

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Снижение влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета

Ю.С. Михайлов¹

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

Аннотация: В последнее время производители авиадвигателей проявляют повышенный интерес к разработке гибридных силовых установок (ГСУ), представляющих собой комбинацию газотурбинных двигателей (ГТД) с электродвигателями-генераторами. Использование ГСУ позволяет повысить топливную эффективность самолета, а также создать новые конфигурации с улучшенными аэродинамическими и тяговыми характеристиками. Повышение топливной эффективности достигается в результате оптимизации режима работы силовой установки под требования крейсерского полета с компенсацией недостающей мощности при взлете и уходе на второй круг за счет подключения электродвигателей с питанием от аккумуляторов. Создание новых конфигураций с улучшенными характеристиками может быть обеспечено благодаря синергетическому эффекту взаимодействия воздушных винтов с планером самолета. Успешные летные испытания опытных образцов ГСУ в компоновках легких самолетов позволяют рассчитывать на их возможное применение в будущем в проектах новых винтовых самолетов. Потенциальные преимущества применения новых силовых установок на самолетах местных авиалиний могут привести как к сокращению расхода топлива, так и к снижению выбросов углерода. Также возможно кратковременное поддержание безопасного режима полета в случае отказа одного двигателя при использовании нескольких источников энергии. Энергия, вырабатываемая электрическим генератором, подключенным к работающему двигателю, может использоваться как для привода электродвигателей концевых воздушных винтов, так и для вращения движителя отказавшего двигателя. В работе представлены результаты исследований влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета, полученные как при отсутствии, так и при наличии электрической передачи между работающим и отказавшим двигателем. Экспериментальные исследования проведены в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Моделирование работы электрической трансмиссии проведено путем установки режима работы двух имитаторов силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента нагрузки воздушного винта B_0 одного двигателя на взлетном режиме.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель винтового самолета, отказ двигателя, электрическая трансмиссия.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Снижение влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 72–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Reducing the effect of engine failure on the aerodynamic performance of the light transport aircraft model

Yu.S. Mikhailov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Abstract: Recently, aircraft engine manufacturers have shown increased interest in developing hybrid powerplants, which are a combination of gas turbine engines (GTE) with electric motor-generators. The use of the hybrid powerplant makes it possible to increase the fuel efficiency of an airplane, as well as to create new configurations with improved aerodynamic and thrust characteristics. The fuel efficiency improvement is achieved as a result of optimizing the powerplant operation mode to meet the cruising flight requirements, compensating insufficient power during the takeoff and go-around procedures by activating battery-powered electric motors. The creation of new configurations with improved performance can be ensured due to the synergetic effect of the propeller-airframe interaction. Successful flight tests of the hybrid powerplant prototypes in light aircraft

configurations allow us to rely on their possible application in the future regarding the projects of new propeller-driven aircraft. The potential benefits of using new powerplants on local airlines can lead to both fuel savings and carbon emission reduction. Short-term maintaining a safe flight mode is also practical in case of one engine failure when using multiple power sources. The power, generated by an electric generator connected to the running engine, can be used both for the electric motor drive of the tip propellers and for rotating the thrust producer of the failed engine. The paper presents the study results of the critical engine failure effect on the aerodynamic performance of the light transport aircraft model obtained as under available electrical transmission as under non-available one between a running and a failed engine. Experimental studies were carried out in a low-speed wind tunnel T-102 TsAGI. The simulation of the electric transmission operation was carried out by setting the operation mode of two power-plant simulators corresponding to the half value of the load factor of one engine propeller B_0 in the take-off mode.

Key words: wind tunnel, propeller-driven aircraft model, engine failure, electric transmission.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2024). Reducing the effect of engine failure on the aerodynamic performance of the light transport air-craft model. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 72–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Введение

Рассматриваемые в настоящее время концепции электрификации силовой установки (СУ) самолетов предлагают многообещающие возможности как для более энергоэффективной работы с меньшим загрязнением окружающей среды [1, 2], так и для решения новых задач, связанных с повышением крейсерской эффективности крыла [3] и обеспечением безопасности полета с одним отказавшим двигателем [4].

Среди многих причин, определяющих интерес к электрификации силовой установки, является возможность использования благоприятного взаимодействия между аэродинамикой самолета и силовой установкой. Так, конфигурация самолета с распределенной электрической силовой установкой (РЭСУ) предлагает множество возможностей для оптимизации конфигурации крыла [5] и управления моментом рыскания самолета с уменьшенной площадью вертикального оперения [6]. Наличие большого количества двигателей РЭСУ значительно ослабляет ситуацию с отказом одного или несколько двигателей во время взлета, которая является одним из расчетных случаев при определении необходимой эффективности вертикального оперения. Проведенный в работе [7] анализ показал возможность уменьшения площади вертикального оперения до 45 % при использовании управляемой дифференциации тяги РЭСУ в случае отказа одного двигателя.

Применение гибридной силовой установки (ГСУ), представляющей собой комбина-

цию ГТД с электрическими моторами-генераторами, позволяет снизить неблагоприятное влияние отказа одного двигателя на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета и повысить безопасность полета. Быстрая переходная реакция электрических моторов-генераторов заметно сокращает время реакции самолета на изменение тяги при отказе одного ГТД [8]. При быстром динамическом отклике появляется возможность обеспечения поперечно-путевой балансировки самолета в результате перераспределения оставшейся мощности между компонентами гибридной силовой установки, включающей элементы механической и электрической трансмиссии энергии к движителям силовой установки.

В ГСУ энергия для привода движителя может поступать как от ГТД, так и от аккумуляторной батареи. Система аккумулирования может использоваться для обеспечения дополнительного питания двигателей ГСУ на определенных этапах полета самолета, когда мощность двигателей маршевой силовой установки, выбранная из условий крейсерского полета, недостаточна для режимов взлета, набора высоты и ухода на второй круг. Одним из недостатков этой концепции является низкий уровень удельной энергии аккумуляторов на единицу массы (200 Втч/кг), который в настоящее время до 60 раз ниже аналогичного значения для керосина и в сочетании с повышенным удельным объемом является основной проблемой в авиации со строгими ограничениями на системы самолета с питанием от батарей [9].

Одним из возможных путей обхода недостатка полностью электрических и гибридных силовых установок является применение технологий турбоэлектрической силовой установки (ТЭСУ) с использованием двух вариантов создания тяги [10, 11]. В ТЭСУ вся тяга на протяжении полета создается движителями с электрическим приводом от генераторов, соединенных с ГТД, а в частично турбоэлектрической силовой установке (ЧТЭСУ) тяга создается как газотурбинным двигателем с приводом воздушных винтов (ВВ) через редуктор, так и движителями с электрическим приводом. Генератор электрической энергии, используемой для привода дополнительных электрических движителей, может быть подключен через редуктор привода основного ВВ самолета или связан через муфту свободного хода с валом свободной силовой турбины двигателя [12]. Потенциальная возможность извлечения части мощности из привода одного движителя и передача ее приводу другого движителя запатентована в способе синхронизации и обеспечения симметрии тяги воздушных винтов силовой установки летательного аппарата с использованием электрической синхронизирующей трансмиссии [13].

В настоящей работе, являющейся продолжением ранее опубликованных исследований взаимодействия воздушных винтов с планером самолета [14] и анализа влияния отказа двигателя на АДХ модели легкого транспортного самолета [15], рассмотрен возможный вариант снижения неблагоприятного влияния отказа двигателя на управляемость и АДХ модели самолета. Благоприятный эффект достигается в результате выравнивания значений тяги движителей путем перераспределения оставшейся мощности одного работающего двигателя между компонентами частично турбоэлектрической силовой установки. В работе представлен упрощенный подход к построению схемы ЧТЭСУ и оценке ее характеристик на основании данных, опубликованных в интернете. Основное внимание уделено снижению неблагоприятного влияния отказа двигателя на АДХ модели самолета на режимах взлета и посадки, а также оценке летных характеристик самолета. Моделирование работы

электрической трансмиссии ЧТЭСУ осуществлено за счет установки режима работы двух имитаторов силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента нагрузки винта V_0 одного двигателя на взлетном режиме.

Краткое описание частично турбоэлектрической силовой установки

Промежуточным этапом развития между обычным турбовинтовым самолетом и полностью турбоэлектрическим вариантом является частично турбоэлектрическая силовая установка (ЧТЭСУ), в которой доля мощности тяги варьируется между ГТД и распределением электроэнергии на приводы дополнительных движителей. Наиболее перспективным вариантом ее применения в ближайшее время является электрический привод ВВ, установленных на законцовках крыла, в котором электрический генератор через редуктор главного воздушного винта связан со свободной турбиной ГТД (рис. 1).

Наличие обратимых электрических машин (генератор/мотор), системы управления и распределения мощности (PMAD), включающей преобразователи тока и напряжения, систему контроля температуры, а также силовых кабелей постоянного тока, приводит к некоторой потере передаваемой мощности. Из-за дополнительного преобразования энергии электрический КПД такой трансмиссии ниже, чем у обычной редукторной передачи ГТД (95 %), и составляет около 90 % [16]. Одним из ключевых параметров, используемых для образмеривания электрических компонентов ЧТЭСУ, является коэффициент удельной мощности S_p [12], определяемый отношением мощности на валу движителей с электроприводом ($P_{\text{electric power}}$) к общей мощности рассматриваемой двигательной установки ($P_{\text{main power}} + P_{\text{electric power}}$):

$$S_p = \frac{P_{\text{electric power}}}{P_{\text{main power}} + P_{\text{electric power}}}.$$

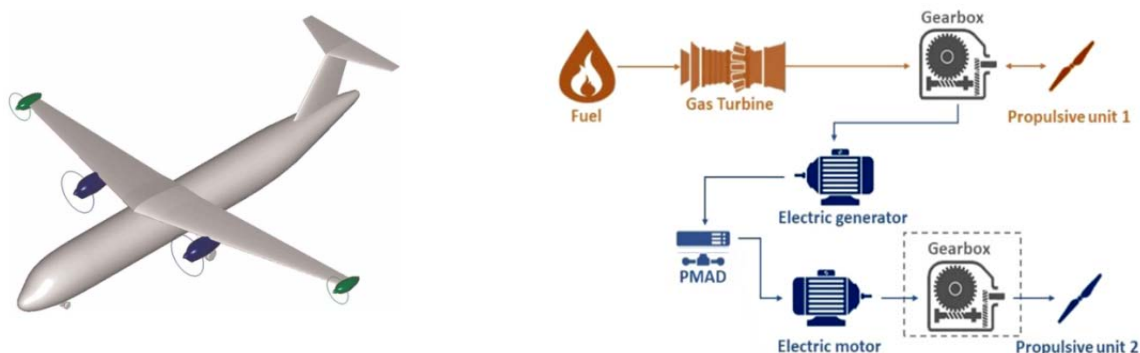


Рис. 1. Схема электрической трансмиссии ЧТЭСУ для привода ВВ на законцовках крыла [12]

Fig. 1. Scheme of the electric transmission of a partially turboelectric powerplant for the propeller drive on wingtips [12]

Оценка массы компонентов ЧТЭСУ по отношению к общей массе базовой двигательной установки, проведенная при значении коэффициента $S_p = 0,33$, соответствующего 10 % потери мощности электрической трансмиссии ЧТЭСУ при передаче половинного значения мощности работающего двигателя к неработающему, показала увеличение массы базовой двигательной установки, составляющее приблизительно 18 % [12].

Таким образом, согласно данным, опубликованным в интернете, потеря мощности и увеличение веса двигательной силовой установки от использования компонентов электрической трансмиссии ЧТЭСУ составляют 10 и 18 % соответственно.

Концепция использования частично турбоэлектрической силовой установки при отказе двигателя

Выход из строя одного из двигателей самолета не только снижает максимальную располагаемую тягу силовой установки, но и оказывает существенное влияние на управляемость и аэродинамику самолета [17]. 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 асимметрией тяги одного работающего двигателя [18].

Использование более одного типа источников энергии позволяет повысить безопасность полета в случае отказа одного из маршевых двигателей, имеющих привод ВВ от ГТД и электромотора. Однако выбор мощности маршевых ГТД из условий крейсерского полета с учетом компенсации недостающей мощности на режимах взлета и посадки за счет подключения электромоторов, питаемых от аккумуляторных батарей, может быть недостаточным для набора высоты и ухода на второй круг с одним работающим двигателем. Таким образом, безопасность критических режимов полета с одним работающим двигателем предъявляет строгие ограничения на выбор параметров маршевой двигательной установки и резервирование необходимого запаса энергии [19].

Рассмотренный в настоящей работе подход к построению архитектуры ЧТЭСУ, учитывающий возможность передачи половины мощности работающего двигателя к неработающему с помощью управляемой электрической трансмиссии, включают анализ АДХ модели и оценку достаточности этой мощности для выполнения требований безопасного полета с отказавшим двигателем. Схема электрической трансмиссии ЧТЭСУ для привода ВВ отказавшего двигателя показана на рис. 2.

Рассматриваемая ЧТЭСУ имеет в своем составе две ГСУ с ГТД и двумя обратимыми электрическими машинами (генератор/мотор), которые могут эффективно работать как

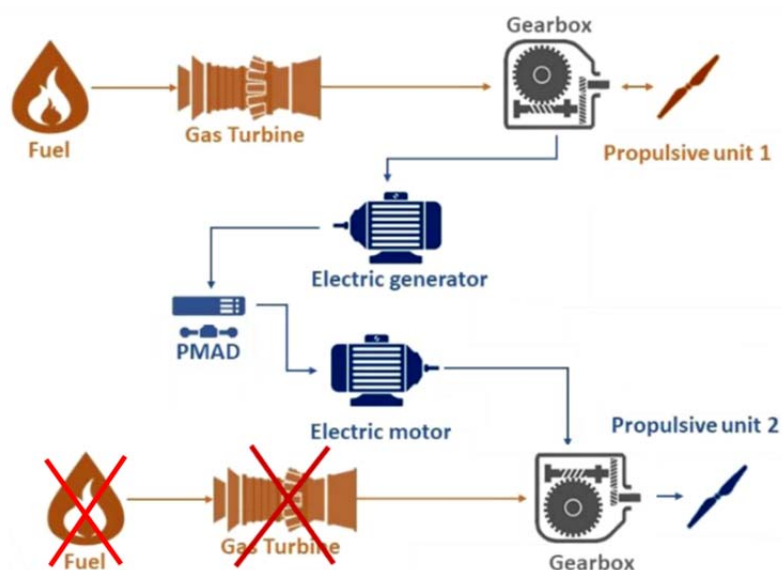


Рис. 2. Компоненты ЧТЭСУ для привода ВВ отказавшего двигателя
Fig. 2. Components of a partially turboelectric powerplant for a propeller drive of the failed engine

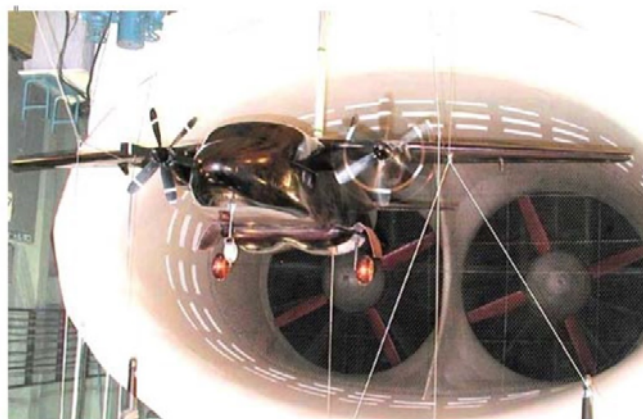
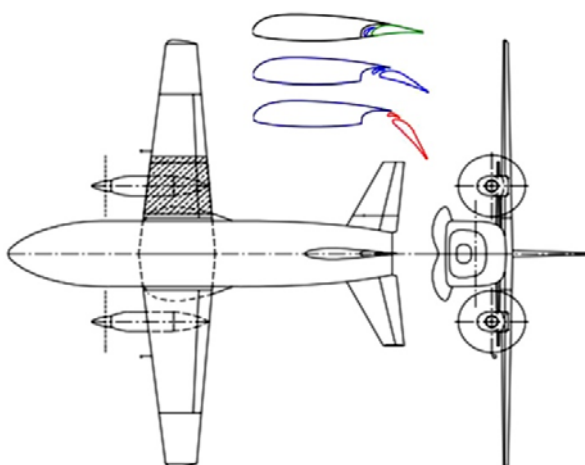


Рис. 3. Схема и фотография модели самолета с имитаторами СУ в рабочей части АДТ Т-102
Fig. 3. The aircraft model scheme and the photo with the powerplant simulators in the test section of T-102 wind tunnel

в режиме генератора электроэнергии на работающем маршевом двигателе, так и в режиме электрического мотора на отказавшем двигателе. Мощность ГТД выбрана из условия обеспечения безопасного полета с одним отказавшим двигателем.

Краткое описание модели и методики испытаний

Легкий транспортный самолет (ЛТС) с взлетным весом 5670 кг предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крей-

серской скоростью $V \approx 350$ км/ч на высоте $H = 3$ км. Аэродинамическая компоновка самолета (главный конструктор В.И. Чернусов) выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ($S_{м.ф} = 0,16$) и «палубным» вариантом хвостового оперения (рис. 3).

Крыло трапецевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля

П4-15М ($\epsilon = 15\%$). Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет $\delta_z = 20\text{--}25^\circ$, на посадке – $\delta_z = 40\text{--}50^\circ$. Хвостовое оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД типа ВК-800 ($P_o = 2 \times 800$ л. с.) с воздушными винтами АВ 410 ($D_v = 2,35$ м), установленных под крылом с нулевым углом заклинивания относительно СГФ. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензосенсоров с электродвигателями к сердечнику крыла. Имитаторы силовой установки (ИСУ) включают следующие элементы:

- модельный воздушный винт (ВВ), геометрически подобный однорядному 6-лопастному натурному ВВ СВ-34 ($M = 1 : 6,5$);
- электропривод – высокочастотный асинхронный электродвигатель АТВ 003_4.1 мощностью 5 кВт с регулируемой частотой вращения;
- внутримодельные тензосенсоры, измеритель числа оборотов и термодатчики контроля температуры обмотки электродвигателя.

Моделирование струи воздушных винтов в аэродинамической трубе (АДТ) при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натуральных условиях полета [20]. Выполнение этих условий 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 C_u может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта при соблюдении подобий по геометрии воздушного винта и осевой скорости потока в струе.

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

$$B = T / q \cdot S_v,$$

где T – тяга винта; q – скоростной напор; S_v – площадь, ометаемая винтом.

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициентов нагрузки изолированного винта (B_o) от малого крейсерского значения 0,3 до взлетного 2, определены из двух условий: обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели при ограниченной мощности электродвигателей и сохранения постоянства числа оборотов воздушного винта. Реализуемые в испытаниях значения чисел Re , определенные по САХ крыла, и относительной поступи винта $\lambda_b = 60 \cdot V_\infty / (n_g \cdot D_v)$, приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Реализуемые в испытаниях значения
Values implemented in tests

B_o	V_∞ м/с	$Re_{ba}/10^6$	λ_b
0,3	32	0,67	1,05
1,0	24,2	0,50	0,79
2,0	19,2	0,40	0,63

Здесь V_∞ – скорость набегающего потока, м/с, n_g – число оборотов винта в минуту, D_v – диаметр винта, м.

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

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензовесов из модели осуществлен с использованием трубчатого обтекателя кабелей с внешним диаметром 30 мм, закрепленного на узле подвески контргруза. Результаты методических исследований влияния обтекателя на продольные и боковые АДХ модели учтены при вторичной обработке результатов испытаний модели с работающими ВВ.

Принятое в России левое направление вращения воздушных винтов (против часовой стрелки, если смотреть вдоль оси Х модели в летном положении) определяет положение критического двигателя, отказ которого приводит к наибольшему ухудшению АДХ и управляемости самолета. 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 наибольший вклад в создание дестабилизирующего путевого момента, а также момента крена от снижения подъемной силы правой консоли крыла в результате потери скоростного напора из-за отсутствия обдува.

Результаты и обсуждение

Анализ результатов исследования влияния отказа критического двигателя на АДХ модели легкого транспортного самолета во взлетной ($\delta_3 = 20^\circ$) и посадочной ($\delta_3 = 50^\circ$) конфигурациях крыла проведен как в отсутствии моделирования электрической трансмиссии между рабочим и отказавшим двигателем, так и при ее наличии. Моделирование работы электрической трансмиссии ЧТЭСУ осуществлено за счет установки режима обтекания крыла с двумя работающими имитаторами силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента обдува B_0 на режиме взлета.

Испытания по углам атаки $\alpha = -6...24^\circ$ и скольжения $\beta = \pm 16^\circ$ ($\alpha_r = 5^\circ$) проведены при скоростях потока $V = 32...19,2$ м/с, соот-

ветствующих числам $Re_{bA} = (0,67...0,40) \cdot 10^6$ 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 $S = 0,71$ м², а коэффициента момента тангажа (m_z) дополнительно к характерной длине $b_A = 0,303$ м. При расчете коэффициентов m_x и m_y , определенных в связанной системе координат, характерной длиной является размах крыла $L = 2,49$ м. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного ЦТ, расположенного на 25 % САХ. Значения производной C_y^α определены на линейном участке зависимостей $C_y(\alpha)$, а $m_z^{C_y}$ – в диапазоне $C_y \approx 1,2...2$.

Продольные аэродинамические характеристики

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

Результаты испытаний модели во взлетной конфигурации, проведенные без ВВ ($B = 0$) и с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель $+/+ B_0 = 2/2$ »), с отказом («Двигатель $+/- B_0 = 2/0$ »), а также в условиях моделирования работы электрической трансмиссии («Двигатель $+/+ B_0 = 1/1$ »), показаны на рис. 4.

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_0 = 2$ приводит к следующему изменению аэродинамических характеристик модели [15]:

- снижению значения производной C_y^α на 12 % и $C_{y_{max}}$ на $-0,52$ (или на 18 %),
- снижению располагаемой тяги на ≈ 54 % (оценка по приращению C_{x_0}),
- приращению момента тангажа на пикирование ($\Delta m_z \approx 0,1$; $\alpha = 0$),

а также к появлению значительного момента рыскания, величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели с отклонением руля направления на угол -25° , и момента крена на углах атаки, близких к критическому значению.

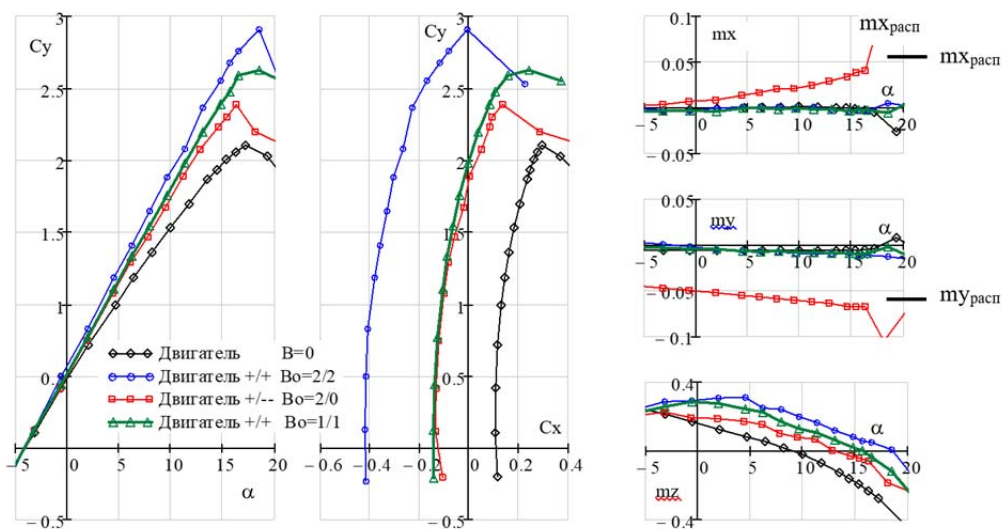


Рис. 4. Эффект выравнивания тяги ВВ на продольные характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 4. The effect of propeller thrust stabilizing on the longitudinal characteristics of the model in the take-off configuration

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, реализуемое в результате моделирования работы электрической трансмиссии ($B_0 = 1$), приводит к заметному улучшению АДХ модели во взлетной конфигурации:

- отсутствуют приращения моментов рыскания и крена, ранее имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- увеличивается производная Cy^α на 9 % и значение Cy_{max} на 0,31 (или на 13 %),
- несколько снижается значение сопротивления модели ($\Delta Cx \approx 9$ %) на взлетном значении коэффициента $Cy \approx 1,6$, которое может возрасти с учетом потерь на балансировку самолета с отказавшим двигателем,
- при сохранении удовлетворительного характера поведения момента тангажа, наблюдаемом в рабочем диапазоне углов атаки, зависимость $m_z(\alpha)$ эквидистантно смещается на кабрирование на величину $\Delta m_z \approx 0,08$ ($\alpha = 0$),

В отсутствии потерь на поперечную балансировку и их малости на путевую составляющую модели разница в отрицательных значениях сопротивления, определяющая избыток коэффициента тяги в условиях моделирования электрической трансмиссии и в его

отсутствии с наличием значительного приращения момента рыскания ($\Delta m_y = 0,058$), составляет $\Delta C_T \approx 0,023$ при взлетном значении $Cy \approx 1,6$.

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

Аналогичное представление результатов испытаний модели в полете без отказа («Двигатель +/+ $B_0 = 2/2$ »), с отказом («Двигатель +/- $B_0 = 2/0$ »), а также в условиях моделирования работы электрической трансмиссии («Двигатель +/+ $B_0 = 1/1$ ») показано на рис. 5.

Увеличение угла отклонения закрылка с взлетного значения 20° до посадочного 50° приводит к более существенному изменению АДХ модели [15], наблюдаемому при отказе двигателя:

- снижению значений производной Cy^α на 12 % и Cy_{max} на 0,8 (или на 21 %);
- снижению располагаемой тяги на ≈ 51 % (оценка по приращению Cx при $Cy = 1$),
- приращению значений момента тангажа на пикирование ($\Delta m_z \approx 0,04$; $\alpha = 0$) и увеличению продольной статической устойчивости на $|\Delta m_z^{Cy}| \approx 0,13$,
- появлению значительных моментов рыскания и крена, величины которых близки

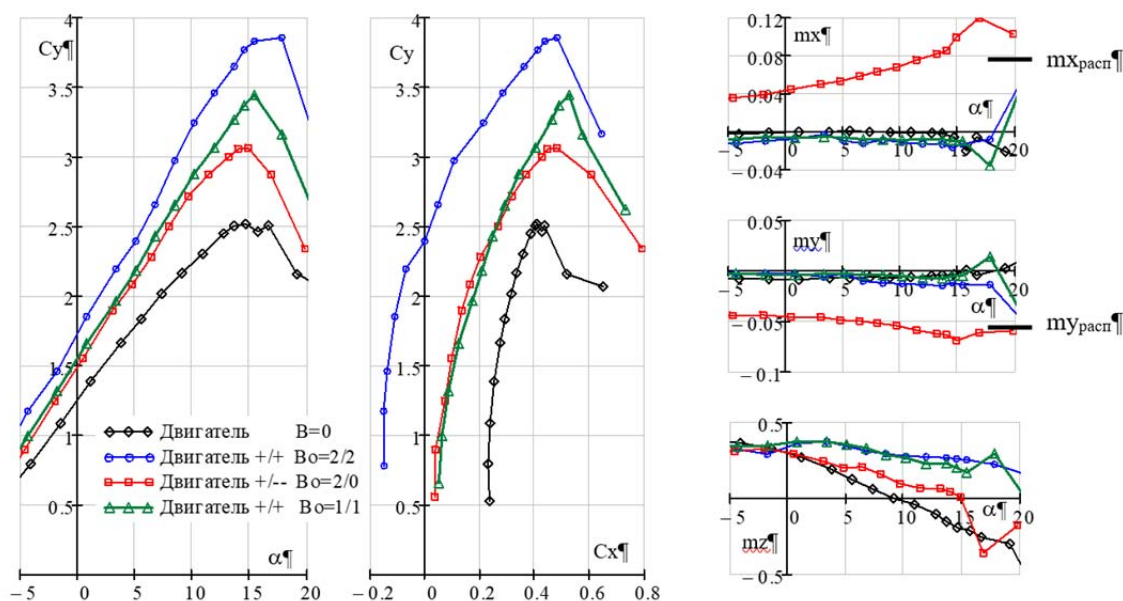


Рис. 5. Эффект выравнивания тяги ВВ на продольные характеристики модели в посадочной конфигурации
Fig. 5. The effect of propeller thrust stabilizing on the longitudinal characteristics of the model in the landing configuration

или превышают располагаемые моменты модели от отклонения элеронов и руля направления на угол -25° .

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, реализуемое в результате моделирования работы электрической трансмиссии ($B_0 = 1$), приводит к улучшению АДХ модели в посадочной конфигурации:

- отсутствуют приращения моментов крена и рыскания, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- увеличивается производная C_{y^α} на 9 % и значение $C_{y_{max}}$ на 0,49 (или на 16,5 %).

Однако эти положительные изменения аэродинамических характеристик являются недостаточными для ухода самолета на второй круг прежде всего из-за отсутствия располагаемой тяги для набора высоты.

Для обеспечения возможности управления самолетом и наличия располагаемой тяги для ухода на второй круг, заход на посадку должен осуществляться с взлетным положением механизации крыла ($\delta_3 = 20^\circ$), полное отклонение которой выполняется на заключительном этапе. Поскольку большинство

легких самолетов не способны выполнять набор высоты с выпущенным шасси и закрылками в посадочном положении, то выполнение посадки на предпосадочной прямой является неизбежным решением.

Исследования преимуществ гибридно-электрической силовой установки для турбовинтовых самолетов, которые не учитывают требования к необходимым резервам энергии в случае отказа двигателя, могут привести к переоценке их достоинств по сравнению с правильно выбранными характеристиками ГТД базового самолета.

Боковые аэродинамические характеристики

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

Результаты испытаний модели во взлетной конфигурации по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки ($\alpha_r = 5^\circ$), проведенных без ВВ ($B = 0$), с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель +/+ $B_0=2/2$ ») и с отказом («Двигатель +/- $B_0 = 2/0$ »), а также в условиях ра-

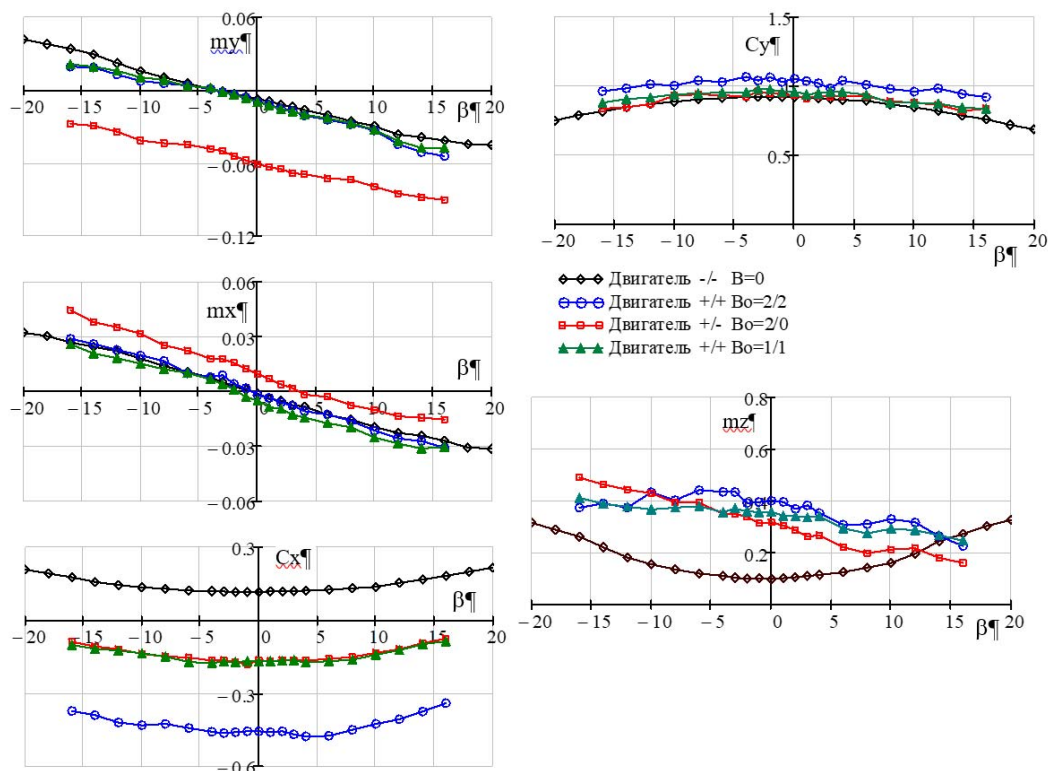


Рис. 6. Эффект выравнивания тяги ВВ на боковые характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 6. The effect of propeller thrust stabilizing on the lateral characteristics of the model in the take-off configuration

боты электрической трансмиссии («Двигатель +/- $B_0 = 1/1$ »), показаны на рис. 6.

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_0 = 2$ приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения:

- снижению несущих свойств модели на $\Delta C_y = 0,11$ (или на 10 %);
- снижению располагаемой тяги на $\approx 50\%$ (оценка по приращению C_x при $\beta = 0$),
- появлению момента рыскания ($m_y = -0,051$), величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели при отклонении руля направления на угол -25° , и небольшого момента крена ($m_x = 0,011$).

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, как и следовало ожидать на основе ранее проведенного анализа продольных АДХ модели, приводит к заметному улучшению боковых характеристик:

- практически отсутствуют приращения значений моментов рыскания и крена, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- снижается разница в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне,
- несколько увеличивается уровень значений коэффициентов подъемной силы и располагаемой тяги, оцениваемой по изменению значений сопротивления модели.

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

Аналогичные результаты испытаний модели в посадочной конфигурации по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки ($\alpha_t = 5$), проведенные без ВВ ($B = 0$), с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель +/- $B_0 = 2/2$ ») и с отказом («Двигатель +/- $B_0 = 2/0$ »), а также в условиях работы электрической трансмиссии («Двигатель +/- $B_0 = 1/1$ »), показаны на рис. 7.

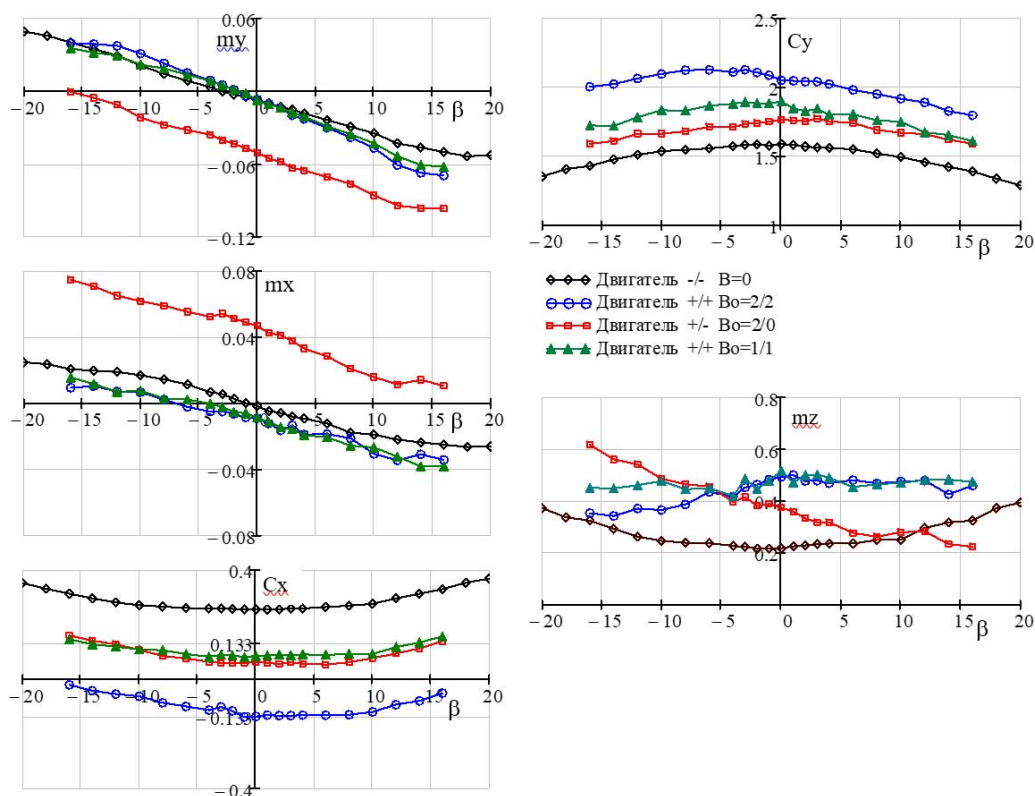


Рис. 7. Эффект выравнивания тяги ВВ на боковые характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 7. The effect of propeller thrust stabilizing on the lateral characteristics of the model in the landing configuration

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_0 = 2$ приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения:

- снижению несущих свойств модели на $\Delta C_y = 0,38$ (или на 19 %);
- снижению располагаемой тяги на ≈ 55 % (оценка по приращению C_x при $\beta = 0$),
- появлению значительных моментов рыскания ($m_y = -0,051$, $\beta = 0$) и крена ($m_x = 0,049$; $\beta = 0$) при нулевом угле скольжения, величины которых близки к располагаемым моментам органов управления модели.

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, как и следовало ожидать на основе ранее проведенного анализа АДХ модели, приводит к заметному улучшению боковых характеристик:

- практически отсутствуют приращения значений моментов рыскания и крена, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,

- снижается разница в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне,
- увеличивается уровень значений коэффициентов подъемной силы и располагаемой тяги, оцениваемой по изменению значений сопротивления модели.

Оценка характеристик ЛТС с выравниванием тяги воздушных винтов

На основании анализа результатов экспериментальных исследований АДХ модели с моделированием перераспределения мощности между двигателями при отказе одного из них, выполнена оценка характеристик следующих режимов полета самолета:

- набора высоты,
- ухода на второй круг,
- крейсерского полета с одним работающим ГТД,

проведенная с учетом коррекции сопротивления модели самолета ($C_{Do_{min,wt}}$) на натурные условия полета ($C_{Do_{min,flight}}$), определенной на основании полуэмпирической зависимости [21], соответствующей характеру изменения сопротивления турбулентного трения пластины при увеличении числа Рейнольдса от трубного (Re_{wt}) до натурального (Re_{flight}) значений

$$C_{Do_{min,flight}} = C_{Do_{min,wt}} \cdot \left(\frac{Re_{wt}}{Re_{flight}} \right)^{0.15}.$$

Коррекция сопротивления модели на режимах взлета и посадки составляет 0,017 ($Cx_o = 0,035$) и 0,013 ($Cx_o = 0,030$) в крейсерском полете ($V = 350$ км/ч) на высоте $H = 3$ км.

Градиент набора высоты

Для обеспечения безопасности полета для каждой категории самолетов в авиационных правилах приведены требования к минимально допустимым значениям градиента набора высоты с одним неработающим двигателем. Согласно требованиям, приведенным в АП-23 (п. 23.67) для многодвигательных самолетов с ГТД и взлетной массой в диапазоне 2720...5700 кг, набор высоты до 120 м должен выполняться с постоянным положительным значением градиента при следующих условиях:

- критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления,
- режим работающего двигателя – взлетный,
- шасси убрано,
- закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

Градиент набора высоты, равный отношению расстояний самолета, пройденных по вертикали и горизонтали, примерно соответствует углу набора высоты γ , определяемому отношением располагаемой тяги ($T-X$) к весу (G) самолета:

$$\theta = \sin^{-1} \cdot \left(\frac{T-X}{G} \right).$$

Оценка градиента начального этапа набора высоты, проведенная на основании трубного значения сопротивления модели самолета ($Cx \approx -0,0622$ при $Cy \approx 1,6$), скорректированного на потерю 10 % тяговой мощности при ее передаче и на приведенное выше снижение сопротивления в натуральных условиях полета, показала расчетное значение угла набора высоты $\gamma = 0,045$ радиана ($2,6^\circ$), которое соответствует требованию его положительных значений в АП-23.

Уход на второй круг

Нормированные характеристики ухода самолета на второй круг с одним работающим двигателем (АП-23 п. 23.77) требуют обеспечения градиента набора высоты не менее 0,025 радиана и вертикальной скорости не менее 1 м/с на высоте 120 м над уровнем посадочной поверхности, определенного при следующих условиях:

- мощность или тяга двигателя, рекомендованные для ухода на второй круг,
- шасси выпущено,
- закрылки в посадочном положении.

Отсутствие избытка тяги самолета в посадочной конфигурации ($Cx \approx 0,118$ при $Cy \approx 1,6$) обуславливает выполнение посадки как неизбежное решение для рассматриваемого ЛТС с отказом одного двигателя и посадочным углом отклонения закрылков равным 50° . При заходе на посадку с взлетным положением механизации ($\delta_z = 20^\circ$) и выпущенным шасси ($\Delta Cx_{ш} \approx 0,017$) уход на второй круг возможен с градиентом 0,035 радиана, соответствующим углу набора высоты $\theta \approx 2^\circ$.

Крейсерский полет с одним работающим ГТД

Передача электрической энергии от работающего двигателя к электрическому приводу движителя второго ВВ возможна также

и в крейсерском полете при отказе одного маршевого ГТД и переводе второго двигателя в режим максимальной продолжительной мощности. На этом режиме работы силовой установки возможно снижение удельного расхода топлива и увеличение дальности полета [22].

Оценка крейсерской скорости ЛТС для полета на режиме максимальной продолжительной мощности одного двигателя выполнена на основании сопоставления значения сопротивления модели в крейсерской конфигурации, скорректированного на влияние числа Рейнольдса ($\Delta C_{x_0} = -0,013$), с располагаемой величиной тяги одного двигателя на высоте $H = 3$ км.

После выполнении коррекции трубного значения сопротивления модели ($C_{x_{кр}} = 0,043$ при $C_{y_{кр}} = 0,36$) на натурные условия полета, а также учета 10 % потери тяги одного ГТД при передаче электрической энергии от работающего двигателя к движителю второго двигателя, суммарное располагаемое значение тяги $T_{расп} = 405$ кГ несколько превышает потребное значение $T_{потр} = 396$ кГ в крейсерском полете ($H = 3$ км; $V_{кр} = 350$ км/ч).

Заключение

Анализ влияния отказа одного из двигателей на управляемость и аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенный на основании результатов моделирования передачи половины мощности работающего двигателя к неработающему двигателю, показал:

- отсутствие приращений моментов рыскания и крена, имевших место в характеристиках модели с отказом одного двигателя,
- увеличение производной C_{y^α} на 9 % и значений $C_{y_{max}}$ на 0,31...0,49 (или на 13 и 16,5 %) во взлетной и посадочной конфигурациях крыла соответственно,
- снижение значений сопротивления модели на ($\Delta C_x \approx 9$ %) на взлетном значении $C_y \approx 1,6$,
- сохранение в целом удовлетворительного характера поведения моментных характе-

ристик в рабочем диапазоне углов атаки с эквидистантным смещением зависимости $m_z(\alpha)$ на кабрирование ($\Delta m_z \approx 0,08$; $\alpha = 0$),

- снижение разницы в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне углов скольжения ($\beta = \pm 16^\circ$),
- выполнение требования АП-23 по положительному значению градиента набора высоты на уровне 120 м от ВПП, равному 0,045 радиана ($\theta \approx 2,6^\circ$),
- возможность ухода на второй круг при заходе на посадку с взлетным положением механизации и выпущенным шасси с градиентом набора высоты 0,035 радиана ($\theta \approx 2^\circ$),
- возможность обеспечения крейсерской скорости полета 350 км/ч на расчетной высоте $H = 3$ км при отключении одного маршевого ГТД и передаче ему половиной мощности второго двигателя, работающего в режиме максимальной продолжительной мощности.

Список литературы

1. Schafer A.W., Barrett S.R.H., Doyne K. et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft // Journal Nature Energy. 2019. Vol. 4. Pp. 160–166. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x
2. Epstein A.H., O'Flarity S.M. Considerations for reducing aviation's CO₂ with aircraft electric propulsion // Journal of Propulsion and Power. 2019. Vol. 35, no. 3. Pp. 572–582. DOI: 10.2514/1.B37015
3. Veldhuis L.L.M. Radical Aircraft based on hybrid-electric propulsion. Clean Sky2. TUDelft. Contribution of NOVAIR to LPA WP1.6.4 and 1.6.3 [Электронный ресурс] // zenodo.org, 17 November 2020. URL: <https://zenodo.org/record/5000000/files/2.4-IMOT> (дата обращения: 09.06.2023).
4. Zamboni J. A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft / J. Zamboni, R. Vos, M. Emeneth, A. Schneegans [Электронный ресурс] // AIAA Scitech 2019 Forum.

7–11 January 2019. DOI: 10.2514/6.2019-1587 (дата обращения: 09.06.2023).

5. Patterson M.D., Derlaga J.M., Borer N.K. High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator [Электронный ресурс] // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Washington, D.C., June 2016. DOI: 10.2514/6.2016-3922 (дата обращения: 09.06.2023).

6. Klunk G.T., Freeman J.L. Vertical tail area reduction for aircraft with spanwise distributed electric propulsion [Электронный ресурс] // 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium. Cincinnati, Ohio, 9–11 July 2018. DOI: 10.2514/6.2018-5022 (дата обращения: 09.06.2023).

7. Nguyen E., Troillard P., Jezegou J. et al. Reduction of vertical tail using differential thrust: Influence on flight control and certification [Электронный ресурс] // AEGATS 2018. France, Toulouse, October 2018. Pp. 1–8. URL: <https://hal.science/hal-02183315> (дата обращения: 09.06.2023).

8. Armstrong M. Stability, transient response, control, and safety of a high-power electric grid for turboelectric propulsion of aircraft / M. Armstrong, C. Ross, D. Phillips, M. Blackwelder [Электронный ресурс] // NASA/CR-2013-217865, 2013. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140000336/downloads/20140000336.pdf> (дата обращения: 09.06.2023).

9. Hepperle M. Electric flight – potential and limitations [Электронный ресурс] // MP-AVT-209-09. 30 p. URL: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf> (дата обращения: 09.06.2023).

10. Duffy K.P., Jansen R.H. Partially turboelectric and hybrid electric aircraft drive key performance parameters [Электронный ресурс] // 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium. Cincinnati, Ohio, 9–11 July 2018. DOI: 10.2514/6.2018-5023 (дата обращения: 09.06.2023).

11. Jansen R.H., Duffy K.P., Brown G.V. Partially turboelectric aircraft drive key performance parameter [Электронный ресурс] // 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 10–12 July 2017. USA, Georgia, Atlanta.

DOI: 10.2514/6.2017-4702 (дата обращения: 09.06.2023).

12. Pohl M. Preliminary design of integrated partial turboelectric aircraft propulsion systems / M. Pohl, J. Köhler, H. Kellermann, M. Lüdemann, D. Weintraub, P. Jeschke, M. Hornung // Journal of the Global Power and Propulsion Society. 2022. Vol. 6, no. 1. Pp. 1–23. DOI: 10.33737/jgpps/145907

13. Дунаевский А.И., Редькин А.В. Способ синхронизации и обеспечения симметрии тяги воздушных винтов силовой установки летательного аппарата и электрическая синхронизирующая трансмиссия для его реализации. Патент № RU 2646696, C1, B64C 11/50, B64D 31/12: опубл. 06.03.2018. 11 с.

14. Михайлов Ю.С. Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 5. С. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88

15. 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

16. Adu-Gyamfi B.A., Good C. Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies [Электронный ресурс] // Transportation Engineering. 2022. Vol. 9. ID 100134. DOI: 10.1016/j.treng.2022.100134 (дата обращения: 09.06.2023).

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

18. Horling H. Control and performance during asymmetrical powered flight [Электронный ресурс] // AvioConsult. 2012. 28 p. URL: <https://www.avioconsult.com/downloads/Control%20and%20Performance%20During%20Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf> (дата обращения: 09.06.2023).

19. Quillet D. Parallel hybrid-electric powertrain sizing on regional turboprop aircraft with consideration for certification performance requirements / D. Quillet, V. Boulanger, D. Rancourt, R. Freer, P. Bertrand [Электронный ресурс] // AIAA AVIATION Forum. 2–6 Au-

gust 2021. DOI: 10.2514/6.2021-2443 (дата обращения: 09.06.2023).

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

21. 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.

22. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // *Авиационные двигатели*. 2022. № 1 (14). С. 19–32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19

References

1. Schafer, A.W., Barrett, S.R.H., Doyme, K. et al. (2019). Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft. *Journal Nature Energy*, vol. 4, pp. 160–166. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x

2. Epstein, A.H., O'Flarity, S.M. (2019). Considerations for reducing aviation's CO₂ with aircraft electric propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 35, no. 3, pp. 572–582. DOI: 10.2514/1.B37015

3. Veldhuis, L.L.M. (2020). Radical Aircraft based on hybrid-electric propulsion. Clean Sky2. TUDelft. Contribution of NOVAIR to LPA WP1.6.4 and 1.6.3, 17 November. *zenodo.org*. Available at: <https://zenodo.org › record › files › 2.4-IMOT> (accessed: 09.06.2023).

4. Zamboni, J., Vos, R., Emeneth, M., Schneegans, A. (2019). A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*, 7–11 January. DOI: 10.2514/6.2019-1587 (accessed: 09.06.2023).

5. Patterson, M.D., Derlaga, J.M., Borer, N.K. (2016). High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator. In: *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Washington, D.C., June. DOI: 10.2514/6.2016-3922 (accessed: 09.06.2023).

6. Klunk, G.T., Freeman, J.L. (2018). Vertical tail area reduction for aircraft with spanwise distributed electric propulsion. In: *2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium*, Cincinnati, Ohio, 9–11 July. DOI: 10.2514/6.2018-5022 (accessed: 09.06.2023).

7. Nguyen, E., Troillard, P., Jezegou, J. et al. (2018). Reduction of vertical tail using differential thrust: Influence on flight control and certification. In: *AEGATS 2018*, France, Toulouse, October, pp. 1–8. Available at: <https://hal.science/hal-02183315> (accessed: 09.06.2023).

8. Armstrong, M., Ross, C., Phillips, D., Blackwelder, M. (2013). Stability, transient response, control, and safety of a high-power electric grid for turboelectric propulsion of aircraft. *NASA/CR-2013-217865*. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140000336/downloads/20140000336.pdf> (accessed: 09.06.2023).

9. Hepperle, M. Electric flight – potential and limitations. *MP-AVT-209-09*, 30 p. Available at: <https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf> (accessed: 09.06.2023).

10. Duffy, K.P., Jansen, R.H. (2018). Partially turboelectric and hybrid electric aircraft drive key performance parameters. In: *2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium*, Cincinnati, Ohio, 9–11 July. DOI: 10.2514/6.2018-5023 (accessed: 09.06.2023).

11. Jansen, R.H., Duffy, K.P., Brown, G.V. (2017). Partially turboelectric aircraft drive key performance parameter. In: *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 10–12 July, Atlanta, Georgia, USA. DOI: 10.2514/6.2017-4702 (accessed: 09.06.2023).

12. Pohl, M., Köhler, J., Kellermann, H., Lüdemann, M., Weintraub, D., Jeschke, P., Hornung, M. (2022). Preliminary design of integrated partial turboelectric aircraft propulsion systems. *Journal of the Global Power and Propulsion Society*, vol. 6, no. 1, pp. 1–23. DOI: 10.33737/jgpps/145907

13. Dunaevskij, A.I., Redkin, A.V. (2018). Method of synchronization and provision of symmetry of propellers thrust of aircraft power plant and electric synchronizing transmission for its realization. Patent RU no. 2646696, C1, B64C11/50, B64D31/12: publ. March 6, 11 p. (in Russian)

14. 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)

15. Mikhailov, Yu.S. (2021). 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 (in Russian)

16. Adu-Gyamfi, B.A., Good, C. (2022). Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies. *Transportation Engineering*, vol. 9, ID 100134. DOI: 10.1016/j.treng.2022.100134 (accessed: 09.06.2023).

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

18. Horling, H. (2012). Control and performance during asymmetrical powered flight. *AvioConsult*, 28 p. Available at: <https://www.avioconsult.com/downloads/Control%20and%20>

[Performance%20During%20Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf](#) (accessed: 09.06.2023).

19. Quillet, D., Boulanger, V., Rancourt, D., Freer, R., Bertrand, P. (2021). Parallel hybrid-electric powertrain sizing on regional turboprop aircraft with consideration for certification performance requirements. *In: AIAA AVIATION Forum*. August 2–6. DOI: 10.2514/6.2021-2443 (accessed: 09.06.2023).

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

21. 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.

22. Varyukhin, A.N., Zakharchenko, V.S., Rakhmankulov, D.Ya. et al. (2022). Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts. *Aviation Engines*, no. 1 (14), pp. 19–32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19 (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 26.06.2023
Одобрена после рецензирования 12.08.2023
Принята в печать 25.01.2024

Received 26.06.2023
Approved after reviewing 12.08.2023
Accepted for publication 25.01.2024