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 629.735 DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета

Ю.С. Михайлов¹

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

Аннотация: В случае однодвигательного самолета отказ двигателя в полете всегда представлял серьезную ситуацию, связанную с потерей высоты и выполнением посадки в пределах доступной дальности планирования. В случае многодвигательного самолета эта ситуация заметно улучшается вследствие возможного продолжения полета, необходимыми условиями которого являются наличие избыточной тяги и сохранение удовлетворительного уровня аэродинамических характеристик и управляемости самолета. В условиях потери половины тяги, существенно снижающей характеристики набора высоты, наиболее критическими режимами полета являются взлет и уход на второй круг, выполняемые на малых высотах с асимметричной тягой. Обеспечение безопасности полета на этих режимах требует проведения обширных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах с моделированием основных полетных режимов с неработающим двигателем. Целью исследований является влияние отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели самолета, а также обеспечение необходимой эффективности органов управления для противодействия моментам рыскания и крена, возникающим при полете с асимметричной тягой. Сложность решения поставленной задачи определяется как необходимостью противодействия значительным моментам рыскания и крена, так и существенным снижением несущих свойств крыла и ростом сопротивления самолета, ограничивающим скорость набора высоты и его управляемость. Эта статья представляет анализ влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого двухдвигательного транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях крыла. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным трапециевидным крылом и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла включает двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью нижней поверхности фюзеляжа. Экспериментальные исследования продольных и боковых характеристик модели с установленными имитаторами силовой установки проведены в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Анализ влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристик модели выполнен при изменении коэффициента нагрузки в диапазоне В = 0,3...2. Определены возможности парирования моментов рыскания и крена с использованием первичных органов управления (руля направления и элеронов).

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель винтового самолета, отказ двигателя, аэродинамические характеристики.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model

Yu.S. Mikhailov¹

¹ FSUE "Central Aerohydrodynamic Institute", Zhukovsky, Russia

Abstract: In-flight engine failure has always been a hazardous situation in case of a single-engine aircraft associated with losing altitude and making a landing within the available gliding range. In the event of a multi-engine aircraft, this situation improves markedly due to the potential flight continuation. The necessary conditions to continue a flight are available excess thrust, satisfactory aerodynamic performance, and a fixed-wing control. If the half of engine thrust is lost, which adversely affects a rate of climb, the most critical flight modes are the take-off and go-around procedures performed at low altitudes using the engine asymmetric thrust. Ensuring flight safety in these modes requires extensive experimental studies in wind tunnels to simulate the basic flight envelope with an inoperative engine. The aim of studies is the effect of a critical engine failure on the aerodynamic characteristics of an aircraft model as well as ensuring the required efficiency of the flight controls to dampen the yaw and roll moments that arise during an asymmetric thrust flight. The complexity of solving the problem is determined by the necessity of recovering from the substantial yaw, roll moments and by a significant decrease in the wing lifting efficiency along with an increase in a drag force which limits a climb rate and aircraft control. This article presents an analysis of the effect of critical engine failure on the aerodynamic characteristics of a light twin-engine transport aircraft model in the wing take-off and landing configurations. The aircraft aerodynamic configuration is made according to the classic pattern with the high-mounted tapered wing and deck-type empennage. The high lift devices comprise a double-slot hinged flap with a fixed deflector. The aircraft is equipped with a loading ramp with a relatively short flat rotatable part of the lower fuselage surface. Experimental studies of the longitudinal and lateral characteristics of the model with installed simulators of a power plant were carried out in TsAGI low-speed wind tunnel T-102. The analysis of engine failure effect on the model aerodynamics was executed in changing the load factor within the range B = 0.3...2. The capabilities to dampen the yaw and roll moments, using the primary flight controls (rudder and ailerons), were determined.

Key words: wind tunnel, propeller aircraft model, engine failure, aerodynamic characteristics.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2022). Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 4, pp. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

Введение

Многодвигательные самолеты разрабатываются в соответствии с требованиями безопасного полета с отказавшим двигателем¹. Тем не менее отчеты с материалами расследования катастроф, публикуемые в интернете, показывают, что за последние 25 лет произошло более 300 отказов в работе силовых установок многодвигательных самолетов². Очевидно, оснащение самолета более чем одним двигателем не гарантирует безопасность полета после отказа двигателя. Самыми очевидными последствиями отказа двигателя с потерей 50 % тяги силовой установки являются снижение характеристик набора высоты от 80 до 90 % и проблемы с управлением самолета, вызванные остающейся асимметричной тягой работающего двигателя [1, 2].

Известно, что многодвигательный самолет после отказа двигателя испытывает два непосредственных влияния на его управление [3–5]. Первое связано с отклонением от курса в сторону неработающего двигателя³, вызванным асимметрией линии тяги. Значение этого путевого момента зависит от тяги двигателя, расстояния между линией тяги и центром тяжести самолета, а также от его путевой устойчивости и противодействующего момента вертикального оперения, создаваемого отклонением руля направления. Второе влияние – крен самолета, возникающий при продолжении отклонения от курса, из-за

¹ Авиационные правила. Часть 23. Летные характеристики. Режим В – полет. Межгосударственный авиационный комитет. М.: Авиаиздат, 2014. 194 с.

² Loss of control in-flight accident analysis report. Edition 2019 // IATA, 2019. 37 p.

³ Asymmetric Flight [Электронный ресурс] // www.castsafety.org. 11 p. URL: https://www.castsafety.org/pdf/5_asymmetric_flight.pdf (дата обращения: 26.10.2021).

снижения несущих свойств консоли уходящего назад крыла, особенно в отсутствии ее обдува струей от воздушного винта неработающего двигателя.

Важно отметить, несмотря на то что путевой момент является первым следствием отказа двигателя, его последствие, связанное с потерей подъемной силы одной из консолей крыла, может привести к невозможности парирования моментов крена посредством отклонения элеронов. При недостаточной эффективности элеронов, необходимой для компенсации значительных моментов крена у самолетов с эффективной механизацией задней кромки крыла, на ряде двухдвигательных самолетов используется дополнительное отклонение внешнего интерцептора (spoiler) [6, 7], включенного в систему АУК (автоматическое управление креном). Если отклонение от курса и крен не могут быть компенсированы соответствующим отклонением органов управления, то самолет будет продолжать разворачиваться в сторону отказавшего двигателя с увеличивающимся креном и превышением значений параметров полета, реализуемых в штатных условиях. Последующая возможная потеря управляемости будет связана с невозможностью экипажа обеспечить полет самолета по планируемой траектории [8, 9]. Вероятность потери управления при отказе двигателя составляет около 27 %, из которых более трех четвертей приходится на самолеты с турбовинтовыми двигателями⁴.

Противодействие моментам рыскания и крена, возникающим при отказе двигателя, в сочетании с обеспечением удовлетворительного уровня аэродинамических характеристик самолета на основных режимах полета является одной из основных задач разработки многодвигательных самолетов [10–12]. Сложность решения поставленной задачи определяется как необходимостью парирования значительных моментов рыскания и крена, так и заметным снижением несущих свойств крыла и ростом сопротивления самолета, ограничивающим скорость набора высоты и его управляемость [10].

Представленный в работе анализ влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета является продолжением исследований взаимодействия воздушных винтов с планером самолета, результаты которых опубликованы ранее в работе [13]. Анализ сил и моментов, действующих на модель самолета с неработающим критическим двигателем, выполнен на основании результатов испытаний модели легкого транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенных в малоскоростной аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ. Испытания осуществлены при скоростях набегающего потока $V_{\infty} = (32 \div 20)$ м/с, обеспечивающих моделирование работы силовой установки при значениях коэффициента нагрузки В на площадь, ометаемую винтом, в диапазоне от 0,3 до 2. Рассмотрены возможности парирования моментов рыскания и крена, вызванных отказом двигателя, с использованием основных органов управления модели самолета (руля направления и элеронов).

Краткое описание модели двухдвигательного легкого транспортного самолета и имитаторов силовой установки

Легкий транспортный самолет (ЛТС) предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350 \div 420$ км/ч на высоте H = 3 км. Аэродинамическая компоновка самолета (главный конструктор В.И. Черноусов) выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ($S_{\text{м.}\phi} = 0,16$) и палубным вариантом хвостового оперения (рис. 1).

Крыло трапециевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла: удлинение – $\lambda = 8,76$, сужение – $\eta = 2,56$. Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля П4-15М (с = 15 %). Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки

⁴ Loss of control in-flight accident analysis report. Edition 2019 // IATA, 2019. 37 p.



Рис. 1. Схема и фотография модели самолета с имитаторами силовой установки в рабочей части АДТ T-102

 Fig. 1. Scheme and the photo of the aircraft model with power plant simulators in the test section of wind tunnel T-102

используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет $\delta_3 = 20-25^\circ$, на посадке $-\delta_3 = 40-50^\circ$.

Хвостовое оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора. Коэффициенты статических моментов горизонтального и вертикального оперений, вычисленные относительно $X_m = 0,25$ ва, равны $A_{20} = 1,21$ (с учетом подфюзеляжной части) и $B_{60} = 0,085$ соответственно.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД типа ВК-800 с воздушными винтами AB 410 ($D_{\rm B} = 2,35$ м), установленных под крылом. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензовесов с электродвигателями к сердечнику крыла. Имитаторы силовой установки (ИСУ) состоят из следующих элементов:

- модельного воздушного винта (ВВ), выполненного геометрически подобным однорядному 6-лопастному натурному ВВ СВ-34 (*M* = 1:6,5);
- электропривода высокочастотного асинхронного электродвигателя АТВ 003_4.1 мощностью 5 кВт;



Рис. 2. Определение критического двигателя **Fig. 2.** Determination of a critical engine

 внутримодельных тензовесов, измерителя числа оборотов и термопар с термоиндикаторами контроля температуры обмотки электродвигателя.

Принятое в России левое направление вращения воздушных винтов (против часовой стрелки, если смотреть вдоль оси X модели в летном положении) определяет положение критического двигателя (рис. 2), отказ которого приводит к наибольшему ухудшению характеристик и управляемости самолета. Условия взаимодействия лопастей винта с набегающим потоком характеризуются повышенными значениями местных углов атаки

Научный Вестник МГТУ ГА Civil Aviation High Technologies

для опускающейся лопасти и, соответственно, большей составляющей общей тяги по сравнению с поднимающейся.

И хотя оба винта производят одинаковую полную тягу, опускающаяся лопасть на левом двигателе имеет более длинное плечо относительно центра тяжести (ЦТ), чем опускающаяся на правом двигателе. Соответственно, отказ правого двигателя оказывает больший вклад в создание дестабилизирующего путевого момента, а также и момент крена от снижения подъемной силы правой консоли крыла в результате потери скоростного напора из-за отсутствия обдува.

Положение центра подъемной силы левой консоли крыла, из-за указанной выше асимметрии в положении тяги винта относительно оси вращения, способствует также большему приращению момента крена от работающего левого двигателя.

Методика проведения испытаний и обработки результатов

Моделирование струи воздушных винтов в аэродинамической трубе при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натурных условиях полета [14]. Одновременное обеспечение этих отношений в трубных условиях во всем диапазоне летных значений коэффициента Су самолета потребовало бы применения винтов изменяемого шага, что является сложной задачей в случае испытаний в АДТ. Однако удовлетворительное моделирование струи в трубных условиях в значительном диапазоне значений Су может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта. Необходимым условием моделирования является соблюдение подобий по геометрии воздушного винта и осевой скорости потока в струе.

В испытаниях модели ЛТС с работающими воздушными винтами (ВВ) в АДТ Т-102 реализация подобия по осевой скорости (тяге винта) выполнена в результате обеспечения близких значений коэффициентов нагрузки *В* в трубных и натурных условиях полета.

$$B = T / q \cdot S_{\rm B},$$

где T – тяга винта; q – скоростной напор; $S_{\rm B}$ – площадь, ометаемая винтом.

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициента B_0 (коэффициент нагрузки изолированного винта) от малого значения 0,3 до взлетного 2, определены из двух условий: обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели при ограниченной мощности электродвигателя и сохранения постоянства числа оборотов воздушного винта. Реализуемые в испытаниях значения чисел Re, определенные по САХ крыла и относительной поступи винта $\lambda_{\rm B} = 60 \cdot V_{\infty} / (n_{\rm s} \cdot D_{\rm B})$, где V_∞ – скорость набегающего потока, м/с, $n_{\rm s}$ – число оборотов винта в минуту, $D_{\rm b}$ – диаметр винта, м, приведены в табл. 1.

Таблица 1 Table 1

Bo	V_∞ м/с	$\mathrm{Re}_{\mathrm{Ba}}/10^6$	$\lambda_{\scriptscriptstyle B}$
0,3	32	0,67	1,05
1,0	24,2	0,50	0,79
2,0	19,2	0,40	0,63

Расчетный угол установки лопастей работающего винта, обеспечивающий моделирование требуемых значений коэффициента B_o (табл. 1), равен $\phi_{\pi} = 27,5^{\circ}$. При моделировании отказа двигателя лопасти неработающего винта были установлены во флюгерное положение с углом $\phi_{\pi} = 83^{\circ}$.

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензовесов из модели осуществлен с использованием трубчатого обтекателя с внешним диаметром 30 мм, закрепленного на узле подвески контргруза. Методические исследования влияния обтекателя на продольные и боковые АДХ модели показали:

- существенное приращение сопротивления модели (∆Сх₀ ≈ 0,05) в испытаниях по углам атаки и скольжения,
- нелинейное поведение коэффициентов боковой силы, моментов рыскания и крена в

диапазоне малых углов скольжения $|\beta| = \pm 5^{\circ}$, обусловленное обтеканием киля заторможенным потоком, формируемым в следе за обтекателем кабелей, которые были учтены при вторичной обработке результатов испытаний.

Эффективность органов управления

Рассмотренное в работе статическое парирование⁵ моментов рыскания и крена, вызванных отказом двигателя, основано на результатах ранее проведенных исследований эффективности штатных органов управления модели с осевой компенсацией, включающих:

- элероны с относительной хордой⁶ $B_3 = 35 \%$ и размахом 23 %,
- интерцепторы с относительной хордой *B*₃ = 11 % и размахом 28 %, установленные перед концевой частью закрылков,
- руль высоты с относительной хордой $B_{\rm pB} = 33,3$ %,
- руль направления с относительной хордой $B_{\rm ph} = 38,5$ %.

Элероны и рули относятся к основным органам управления самолета, интерцепторы – к дополнительным.

Результаты испытаний модели в АДТ T-102 (M = 0,15; Re = $1,04 \cdot 10^6$), приведенные в работе [12], соответствуют следующим приращениям максимальных значений моментов крена и рыскания от их отклонения:

- элероны $|\Delta m_{xo}| = 0,055$ ($\delta_3 = -30/20^\circ$; $\alpha = 0$),
- ИНТЕРЦЕПТОР $|\Delta m_{xo}| = 0,042 \div 0,072$ $(\delta_{\text{инт}} = -50^\circ; \delta_3 = 20 \div 50^\circ; \alpha = 0),$
- руль высоты |Δm_{zo}| = 0,9 (на кабрирование; δ_{pв} = -30°; α = 0),
- руль направления $|\Delta m_{yo}| = 0.055$ $(\delta_{pH} = \pm 25^\circ; \alpha = 0, \beta = 0).$

Результаты и обсуждение

Анализ влияния отказа критического правого двигателя на аэродинамические характеристики модели выполнен во взлетной ($\delta_3 = 20^\circ$) и посадочной ($\delta_3 = 50^\circ$) конфигурациях крыла. Испытания по углам атаки $\alpha = -6...24^\circ$ и скольжения $\beta = \pm 16^\circ$ ($\alpha_{\Gamma} = 5^\circ$) проведены при скоростях потока V = 32...19,2 м/с, соответствующих числам $\text{Re}_{\text{BA}} = (0,67...0,40) \cdot 10^6$ и номинальным значениям коэффициента B_0 воздушных винтов, указанных в табл. 1.

При расчете коэффициентов сил аэродинамические нагрузки отнесены к скоростному напору и площади крыла $S = 0,71 \text{ m}^2$, а коэффициент mz дополнительно к характерной длине $\varepsilon_a = 0,303 \text{ м}$. При расчете коэффициентов mx и my характерной длиной является размах крыла L = 2,49 м. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного центра масс, расположенного на 25 % САХ. Значения производной Су^{α} определены на линейном участке зависимостей Су(α), а m_z^{Cy} – в диапазоне Су $\approx 1,2...2$.

Для каждой конфигурации выполнен анализ влияния отказа двигателя на АДХ модели при номинальном значении коэффициента $B_0 = 2$. Изменение приращений аэродинамических коэффициентов при варьировании значения B_0 в диапазоне от 0,3 до 2 рассмотрено в испытаниях по углам атаки.

Продольные аэродинамические характеристики

Взлетная конфигурация ($\delta_3 = 20^\circ$)

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_0 = 2$ приводит к следующему изменению аэродинамических характеристик модели (рис. 3):

- снижению значения производной Су^α на 12 % и Су_{тах} на -0,52 (или на 18 %),
- снижению располагаемой тяги на ≈54 % (оценка по приращению Cx₀),
- приращению момента тангажа на пикирование (∆mz₀ ≈ 0,1), а также к появлению

⁵ Под термином «статическое парирование» понимается обнуление моментов крена и рыскания, возникающих при отказе двигателя, за счет отклонения органов управления. При этом могут отсутствовать запасы на путевое и поперечное управление самолетом.

⁶ Значение относительной хорды указано за осью вращения.



Рис. 3. Влияние отказа двигателя на АДХ модели ($\delta_3 = 20^\circ$) Fig. 3. Effect of engine failure on the model aerodynamics ($\delta_3 = 20^\circ$)



Рис. 4. Влияние коэффициента нагрузки B_0 на изменения аэродинамических коэффициентов модели ($\delta_3 = 20^\circ$) Fig. 4. Effect of the load factor B_0 on the change of model aerodynamic factors ($\delta_3 = 20^\circ$)

значительного момента рыскания, величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели от отклонения руля направления на угол –25°.

Рост приращений момента крена, связанный с изменением несущих свойств консолей крыла по углам атаки, может быть компенсирован отклонением элеронов, однако дополнительное поперечное управление будет ограниченным, особенно при отклонении руля направления для парирования момента рыскания. Последнее, как будет показано далее (раздел «Парирование отказа двигателя во взлетной конфигурации»), связано с дополнительным вкладом руля направления в исходный момент крена от отказа двигателя.

Отмеченный выше характер влияния отказа двигателя на АДХ модели при коэффициенте нагрузки $B_0 = 2$ работающего двигателя сохраняется и при меньших значениях B_0 , однако уровень изменения аэродинамических коэффициентов заметно снижается (рис. 4), а также повышаются возможности управления самолетом.



Рис. 5. Влияние отказа двигателя на АДХ модели ($\delta_3 = 50^\circ$) Fig. 5. Effect of engine failure on the model aerodynamics ($\delta_3 = 50^\circ$)

Посадочная конфигурация ($\delta_3 = 50^\circ$)

Увеличение угла отклонения закрылка с взлетного значения 20° до посадочного 50° приводит к более существенному изменению АДХ модели при отказе двигателя (рис. 5).

Основные изменения АДХ модели, вклю-чающие:

- снижение значения производной Су^α на 12 % и Су_{тах} на -0,8 (или на 21 %);
- снижение располагаемой тяги на ≈51 % (оценка по приращению Cx_{Cy=1});
- приращение момента тангажа на пикирование (Δmz_o ≈ 0,04) и существенное увеличение продольной статической устойчивости на |Δmz^{Cy}| ≈ 0,13 связаны со значительной потерей несущих свойств правой консоли крыла, вызванной отсутствием ее обдува струей от воздушного винта. Значения индуцированного момента крена в этой конфигурации превышают располагаемые возможности элеронов (δ₃ = −30/20°) для его статического парирования.

Значительная потеря тяги силовой установки делает невозможным горизонтальный полет с отказавшим двигателем и тем более уход на второй круг с набором высоты. Для обеспечения возможности управления самолетом и наличия располагаемой тяги для ухода на второй круг заход на посадку обычно осуществляется с взлетным положением механизации крыла, полное отклонение которой выполняется на заключительном этапе с гарантированной посадкой.

Характер влияния отказа двигателя на АДХ модели при изменении коэффициента нагрузки $B_0 = 0,3...2$, отмеченный ранее во взлетной конфигурации (рис. 4), сохраняется и в посадочной конфигурации, но с более выраженным уровнем приращений (рис. 6).

Боковые аэродинамические характеристики

При недостаточной эффективности органов управления, используемых для парирования моментов рыскания и крена при отказе







Рис. 7. Влияние отказа о двигателя на боковые характеристики модели ($\delta_3 = 20^\circ$, $\alpha_r = 5^\circ$) Fig. 7. Effect of engine failure on the model lateral performance ($\delta_3 = 20^\circ$, $\alpha_r = 5^\circ$)

двигателя, возможно некоторое их снижение при полете с небольшими углами скольжения и крена.

Взлетная конфигурация ($\delta_3 = 20^\circ$)

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_0 = 2$ и геометрическом угле атаки $\alpha_r = 5^\circ$ приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения (рис. 7):

- снижению несущих свойств модели на $\Delta Cy = 0,11$ (или на 10 %);
- снижению располагаемой тяги на $\approx 50\%$ (оценка по приращению $Cx_{\beta=0}$), а также к появлению момента рыскания (my = -0,051), величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели при отклонении руля направления на угол -25°, и небольшого момента крена (mx = 0,011). Изменение приращений коэффициентов сил и моментов характеризуется в целом монотонностью их поведения по углам скольжения в рассмотренном диапазоне углов $\beta = \pm 16^\circ$.

Полет с углом скольжения $\beta = -5^{\circ}$ позволяет снизить значение путевого момента



Рис. 8. Влияние отказа о двигателя на боковые характеристики модели в посадочной конфигурации ($\alpha_r = 5^\circ$) Fig. 8. Effect of engine failure on the model lateral performance in the landing configuration ($\alpha_r = 5^\circ$)

от отказа двигателя на $|\Delta my| = 0,011$ (или на 19%), увеличив момент крена с 0,01 до 0,02 (или на 50%) при управляющем значении $|\Delta m_{xo}| = 0,055$ ($\delta_3 = -30/20^\circ$; $\alpha = 0$) и незначительно повысив сопротивление $\Delta Cx = 0,004$ (или на 1,5%). Снижение путевого момента потребует меньшего отклонение руля направления для его компенсации, что приведет к уменьшению сопротивления модели.

Посадочная конфигурация ($\delta_3 = 50^\circ$)

Отказ двигателя в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 50^\circ$; $\alpha_r = 5^\circ$; $B_o = 2$), как и в испытаниях по углам атаки, приводит к большему изменению АДХ модели (рис. 8) по сравнению с взлетной конфигурацией, характеризующемуся:

• снижением несущих свойств модели на $\Delta Cy = 0.38$ (или на 19 %);

• потерей тяги на $\approx 55 \%$ (оценка по приращению $Cx_{\beta=0}$), а также появлению значительных моментов рыскания (my = -0,051) и крена (mx = 0,049) при нулевом угле скольжения, величины которых близки к располагаемым моментам органов управления модели.

Монотонность изменения приращений коэффициентов сил и моментов нарушается на положительных углах скольжения в результате отрыва потока с верхней поверхности правой консоли крыла с неработающим двигателем вследствие увеличения эффективных углов атаки правой консоли на положительных значениях угла скольжения.

Проблема с балансировкой момента крена, отмеченная ранее в анализе продольных характеристик модели в посадочной конфигурации с отказом правого двигателя (рис. 5), осложняется высоким значением путевого момента при нулевом угле скольжения (my = -0.51), близким к располагаемой вели-



Рис. 9. Влияние отклонения руля направления и элеронов на парирование моментов рыскания и крена ($\delta_3 = 20^\circ$)

Fig. 9. Effect of the rudder and ailerons deflection to dampen the yaw and roll moments ($\delta_3 = 20^\circ$)

чине руля направления. В этой ситуации рассмотрение возможности полета с малыми углами скольжения без отклонения руля направления, по-видимому, нецелесообразно.

Парирование отказа двигателя во взлетной конфигурации

Возможности статического парирования моментов крена и рыскания, возникающих при отказе двигателя, в результате целенаправленного отклонения элеронов и руля направления рассмотрены для значения коэффициента $B_0 = 2$. Для реализации на модели наибольших значений управляющих моментов элероны и руль направления отклонены на максимальные углы: $\delta_3 = -25/20^\circ$ и $\delta_{\rm ph} = -25^\circ$. В отсутствие прямого влияния струи от ВВ на обтекание элеронов и руля направления их эффективность изменятся незначительно при работающих ИСУ и поэтому не учтена в данном анализе. В компоновках самолетов с двухкилевым хвостовым оперением эффективность рулей направления, расположенных в струе от винтов, увеличивается в 1,5...2 раза на взлетном режиме работы двигателей [15].

На рис. 9 показано раздельное влияние отклонения элеронов и руля направления на продольные АДХ модели, включая изменение коэффициента боковой силы. Парирование отказа за счет отклонения органов управления приводит к незначительному снижению несущих свойств (∆Су₀ ≈ 0,02...0,04; $\Delta Cy_{max} \approx 0,02...0,03)$ и несколько больприращению сопротивления шему (∆Сх_о ≈ 0,012...0,014, или на 6,7...7,9 %) по отношению к значениям аналогичных коэффициентов, полученных в испытаниях модели с одним неработающим двигателем. В то же время изменение моментов рыскания и крена, полученное при парировании отказа, хотя и является заметным, но оно явно недостаточно для статического парирования момента рыскания. При использовании одного руля

направления статическое парирование момента рыскания возможно в ограниченном диапазоне углов атаки $\alpha_{\text{пар}} \approx -6...-2^{\circ}$ (рис. 9). Следует отметить, что испытания модели с ИСУ проводились при малой скорости потока ($V_{\infty} = 19,2$ м/с; $\text{Re} = 0,4\cdot10^6$), что привело к некоторому снижению эффективности органов управления, исследованных ранее при скорости потока $V_{\infty} = 50$ м/с ($\text{Re} = 1,04\cdot10^6$) [12].

Существующая интерференция между элеронами и рулем направления, определяющая их совместное применение для управления самолетом в боковом канале [13], при парировании моментов, вызванных отказом разнонаправленное двигателя, оказывает влияние на изменение их значений. Отклонение элеронов приводит к некоторому положительному вкладу в снижение момента рыскания, в то время как отклонение руля направления оказывает негативное влияние на увеличение момента крена (рис. 9). Тем не менее управляющий момент от отклонения элеронов достаточен для парирования моментов крена в диапазоне углов атаки $\alpha_{\text{пар}} \approx$ -6...10°, определенных с учетом негативного влияния отклонения руля направления.

Для выдерживания прямолинейного полета (без скольжения) в АП 23 разрешен угол крена не более 5° в направлении работающего двигателя, позволяющий компенсировать боковую силу вертикального оперения от отклонения руля за счет составляющей веса (G·sin γ), а также снизить сопротивление самолета. Расчетное значение угла крена для рассматриваемого ЛТС с взлетным весом G_{взл} = 5 670 кг, необходимое для компенсации боковой силы вертикального оперения с коэффициентом Cz = 0,093 ($\delta_{ph} = -25^{\circ}$), составляет $\gamma = 3,3^{\circ}$. Обнуление боковой силы вертикального оперения потребует корректировки угла атаки для компенсации небольшой потери подъемной силы крыла.

Дополнительные возможности повышения эффективности органов управления на 27...50 % с использованием положительных эффектов от формирования профилированной щели между смежными поверхностями носка органов управления и хвостовых частей соответствующих элементов компоновки, а также от установки поворотных минищитков на задней кромке поверхностей управления рассмотрены в работах [12, 16].

Заключение

1. Анализ влияния отказа правого критического двигателя на продольные характеристики модели ЛТС во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенный при значении коэффициента нагрузки на работающий воздушный винт B_o = 2, показал:

- снижение значений производной Су^α на ≈12 %, коэффициента Су_{max} на 18...21 % и располагаемой тяги ИСУ на ≈51...54 %,
- приращение момента тангажа на пикирование с увеличением продольной статической устойчивости в посадочной конфигурации на |∆mz^{Cy}| ≈ 0,13,
- значительное приращение момента рыскания на величину, близкую к располагаемому путевому моменту модели от отклонения руля направления на угол -25°, и крена в посадочной конфигурации на величину, превышающую располагаемые возможности элеронов (δ₃ = -30/20°) для статического парирования в рабочем диапазоне углов атаки.

2. Значительная потеря тяги силовой установки в посадочной конфигурации крыла делает невозможным горизонтальный полет с отказавшим двигателем и тем более уход на второй круг с набором высоты.

3. Наличие угла скольжения оказывает разнонаправленное влияние на приращение моментов рыскания и крена модели. Полет с отрицательными углами скольжения способствует снижению значений момента рыскания от тяги работающего двигателя и вызывает дополнительное приращение момента крена от боковой силы вертикального оперения.

4. Обратный характер влияния на моменты рыскания и крена наблюдается на положительных углах скольжения.

5. Снижение значения момента рыскания на величину $|\Delta my_{\beta=0}| \approx 0,011$ (или на ≈ 19 %) при умеренном приращении момента крена и

сопротивления может быть обеспечено на режиме взлета с углом скольжения $\beta = -5^{\circ}$.

6. Прямолинейный полет (без скольжения) с отказавшим двигателем, обеспечивающий наименьшее сопротивление и расход руля направления только на балансировку путевого момента, возможен при обнулении боковой силы вертикального оперения в результате создания противоположно направленной силы от веса самолета при полете с углом крена $\gamma = 3,3^{\circ}$ на работающий двигатель.

Список литературы

1. Horling H. Airplane control after engine failure [Электронный ресурс] // AvioConsult. 2005. 26 p. URL: https://dokumen.tips/ documents/airplane-control-after-engine-

failure.html (дата обращения: 26.10.2021).

2. Horling H. Control and performance during asymmetrical powered flight [Электронный pecypc] // AvioConsult. 2012. 28 p. URL: https://www.avioconsult.com/downloads/Control %20and%20Performance%20During%20Asym metrical%20Powered%20Flight.pdf (дата обращения: 26.10.2021).

3. Preston R. Aerodynamics for professional pilots. 4th ed., 2010. 213 p.

4. Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design. Springer Dordrecht, 1982. 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

5. Swatton P.J. Principles of flight for pilots [Электронный ресурс]. John Wiley & Sons Ltd, 2011. 507 р. DOI: 10.1002/9780470710944 (дата обращения: 26.10.2021).

6. Young A.D. Lateral control with high lift devices // R&M. 1951. № 2853. 38 p.

7. Sadraey M.H. Aircraft design: a systems engineering approach. John Wiley & Sons, Ltd, 2013. 808 p.

8. Jacobson S.R. Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02–05 August 2010. 18 p. DOI: 10.2514/6.2010-8007

9. 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. 10 p. DOI: 10.2514/6.2008-6867

10. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.

11. Agatha Y.V., Nirbito W. Study of tail rudder deflection angles for stabilizing the twin turboprop small passenger aircraft in critical flight due to one engine failed condition [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 926. ID: 012022. 7 р. DOI: 10.1088/1757-899X/926/ 1/012022 (дата обращения: 26.10.2021).

12. Михайлов Ю.С. Увеличение эффективности органов управления дозвуковых самолетов короткого взлета и посадки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-275-85

13. Михайлов Ю.С. Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 5. С. 76–88.

14. Pope A., Barlow J.B., Rae W.H. Lowspeed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 1999. 728 p.

15. Petrov A.V., Stepanov Yu.G., Shmakov M.V. Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel // Acta Polytechnica. 2004. Vol. 44, no. 2. Pp. 27–31.

16. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Потапчик А.В. Руль направления самолета. Патент ПМ RU № 142174 U1, 08.11.2013. 8 с.

References

1. Horling, H. (2005). *Airplane control after engine failure*. AvioConsult, 26 p. Available at: https://dokumen.tips/documents/airplane-control-after-engine-failure.html (accessed: 26.10.2021).

2. Horling, H. (2012). Control and performance during asymmetrical powered flight. AvioConsult, 28 p. Available at: https://www.avioconsult.com/downloads/Control %20and%20Performance%20During%20Asym metrical%20Powered%20Flight.pdf (accessed: 26.10.2021).

3. Preston, R. (2010). *Aerodynamics for professional pilots*. 4th ed., 213 p.

4. Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of subsonic airplane design*. Springer Dordrecht, 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

5. Swatton, P.J. (2011). *Principles of flight for pilots*. John Wiley & Sons Ltd, 507 p. DOI: 10.1002/9780470710944 (accessed: 26.10.2021).

6. Young, A.D. (1951). Lateral control with high lift devices. R&M, no. 2853, 38 p.

7. Sadraey, M.H. (2013). *Aircraft design: a systems engineering approach*. John Wiley & Sons, Ltd, 808 p.

8. Jacobson, S.R. (2010). Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02–05 August, 18 p. DOI: 10.2514/6.2010-8007

9. Lambregts, A.A., Nesemeier, G., Wilborn, J.E. & Newman, R.L. (2008). *Airplane upsets: old problem, new issues*. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii, 18–21 August, 10 p. DOI: 10.2514/6.2008-6867

10. Petrov, A.V. (2018). [Aerodynamics of short take-off and landing transport aircraft with power systems for increasing lift]. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)

11. Agatha, Y.V. & Nirbito, W. (2020). Study of tail rudder deflection angles for stabilizing the twin turboprop small passenger aircraft in critical flight due to one engine failed condition. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 926, ID: 012022, 7 p. DOI: 10.1088/1757-899X/926/1/012022 (accessed: 26.10.2021).

12. Mikhailov, Yu.S. (2019). Increase of control surfaces efficiency of a subsonic aircraft of short take-off and landing. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 75–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-75-85 (in Russian)

13. Mikhailov, Yu.S. (2021). Analysis of the propellers-airframe interaction of the light transport aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 24, no. 5, pp. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88 (in Russian)

14. Pope, A., Barlow, J.B. & Rae, W.H. (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 728 p.

15. Petrov, A.V., Stepanov, Yu.G. & Shmakov, M.V. (2004). Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel. Acta Polytechnica, vol. 44, no. 2, pp. 27–31.

16. Mikhailov, Yu.S., Petrov, A.V. & Potapchik, A.V. (2013). [*Aircraft rudder*]. Patent PM RU, no. 142174 U1, November 08, 8 p. (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	26.12.2021	Received	26.12.2021
Принята в печать	25.07.2022	Accepted for publication	25.07.2022