

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

Аэродинамическое проектирование компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов

Ю.С. Михайлов¹

*¹Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

Аннотация: Учебно-тренировочный самолет – особый класс легких самолетов, предназначенных для первоначальной летной подготовки пилотов и поддержания навыков управления на требуемом уровне. Использование специально разработанных учебных самолетов с дополнительными функциями безопасности, такими как tandemное управление, благоприятное поведение аэродинамических характеристик на больших углах атаки и упрощенная компоновка кабины, позволяет летчикам безопасно осваивать навыки управления самолетом. Постепенный подход к летной подготовке пилотов гражданской и военной авиации обычно начинается с освоения навыков управления на самолетах первоначального обучения. В настоящее время российский парк самолетов первоначального обучения укомплектован преимущественно самолетами Як-52, разработанными в ОКБ Яковлева в 1974 году на основе пилотажного самолета Як-50. Дальнейшее совершенствование летного мастерства может быть осуществлено на пилотажных самолетах акробатической категории, разработанных в ОКБ Сухого, например на самолетах Су-26. Техническими факторами, оказывающими влияние на безопасность обучения и уровень подготовки пилотов, являются надежность и летно-технические характеристики самолетов. Летно-технические характеристики зависят в основном от аэродинамики крыла, а также от располагаемой эффективности органов управления и характеристик выбранной силовой установки. Уровень и характер поведения подъемной силы, создаваемой крылом, в том числе на больших углах атаки, определяются формой крыла в плане и характеристиками установленных профилей. Аэродинамика крыла также оказывает существенное влияние на характеристики управляемости самолета и возможности безопасного пилотирования в эксплуатационном диапазоне режимов полета. Таким образом, выполнение требований, связанных с обеспечением заявленного уровня аэродинамических характеристик самолета, а также управляемости на больших углах атаки, являются основной целью проектирования крыла.

Ключевые слова: требования, методология проектирования, анализ расчетных результатов, испытания в аэродинамических трубах.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Аэродинамическое проектирование компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 77–97. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

Aerodynamic wing design of a training and aerobatic aircraft

Yu.S. Mikhailov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Abstract: The trainer aircraft is a special class of light aircraft designed for initial flight training pilots and maintaining control skills at the required level. The use of specially designed trainer aircraft with additional safety features such as tandem control,

favorable behavior of aerodynamic characteristics at high angles of attack and simplified cockpit layout allows pilots to master safely control skills of the aircraft. A step-by-step approach of flight training for civil and military pilots usually begins with mastering control skills on initial training aircraft. Currently, the Russian fleet of initial training aircraft is equipped primarily with Yakovlev Yak-52 aircraft, developed by the Yakovlev Design Bureau in 1974 based on the Yakovlev Yak-50 aerobatic aircraft. Further improvement of flight skills can be achieved on aerobatic aircraft category developed by the Sukhoi Design Bureau, for example, the Sukhoi Su-26 aircraft. Technical factors that influence the safety of training and the level of pilot training are the reliability and aircraft flight performance. Aircraft flight performance depends mainly on the wing aerodynamics, as well as on the available effectiveness of the control surfaces and the characteristics of the selected power plant. The level and nature of the behavior of the lift generated by the wing, including the one at high angles of attack, are determined by the wing planform and the characteristics of the assigned profile. Wing aerodynamics also has a significant impact on the aircraft controllability characteristics and safe piloting capabilities in the operational range of flight modes. Thus, meeting the requirements associated with ensuring the declared level of aircraft aerodynamic characteristics, as well as controllability at high angles of attack, together are the main goal of wing design.

Key words: requirements, design methodology, analysis of calculation results, wind tunnel testing.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2025). Aerodynamic wing design of a training and aerobatic aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 77–97. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

Введение

Повышенный уровень аварий учебно-тренировочных самолетов (УТС) связан с отсутствием временной возможности для исправления ошибок пилотирования. Согласно статистическим данным [1] большая часть несчастных случаев происходит во время посадки и отработки маневров при совершенствовании летного мастерства. Среди них потеря управления самолетом является наиболее часто упоминаемым причинным фактором и распространенным случаем в цепочке предшествующих событий, связанных с выходом самолета на большие углы атаки и последующим «сваливанием» [2, 3]. Скорость начала сваливания определяется нагрузкой на крыло и значением коэффициента максимальной подъемной силы крыла. Характеристики сваливания зависят от формы крыла в плане, аэродинамических характеристик и наличия геометрической крутки сечений крыла. Превышение критического угла атаки может привести к отрыву потока с большей части верхней поверхности крыла и существенной потере подъемной силы, а также увеличению сопротивления, что приводит к быстрой потере высоты полета. Неравномерное развитие отрыва потока с консоляй крыла может также вызвать авторотацию самолета с возможным переходом в режим штюпора, выход из которого требует наличия большей высоты и скординированных действий пилота [4].

Безопасность управления УТС можно повысить за счет использования наземных тренажеров для отработки методики управления самолетом на критических режимах полета. Важное влияние может также оказывать разработка компоновок крыла самолета с благоприятными характеристиками сваливания на больших углах атаки. Основными факторами, которые определяют благоприятные характеристики сваливания, являются адекватное предупреждение пилота о начале сваливания, постепенное его развитие с увеличением угла атаки без тенденции к возникновению вращения относительно продольной оси и потери управляемости самолета. Большая часть этих характеристик может быть обеспечена на этапе предварительного проектирования крыла. Выбор профиляровки и защита концевых сечений крыла от преждевременного отрыва потока на больших углах атаки обеспечивают сохранение эффективности элеронов, необходимое для исключения «опрокидывания» (upset) на крыло [5, 6].

Отсутствие механизации передней кромки у большинства легких самолетов создает дополнительную проблему, связанную с обеспечением безопасности режимов полета на малых скоростях. Используемая на ряде компоновок крыла специальная «зубчатая» геометрия передней кромки, а также установка гребней и вихревых генераторов на верхней поверхности позволяют устраниить развитие локальных зон отрыва потока по размаху без

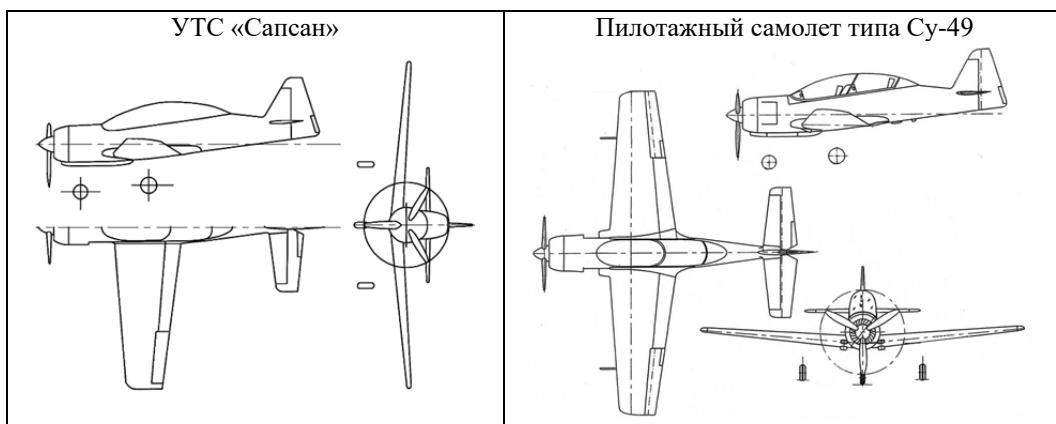


Рис. 1. Схемы компоновок самолетов
Fig. 1. Aircraft layout diagrams

серьезных изменений конфигурации на заключительных этапах разработки компоновки крыла [7]. Плавное снижение несущих свойств крыла на больших углах атаки и обеспечение эффективности хвостового оперения требует также тщательной отработки геометрии зализа в месте сопряжения крыла с фюзеляжем. Последнее особенно важно для компоновок самолетов с нижним расположением крыла.

Существуют различные методы и приемы проектирования крыла самолета, которые соответствуют определенным этапам проектирования. У разных разработчиков детали каждого этапа будут отличаться, однако в конечном продукте должны быть учтены все основные требования заказчика. Для начального этапа аэродинамического проектирования крыла УТС такими требованиями являются толщины профилей в базовых сечениях крыла, а также взлетно-посадочные дистанции, скорости сваливания и захода на посадку.

В работе представлены результаты аэродинамического проектирования компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов, включающие разработку профилей с повышенным уровнем несущих свойств и проектирование эффективной взлетно-посадочной механизации. Выбор геометрических параметров профилей выполнен с учетом сохранения эффективности элеронов и благоприятного поведения аэродинамических характеристик на больших уг-

лах атаки и скольжения. Эффективность разработанных компоновок крыльев подтверждена в испытаниях моделей самолетов в малоскоростных аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА.

Краткое описание компоновок самолетов и параметров крыла

Легкий двухместный УТС «Сапсан» (главный конструктор П.Г. Ткаченко, 1994 год) с взлетным весом $G_0 = 1300$ кг ($G/S = 131$ кг/м²) предназначен для первоначального обучения пилотов. Компоновка самолета выполнена по схеме с низкорасположенным крылом с удлинением $\lambda = 7,2$ и палубным хвостовым оперением (рис. 1). Кабина экипажа двухместная с tandemным расположением сидений. Силовая установка включает поршневой двигатель (М14П или ТЮ-540-В2А) и воздушный винт диаметром 2 м. Шасси трехстоечное, убираемое в крейсерском полете.

Пилотажный самолет акробатической категории типа Су-49, 2000 год, с взлетным весом $G_0 = 1250$ кг ($G/S = 90,5$ кг/м² – пилотажный вариант) и 1500 кг ($G/S = 109$ кг/м² – двухместный вариант УТС) предназначен как для первоначальной и углубленной летной подготовки, так и для поддержания летного мастерства пилотов военной и гражданской авиации. Компоновка самолета (рис. 1) выполнена по аналогичной схеме с УТС «Сап-

Таблица 1
Table 1

Параметры крыла
Wing parameters

Основные геометрические параметры крыла	Самолет	
	«Сапсан»	типа Су-49
Площадь, м ²	9,92	13,8
Размах, м	8,47	9,2
Удлинение	7,2	6,14
САХ, м	1,225	1,56
Относительная толщина профилей крыла:		
корневое сечение, %	16	18
концевое сечение, %	12	12
Угол геометрической крутки	-2,67	0
Относительный размах механизации, %	56	49
Хорда закрылков, %	30	25
Относительный размах элеронов, %	30	41
Хорда элеронов, %	30	29,5

сан». Силовая установка – поршневой двигатель типа М9Ф, мощность 420 л. с. Максимальная/минимальная эксплуатационная перегрузка самолета с взлетным весом 1 250 кг составляет +10/-7 единиц g.

Рассматриваемые компоновки самолетов имеют трапециевидную форму крыла в плане, характеризующуюся следующим набором основных геометрических параметров, а также относительными размерами механизации и элеронов, приведенными в табл. 1.

Требования к профилировке и механизации крыла

Для выбранной типичной трапециевидной формы крыла в плане свободными параметрами, оказывающими влияния на аэродинамическое качество и несущие свойства крыла самолета, в том числе на режимах взлета и посадки, являются геометрия базовых сечений крыла и механизации. Учитывая, что рассматриваемые УТС многорежимные, к ним предъявляются определенные требования к критериям конструктивной приемлемости и аэродинамическим характеристикам крыла с убранный и отклоненной механизацией.

Для УТС «Сапсан» заявленные конструктивные требования к толщинам базовых про-

филей включают также аэродинамические характеристики: малое сопротивление в крейсерском полете со значением коэффициента подъемной силы крыла $C_{y_{kp}} = 0,28$ ($M = 0,3$) и обеспечение скорости сваливания самолета в посадочной конфигурации не выше 105 км/ч с коэффициентом максимальной подъемной силы крыла $C_{y_{max}} = 2,27$.

Для УТС типа Су-49 заявленные конструктивные требования к толщинам базовых профилей дополнены следующими аэродинамическими характеристиками крыла:

- крыло должно иметь малое сопротивление для $C_{y_{kp}} \approx \pm 0,5$ (прямой и перевернутый полет с максимальной скоростью), а также обеспечивать эксплуатационный диапазон перегрузок $n_y = (-7/+10)g$, соответствующий значениям коэффициентов $C_y = -0,91$ и $1,3$ ($V = 400$ км/ч; $H = 1$ км);
- механизация крыла на режиме посадки должна обеспечивать значение $C_{y_{max}} \geq 2$.

Профилировка и несущие свойства крыла самолетов-прототипов

Для многорежимных УТС выбор профилировки крыла выполняется на основании анализа поведения аэродинамических характеристик (АДХ) профилей в широком диапа-

Таблица 2
Table 2

Профилировка крыла
Wing profile

Самолет	Корневой профиль	Концевой профиль
Як-52	Clark YH ($\bar{c} = 14,5 \%$)	Clark YH ($\bar{c} = 9,3 \%$)
Cy-26	Симметричный ($\bar{c} = 18 \%$)	Симметричный ($\bar{c} = 12 \%$)
Cy-29	Симметричный ($\bar{c} = 18 \%$)	Симметричный ($\bar{c} = 12 \%$)
Socata TB 30 Epsilon	RA 1643 ($\bar{c} = 16 \%$)	RA 1243 ($\bar{c} = 12 \%$)
Grob G120 A	Eppler 884	Eppler 884
EMB 312 Tucano	NACA 63A415	NACA 63A212 ($\bar{c} = 12 \%$)
Fuji T-7	NACA 23016,5 ($\bar{c} = 16,5 \%$)	NACA 23012 ($\bar{c} = 12 \%$)
Pilatus PC-7	NACA 64A415 ($\bar{c} = 15 \%$)	NACA 64A612 ($\bar{c} = 12 \%$)
Beech T-6 Texan II	PIL15M825 ($\bar{c} = 15 \%$)	PIL12M850
UTVA Kobac	NACA 64-215 ($\bar{c} = 15 \%$)	NACA 64-212 ($\bar{c} = 12 \%$)

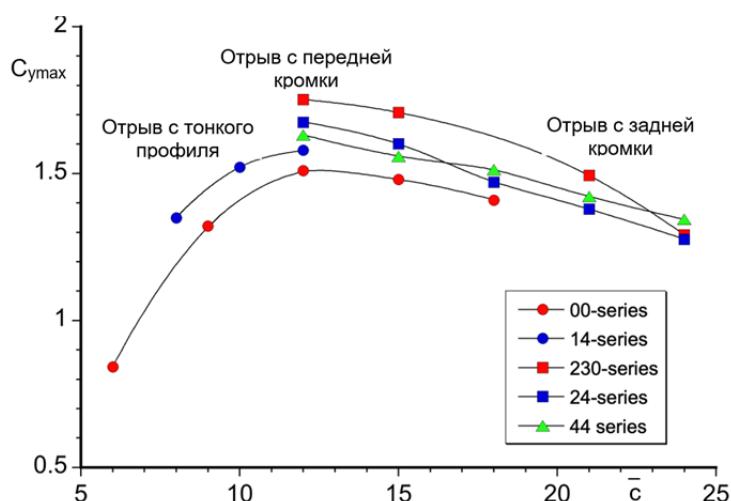


Рис. 2. Влияние относительной толщины на тип отрыва потока и значения $C_{y_{max}}$ профилей NACA [9]
Fig. 2. Effect of relative thickness on the type of flow separation and $C_{l_{max}}$ of NACA airfoils

зоне углов атаки. Также учитывается их конструктивная приемлемость с позиции распределения толщин по хорде, включая хвостовую часть. На основании данных, приведенных в работе [8], в табл. 2 представлены названия профилей, установленных в корневых и концевых сечениях крыла ряда УТС и пилотажных самолетов.

Из приведенных данных следует, что для профилировки крыла УТС используются различные наборы профилей, на выбор которых

влияют как геометрия, так и результаты их испытаний в аэродинамических трубах. Обобщенные результаты влияния относительной толщины профилей (\bar{c}) на значения $C_{y_{max}}$ и их связь с типом отрыва потока с верхней поверхностью показаны на рис. 2 для ряда серий профилей NACA.

Отрыв потока с верхней поверхности носка тонкого профиля с последующим присоединением характеризуется появлением ламинарного «бабла» («пузыря») сразу за пе-

редней кромкой профиля. Отрыв вызван высокими значениями градиента давления после существенного ускорения потока в носовой части профиля с малым радиусом передней кромки. С увеличением угла атаки происходит прогрессивный рост протяженности «пузыря» до достижения им положения задней кромки и существенное снижение коэффициента подъемной силы.

Отрыв с передней кромки профилей с относительной толщиной $\bar{c} \approx 8\ldots12\%$ с образованием короткого «бабла» протяженностью около 1 % хорды, наблюдаемый на умеренных углах атаки (α), уменьшается в размере с увеличением α . Этот «бабл» оказывает ограниченное влияние на распределение давления, а также продолжающийся рост носового пика разрежения и подъемной силы до критического угла атаки. Резкий срыв потока с хвостовой части профиля и значительные изменения коэффициентов подъемной силы и момента тангажа происходят на критических углах атаки.

Благоприятное изменение АДХ наблюдается при возникновении и последующем плавном развитии отрыва потока с задней кромки профилей с относительными толщинами, равными или превышающими значение 12 %. Обтекание верхней поверхности таких профилей практически безотрывное до углов атаки, близких к 10° . В области критического угла атаки протяженность отрыва составляет около 50 % хорды профиля. Отмеченные особенности обтекания профилей указанных толщин определили целесообразность их выбора для компоновок крыла УТС.

Несущие свойства крыла, определяемые значениями коэффициента подъемной силы крыла при малых скоростях полета, оказывают существенное влияние на минимальные скорости полета, характеристики маневренности, а также на взлетно-посадочные дистанции самолета. Максимальный коэффициент подъемной силы крыла, определяемый суммированием значений $C_{y_{max}}$ крыла в крейсерской конфигурации и приращений $\Delta C_{y_{max}}$ от отклонения механизации, является одним из приоритетов при разработке компоновок крыла малоскоростных самолетов.

Для выбранных компоновок трех легких самолетов с поршневой силовой установкой, а также для современного турбовинтового самолета акробатической категории РС-21 выполнена оценка значений $C_{y_{max}}$ самолета в посадочной конфигурации крыла. В качестве исходных данных использованы значения удельных нагрузок на крыло и заявленные скорости сваливания самолетов в посадочной конфигурации крыла. Данные взяты из доступных информационных источников в интернете^{1,2,3,4}. Для УТС Як-152 значение $C_{y_{max}}$ крыла в посадочной конфигурации взято из статьи в журнале «Полет» [10]. Плановые проекции рассмотренных компоновок самолетов показаны на рис. 3, основные технические характеристики базовых конфигураций без подвески легкого вооружения под крылом приведены в табл. 3.

Из полученных результатов проведенной оценки следует, что заявленные требования к максимальным значениям коэффициентов подъемной силы проектируемых компоновок крыла самолетов УТС «Сапсан» ($C_{y_{max}} = 2,27$) и пилотажного типа Су-49 ($C_{y_{max}} \geq 2,0$) находятся в диапазоне аналогичных значений для крыльев самолетов, приведенных в табл. 3. Рабочий диапазон значений C_y в полете с выпущенной механизацией ограничивается величинами минимальной и максимальной скоростей, предотвращающими попадание самолета в ситуацию неуправляемого полета, а также превышение эксплуатационных ограничений.

При использовании типичного варианта механизации задней кромки крыла УТС (од-

¹ Як-152 Учебно-тренировочный самолет [Электронный ресурс] // yakovlev.ru. URL: <https://yakovlev.ru/products/yak-152/> (дата обращения: 15.01.2025).

² Socata TB-30 Epsilon [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Socata_TB_30_Epsilon (дата обращения: 15.01.2025).

³ Grob G120A [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Grob_G_120 (дата обращения: 15.01.2025).

⁴ Pilatus PC-21 [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Pilatus_PC-21 (дата обращения: 15.01.2025).

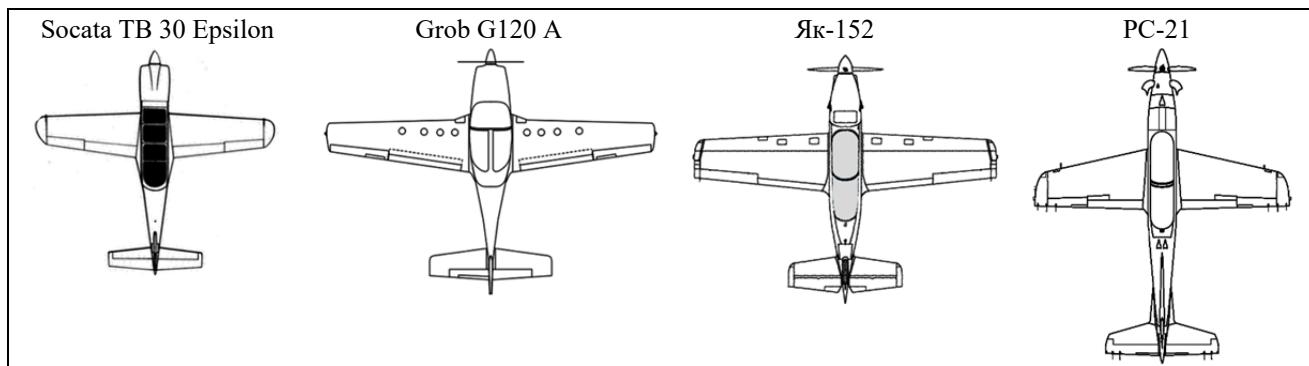


Рис. 3. Плановые проекции УТС
Fig. 3. Plan views of training aircraft

Таблица 3
Table 3

Технические характеристики самолетов
Aircraft technical specifications

Спецификация	TB 30 Epsilon	Grob G 120A	Як-152	PC-21 [14]
Размах крыла, м	7,92	10,19	8,8	9,11
Площадь крыла, м ²	9	13,3	12,9	15,22
Удлинение	7	7,8	6,03	5,45
Корневой профиль	RA 1643 (16 %)	E-884	NACA2415	
Концевой профиль	RA 1243 (12 %)	E-884	NACA4412	
Взлетный вес, кг	1 250	1490	1490	3 100
Мощность двигателя, л. с.	300	260	500	1 600
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	139	112	131,8	204
Крейсерская скорость, км/ч	358	307	380	570
Длина разбега, м	340	374	235/260*	490
Взлетная дистанция (H = 15 м), м	560	707		725
Длина пробега, м	340		420/375*	600
Посадочная дистанция (H = 15 м), м	650	562	689	900
Скорость сваливания, км/ч	111	102	114	150
Коэффициент $C_{y_{max}}$ крыла	2,18	2,23	2,1	1,9

нощелевой поворотный закрылок) превышение заявленных значений $C_{y_{max}}$ крыла может быть достигнуто за счет разработки новых профилей с повышенным уровнем несущих свойств и проектирования механизации с благоприятным характером обтекания верхней поверхности закрылков в посадочной конфигурации.

Методика аэродинамического проектирования компоновок крыльев с повышенным уровнем несущих свойств

Целью аэродинамического проектирования является разработка базовых профилей крыла, определение геометрии и положения закрылков на режимах взлета и посадки. Исходными данными являются приведенные ранее требования к относительным толщинам

профилей в базовых сечениях крыла, размеру хорд проектируемой механизации, а также к уровню максимальных значений $C_{y_{max}}$ крыла с отклоненной механизацией в посадочной конфигурации.

Выбранный в работе подход к выбору расчетных методов проектирования заключался в сочетании сложности их использования и требуемых затрат с заявленной целью. Принятый в итоге вариант интеграции численных методов расчета АДХ сечений крыла с убранной и отклоненной механизацией [11] (CFD software) с методикой оценки значений коэффициентов максимальной подъемной силы на режимах взлета и посадки (DATCOM 1978), приведенной в работе [12], оказался наиболее приемлемым для начального этапа проектирования. Последующие расчеты АДХ компоновки УТС «Сапсан» с убранной и отклоненной механизацией проведены с использованием нелинейного метода вихревой решетки [13].

Методика проектирования профилей с повышенным уровнем несущих свойств, а также относительно малыми значениями сопротивления в крейсерском полете и умеренными величинами момента тангажа на пикорвование разработана ранее на основании результатов расчетных и экспериментальных исследований малоскоростных профилей серии П4, предназначенных для самолетов авиации общего назначения [14]. Увеличение несущих свойств профилей при малых скоростях полета обеспечивается за счет целевого выбора геометрических параметров, характеризующих величины и положения максимальных значений вогнутости и толщин профилей, а также использования специальной профилировки носовой части, обеспечивающей скругленную форму распределению давления с умеренными градиентами восстановления на больших углах атаки и плавное развитие отрыва потока с задней кромки. Беспилотный характер распределения давления в носовой части профиля в сочетании с ослабленным диффузором, обусловленным передним расположением максимальной толщины, обеспечивает безотрывный характер обтекания верхней поверхности до значений

коэффициента подъемной силы, равных $C_y \approx 1,3 \dots 1,5$, а также сохранение умеренных значений сопротивления и момента тангажа. Последующее плавное развитие диффузорного отрыва с увеличением угла атаки обеспечивает достижение значений коэффициента $C_{y_{max}} = 1,8 \dots 1,9$ в компоновках крыла моделей легких самолетов [15] на малых скоростях полета с числами Маха $M = 0,15 \dots 0,20$.

Процесс проектирования механизации УТС включал учет конструктивных ограничений на размер хорды и размах закрылков, а также требований к уровню максимальных значений $C_{y_{max}}$ крыла с отклоненной механизацией в посадочной конфигурации. Наличие запрета на изменение геометрии внешних участков закрылков, соответствующих крейсерской конфигурации крыла, ограничивает возможности проектирования механизации только участками, убирающимися внутрь конструкции крыла. Для построения внутренних участков геометрии, а также их плавного сопряжения с внешними участками закрылка использованы кривые сплайна Безье (NURBS) третьего порядка. Выбор положений механизации на режимах взлета и посадки выполнен с использованием результатов расчета АДХ сечений крыла, определенных в рамках моделирования решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS).

Расчет АДХ компоновки УТС «Сапсан» с убранной и отклоненной механизацией выполнен в рамках квазитрехмерного метода моделирования вязких эффектов и реальной геометрии элементов компоновки самолета [14]. В этом методе схематизация компоновки осуществляется с помощью тонких несущих поверхностей, параллельных продольной оси самолета. Далее, вместо выполнения граничных условий непротекания, характерных для линейного метода вихревой решетки, устанавливается связь между значениями циркуляции в продольных сечениях элементов компоновки и расчетных характеристик профилей в этих же сечениях, в том числе с отклоненной механизацией. Такой переход к новым граничным условиям, осуществленный в рамках предположений о невязком ха-

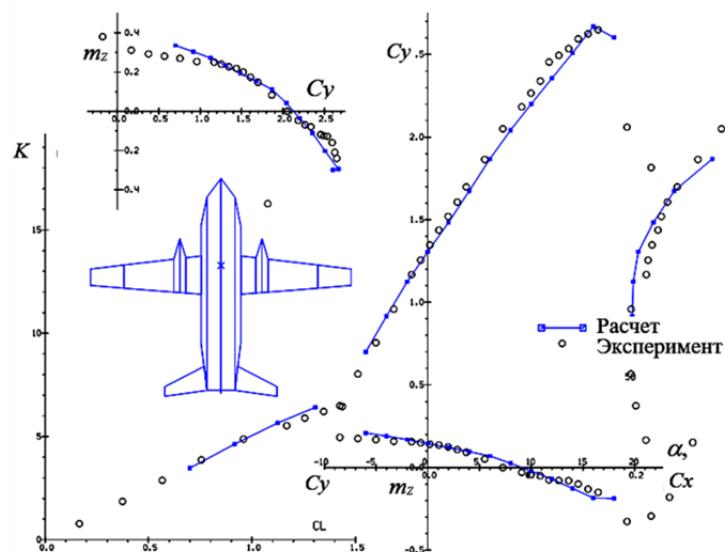


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных АДХ модели ЛТС «Битюг» в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 50^\circ$; $M = 0,15$; $Re = 1,03 \cdot 10^6$)

Fig. 4. Comparison of calculated and experimental characteristics of the light transport aircraft “Bityug” model in the landing configuration ($\delta_f = 50^\circ$; $M = 0.15$; $Re = 1.03 \cdot 10^6$)

рактере взаимодействия между смежными сечениями несущих элементов компоновки самолета (через поле давления) и дозвуковом режиме обтекания, позволяет итерационно решить задачу определения коэффициентов подъемной силы, сопротивления и момента тангажа с учетом двумерного влияния вязкости в широком диапазоне углов атаки, включая режимы отрывного обтекания вблизи $C_{y_{max}}$. На рис. 4 в качестве примера показано сравнение результатов расчета АДХ модели легкого транспортного самолета в посадочной конфигурации с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ [16].

Результаты и обсуждение

Отличие заявленных конструктивных требований к толщинам базовых профилей, геометрическим параметрам механизации и аэродинамическим характеристикам привело к необходимости раздельного проектирования геометрии компоновок крыльев для каждого самолета.

Проектирование компоновки крыла УТС «Сапсан»

Повышенный уровень несущих свойств крыла самолета с убранный механизацией при малых скоростях полета обеспечен применением в компоновке крыла двух новых базовых профилей ПЗ-16А ($\bar{c} = 16\%$) и ПЗ-12А ($\bar{c} = 12\%$), установленных в корневом и концевом сечениях крыла. Сравнение геометрии этих профилей с профилями NACA, используемыми в ряде компоновок крыльев УТС, показано на рис. 5.

Отличия в геометрии носовых частей, а также в положениях вогнутости и толщин разработанных профилей привели к изменению характера распределения давления и повышению несущих свойств по сравнению с рассматриваемыми профилями NACA. Результаты сравнения расчетных характеристик профилей для двух характерных углов атаки: $\alpha = 10^\circ$ (режим безотрывного обтекания) и 16° (режим $C_{y_{max}}$), полученные с использованием программы VISTRAN [10], приведены на рис. 6.

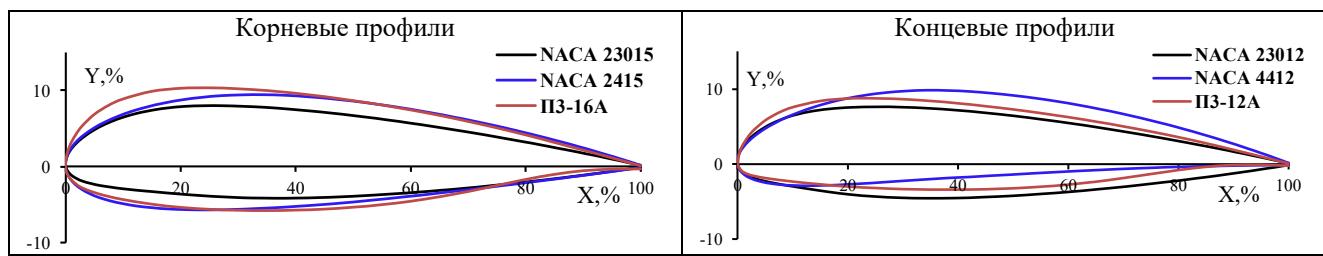


Рис. 5. Сравнение геометрии базовых профилей крыла
Fig. 5. Comparison of the basic wing airfoils geometry

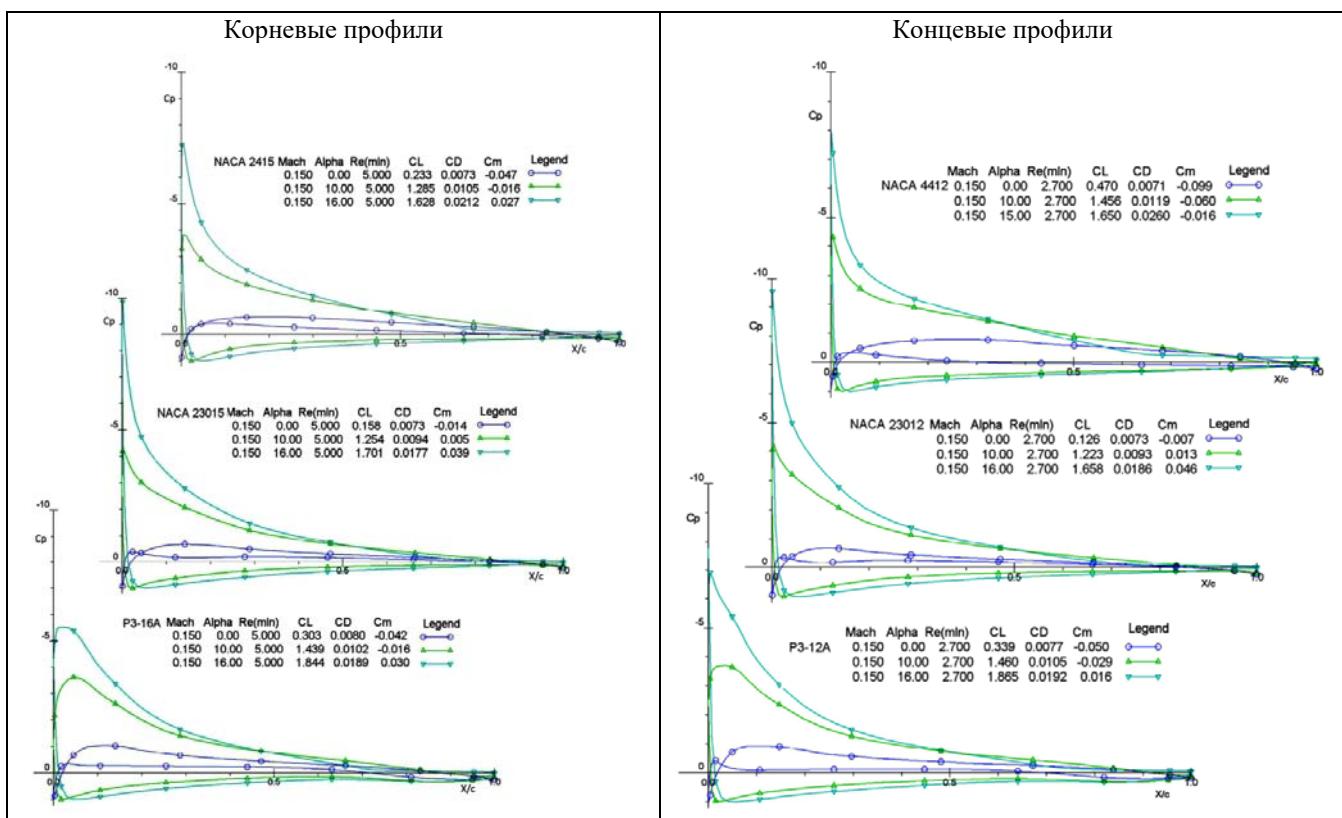


Рис. 6. Расчетные результаты распределения давления и суммарных характеристик профилей
Fig. 6. Calculated results of pressure distribution and total aerodynamic characteristics of wing airfoils

Пониженный уровень пиков разрежения и градиентов давления в носовой части, реализуемый в сочетании с ослабленным диффузором верхней поверхности, обеспечил разработанным профилям заметное преимущество в значениях $C_{u_{max}}$ по сравнению с рассматриваемыми профилями NACA. Это преимущество достигнуто в условиях сохранения близких значений сопротивления в крейсерском полете и моментов тангажа относительно четверти хорды (рис. 7).

Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки разработан упрощенный вариант механизации задней кромки в виде однощелевого поворотного закрылка с относительной хордой 30 %. Выбор геометрии и положения закрылка в посадочной конфигурации выполнен из условия обеспечения безотрывного характера обтекания верхней поверхности в натурных условиях обтекания. Геометрия и взлетно-посадочные положения закрылка, а также расчетные

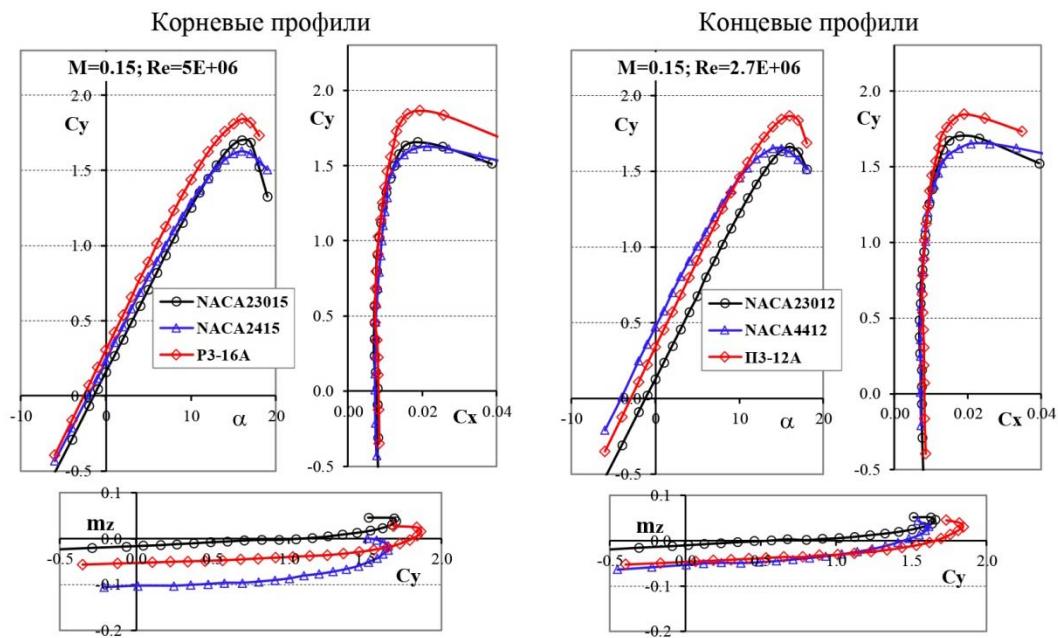


Рис. 7. Влияние геометрии профилей на аэродинамические характеристики ($M = 0,15$)
Fig. 7. Influence of airfoils geometry on aerodynamic characteristics ($M = 0.15$)

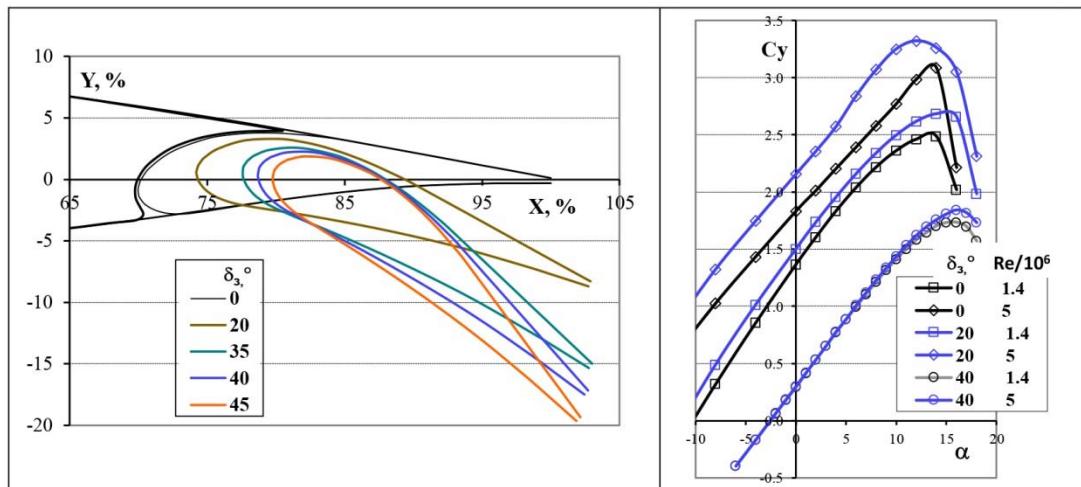


Рис. 8. Геометрия и двумерные расчетные зависимости $Cy(\alpha)$ корневого сечения крыла с убранным и отклоненным закрылком
Fig. 8. Geometry and 2D calculated dependencies $Cy(\alpha)$ of the wing root section with retracted and deflected flap

зависимости $Cy(\alpha)$ с убранный и отклоненной механизацией при трубных и натурных значениях чисел Рейнольдса показаны на рис. 8 для корневого сечения крыла.

Отрыв потока с верхней поверхности закрылка в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 40^\circ$), наблюдаемый в трубных условиях обтекания, отсутствует при натурных значе-

ниях числа Рейнольдса, что способствует существенному приращению коэффициента Cy на линейном участке и в области критических углов атаки.

Оценка приращений коэффициента максимальной подъемной силы крыла ΔCy_{max_kp} от отклонения механизации выполнена с использованием методики DATCOM 1978 [12]:

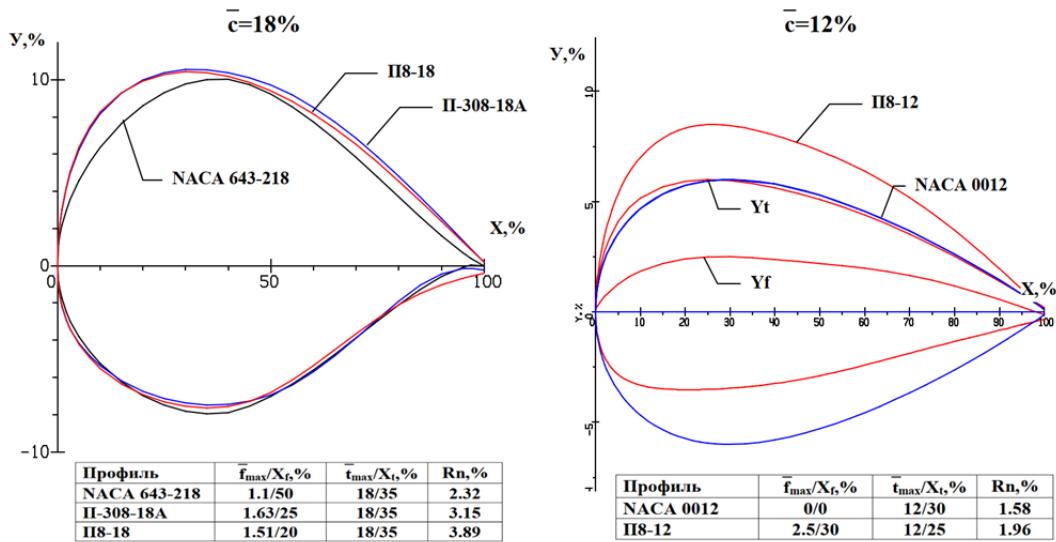


Рис. 9. Сравнение геометрии профилей крыла пилотажного самолета
Fig. 9. Comparison of the wing airfoils geometry of an aerobatic aircraft

$$\Delta C_{y_{\max_kp}} = K \cdot \Delta C_{y_{\max}} \cdot \left(\frac{S_{\text{обсл.закр}}}{S_{kp}} \right) \cdot \cos \chi_{\text{сп.з}},$$

где K – коэффициент коррекции расчетных характеристик 2D, учитывающий влияние 3-мерных эффектов обтекания крыла,

$\Delta C_{y_{\max}}$ – приращение $C_{y_{\max}}$ сечений крыла от отклонения механизации,

$S_{\text{обсл.закр}} / S_{kp}$ – относительная площадь крыла, обслуживаемая закрылками,

$\chi_{\text{сп.з}}$ – стреловидность передней кромки закрылка.

Следующие приращения коэффициентов максимальной подъемной силы крыла от отклонения закрылков получены в трубных ($Re = 1,2 \cdot 10^6$) и натурных ($Re = 4,2 \cdot 10^6$) условиях обтекания:

$$\delta_3 = 20^\circ - \Delta C_{y_{\max_взл}} = 0,46 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 0,52 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6);$$

$$\delta_3 = 40^\circ - \Delta C_{y_{\max_пос}} = 0,81 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 0,91 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6).$$

С учетом оценки значений $C_{y_{\max}}$ крыла с убранной механизацией, равного 1,56 ($Re = 1,2 \cdot 10^6$) и 1,63 ($Re = 4,2 \cdot 10^6$), расчетный уровень значений $C_{y_{\max}}$ крыла с отклоненной механизацией составляет

$$\delta_3 = 20^\circ - C_{y_{\max}} = 2,02 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 2,12 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6);$$

$$\delta_3 = 40^\circ - C_{y_{\max}} = 2,37 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 2,54 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6).$$

Проектирование компоновки крыла пилотажного самолета типа Су-49

Для удовлетворения заявленных технических требований, а также с учетом конструктивных ограничений на толщины профилей крыла, связанных с размещением убираемого шасси в кессоне крыла, были разработаны новые профили П8-18 ($\bar{c} = 18\%$) и П8-12 ($\bar{c} = 12\%$) и механизация задней кромки. Сравнение геометрии и параметров новых профилей с профилями аналогичных толщин, рассматриваемых первоначально заказчиком для компоновки крыла, показано на рис. 9.

Новый корневой профиль П8-18 с максимальной вогнутостью $\bar{t}_{\max} = 1,51\%$ и толщиной $\bar{t}_{\max} = 18\%$ имеет увеличенный радиус носка ($\bar{R}_n = 3,89\%$), ограниченную «подрезку» нижней поверхности и ослабленный «диффузор» верхней поверхности, обусловленный передними положениями (X_f , X_t) указанных величин. Одновременно с этим он

Таблица 4
Table 4

Расчетные характеристики корневых профилей
Calculated characteristics of wing root airfoils

M = 0,33; Re = 13 · 10 ⁶				
Профиль	C _{x_o}	mz _o /0,25	C _{y_{max}} /α _{kp} , °/C _{y_{безотр}}	C _{y_{min}} /-α _{kp} , °/C _{y_{безотр}}
NACA 64 ₃ -218	0,0061	-0,042	1,41/17/0,94	-1,28/-17/-0,92
П-308-18А	0,0076	-0,065	1,71/15/1,05	-1,29/-17/-0,79
П8-18	0,0076	-0,050	1,66/14/0,99	-1,29/-16/-1,06
M = 0,10; Re = 4 · 10 ⁶				
NACA 64 ₃ -218	0,0060	-0,040	1,32/16/0,98	-1,11/-17/-0,85
П-308-18А	0,0076	-0,061	1,59/15/0,99	-1,15/-17/-0,73
П8-18	0,0076	-0,048	1,58/16/0,93	-1,23/-17/-0,88

Таблица 5
Table 5

Расчетные характеристики концевых профилей
Calculated characteristics of wing tip airfoils

M = 0,33; Re = 7 · 10 ⁶				
Профиль	C _{x_o}	mz _o /0,25	C _{y_{max}} /α _{kp} , °/C _{y_{безотр}}	C _{y_{min}} /-α _{kp} , °/C _{y_{безотр}}
NACA 0012	0,0069	0,	1,58/15/1,26	-1,58/-15/-1,26
П8-12	0,0073	-0,053	1,74/14/1,34	-1,44/-14/-0,87
M = 0,10; Re = 2 · 10 ⁶				
NACA 0012	0,0073	0,	1,39/16/1,07	-1,39/-16/-1,07
П8-12	0,0078	-0,050	1,63/15/1,15	-1,29/-16/-0,93

имеет достаточную конструктивную толщину в диапазоне значений X = 30–65 % по хорде профиля.

Отсутствие геометрической крутки крыла и требование к обеспечению благоприятного характера обтекания концевых частей крыла как в «прямом», так и «перевернутом» полете обусловили специфический подход к выбору геометрических параметров концевого профиля. Во-первых, профиль должен иметь повышенное по сравнению с корневым профилем значение максимальной вогнутости и смещенное ближе к носку положение максимальной толщины. Во-вторых, «подрезка» нижней поверхности должна практически отсутствовать. И в-третьих, профиль должен иметь достаточно высокое (для своей толщины) значение радиуса носка. Этим требова-

ниям удовлетворяет новый профиль П8-12 ($\bar{c} = 12\%$).

Анализ аэродинамических характеристик разработанных профилей выполнен на основании сравнения результатов расчета АДХ с аналогичными характеристиками первоначально выбранных профилей. Результаты расчетов, проведенных с использованием численного метода [11] в широком диапазоне углов атаки, включая критические значения для «прямого» и «перевернутого» положений, представлены в табл. 4 и 5. (Подстрочный индекс «о» в таблицах соответствует значениям аэродинамических коэффициентов при нулевом угле атаки; индекс «_{max}» – значениям Су при положительных величинах критического угла атаки; индекс «_{min}» – значениям Су при отрицательных величинах критического угла атаки; индекс «безотр» – наибольшим значениям Су

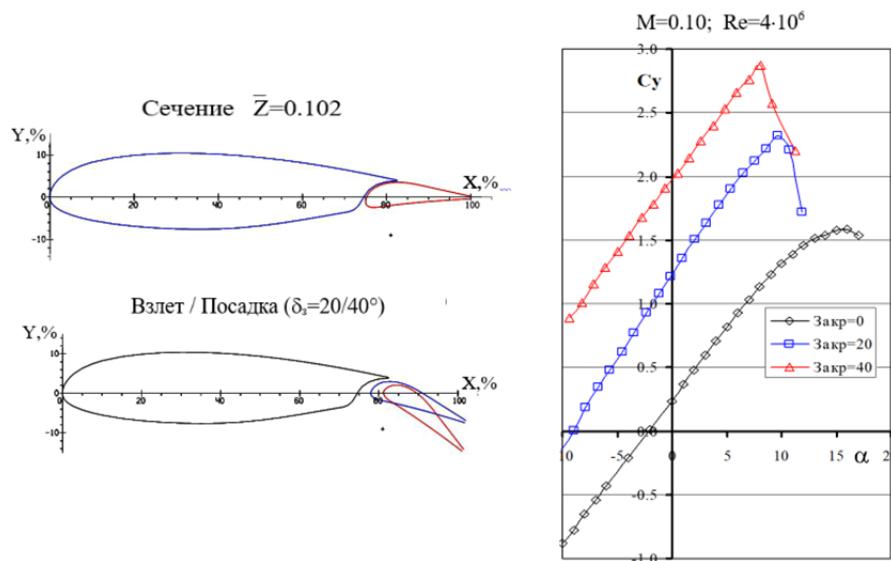


Рис. 10. Геометрия и расчетные зависимости 2D $C_y(\alpha)$ корневого сечения крыла
в натурных условиях обтекания

Fig. 10. Geometry and 2D calculated dependencies $C_l(\alpha)$ of the wing root section under full-scale flow conditions

в отсутствии отрыва потока на верхней поверхности профилей.)

Специальная профилировка носка профиля П8-18 в сочетании с умеренным диффузором хвостовой части обеспечили уровень значений максимальной и минимальной подъемной силы, близкий к характеристикам профиля П-308-18А при меньших значениях приращения продольного момента на пикирование ($|\Delta m_{z_0}| \approx 23\%$) при нулевом угле атаки, измеренного относительно четверти хорды.

Профиль П8-12 по несущим свойствам в «прямом» полете заметно превышает уровень симметричного профиля NACA0012 и несколько уступает ему в «перевернутом» положении. Так же, как и ожидалось, профиль П8-12 имеет несколько большие значения продольного момента на пикирование.

Для увеличения подъемной силы крыла самолета на режимах взлета и посадки разработан однощелевой закрылок с хордой $B_3 = 25\%$, отклоняемый в рабочие положения посредством поворота вокруг фиксированной оси. Геометрия и расчетные характеристики механизации в корневом сечении крыла показаны на рис. 10.

Оценка значений $C_{y_{\max}}$ крыла, проведенная с использованием расчетных характеристик сечений крыла с убранный и отклонен-

ной механизацией, а также относительной площади крыла, обслуживаемой закрылками, показала следующий уровень значений $C_{y_{\max}}$ крыла в трубных условиях обтекания ($M = 0,15$; $Re = 1,32 \cdot 10^6$):

$$\begin{aligned} \delta_3 = 0^\circ & - C_{y_{\max}} = 1,45; \\ \delta_3 = 20^\circ & - C_{y_{\max}} = 1,82; \\ \delta_3 = 40^\circ & - C_{y_{\max}} = 2,07. \end{aligned}$$

Результаты испытаний моделей самолетов в малоскоростных АДТ

Компоновки крыльев, разработанные с использованием численных методов вычислительной аэродинамики, были испытаны в полной конфигурации моделей самолетов в малоскоростных АДТ ЦАГИ и СибНИА. Измерение сил и моментов, действующих на модели, выполнено с использованием шестикомпонентных механических весов. Испытания проведены в широких диапазонах углов атаки и скольжения. Отсчет углов атаки выполнен от строительной горизонтали фюзеляжа. Коэффициенты моментов определены относительно условного центра тяжести, расположенного на 25 % средней аэродинамиче-

$M = 0,15; Re = 1,2 \cdot 10^6$

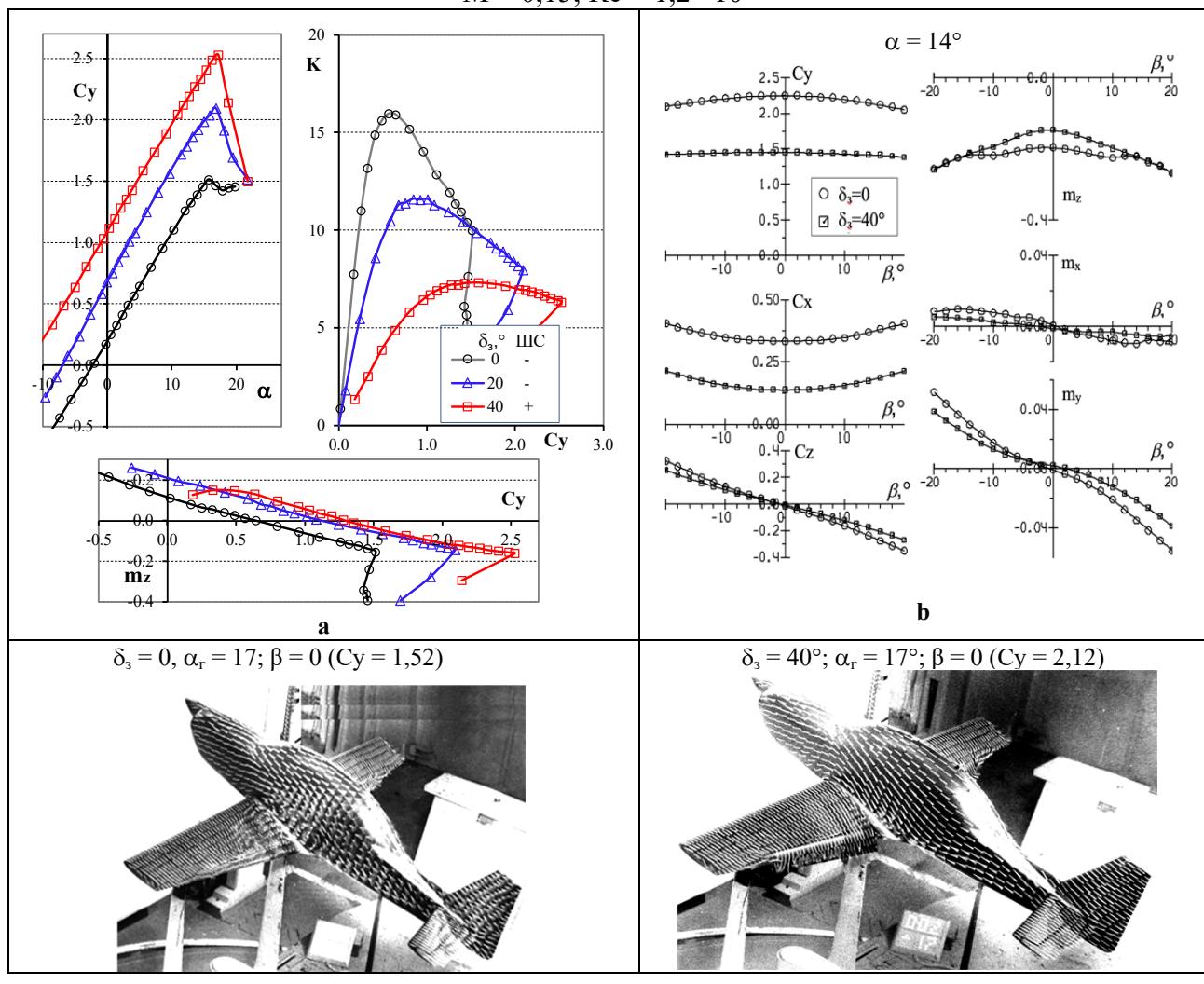


Рис. 11. Результаты трубных испытаний модели УТС «Сапсан»:

a – продольные характеристики; *b* – боковые характеристики; *c* – визуализация спектров обтекания

Fig. 11. The results of wind tunnel tests of the training aircraft model Sapsan:

a – longitudinal characteristics; *b* – lateral characteristics; *c* – surface flow visualization

ской хорды крыла. Испытания проведены без моделирования работы винтомоторной силовой установки.

Основные результаты испытаний, позволяющие оценить эффективность разработанных компоновок крыльев, приведены для каждой модели самолета.

УТС «Сапсан»

Продольные аэродинамические характеристики модели с тремя углами, отклонением закрылков 0, 20 и 40° и углом установки

стабилизатора $\varphi_{ro} = -0,5^\circ$ приведены на рис. 11, *a*. Взлетная конфигурация испытана с убранным шасси, посадочная – с выпущенным шасси.

Отклонение закрылков приводит к приращению подъемной силы (рис. 11, *a*) как на линейном участке ($\Delta C_{y0} = 0,48 \dots 0,86$; $\delta_3 = 20 \dots 40^\circ$), так и в области критических углов атаки ($\Delta C_{y\max} = 0,58 \dots 1,01$). Достигнутый в эксперименте уровень значений $C_{y\max}$ модели в посадочной конфигурации (2,52; $\delta_3 = 40^\circ$) превышает заявленное заказчиком значение $C_{y\max} = 2,27$. Уровень аэродинамического качества в крейсерской конфигурации при

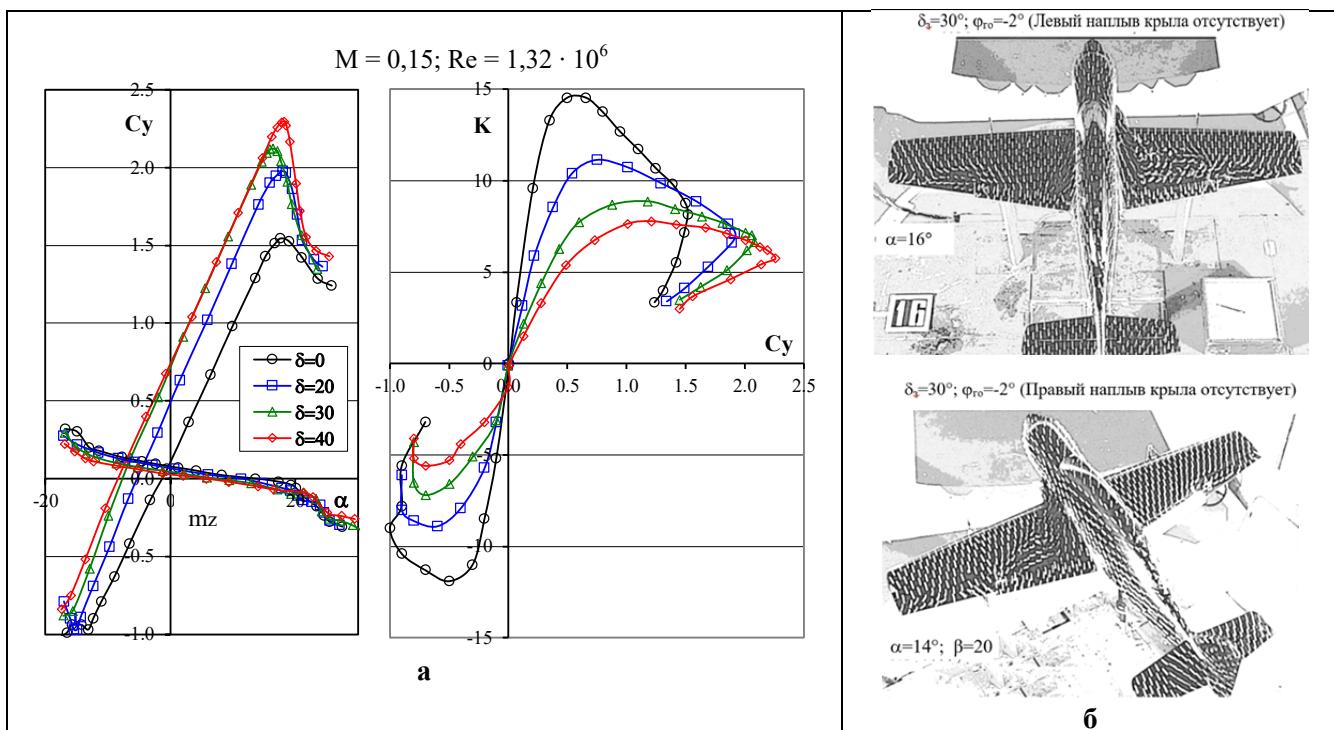


Рис. 12. Результаты трубных испытаний модели самолета акробатической категории типа Су-49:
а – продольные характеристики; б – визуализация спектров обтекания

Fig. 12. Results of wind tunnel tests of the Sukhoi Su-49 type aerobatic aircraft model:
a – longitudinal characteristics; б – surface flow visualization

расчетном значении $C_{y_{kp}} = 0,27$ составляет ≈ 12 единиц.

Боковые характеристики модели, приведенные на рис. 11, б для фиксированного значения угла атаки ($\alpha_r = 14^\circ$) и изменения углов скольжения в диапазоне $\beta = \pm 20^\circ$, характеризуются в целом благоприятным характером поведения для двух рассмотренных конфигураций крыла. Исключением являются недостаточные запасы поперечной устойчивости по крену ($m_x^\beta = -0,00025 \text{ град}^{-1}$), полученные для трубного положения модели в крейсерской конфигурации и формы крыла, близкой к стапельной. В дальнейших исследованиях этот недостаток может быть устранен за счет установки небольших V-образных законцовок крыла.

Линейный характер поведения зависимостей $C_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$, наблюдаемый в широком диапазоне углов атаки, свидетельствует о благоприятном характере обтекания элементов компоновки модели с убранный и отклоненной механизацией крыла, в том числе

концевых частей крыла. Отрыв потока на околоскритических углах атаки, происходящий в корневой части крыла (рис. 11, с), создает благоприятное изменение момента тангенса на пикирование, способствующее уменьшению угла атаки и восстановлению характеристик управляемости самолета.

Эффективность элеронов сохраняется в диапазоне углов отклонения $\delta_3 = -25 \dots 20^\circ$ и характеризуется значением производной $m_x^{\delta_3} = -0,0015 \text{ град}^{-1}$ ($\delta_3 = 0; \alpha = 0$), которое сохраняется до угла атаки 10° , в том числе и с отклоненным закрылком на угол 40° .

Пилотажный самолет типа Су-49

Результаты испытаний модели самолета с разработанной компоновкой крыла по углам атаки, проведенных в АДТ Т-203 СибНИА, показали хороший уровень АДХ в крейсерской и взлетно-посадочной конфигурациях (рис. 12, а). При достаточно высоких значе-

ниях $C_{y_{\max}}$ модели в крейсерской конфигурации, полученных в «прямом» (1,54) и «перевернутом» (-1,01) положениях полета, разница в значениях аэродинамического качества при крейсерских величинах $C_{y_{kp}} = \pm 0,5$ составляет $\Delta K \approx |2,6|$ единицы. Достигнутый в эксперименте уровень значений $C_{y_{\max}}$ модели в посадочной конфигурации (2,29; $\delta_3 = 40^\circ$) соответствует заявленному требованию заказчика ($C_{y_{\max}} > 2$).

Линейный характер поведения зависимостей $C_y(\alpha)$ модели с убранный и отклоненной механизацией в широком диапазоне углов атаки обусловлен благоприятным характером обтекания крыла (рис. 12, в) и, по-видимому, сможет обеспечивать эксплуатационный диапазон перегрузок $n_y = (-7/10) g$ в натурных условиях полета, соответствующий значениям коэффициентов $C_y = -0,91$ и 1,3. Попытка улучшить характер обтекания верхней поверхности крыла, предпринятая за счет установки дополнительного носового наплыва в месте сопряжения передней кромки крыла с боковой поверхностью фюзеляжа, не увенчалась успехом.

Прогнозирование значений $C_{y_{\max}}$ УТС «Сапсан» в натурных условиях обтекания

Заметное отличие условий испытаний моделей в АДТ от натурных условий полета затрудняет расчет летно-технических характеристик самолета и требует коррекции трубных результатов на учет масштабного эффекта, а в некоторых случаях и на сжимаемость потока. Созданию методик пересчета трубных результатов на натурные условия обтекания посвящен ряд работ, опубликованных в отечественной и зарубежной литературе. Предлагаемые в этих работах методики базируются в основном на двух подходах. В первом из них используются полуэмпирические соотношения, полученные на основе сопоставления результатов летных испытаний и данных многочисленных исследований моделей в аэродинамических трубах [17, 18]. Второй подход основан на использовании ре-

зультатов численных методов прямого расчета АДХ самолета в трубных и натурных условиях полета.

Для коррекции трубных значений $C_{y_{\max}}$ модели самолета на учет масштабного эффекта использован квазирхмерный метод [13], с помощью которого были выполнены расчеты обтекания компоновки самолета при трубных ($M = 0,15$; $Re = 1,2 \cdot 10^6$; рис. 13, а) и натурных ($M = 0,15$; $Re = 4,3 \cdot 10^6$; рис. 13, б) числах Рейнольдса. Полученная на основании этих расчетов разность в значениях коэффициентов $C_{y_{\max}}$ использована для коррекции трубных значений $C_{y_{\max}}$ на влияние числа Рейнольдса. Ожидаемые потери подъемной силы крыла на балансировку (ΔC_{y_b}) оценены с учетом относительного плеча горизонтального оперения $L_{go} = 3,32$ и расчетных значений момента тангажа.

С оценкой потерь несущих свойств крыла самолета на балансировку (ΔC_{y_b}) ожидаемые сбалансированные значения $C_{y_{\max}}$ в натурных условиях полета могут составить:

$$\begin{aligned}\delta_3 = 0^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,097) - C_{y_{\max}} = 1,55; \\ \delta_3 = 20^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,069) - C_{y_{\max}} = 2,13; \\ \delta_3 = 40^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,066) - C_{y_{\max}} = 2,62.\end{aligned}$$

Заключение

С использованием численных методов вычислительной аэродинамики выполнено проектирование компоновок крыла УТС «Сапсан» ($Go = 1300$ кг) и пилотажного самолета акробатической категории типа Су-49 ($Go = 1250$ кг), включающее:

- разработку корневых ($\bar{c} = 16$ и 18 %) и концевых ($\bar{c} = 12$ %) профилей с повышенным уровнем несущих свойств при малых скоростях полета ($C_{y_{\max}} \approx 1,7 \dots 1,8$ – УТС и $C_{y_{\max}} \approx 1,6$ – пилотажный самолет), пониженными значениями сопротивления на повышенных углах атаки относительно рассматриваемых других профилей и умеренными величинами момента тангажа при нулевых углах атаки ($|m_{z_0}| \leq 0,05$);

- проектирование эффективной механизации задней кромки крыла с безотрывным

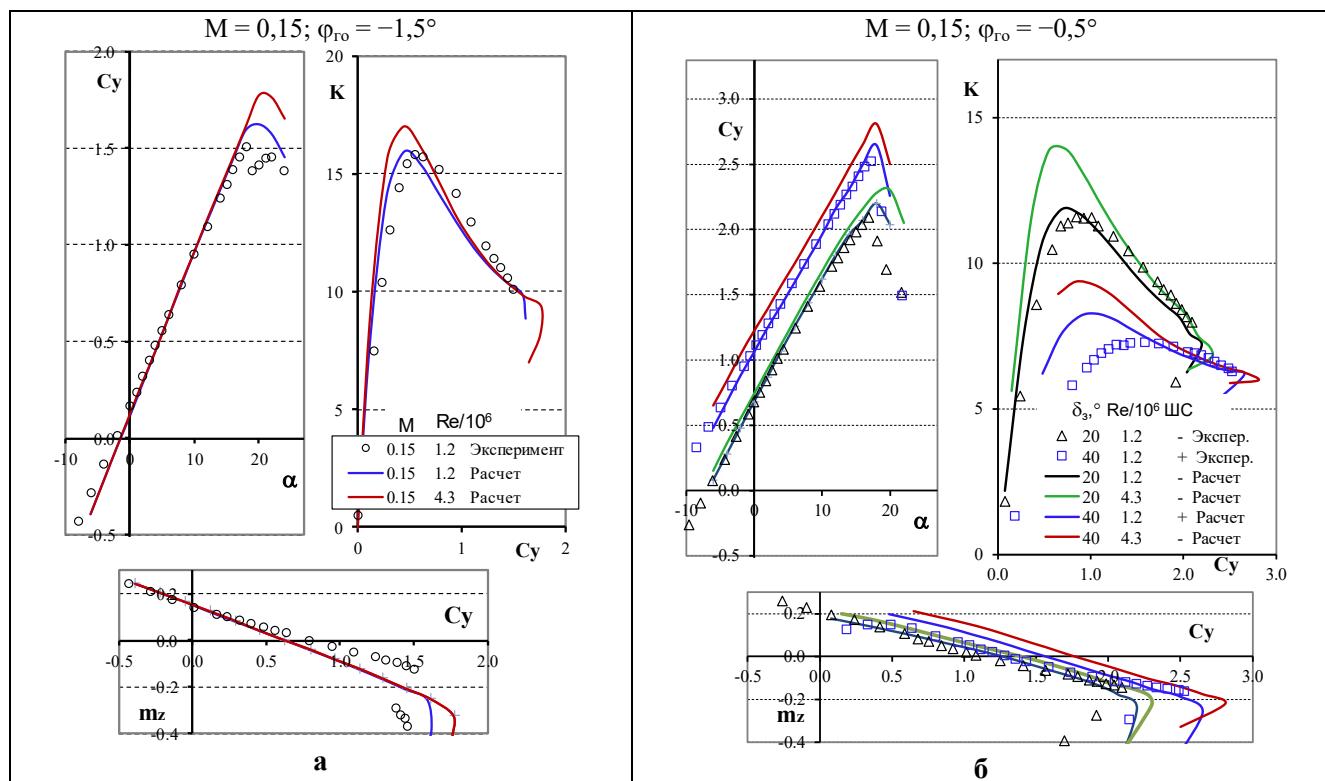


Рис. 13. Расчетные АДХ компоновки УТС «Сапсан»:
 а – испытания в АДТ; б – натурные условия полета
 Fig. 13. Calculated aerodynamic characteristics of the Sapsan training aircraft
 а – wind tunnel tests; б – full-scale flight conditions

характером обтекания верхней поверхности закрылков в посадочной конфигурации;

- оценку несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки.

Последующие испытания разработанных крыльев в компоновках моделей самолетов, проведенные в малоскоростных аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА ($M = 0,15$; $Re = 1,2 \dots 1,35 \cdot 10^6$), показали уровень несущих свойств крыла, превышающий заявленные требования, и благоприятный характер поведения продольных и боковых характеристик.

Так, экспериментальное значение $C_{y_{\max}}$ модели УТС «Сапсан» в посадочной конфигурации ($C_{y_{\max}} = 2,52$; $\delta_3 = 40^\circ$) превышает заявленное заказчиком требование (2,27). Отрыв потока на околокритических углах атаки, отсутствующий в концевых сечениях крыла и происходящий в корневой части крыла, способствует сохранению эффективности элеронов и создает благоприятное изменение мо-

мента тангажа на пикирование, способствующее уменьшению угла атаки. Для боковых характеристик модели отмечается в целом благоприятное поведение в рассмотренных конфигурациях крыла: крейсерской и посадочной.

При достаточно высоких значениях $C_{y_{\max}}$ модели пилотажного самолета типа Су-49, полученных в крейсерской конфигурации в «прямом» ($C_{y_{\max}} = 1,54$) и «перевернутом» ($-1,01$) положениях полета, разница в значениях аэродинамического качества при величинах $C_{y_{kp}} = \pm 0,5$ составляет $\Delta K \approx 2,6$ единицы. Достигнутый в эксперименте уровень значений $C_{y_{\max}}$ модели в посадочной конфигурации ($C_{y_{\max}} = 2,29$; $\delta_3 = 40^\circ$) соответствует заявленному требованию заказчика ($C_{y_{\max}} > 2$). Линейный характер поведения зависимостей $C_y(\alpha)$ модели с убранной и отклоненной механизацией в широком диапазоне углов атаки, по-видимому, сможет обеспечивать эксплуатационный диапазон пере-

грузок $n_y = (-7/10)$ г в натурных условиях полета, соответствующий значениям коэффициентов $C_y = -0,91$ и $1,3$ в натурных условиях полета.

Коррекция трубных значений $C_{y_{max}}$ модели УТС «Сапсан» на учет масштабного эффекта, проведенная с использованием результатов расчета обтекания компоновки самолета при трубных и натурных числах Рейнольдса в условиях обтекания в рамках квазитрехмерного моделирования и оценки ожидаемых потерь на балансировку (ΔC_{y_b}), показали следующий уровень сбалансированных значений $C_{y_{max}}$:

$$\delta_3 = 0^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,097) - C_{y_{max}} = 1,55;$$

$$\delta_3 = 20^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,069) - C_{y_{max}} = 2,13;$$

$$\delta_3 = 40^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,066) - C_{y_{max}} = 2,62.$$

Достигнутый уровень значений $C_{y_{max}}$ крыла моделей в посадочной конфигурации, разработанных в конце прошлого и в начале настоящего столетий, превышает аналогичные значения некоторых УТС, в том числе разрабатываемых в настоящее время.

Список литературы

1. **Uitdewilligen S., de Voogt A.J.** Aircraft accidents with student pilots flying solo: analysis of 390 cases // Aviation Space and Environmental Medicine. 2009. Vol. 80, no. 9. Pp. 803–806. DOI: 10.3357/ASEM.2510.2009

2. **Houston S.A., Walton R.O., Conway B.A.** Analysis of general aviation instructional loss of control accidents // Journal of Aviation/Aerospace Education & Research. 2012. Vol. 22, iss. 1. Pp. 35–49. DOI: 10.15394/jaaer.2012.1402

3. **Jacobson S.R.** Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges [Электронный ресурс] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02-05 August 2010. DOI: 10.2514/6.2010-8007 (дата обращения: 15.01.2025).

4. **Goraj Z., Baron A., Kacprzyk J.** Dynamics of a light aircraft in spin // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2002. Vol. 74, iss. 3. Pp. 237–251. DOI: 10.1108/00022660210427422

5. **Ragheb A.M., Dantsker Or D., Selig M.E.** Stall/Spin flight testing with a sub-scale aerobatic aircraft [Электронный ресурс] // 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. CA, San Diego, 24-27 June 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2806 (дата обращения: 15.01.2025).

6. **Lambregts A.A.** Airplane upsets: old problem, new issues / A.A. Lambregts, G. Nesemeier, J.E. Wilborn, R.L. Newman // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Hawaii, Honolulu, 18-21 August 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6867 (дата обращения: 15.01.2025).

7. **Yang Z.** Investigation and improvement of stall characteristic of high-lift configuration without slats / Z. Yang, J. Li, J. Jin, H. Zhang, Y. Jiang [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 2019. ID: 7859482. 14 p. DOI: 10.1155/2019/7859482 (дата обращения: 15.01.2025).

8. **Leidner D.** The incomplete guide to airfoil usage [Электронный ресурс] // UIUC Applied Aerodynamics Group. URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html> (дата обращения: 15.01.2025).

9. **Leishman J.G.** Stalling & Spinning – Introduction to aerospace flight vehicles [Электронный ресурс] // Embry-Riddle Aeronautical University. 2023. URL: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/> (дата обращения: 15.01.2025).

10. **Драч Д.К., Осипчук Ю.Н.** Учебно-тренировочный самолет Як-152 // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2008. № 5. С. 40–44.

11. **Волков А.В., Ляпунов С.В.** Метод расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом изменения энтропии на скачках уплотнения // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. 24, № 1. С. 3–11.

12. **Raymer D.P.** Aircraft design: a conceptual approach. 2nd ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 760 p.

13. **Чичеров Н.А.** Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов в широком диапазоне углов атаки методом деформируемой несущей поверхности // Техника воздушного флота. 1994. № 1-2. С. 30–40.

- 14. Михайлов Ю.С.** Аэродинамическое проектирование высоконесущих профилей для самолетов авиации общего назначения // Техника воздушного флота. 1998. № 2-3. С. 11–17.
- 15. Чернышев С.Л.** Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России / С.Л. Чернышев, А.И. Дунаевский, А.В. Редькин, Ю.С. Михайлов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 72–79.
- 16. Михайлов Ю.С.** Проектирование механизации крыла гражданских самолетов // Сборник докладов IV научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2002». Геленджик, 4–8 сентября 2002 г. С. 244–258.
- 17. Pettersson K., Rizzi A.** Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present // Progress in Aerospace Sciences. 2008. Vol. 44, iss. 4. Pp. 295–313. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.03.002
- 18. Баринов В.А.** Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. 1983. Вып. 2205. С. 48.
- 1. Uitdewilligen, S., de Voogt, A.J.** (2009). Aircraft accidents with student pilots flying solo: analysis of 390 cases. *Aviation Space and Environmental Medicine*, vol. 80, no. 9, pp. 803–806. DOI: 10.3357/ASEM.2510.2009
- 2. Houston, S.A., Walton, R.O., Conway, B.A.** (2012). Analysis of general aviation instructional loss of control accidents. *Journal of Aviation/Aerospace Education & Research*, vol. 22, issue 1, pp. 35–49. DOI: 10.15394/jaaer.2012.1402
- 3. Jacobson, S.R.** (2010). Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Canada, Toronto, Ontario, 02-05 August 2010. DOI: 10.2514/6.2010-8007 (accessed: 15.01.2025).
- 4. Goraj, Z., Baron, A., Kacprzyk, J.** (2002). Dynamics of a light aircraft in spin. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, vol. 74, issue 3, pp. 237–251. DOI: 10.1108/00022660210427422
- 5. Ragheb, A.M., Dantsker, Or D., Selig, M.E.** (2013). Stall/Spin flight testing with a subscale aerobatic aircraft. In: *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. CA, San Diego, 24-27 June 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2806 (accessed: 15.01.2025).
- 6. Lambregts, A.A., Nesemeier, G., Wilborn, J.E., Newman, R.L.** (2008). Airplane upsets: old problem, new issues. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Hawaii, Honolulu, 18-21 August 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6867 (accessed: 15.01.2025).
- 7. Yang, Z., Li, J., Jin, J., Zhang, H., Jiang, Y.** (2019). Investigation and improvement of stall characteristic of high-lift configuration without slats. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, ID: 7859482, 14 p. DOI: 10.1155/2019/7859482 (accessed: 15.01.2025).
- 8. Lednicer, D.** (2024). The incomplete guide to airfoil usage. UIUC Applied Aerodynamics Group. Available at: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html> (accessed: 15.01.2025).
- 9. Leishman, J.G.** (2023). Stalling & Spinning – Introduction to aerospace flight vehicles. Embry-Riddle Aeronautical University. Available at: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/> (accessed: 15.01.2025).
- 10. Drach, D.K., Osipchuk, Yu.N.** (2008). YaK-152 trainer. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 5, pp. 40–44. (in Russian)
- 11. Volkov, A.V., Lyapunov, S.V.** (1993). Method of calculating transonic flow around an airfoil with allowance for entropy changes across shock wave. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 24, no. 1, pp. 3–11. (in Russian)
- 12. Raymer, D.P.** (1992). Aircraft design: a conceptual approach. 2nd ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 760 p.

13. **Chicherov, N.A.** (1994). Calculation of aerodynamic characteristics of subsonic aircraft over a wide range of angles of attack using the deformable lifting surface method. *Tekhnika vozдушного флота*, no. 1-2, pp. 30–40. (in Russian)
14. **Mikhailov, Yu.S.** (1998). Aerodynamic design of high-lift airfoils for general aviation aircraft. *Tekhnika vozдушного флота*, no. 2-3, pp. 11–17. (in Russian)
15. **Chernyshev, S.L., Dunaevsky, A.I., Redkin, A.V., Mikhailov, Yu.S.** (2013). Definition of configuration for a family of light multipurpose aircraft for local-service airlines of Russia. *All-Russian Scientific-Technical Journal* “Polyot” (“Flight”), no. 8, pp. 72–79. (in Russian)
16. **Mikhailov, Yu.S.** (2002). Design of wing high-lift system for civil aircraft. In: *Sbornik dokladov IV nauchnoy konferentsii po gidroaviacii “Gidroaviasalon-2002”*, pp. 244–258. (in Russian)
17. **Pettersson, K., Rizzi, A.** (2008). Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 44, issue 4, pp. 295–313. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.03.002
18. **Barinov, V.A.** (1983). Calculation of drag coefficients and aerodynamic efficiency of subsonic passenger and transport aircraft. *Trudy TsAGI*, issue 2205, p. 48. (in Russian)

Сведения об авторе

Михайлов Юрий Степанович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru.

Information about the author

Yuri S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию	26.05.2025	Received	26.05.2025
Одобрена после рецензирования	11.07.2025	Approved after reviewing	11.07.2025
Принята в печать	20.11.2025	Accepted for publication	20.11.2025