УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88

АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ПЛАНЕРОМ ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹

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

В проектировании многодвигательных самолетов одной из важных тем является взаимодействие между воздушными винтами и элементами компоновки планера, особенно на режимах взлета и ухода на второй круг. Современные концепции винтовых самолетов в тянущей конфигурации характеризуются высокой дисковой нагрузкой и повышенным числом лопастей винта, используемых для увеличения крейсерской скорости и снижения чрезмерного шума. Первой проблемой, возникающей из-за высокой дисковой нагрузки, является прямое влияние сил на работающих винтах (тяга, нормальная сила) на устойчивость самолета, особенно на углах атаки, отличных от нулевого значения. Второй – высокоэнергетический уровень спутной струи винтов, оказывающий существенное косвенное влияние на аэродинамику, устойчивость и управляемость самолета. Это влияние связано прежде всего с взаимодействием спутной струи с другими элементами компоновки самолета. Сложность учета взаимной интерференции струй с крылом и другими элементами планера обусловило применение экспериментальных методов исследования проблем взаимодействия винтов и планера при разработке компоновок винтовых самолетов. Эта статья представляет анализ результатов экспериментальных исследований взаимодействия между работающими воздушными винтами и планером легкого двухдвигательного транспортного самолета. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным крылом и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла представляет собой двухцелевой отклоняемый закрылок с фиксированным дефлектором. Трубные испытания модели в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях проведены в малоскоростной трубе Т-102 ЦАГИ. Измерение сил и моментов, действующих на модель, выполнено шестикомпонентными внешними весами, измерение силы и моментов, действующих на воздушный винт, – тензовесами, установленными внутри мотогондол имитаторов силовой установки. Одновременное использование комбинации внешних и внутренних весов позволило определить прямой и косвенный вклад работающих воздушных винтов в продольные аэродинамические характеристики модели при изменении коэффициента нагрузки B в диапазоне от 0 до 2.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель винтового самолета, взаимодействие винтов с планером.

ВВЕДЕНИЕ

В 80-х годах прошлого столетия большой интерес вызвала разработка усовершенствованных воздушных винтов (винтовентиляторов с увеличенным числом широких лопастей) для самолетов транспортной авиации [1–3]. Эти работы показали потенциальные преимущества новых винтов в снижении расхода топлива, достижении высоких значений взлетной тяги и сохранении эффективности до крейсерских чисел Маха, равных $M \approx 0,75$. Несмотря на то что интерес к винтовентиляторам ограничился в основном их применением в компоновках нескольких военно-транспортных самолетов КВП Ан-70 [3] и А400М [4], в настоящее время сохраняется большой интерес к использованию воздушных винтов в компоновках дозвуковых самолетов [5], а также для беспилотных летательных аппаратов [6].

Воздушные винты в тянущей конфигурации, работающие с повышенной тягой на режиме взлета, оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость самолета [7]. В работе [8] показано, что увеличение интенсивности обдува крыла струей от винтов приводит к заметному улучшению несущих способностей крыла ($\Delta C_{y_{\max}} = 1,05$; $B_0 = 2,8$; $\delta_3 = 25^\circ$) и снижению продольной статической устойчивости самолета во взлетной конфигурации на $|\Delta m_z^{Cy}| = 0,2$. Было отмечено двукратное повышение эффективности рулей направления, обдуваемых струей от винтов на взлетном режиме работы силовой установки. Также отмечено заметное изменение характеристик путевой устойчивости из-за вза-

имодействия закрученных струй от винтов одинакового направления вращения с двухкилевым вертикальным оперением.

Сложность учета взаимного влияния между воздушными винтами и планером самолета определила необходимость выбора экспериментальных подходов к моделированию их взаимодействия в аэродинамических трубах [9]. Исследования, выполняемые с использованием модельных силовых установок, позволяют изучать суммарные АДХ моделей с работающими винтами, в том числе при отказе одного из двигателей. Установка внутримodelьных тензовесов, измеряющих нагрузки на воздушных винтах, существенно расширяет возможности изучения взаимодействия винтов с планером за счет разделения суммарного вклада на компоненты прямого (силы и моменты на винте) и косвенного влияния (воздействия струи на элементы планера).

В статье представлен анализ результатов экспериментального моделирования взаимодействия между работающими воздушными винтами одинакового направления вращения (против часовой стрелки на виде сзади) и планером легкого двухдвигательного транспортного самолета. Испытания проведены при изменении коэффициента нагрузки на площадь, ометаемую винтом, в диапазоне $B = 0 \dots 2$. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным крылом трапецевидной формы в плане и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла представляет собой двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Трубные испытания модели в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях проведены в малоскоростной аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА И ИМИТАТОРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Легкий транспортный самолет (ЛТС) предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350\text{--}420$ 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 ($S_{\text{м.ф}} = 0,16$), имеющим погрузочную рампу в хвостовой части, и палубным вариантом хвостового оперения. Силовая установка состоит из двух ТВД типа ВК-800 с воздушными винтами АВ 410 ($D_{\text{в}} = 2,35$ м), установленных под крылом (рис. 1, а).

Рис. 1. Схема и фотография модели самолета со снятыми капотами имитатора силовой установки в рабочей части АДТ Т-102

Fig. 1. The scheme and the photo of the aircraft model with the power plant simulator removed cowls in the working section of T-102 wind-tunnel facility

Крыло трапецевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла следующие: удлинение – $\lambda = 8,76$, сужение – $\eta = 2,56$. Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля П4-15М с относительной толщиной $\bar{c} = 15\%$. Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевая механизация задней кромки (рис. 1, а), состоящая из поворотного закрылка с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет $\delta_3 = 20\text{--}25^\circ$, на посадке – $\delta_3 = 40\text{--}50^\circ$.

Оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензовесов с электродвигателями к сердечнику крыла. Устройства имитации 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 (ЭД) АТВ 003_4.1 мощностью 5 кВт;
- внутримодельных тензовесов; измерителя числа оборотов; термопар с термоиндикаторами контроля температуры обмотки электродвигателя.

Фотография модели самолета с ИСУ в рабочей части трубы Т-102 показана на рис. 1, б.

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензовесов из модели осуществлен с использованием специального профилированного обтекателя, закрепленного на узле подвески контргруза (рис. 2). Геометрия поперечного сечения обтекателя с относительной толщиной ($c = 33,3\%$) показана на рис. 2 вместе с расчетными аэродинамическими характеристиками сечения, полученными с использованием программы XFOIL6.9 [10].

Рис. 2. Геометрия и аэродинамические характеристики сечения обтекателя кабелей
Fig. 2. Geometry and the aerodynamic characteristics of the cable fairing cross-section

Методические исследования влияние обтекателя на продольные характеристики модели в крейсерской и взлетной конфигурациях ($\delta_3 = 0$ и 20°) показали умеренное увеличение сопротивления модели ($\Delta Cx_0 \approx 7\%$ от Cx_0 модели при $\delta_3 = 0$ и $\alpha = 0$), снижение несущих свойств

$\Delta C_{y_0} \approx -0,011 \dots -0,018$ и малое приращение момента тангажа на кабрирование ($\Delta m_{z_0} \approx 0,006 \dots 0,020$). С увеличением угла отклонения закрылка до 50° несколько возросло приращение значения коэффициента сопротивления модели от установки обтекателя.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ

Моделирование струи воздушных винтов (ВВ) в АДТ при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натурных условиях полета [9]. Одновременное обеспечение этих отношений в трубных условиях во всем диапазоне летных значений коэффициента C_y 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 C_y может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта. Необходимым условием этого моделирования является соблюдение 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 нагрузки B в трубных и натурных условиях полета.

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

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

Рис. 3. Вклад сил, действующих на винте, в подъемную силу и сопротивление модели самолета

Fig. 3. Contribution of the forces acting on the propeller to the lift and drag of the aircraft model

Таблица 1
Table 1

Bo	V_∞ м/с	$Re_{ва}/10^6$	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

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициента Bo^1 от крейсерского значения 0,3 до взлетного 2, определены из условия обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели в условиях ограниченной мощности электродвигателя. Реализуемые в испытаниях значения чисел Re , определенные по САХ крыла и относительной поступи винта $\lambda_B = 60 \cdot V / n_c \cdot D_B$, где V – скорость набегающего потока, м/с, n_c – число оборотов винта в минуту, D_B – диаметр винта, м, приведены в табл. 1.

Максимальное значение коэффициента нагрузки, обеспечиваемое двигателем ВК-800 с винтами АВ-410 диаметром 2,35 на взлетном режиме работы двигателей при скорости $V \approx 160$ км/ч и тяге $T = 900$ кг, составляет $Bo_{max} \approx 1,7$ при $\lambda_B = 0,54$.

Вклад ВВ в подъемную силу (1) и сопротивление (2) модели самолета определен векторным суммированием значений тяги и нормальной силы, измеренных внутримодельными тензосенсорами (рис. 3):

$$\begin{aligned} Y_p &= rT_y \cdot \cos(\alpha + \varphi_{MG}) + rT_x \cdot \sin(\alpha + \varphi_{MG}), \text{ кг}, \\ C_{Y_p} &= Y_p / (q \cdot S_w), \end{aligned} \quad (1)$$

где rT_x и rT_y – тяга и нормальная сила, действующие на винт; α – угол атаки, измеряемый относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ); φ_{MG} – угол заклинивания мотогондолы (МГ) относительно СГФ; C_{Y_p} и C_{X_p} – вклад сил на винте в C_y и C_x модели; q – скоростной напор; S_w – площадь крыла.

$$\begin{aligned} X_p &= rT_x \cdot \cos(\alpha + \varphi_{MG}) + rT_y \cdot \sin(\alpha + \varphi_{MG}), \text{ кг}, \\ C_{X_p} &= X_p / (q \cdot S_w). \end{aligned} \quad (2)$$

С учетом положений оси МГ по высоте (Y_B) и плоскости вращения ВВ по оси X (X_B) относительно условного центра масс (ЦМ) модели, определен суммарный вклад тяги и нормальной силы в создание дополнительного момента тангажа модели (3)

$$\begin{aligned} Mz_p &= -rT_x \cdot Y_B + rT_y \cdot X_B + Mz_B, \text{ кгм}, \\ m_{z_p} &= Mz_p / (q \cdot S_w \cdot B_a), \end{aligned} \quad (3)$$

где Mz_B – момент тангажа ВВ, измеренный тензосенсорами; m_{z_p} – вклад сил на ВВ в коэффициент момента тангажа модели, B_a – САХ крыла.

Последующее вычитание вклада сил и момента тангажа, создаваемых ВВ, из суммарных характеристик модели с работающими винтами позволяет определить влияние струи на подъемную силу, сопротивление и характеристики продольной статической устойчивости модели.

В связи с заметным отличием трубных режимов обтекания модели самолета с винтами в АДТ от натурных условий полета, выполнена коррекция значений сопротивления и подъемной силы на учет масштабного эффекта. Коррекция сопротивления произведена путем эквидистантного смещения экспериментальных точек на разность величин сопротивления (ΔC_{X_0}) модели и самолета без работающих винтов, вычисленных при нулевом значении коэффициента подъемной силы. Величина C_{X_0} самолета в крейсерской конфигурации определена на основа-

¹ B_0 – коэффициент нагрузки изолированного винта.

нии его омываемой площади и статистических значений эквивалентного сопротивления трения для различных типов самолетов (C_{fe}), приведенных в работе [11]. Вычисленная поправка к C_{x_0} модели составляет 0,011.

Влияние масштабного эффекта на несущие свойства крыла с убранной и отклоненной механизацией при малых скоростях полета определено в условиях принятого (подтвержденного в ряде испытаний) предположения о сохранении приращения $\Delta C_{y_{max}}$ от отклонения механизации крыла при изменении числа Рейнольдса от трубного до повышенных значений. Для прямых крыльев с удлинением $\lambda \approx 9$ величина коэффициента $C_{y_{max}}$ крыла обычно определяется как среднее расчетное значение $C_{y_{max}}$ базовых сечений, полученных при соответствующих числах Рейнольдса в компоновке крыла. Проведенные расчеты показали возможное приращение значений $C_{y_{max}}$ крыла на $\Delta C_{y_{max}} = 0,2$ в натуральных условиях обтекания.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Анализ влияния ВВ на АДХ (аэродинамические характеристики) модели выполнен в крейсерской, взлетной ($\delta_3 = 20^\circ$) и посадочной ($\delta_3 = 50^\circ$) конфигурациях. Испытания проведены в диапазоне углов атаки $\alpha = -6 \dots 24^\circ$ при скоростях потока $V = 32 \dots 19,2$ м/с, соответствующих числам $Re_{BA} = (0,67 \dots 0,40) \cdot 10^6$ и номинальным значениям воздушных винтов с установленным обтекателем кабелей. Все испытания выполнены с нулевыми углами отклонения органов управления, шасси присутствовало во взлетной и посадочной конфигурациях.

Для каждой конфигурации определен прямой (силы и моменты на винте) и косвенный вклад (воздействие струи на элементы планера) винтов в АДХ модели, включая характеристики продольной статической устойчивости. Используемые на графиках краткие обозначения «струя» и «натура» соответствуют результатам испытаний модели за вычетом вклада ВВ и коррекции коэффициентов $C_{y_{max}}$ и C_x модели с работающими ВВ на натурные условия полета соответственно. Значения производных C_y^α вычислены на линейном участке зависимостей $C_y(\alpha)$, а mz^{C_y} – в диапазоне $C_y = 0,4 \dots 0,6$ для $\delta_3 = 0$, и $C_y \approx 1,2 \dots 2$ в конфигурациях модели с отклоненной механизацией.

Крейсерская конфигурация

Влияние ВВ приводит к типичному изменению аэродинамических характеристик модели самолета нормальной схемы (рис. 4).

Происходит увеличение значений производной C_y^α и коэффициента $C_{y_{max}}$, смещение сопротивления в область отрицательных величин за счет тяги ВВ, а также малое приращение момента тангажа на пикирование с незначительным изменением запаса продольной статической устойчивости модели. Наблюдаемый на рис. 4 рост значений коэффициента В (тяги) связан с увеличением торможения потока в плоскости вращения ВВ, происходящим с ростом угла атаки.

Вычитание вклада сил от винтов из характеристик модели с работающими ВВ определило доминирующий вклад струи даже при малом значении коэффициента нагрузки $Bo = 0,3$ в несущие свойства модели в области углов атаки $\alpha > 10^\circ$. В результате коррекции АДХ модели на натурные условия полета величина $C_{y_{max}}$ с работающими винтами возросла со значения 1,68 до 2,08, величина K_{max} увеличилась на 2,3 единицы ($K_{max} \approx 13$; $C_{y_{K_{max}}} = 0,64$).

Увеличение коэффициента нагрузки В (тяги винтов) с $Bo = 0,3$ до 2 (рис. 5) привело к дополнительному повышению несущих свойств крыла в области критических углов атаки, большему смещению поляры в область отрицательных значений C_x и некоторому увеличению запаса статической устойчивости (рис. 5).

Рис. 4. Прямое и косвенное влияние винтов на аэродинамические характеристики модели в крейсерской конфигурации ($B_0 = 0,3$)

Fig. 4. Direct and indirect propellers effect on the aerodynamic characteristics of the model in the cruise configuration ($B_0 = 0.3$)

Рис. 5. Влияние коэффициента нагрузки B на основные аэродинамические характеристики модели ($\delta_f = 0$)

Fig. 5. Effect of loading factor B on the basic aerodynamic characteristics of the model ($\delta_f = 0$)

Взлетная конфигурация

Увеличение коэффициента нагрузки B до значения $B_0 = 2$ во взлетной конфигурации ($\delta_3 = 20^\circ$) привело к более существенному изменению АДХ модели (рис. 6) по сравнению с аналогичным влиянием на характеристики модели в крейсерской конфигурации.

Рис. 6. Влияние винтов на аэродинамические характеристики модели во взлетной конфигурации ($B_0 = 2$)
Fig. 6. Propellers effect on the model aerodynamic characteristics in the take-off configuration ($B_0 = 2$)

Помимо значительного приращения несущих свойств модели ($\Delta C_{y_{\max}} = 0,88$), имеет место также заметное снижение запаса продольной статической устойчивости на $|\Delta mZ^{Cy}| = 0,125$. Эти изменения связаны с ростом как прямого вклада сил на ВВ, так и косвенного влияния струи на АДХ модели, вызванных прежде всего значительным увеличением среднего значения коэффициента B с 2,1 до 2,8, наблюдаемым с ростом угла атаки (см. рис. 6).

Также, как было отмечено ранее в анализе характеристик модели крейсерской конфигурации, основной вклад в изменение АДХ модели вносит взаимодействие спутной струи от винтов с крылом и горизонтальным оперением.

В условиях нулевого угла скольжения ($\beta = 0$) закрутка потока от винтов одинакового направления вращения (против часовой стрелки) индуцирует отрицательный момент рыскания (рис. 7), величина которого возрастает с увеличением угла атаки (значения коэффициента B).

Рис. 7. Вклад односторонней закрутки потока струи в создание момента рыскания
Fig. 7. Contribution of one-sided flow swirl to the creation of the yawing moment

Вклад горизонтального оперения (ГО) в АДХ модели определен из сравнения результатов испытаний взлетной конфигурации с оперением (рис. 6) и без оперения (рис. 8) при одном значении коэффициента нагрузки $B_0 = 2$.

Рис. 8. Вклад винтов в характеристики модели во взлетной конфигурации без горизонтального оперения ($B_0 = 2$)

Fig. 8. Contribution of the propellers effect to the model characteristics in the takeoff configuration without horizontal tail ($B_0 = 2$)

Таблица 2
Table 2

ГО	B_0	C_{x_0}	C_{y_0}	mz_0	Cy^α	$C_{y_{max}}$	$\alpha_{кр},^\circ$	mz^{Cy}
+	0	0,108	0,46	0,14	0,11	2,05	17,3	-0,265
+	2	-0,451	0,59	0,30	0,137	2,93	18,1	-0,140
-	0	0,098	0,57	-0,13	0,099	1,95	17,4	0,091
-	2	-0,462	0,81	-0,37	0,132	3,08	17,8	0,042

Сравнение основных АДХ модели с оперением и без него, приведенное в табл. 2, показало:

- некоторое снижение значения производной Cy^α ($\Delta Cy^\alpha = -0,005$),
- приращение коэффициентов Cy_0 ($\Delta Cy_0 = 0,22$) и Cy_{max} ($\Delta Cy_{max} = 0,15$),
- дополнительное смещение поляры в область отрицательных значений Cx ($|\Delta Cx_0| = 0,011$),
- существенное изменение значения коэффициента mz_0 ($|\Delta mz_0| = 0,67$), связанное с влиянием струи (скоса потока и скоростного напора) на несущие свойства оперения.

Посадочная конфигурация

Увеличение угла отклонения закрылка до 50° привело к дополнительному приращению несущих свойств крыла ($\Delta C_{y_{\max}} = 0,12$) по сравнению с взлетной конфигурацией ($\delta z = 20^\circ$; $B_0 = 2$; рис. 6). Однако отсутствие избытка тяги и значительное снижение запаса продольной статической устойчивости в рабочем диапазоне значений C_y (рис. 9) может оказать неблагоприятное влияние на характеристики ухода самолета на второй круг.

Рис. 9. Влияние винтов на характеристики модели в посадочной конфигурации ($B_0 = 1$)

Fig. 9. Propellers effect on the model characteristics in the landing configuration ($B_0 = 1$)

Увеличение коэффициента нагрузки B с $B_0 = 1$ до 2 приводит к дополнительному повышению несущих свойств крыла в области критических углов атаки, смещению поляры в область отрицательных значений C_x и дополнительному снижению запаса статической устойчивости (рис. 10).

Рис. 10. Влияние коэффициента B на аэродинамические характеристики модели в посадочной конфигурации

Fig. 10. B factor effect on the model aerodynamic characteristics in the landing configuration

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ влияния воздушных винтов на продольные характеристики модели легкого транспортного самолета, показал:

- работа винтов приводит к типичному изменению аэродинамических характеристик модели самолета нормальной схемы, заключающемуся в увеличении производной $C_{y\alpha}$ и коэффициента $C_{y_{\max}}$, смещении поляры в область отрицательных значений за счет тяги винтов, а также к приращению момента тангажа на пикирование и снижению запаса продольной статической устойчивости. Наибольший вклад в изменение характеристик модели оказывает высокоэнергетическая струя от винтов;
- минимальное влияние винтов на характеристики модели получено в крейсерской конфигурации с $B_0 = 0,3$ ($\Delta C_{y_{\max}} = 0,39$; $\Delta mZ^{Cy} \approx 0$);
- отклонение закрылка во взлетное положение ($\delta z = 20^\circ$) и увеличение коэффициента нагрузки B_0 до максимального значения 2 привело к существенному приращению несущих свойств ($\Delta C_{y_{\max}} = 1,1$) и снижению запаса продольной устойчивости на $|\Delta mZ^{Cy}| = 0,125$ до значения $mZ^{Cy} = -0,14$;
- посадочная конфигурация модели ($\delta z = 50^\circ$) характеризуется наибольшим неблагоприятным влиянием винтов на изменение продольных характеристик модели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Groeneweg J.F., Bober L.J.** NASA advanced propeller research // NASA TM-101361, 1988. 35 p.
2. **Whitlow J.B., Sievers G.K.** NASA advanced turboprop research and concept validation program // NASA TM-100891, 1988. 28 p.
3. **Balabuyev P.** An-70 STOL aircraft characteristics at high angles of attack and take-off and landing characteristics / P. Balabuyev, O. Bogdanov, V. Kudryavtsev, V. Pustovoytov [Электронный ресурс] // 23rd International Congress of Aeronautical Sciences. ICAS, 2002. 6 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/PAPERS/P1.PDF (дата обращения: 23.07.2021).
4. **Reckzeh D.** Aerodynamic design of the A400M high-lift system [Электронный ресурс] // 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 2008. 8 p. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/362.PDF (дата обращения: 23.07.2021).
5. **Петров А.В.** Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.
6. **Austin R.** Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. Publisher: John Wiley & Sons Ltd, 2010. 372 p.
7. **Červinka J.** Simulation of propeller effect in wind tunnel / J. Červinka, R. Kulhánek, Z. Pátek, V. Kumar [Электронный ресурс] // 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 2016. 6 p. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0593_paper.pdf (дата обращения: 23.07.2021).
8. **Petrov A.V., Stepanov Y.G., Shmakov M.V.** Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel – Results of tests // Acta Polytechnica. 2004. Vol. 44, no. 2. P. 27–31. DOI: 10.14311/530
9. **Pope A., Barlow J.B., Rae W.H.** Low-speed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons Inc., 1999. 728 p.

10. Drela M., Youngren H. XFOIL 6.9 user primer [Электронный ресурс] // XFOIL Subsonic Airfoil Development System. 2011. URL: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (дата обращения: 12.08.2021).

11. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. 2nd ed. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. 729 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

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

ANALYSIS OF THE PROPELLERS-AIRFRAME INTERACTION OF THE LIGHT TRANSPORT AIRCRAFT

Yuriy S. Mikhailov¹

¹ Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

In the design of multi-engine aircraft, one of the important issues is the interaction between the propellers and airframe configuration components, especially in take-off and go-around procedure modes. Modern propeller-driven aircraft concepts in the pulling configuration are characterized by a high disk loading and an increased number of propeller blades used to increase cruising speed and reduce excessive noise. The first problem arising due to high disk loading is the direct impact of forces by operating propellers (thrust, normal force) on fixed-wing stability, especially at angles of attack different from a zero value. The second one involves a high-energy level of the propeller slipstream, having a significant indirect impact on the aircraft's aerodynamics, stability and controllability. This impact is primarily associated with the interaction of propellers slipstream with other aircraft's configuration elements. The complexity of taking into account the slipstream-wing interaction and other airframe components stipulated the application of experimental methods to study the problems of propellers – airframe interaction while designing propeller-driven aircraft configurations. This article presents an analysis of the experimental studies results of the operating propellers- airframe interaction for a light twin-engine transport aircraft. The aerodynamic aircraft's configuration is executed using the conventional pattern of a high-wing and the carrier-on deck type empennage. The high-lift wing device is a fixed-vane double-slotted flap. The wind-tunnel tests of the model in the cruising, takeoff and landing configurations were carried out in TsAGI low-speed wind-tunnel T-102. Measurement of forces and moments, acting on the model, was performed by means of an external six-component wind-tunnel balance. Measurement of forces and moments, acting on the propeller, was conducted using strain gauge weighers installed inside the engine nacelles of power plant simulators. The simultaneous combined use of external and internal balances allowed researchers to determine the direct and indirect contribution of operating propellers to the model longitudinal aerodynamic characteristics under variation of loading factor B ranging from 0 to 2.

Key words: wind tunnel, propeller-driven aircraft model, propeller-airframe interaction.

REFERENCES

1. Groeneweg, J.F. and Bober, L.J. (1988). *NASA advanced propeller research*. NASA TM-101361, 35 p.
2. Whitlow, J.B. and Sievers, G.K. (1988). *NASA advanced turboprop research and concept validation program*. NASA TM-100891, 22 p.
3. Balabuyev, P., Bogdanov, O., Kudryavtsev, V. and Pustovoytov, V. (2002). *An-70 STOL aircraft characteristics at high angles of attack and take-off and landing characteristics*. 23rd International Congress of Aeronautical Sciences. ICAS, 6 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/PAPERS/P1.PDF (accessed: 23.07.2021).

4. **Reckzeh, D.** (2008). *Aerodynamic design of the A400M high-lift system*. 26th Congress of The International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 8 p. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/362.PDF (accessed: 23.07.2021).
5. **Petrov, A.V.** (2018). *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya poyemnoy sily* [Aerodynamics of short takeoff and landing of cargo aircraft with power systems for increasing lift]. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)
6. **Austin, R.** (2010). *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. Wiley & Sons Ltd, 372 p.
7. **Červinka, J., Kulhánek, R., Pátek, Z. and Kumar, V.** (2016). *Simulation of propeller effect in wind tunnel*. 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 6 p. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0593_paper.pdf (accessed: 23.07.2021).
8. **Petrov, A.V., Stepanov, Y.G. and Shmakov, M.V.** (2004). *Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel – Results of tests*. Acta Polytechnica, vol. 44, no. 2, p. 27–31. DOI: 10.14311/530
9. **Pope, A., Barlow, J.B. and Rae, W.H.** (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. 3rd ed. John Wiley & Sons Inc., 728 p.
10. **Drela, M. and Youngren, H.** (2011). *XFOIL 6.9 user primer*. XFOIL Subsonic Airfoil Development System. Available at: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (accessed: 12.08.2021).
11. **Raymer, D.** (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 2nd ed. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 729 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Yuriy S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Leading Research Worker, Central Aerohydrodynamic Institute, mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию 25.06.2021
Принята в печать 21.09.2021

Received 25.06.2021
Accepted for publication 21.09.2021