оперение, состоящее из двух не-

сущих поверхностей с высоким значением положительной "V-образности".

Расчетная оценка боковых АДХ модели с "V-образным" оперением, геометрические параметры которого выбраны из условия равенства площади его горизонтальной проекции при угле "V-образности" $\psi = 45^\circ$ с "палубным" вариантом оперения, показала возможность обеспечения наибольших запасов путевой статической устойчивости модели с внешним баком по сравнению с рассмотренным вариантом палубного оперения, а также T-образного оперения (рис. 8).

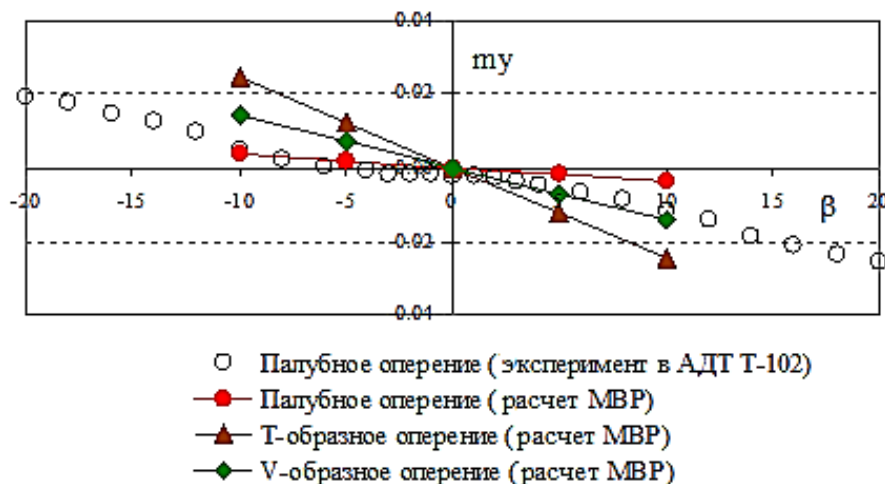


Рис. 8. Расчетные оценки путевого момента модели самолета с тремя вариантами оперения

Однако реализация "V-образного" оперения на самолете потребует проведения большого объема исследований в АДТ при разработке системы управления самолетом из-за перекрестного влияния отклонения рулей на характеристики управления в продольном и путевом каналах.

Выводы

Выполненные расчетные и экспериментальные исследования показали, что установка внешнего бака для криогенного топлива на легком транспортном самолете нормальной схемы снижает его максимальное аэродинамическое качество на $\Delta K_{\max} \approx 1,3$ и на $\Delta K \approx 0,8$ при крейсерском значении коэффициента подъемной силы $C_{y_{кр}} = 0,4$, существенно уменьшает путевую статическую устойчивость самолета и практически не влияет на его несущие свойства и эффективность органов управления. Показано, что характеристики путевой статической устойчивости самолета-криоплана с внешним топливным баком могут быть улучшены за счет установки дополнительных вертикальных поверхностей на горизонтальном оперении, расположенных в следе за воздушными винтами, или при использовании "V-образного" хвостового оперения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Михайлов Ю.С., Петров А.В. Проблемы формирования аэродинамических компоновок самолетов-криопланов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 175. - С. 70 – 77.
2. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Черноусов В.И. Концептуальное проектирование легкого транспортного самолета-криоплана // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 177. - С. 47 – 54.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.
4. Баринов А.В. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. - 1983. - Вып. 2205.

INFLUENCE OF AN EXTERNAL TANK ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF CRYOPLAN

Mikhailov Y.S., Petrov A.V., Chernousov V.I., Gubsky V.V.

The calculation and experimental investigations of an external fuel tank influence on longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the light transport cryoplan model has been executed. Tank influence on drag coefficient and lift-drag ratio of the model is presented. It's revealed the essential decreasing the model directional stability due to tank installation. Technical solutions intended for increasing cryoplan's directional stability are developed and preliminarily investigated.

Key words: light transport cryoplan, external fuel tank, aerodynamic characteristics, control surface efficiency.

Сведения об авторах

Михайлов Юрий Степанович, 1947 г.р., окончил КАИ (1971), кандидат технических наук, начальник сектора аэродинамики легких самолетов ЦАГИ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – аэродинамическое проектирование дозвуковых самолетов.

Петров Альберт Васильевич, 1939 г.р., окончил МАИ (1963), доктор технических наук, профессор МАИ, начальник отдела аэродинамики самолетов ЦАГИ, автор более 140 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолетов различного назначения.

Черноусов Владимир Иванович, 1963 г.р., окончил МАИ (1987), главный конструктор легкого транспортного самолета "Битюг" и широкофюзеляжного среднемагистрального самолета "Фрегат Экоджет", автор 5 научных работ, область научных интересов – аэродинамика самолетов различного назначения.

Губский Виталий Валентинович, 1987 г.р., окончил МАИ (2010), область научных интересов – аэродинамическое проектирование взлетно-посадочной механизации дозвуковых самолетов.