

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Сокращение дистанций взлета и посадки региональных турбовинтовых самолетов

Ю.С. Михайлов¹

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

Аннотация: Повышенная эффективность турбовинтовых двигателей в крейсерском полете, а также небольшие эксплуатационные расходы определили экономическую целесообразность применения региональных винтовых самолетов для перевозки 40–80 пассажиров на коротких маршрутах в пределах одной страны или близлежащих регионов (например, в России). Аэродинамические требования к характеристикам региональных самолетов, определяемые из типичных миссий полета для российского и европейского рынков, заметно отличаются по дальности и условиям базирования. Типичная дальность полета в Европе составляет около 800 км, в то время как в России возрастает до 1500 км вследствие ограниченного количества эксплуатируемых аэропортов и аэродромов. Ограничением по условиям базирования является длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) 1300 м (класс аэродромов Г) для самолетов с максимальной взлетной массой и 1000 м (класс Д) с полезной нагрузкой до 70 % от максимального значения. Также существенным требованием в России является возможность взлета и посадки с грунтовых ВПП. Последнее приводит к усложнению конструкции и увеличению веса планера, а также необходимости повышения несущих свойств крыла. Большинство эксплуатируемых европейских региональных самолетов ранее не имели жестких ограничений по условиям базирования, и их взлетно-посадочные характеристики не были активными ограничениями при формировании компоновок крыла. Однако наблюдаемый в последнее время растущий спрос на воздушные перевозки приводит к существенному увеличению нагрузки на узловые аэропорты и, как следствие, к задержке многих рейсов. Одним из возможных способов решения этой проблемы является разгрузка крупных аэропортов за счет переноса обслуживания региональных самолетов на близлежащие пригородные аэродромы. Это потребует как модернизации существующих аэропортов, так и разработки нового поколения самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Разработка самолетов КВП, способных связывать пригородные аэропорты и небольшие населенные пункты, ведется уже в течение многих лет. Характеристики КВП могут быть обеспечены как за счет разработки эффективной системы механизации с повышенным уровнем несущих свойств, так и снижения нагрузки на крыло. Снижение нагрузки на крыло, часто используемое в переходной категории легких самолетов, приводит к ухудшению крейсерских характеристик и повышению чувствительности к атмосферной турбулентности, особенно на малых высотах полета. Последнее затрудняет отслеживание траектории конечного этапа захода на посадку при управлении углом тангажа посредством отклонения руля высоты. Поэтому более предпочтительным и чаще рассматриваемым вариантом сокращения взлетно-посадочных дистанций коммерческих самолетов является повышение несущих свойств крыла в сочетании с набором дополнительных технических решений. Значительные успехи в применении численных методов для разработки механизации стреловидного крыла магистральных самолетов с высоким уровнем несущих свойств ($C_{y_{\max}} \approx 3$), включающей выдвижной закрылок Фаулера и трехпозиционный предкрылок, позволяют использовать аналогичный подход к проектированию механизации крыла новых региональных самолетов. С учетом специфики эксплуатации самолетов на пригородных аэродромах рассмотрен комплекс технических решений, предназначенных как для увеличения несущих свойств крыла при малых скоростях полета, так и дополнительных мер для сокращения посадочной дистанции. Приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований предложенных технических решений с оценкой эффективности их применения на региональном самолете типа ATR 42-600.

Ключевые слова: региональный самолет, проектирование высококонсущего крыла, управление подъемной силой, круглая глиссада, КВП.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Сокращение дистанций взлета и посадки региональных турбовинтовых самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 51–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft

Yu.S. Mikhailov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

Abstract: The increased efficiency of turboprop engines in cruising flight as well as low operating costs have determined the economic feasibility of using regional propeller-driven aircraft to transport 40–80 passengers on short routes within one country or

connecting two nearby regions (for example, in Russia). The aerodynamic performance requirements for regional aircraft, determined from typical flight missions for the Russian and European markets differ greatly in range and required runway lengths. The typical flight range in Europe is about 800 km, while in Russia it increases to 1500 km due to the limited number of airports and aerodromes in operation. The limitation on runway length is 1300 m (airfield class G) for aircraft with a maximum take-off weight and 1000 m (class D) with a payload of up to 70% of the maximum value. The ability to take off and land from unpaved runways is also an essential requirement in Russia. This leads to a more complex design and an increase in the weight of the airframe, as well as to the need to increase the wing lift. Most of the operating European regional aircraft previously did not have tight restrictions on runway lengths and their takeoff and landing characteristics were not active constraints when forming wing configurations. However, the recently observed growing demand for air travel leads to a significant increase in the load on hub airports and, as a result, to the delay of many flights. One of the possible ways to solve this problem is to relieve the major hub airports by transferring regional aircraft service to nearby local airports. This will require both the modernization of existing airports and the development of a new generation of aircraft with short takeoff and landing distances (STOL). The development of STOL aircraft which are capable of connecting local airports and small towns has been conducted for many years. The STOL performance can be achieved by both developing an effective high-lift system with increased lift effectiveness and wing load alleviation. Wing load alleviation, often used in the light aircraft transitional category, leads to deterioration of cruising performance and increased sensitivity to atmospheric turbulence, especially at low altitudes. This makes difficult to track the final approach paths when controlling the pitch angle by deflecting the elevator. Therefore, a more preferable and more often considered option to reduce takeoff and landing distances of commercial airplanes is the increase of lift performance in combination with a set of additional technical solutions. Significant advances in the application of computational techniques for the development of swept wing high lift devices for long-haul aircraft with high lifting properties ($C_{y_{\max}} \approx 3$), including a retractable Fowler flap and a three-position slat, make it possible to use a similar approach to the design of high-lift system for new regional aircraft. Taking into account the specifics of aircraft operation at local aerodromes, a complex of technical solutions has been considered to increase wing lift at low flight speeds, as well as additional measures to reduce the landing distance. The results of computational and experimental studies of the proposed technical solutions are presented with an assessment of the effectiveness of their use on a regional aircraft of the ATR 42-600 type.

Key words: regional aircraft, high-lift wing design, lift control, steep glide path, STOL.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2024). Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 51–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Введение

В настоящее время лидерами в производстве региональных винтовых самолетов являются франко-итальянский концерн ATR и канадский Bombardier Aerospace [1]. ATR производит самолеты серий ATR42 и ATR-72, Bombardier выпускает самолеты серии Dash 8 Q-400. Самолеты обеих серий имеют типичную конфигурацию с высокорасположенным крылом повышенного удлинения ($\lambda \approx 12$), узким фюзеляжем цилиндрической формы, однокилевым Т-образным хвостовым оперением и двигателями, установленными под крылом [2]. В отсутствии жестких ограничений по условиям базирования их взлетно-посадочные характеристики не были активными ограничениями при формировании компоновок крыла. Это привело к умеренному уровню несущих свойств крыла на малых скоростях полета ($C_{y_{\max}} \approx 2,5$) и повышенным значениям взлетно-посадочных дистанций: взлет – 1107 м, посадка – 966 м (самолет ATR 42-600¹).

Наблюдаемый в последнее время растущий спрос на воздушные перевозки приводит к существенному увеличению нагрузки на узловые аэропорты и, как следствие, к задержке многих рейсов. Одним из возможных способов решения этой проблемы является разгрузка крупных аэропортов за счет переноса обслуживания региональных самолетов на близлежащие пригородные аэродромы [3, 4]. Необходимым условием разгрузки узловых аэропортов является модернизация инфраструктуры существующих пригородных аэропортов, а также строительство новых самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки. Возможным вариантом в ближнесрочной перспективе может быть также модернизация существующих самолетов с целью повышения несущих свойств крыла. Перенос небольших региональных самолетов на пригородные аэропорты освободит длинные взлетно-посадочные полосы (ВПП) в узловых аэропортах для обслуживания более крупных самолетов и приведет к увеличению как пассажиропотоков, так и пропускной способности всей транспортной системы.

В России с долей региональных авиаперевозок, оцениваемой в 10 % от всей сети воздушного транспорта, одной из ключевых эко-

¹ ATR 42-600. atr-aircraft.com. Available at: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-42-600/> (accessed: 07.12.2023).

номических задач является обеспечение приемлемой транспортной сети в ближайшем будущем. Специфика требований к полетам региональных самолетов для российского и европейского рынков приводит к отличиям в дальности полета и условиям базирования [5]. Так, ограничения по количеству эксплуатируемых аэропортов и аэродромов увеличивают типичную дальность полета до ~1 500 км против ~800 км в Европе. Дополнительное требование к условию базирования на грунтовых аэродромах усложняет конструкцию планера и требует повышения несущих свойств крыла за счет усложнения механизации. Для разрабатываемых новых региональных самолетов предлагается обеспечить взлет/посадку с максимальной взлетной массой с ВПП до 1 300 м (класс аэродромов Г) и уменьшенной массой полезной нагрузки на 30 % с ВПП до 1 000 м (класс аэродромов Д).

Аэродинамические требования к несущим свойствам крыла самолетов КВП, а также характеристикам устойчивости и управляемости при малых скоростях полета самолета рассмотрены в работах [6, 7]. Для достижения коротких взлетных дистанций самолет должен либо взлетать с очень малой скоростью, либо использовать достаточно высокий уровень тяги или энерговооруженности для достижения взлетной скорости на требуемой дистанции. Сокращение посадочной дистанции достигается за счет короткого воздушного участка с использованием крутой траектории захода на посадку и минимизации дистанции пробега по земле в результате приземления на минимально возможной скорости и обеспечения максимального замедления с использованием эффективной тормозной системы.

Для некоторых эксплуатируемых аэропортов крутой заход на посадку является обязательным условием базирования самолетов в горной местности или в городских условиях с близко расположенными высотными зданиями. В 2016 г. компания Embraer получила сертификат на самолет Legacy 500 для режима крутого захода на посадку с углом снижения $5,5^{\circ}$ ², позволивший эксплуатировать самолет в городском аэропорту London City.

² Flexjet demonstrates London steep approach with Legacy 500 [Электронный ресурс] // truenoord.com. URL: <https://www.truenoord.com/wp-content/uploads/2023/>

С учетом специфики эксплуатации самолетов на пригородных аэродромах в работе рассмотрен комплекс технических решений для сокращения дистанций взлета и посадки региональных самолетов, включающий:

- разработку новых высококонсущих профилей крыла, определяющих исходное значение $C_{y_{max}}$ самолета с убранной механизацией при малых скоростях полета,
- проектирование адаптивной механизации задней кромки с интеграцией выдвижения закрылка с отклонением вниз на малые углы спойлера,
- проектирование упрощенного варианта механизации передней кромки крыла в виде поворотного щелевого щитка Крюгера,
- обеспечение крутой траектории захода на посадку с непосредственным управлением подъемной силой (НУПС) крыла в результате отклонения спойлера, в том числе вверх для снижения несущих свойств,
- оценку применения автоматического выпуска спойлеров для сокращения дистанции пробега.

Эффективность предложенных технических решений для сокращения дистанций взлета и посадки региональных самолетов оценена расчетным путем на региональном самолете типа ATR 42-600.

Критические параметры, влияющие на взлетно-посадочные дистанции самолета

Существует связь между выбором параметров крыла из условий крейсерского полета и последующим их влиянием на проектирование механизации, необходимой для выполнения требуемого уровня аэродинамических характеристик (АДХ) самолета на режимах взлета и посадки. Так, уменьшение площади крыла положительно влияет на крейсерские характеристики, но при этом требует применения более сложной системы увеличения подъемной силы крыла.

12/LARA-December-2023.pdf (дата обращения: 07.12.2023).

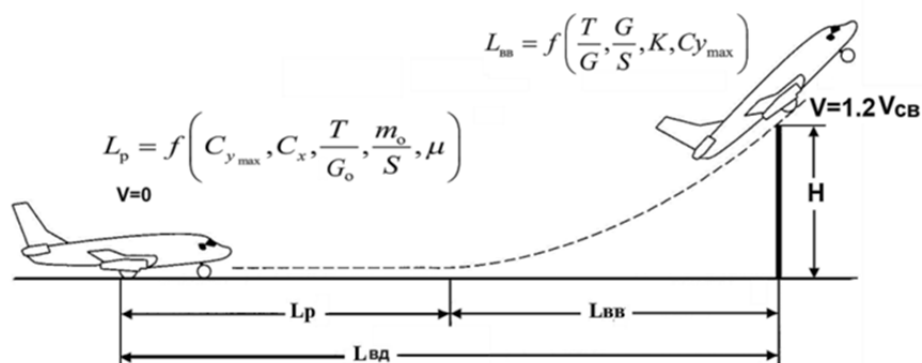


Рис. 1. Основные участки взлета
Fig. 1. Main sections of the take-off distance

Требования к АДХ крыла на режимах взлета и посадки определяются различными ограничениями, такими как взлетный и посадочный вес, потребная длина взлетно-посадочной полосы, градиент набора высоты и скорость захода на посадку. Для условий полета самолета с отклоненной механизацией крыла существуют корреляции влияния аэродинамических, весовых и тяговых характеристик силовой установки с взлетно-посадочными дистанциями и безопасной скоростью полета.

Упрощенный вариант представления взлетной дистанции самолета (рис. 1) включает длины разбега (L_p) и воздушного участка ($L_{\text{вв}}$). Длина участка разбега зависит от тяговооруженности (T/G_0), определяемой отношением статической тяги к взлетному весу на уровне моря, удельной нагрузки на крыло (G_0/S), определяемой отношением взлетного веса к площади крыла, и взлетного значения $C_{y_{\max}}$, нормирующего скорость отрыва самолета от ВПП. Также влияние оказывают сопротивление самолета (C_x) и коэффициент трения качения (μ). Угол набора высоты, определяющий расстояние, необходимое для преодоления высоты стандартного препятствия (H), зависит от тяговооруженности (T/G_0), удельной нагрузки (G_0/S), аэродинамического качества (K) и взлетного значения $C_{y_{\max}}$, определяющего безопасную скорость в конце воздушного участка ($V=1.2V_{\text{св}}$). Минимальный градиент набора высоты (θ) должен выдерживаться даже в

случае отказа одного двигателя. Для минимизации взлетной дистанции необходимо максимизировать аэродинамические параметры $C_{y_{\max}}$ и K , в то время как сопротивление и G_0/S должны иметь минимальные значения.

Упрощенный вариант представления посадочной дистанции самолета (рис. 2) включает длины воздушного участка ($L_{\text{ву}}$) и пробега ($L_{\text{пр}}$). Скорость захода на посадку ($V=1.3V_{\text{св}}$), определяющая угол снижения θ , зависит от посадочного значения $C_{y_{\max}}$, аэродинамического качества (K) и удельной нагрузки на крыло ($G_{\text{пос}}/S$). Для крутой траектории захода на посадку угол снижения должен быть больше минимального значения 3° , требуемого Авиационными правилами. Пробег по земле является функцией скорости самолета в момент касания земли (то есть $C_{y_{\max}}$), а также зависит от эффективности применения тормозных устройств (μ_T), спойлеров для «гашения» подъемной силы крыла при пробеге и реверса тяги силовой установки ($T_{\text{рев}}$). Для сокращения посадочной дистанции необходимо максимизировать значение $C_{y_{\max}}$ для уменьшения скорости захода на посадку, минимизировав при этом значения аэродинамического качества и удельной нагрузки на крыло. Однако стремление к высокому сопротивлению самолета в посадочной конфигурации может войти в противоречие с необходимым градиентом набора высоты при уходе на второй круг.

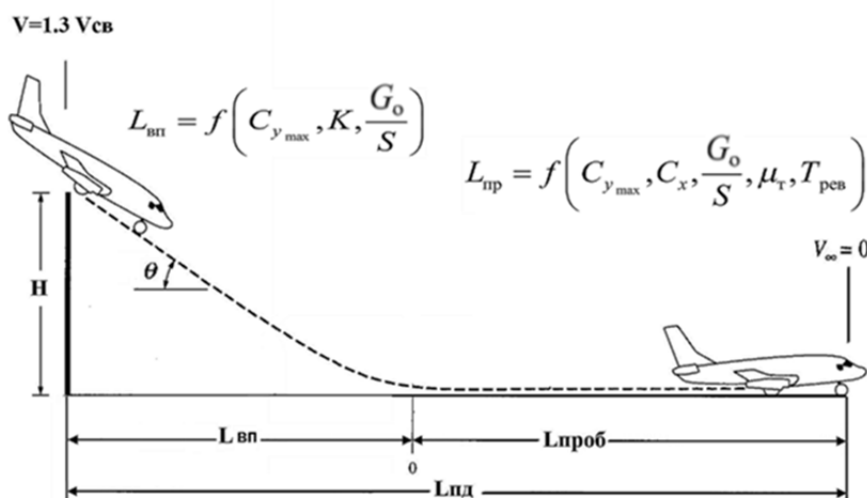


Рис. 2. Основные участки посадки
Fig. 2. Main sections of the landing distance

Помимо общего требования к обеспечению высокого уровня несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки в работе [8] указывается на приоритет значения аэродинамического качества на взлете и максимального коэффициента подъемной силы для посадки. Также характеристики механизированного крыла должны удовлетворять требованиям управляемости самолета на больших углах атаки. С этой целью выбор геометрических параметров и положения механизации осуществляется из условия обеспечения приоритета в возникновении и развитии отрыва потока с передней части крыла. Реализуемые в этом случае приращение момента тангажа на пикирование уменьшают угол атаки и восстанавливают благоприятный характер обтекания крыла. Обеспечиваемый при этом безотрывной характер обтекания концевых частей крыла позволяет сохранить управляемость самолета по крену и исключает сваливание на крыло.

Способность самолетов эксплуатироваться на коротких взлетно-посадочных полосах связана также с обеспечением характеристик безопасного управляемого полета при малых скоростях. Минимальное значение безопасной скорости самолета с отклоненной механизацией определяется требованием обеспечения необходимой эффективности органов управления, в том числе на критических режимах полета. Первым ограничением по значению минимальной скорости является поперечная и путевая управляемость самолета,

особенно при отказе одного двигателя. Вторым – продольное управление при высоких значениях коэффициента подъемной силы крыла самолета ($C_y \sim 5$ – самолеты КВП), требующее как повышения эффективности органов продольного управления, так и применения энергетических методов управления.

Методика оценки аэродинамических характеристик крыла и взлетно-посадочных дистанций самолета

Начальный этап проектирования механизации и оценки ее эффективности с позиций несущих свойств и взлетно-посадочных дистанций самолета, как правило, выполняется в условиях ограниченного объема информации по компоновке крыла. Используемый подход к оценке несущих свойств крыла и взлетно-посадочных дистанций самолета основывается на полуэмпирических методах, приведенных в работе [9] для этапа концептуального проектирования самолета.

Оценка значений $C_{y_{max}}$ крыла

Для компоновок крыла с удлинением $\lambda \geq 8$, малой стреловидностью и относительной толщиной профилей $\bar{c} \geq 9\%$ значение $C_{y_{max_пос}}$ крыла в посадочной конфигурации

при малых скоростях полета ($M \leq 0,2$) определяется как сумма значений $C_{y_{\max_кр}}$ крыла в крейсерской конфигурации и приращения $\Delta C_{y_{\max_пос}}$ крыла от отклонения механизации:

$$C_{y_{\max_пос}} = C_{y_{\max_кр}} + \Delta C_{y_{\max_пос}}. \quad (1)$$

Значение $C_{y_{\max_кр}}$ определяется как полу-сумма значений $C_{y_{\max}}$ профилей в базовых сечениях крыла (корневое и концевое) с коррекциями на учет влияния 3-мерности обтекания крыла (коэффициент K) и стреловидности, оцениваемой по четверти хорды крыла ($\cos(\chi_{1/4})$):

$$C_{y_{\max_кр}} = K \cdot \left(\frac{C_{y_{\max_кр. пр}} + C_{y_{\max_конц. пр}}}{2} \right) \cdot \cos(\chi_{1/4}). \quad (2)$$

Для оценки приращения несущих свойств крыла на режиме посадки ($\Delta C_{y_{\max_кр}}$) используются двумерные расчеты обтекания сечений крыла с убранной и отклоненной механизацией потоком вязкого сжимаемого газа в рамках уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

$$\Delta C_{y_{\max_кр}} = K \cdot \Delta C_{y_{\max}} \cdot \left(\frac{S_{\text{обсл.закр}}}{S_{кр}} \right) \cdot \cos \chi_{вр.з}, \quad (3)$$

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

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

$\cos \chi_{вр.з}$ – стреловидность передней кромки закрылка.

Изложенная методика оценки значений $C_{y_{\max}}$ применена для крыла самолета ATR 42-600 (рис. 3), в компоновке которого установлены классические профили серии НАСА430 с относительными толщинами $\bar{c} = 18\%$ (корневой) и 13% (концевой). В качестве механизации задней кромки использован двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором и углами отклонения:

- $\delta_3 = 15^\circ$ – взлет,
- $\delta_3 = 25^\circ$ – заход на посадку,
- $\delta_3 = 35^\circ$ – посадка.

Оценка несущих свойств крыла в посадочной конфигурации ($\delta_3 = 35^\circ$) выполнена на основании крейсерского значения коэффициента $C_{y_{\max}} = 1,57$ и расчетного приращения коэффициента $\Delta C_{y_{\max}} = 1,0$ от отклонения механизации в базовых сечениях крыла, полученного с учетом площади крыла $S_{\text{обсл.закр}} / S_{кр} = 0,64$, обслуживаемой закрылками, и малого угла стреловидности их передней кромки. Аналогичное приращение $\Delta C_{y_{\max}} = 0,49$ во взлетной конфигурации ($\delta_3 = 15^\circ$) определено из условия линейного характера его изменения в области малых и умеренных углов отклонения ($\delta_3 < 30^\circ$). Максимальный уровень значений коэффициента подъемной силы двухщелевого поворотного закрылка реализуется на углах отклонения $\delta_3 = 45 \dots 50^\circ$ с нелинейным характером поведения.

Таким образом, прогнозируемый уровень значений $C_{y_{\max}}$ крыла регионального самолета ATR 42-500 на режимах взлета и посадки может составить:

- $C_{y_{\max_взл}} = 1,99$;
- $C_{y_{\max_пос}} = 2,47$.



Рис. 3. Схема компоновки крыла самолета ATR 42-600

Fig. 3. Layout diagram of the ATR 42-600 aircraft

Оценка взлетно-посадочных дистанций

Методология оценки взлетной дистанции до высоты 35ft (10,7 м), представленная в работе [9], основана на использовании простой

$$L_{в.д} = (G/P)_{ТО} \cdot (G/S)_{ТО} / (0.0773 \cdot \sigma \cdot C_{y_{\max_{ТО}}} \cdot F_{ТО}), \text{ft} \quad (4)$$

где σ (Δ) – отношение плотности воздуха в условиях взлета к значениям на уровне моря в стандартных условиях $t = 15^\circ$ и $p = 760$ мм рт. ст. ($\sigma = 1$);

$F_{ТО}$ (N) – отношение взлетной мощности к значениям взлета на уровне моря ($F_{ТО} = 1$);

$ТО$ – индекс, показывающий взлетное (take-off) значение отношения величин, указанных в скобках.

Методика пилотирования, аэродинамическое сопротивление и трение на взлете косвенно учитываются осредненным эмпирическим коэффициентом в формуле (4).

Значения переменных в уравнении (4) приведены в британской системе единиц измерения. С учетом соотношений $1 \text{ lb} = 0,4535 \text{ кг}$ и $1 \text{ ft} = 0,30487 \text{ м}$ формула (4) принимает вид

$$L_{в.д} = 1.78 \frac{(G_o / S)}{(N_o / G_o) \cdot C_{y_{\max_{взл}}} \cdot \Delta \cdot N}, \text{м}. \quad (5)$$

Потребная длина ВПП на взлете для самолетов, сертифицируемых по НЛГ-25, определяется умножением взлетной дистанции на коэффициент безопасности 1,15.

Посадочная дистанция во многом определяется нагрузкой на крыло, которая влияет на скорость захода на посадку и по НЛГ-25 должна превышать скорость сваливания не менее чем в 1,23 раза для самолетов транспортной категории. Скорость захода на посадку в свою очередь определяет скорость приземления, которая должна быть «погашена» на пробеге до остановки самолета. Кинетическая энергия и, следовательно, тормозной путь зависят от квадрата скорости приземления и эффективности тормозной системы самолета.

В работе [9] представлено выражение для оценки посадочной дистанции самолета, основанное на использовании двух ключевых

комбинации трех ключевых характеристик самолета для определения взлетной дистанции: удельной нагрузки на крыло $(G/S)_{ТО}$, отношения веса к мощности $(G/P)_{ТО}$ и взлетного значения коэффициента $C_{y_{\max}}$ ($C_{L_{\max_{ТО}}}$).

характеристик самолета: удельной нагрузки на крыло и коэффициента $C_{y_{\max}}$ ($C_{y_{\max_L}}$) в посадочной конфигурации:

$$L_L = 80 \cdot \left(\frac{G_L}{S} \right) \cdot \left(\frac{1}{\sigma \cdot C_{y_{\max_L}}} \right) + L_0, \text{ft}, \quad (6)$$

где G_L/S – удельная нагрузка на крыло;

$C_{y_{\max_L}}$ – коэффициент $C_{y_{\max}}$ в посадочной конфигурации;

S_a – длина воздушного участка с высоты $H = 15 \text{ ft}$. $S_a = 100 \text{ ft}$ (305 м) для угла глиссады $\theta = 3^\circ$ и 450 ft (137 м) для $\theta = 7^\circ$;

$\sigma(\Delta)$ – отношение плотности воздуха в условиях посадки к значениям на уровне моря в стандартных условиях $t = 15^\circ$ и $p = 760$ мм рт. ст. ($\sigma = 1$).

С учетом приведенных ранее соотношений между британской и технической системами единиц измерения формула (6) принимает вид

$$L_{п.д} = 5 \cdot \left(\frac{G_{\text{noc}} / S}{C_{y_{\max_{п}}} \cdot \Delta} \right) + L_{\text{вы}}, \text{м}. \quad (7)$$

Для большинства винтовых самолетов фирмы АТР требования к посадке должны выполняться при значении посадочной массы, близком к взлетной величине. Численная оценка точности определения взлетно-посадочных дистанций самолета АТР 42-600 с использованием изложенной методики проведена с применением данных, приведенных в табл. 1, и площади крыла $S = 54,5 \text{ м}^2$ (рис. 3), взятых из работы³.

³ АТР 42-600 [Электронный ресурс] // atr-aircraft.com. URL: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-42-600/> (дата обращения: 07.12.2023).

Таблица 1
Table 1

Характеристики самолета ATR 42-600 с исходным крылом
Characteristics of the ATR 42-600 aircraft with the original wing

Стандартная конфигурация	48 мест
Двигатели Pratt & Whitney Canada	PW127M
Взлетная мощность, л. с.	2 × 2400
Воздушный винт (ВВ) Hamilton Standard	568F
Количество лопастей	6
Диаметр ВВ, м	3,93
Максимальный взлетный вес (МВВ), кг	18 600
Максимальный посадочный вес (МПВ), кг	18 300
Взлетная дистанция (МВВ, МСА, SL*), м	1 107
Посадочная дистанция (МПВ, МСА, SL), м	966

*SL – уровень моря.

Основные параметры компоновки самолета, расчетные значения коэффициентов $C_{y_{max}}$ и соответствующие им взлетно-посадочные дистанции, а также потребная длина ВПП, определенная на основании европейских норм (коэффициент безопасности 1,43) для турбовинтовых самолетов⁴, приведены в табл. 2.

Расчетные значения взлетно-посадочных дистанций самолета (1 177 и 985 м) в целом согласуются с аналогичными характеристиками самолета (1 107 и 966 м), приведенными в табл. 1.

Результаты и обсуждение

Разгрузка крупных аэропортов за счет переноса обслуживания региональных самолетов на близлежащие пригородные аэродромы требует разработки нового поколения самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Рассмотренный в работе комплекс технических решений для сокращения дистанций взлета и посадки региональных самолетов включает:

- аэродинамическое проектирование высоконесущего крыла;
- анализ влияния спойлеров на управление подъемной силой крыла при заходе на посадку;

- анализ влияния спойлеров на АДХ модели самолета при пробеге;
- оценку эффективности рассмотренных технических решений для сокращения дистанций взлета и посадки регионального самолета типа ATR 42-600.

Аэродинамическое проектирование высоконесущего крыла

Расширение условий базирования региональных самолетов, обеспечивающее их применение на большем числе аэродромов, является одной из важных задач, рассматриваемых в настоящее время при разработке компоновок новых самолетов. Аэродинамическими параметрами, непосредственно влияющими на дальность полета и условия базирования, являются крейсерское аэродинамическое качество и располагаемые значения коэффициентов максимальной подъемной силы крыла во взлетной и посадочной конфигурациях. При выбранной геометрии крыла свободными параметрами, оказывающими влияние на крейсерское качество и несущие свойства крыла, являются геометрические параметры профилей (сечений) крыла и механизации. По значимости влияния эти параметры являются вторым важным фактором после выбора формы крыла в плане.

В работе представлено аэродинамическое проектирование механизации крыла регионального винтового самолета с уровнем значення $C_{y_{max}} \approx 3,3$, включающее:

⁴ Appendix 4 to Opinion No 02/2019 [Электронный ресурс] // EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/71568/en> (дата обращения: 07.12.2023).

Таблица 2
Table 2

Расчетные значения $C_{y_{\max}}$ и взлетно-посадочных характеристик самолета ATR 42-600
Calculated values of $C_{y_{\max}}$ and take-off and landing characteristics of the ATR 42-600 aircraft

Удельная взлетная нагрузка на крыло (G_0/S), кг/м ²	341,3
Энерговооруженность (N_0/G_0), л.с/кг,	0,258
Коэффициент $C_{y_{\max}}$ (взлет)	1,99
Взлетная дистанция (Лв.д.), м	1 177
Удельная посадочная нагрузка на крыло ($G_{\text{пос}}/S$), кг/м ²	335,8
Коэффициент $C_{y_{\max}}$ (посадка)	2,47
Посадочная дистанция (Лп.д.), м	985
Потребная длина ВПП ($L_{\text{впп}} = 1,43 L_{\text{п.д.}}$), м	1 408

- использование нового корневого профиля A18 ($c = 18\%$) с повышенным уровнем несущих свойств и удовлетворительными значениями сопротивления и момента тангажа в крейсерском полете;
- проектирование адаптивной механизации задней кромки;
- проектирование упрощенного варианта механизации передней кромки крыла, включающего щелевой щиток Крюгера.

Для соответствия сложному требованию к высокому уровню несущих свойств крыла был использован ранее разработанный корневой профиль A18 [10]. На рис. 4 приведена геометрия профиля A18, которая характеризуется утолщенной скругленной носовой частью с увеличенным радиусом сопряжения с контуром верхней поверхности профиля и малым радиусом сопряжения с контуром нижней поверхности. Передние положения по хорде профиля максимальной вогнутости и толщины дополнены малой «подрезкой» нижней поверхности в концевой части профиля, снижающей потери на балансировку.

Отмеченные особенности геометрии корневого профиля обеспечивают скругленную (беспиковую) форму распределения давления в носовой части на повышенных углах атаки, которая в сочетании с остальными заявленными параметрами профиля, определенными по методу PARSEC [11], способствует безотрывному характеру обтекания верхней поверхности до значений коэффициента C_y ($CL \approx 1,2$). Последующее плавное развитие отрыва с увеличени-

ем угла атаки обеспечивает достижение высоких значений коэффициента C_y на малых скоростях полета ($C_{y_{\max}} \approx 1,9$ (рис. 5)).

При умеренном значении момента тангажа C_m ($|m_z| = 0,063$; $\alpha = 0$) профиль A18 имеет преимущество в величине коэффициента $C_{y_{\max}}$, равное 8 и 14,5 %, по сравнению с известными корневыми профилями MS(1)-0318 и NASA 43018 (рис. 6), установленными в компоновках крыла ряда региональных самолетов.

Первый из указанных профилей использовался в корневых сечениях компоновок крыла региональных самолетов Saab 340, Saab 2000 и Let L-610, модификация второго установлена в крыльях самолетов ATR 42 и ATR 72.

Скоростные характеристики профиля A18 ($C_x = f(M)$ (рис. 7)) соответствуют бескачковому типу распределения давления на верхней поверхности до числа Маха $M \approx 0,5$ ($C_y \approx 0,7$). Это значение числа M соответствует максимальной крейсерской скорости $V_{\text{кр_max}} = 556$ км/ч самолета ATR 42-600, реализуемой с расчетным значением $C_{y_{\text{кр}}} \approx 0,45$ ($H = 7,2$ км).

Для увеличения подъемной силы крыла и сокращения взлетно-посадочных дистанций регионального самолета разработана эффективная механизация передней и задней кромок крыла (рис. 8), включающая адаптивный вариант закрылка типа Фаулера и щелевой щиток Крюгера.

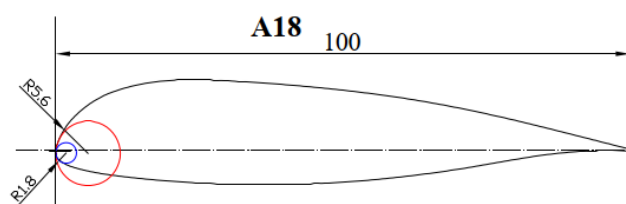


Рис. 4. Геометрия корневого профиля A18
Fig. 4. Geometry of A18 root airfoil

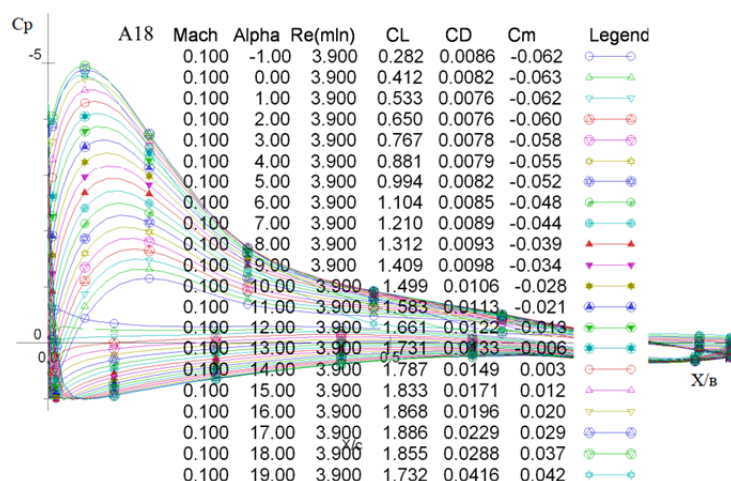


Рис. 5. Расчетные характеристики профиля A18, определенные с использованием программы VISTRAN [12]
Fig. 5. Design characteristics of the A18 airfoil determined by the VISTRAN program [12]

Адаптация механизации на взлетно-посадочных режимах полета осуществляется интеграцией выдвижения одноцелевого закрылка с поворотом вниз спойлера на малые углы. Результаты большого цикла исследований адаптивного варианта закрылка в АДТ ЦАГИ, опубликованные в работе [13], показали его повышенную эффективность, эквивалентную увеличению числа звеньев обычного закрылка на одно звено. Отклонение вниз спойлера обеспечивает как предварительный поворот потока перед закрылком, так регулировку размера щели между задней кромкой основной части крыла и носком закрылка для всех рабочих положений, включая малые углы отклонения. Вариация размера щели в посадочной конфигурации может быть использована также для управления подъемной силой крыла и углом захода на посадку без изменения углового положения самолета.

Адаптивный вариант механизации задней кромки, включающий интеграцию отклоняемых вниз на малые углы спойлеров с функ-

цией поворота закрылка, применяется в компоновках крыла новых дальних магистральных самолетов (ДМС) Boeing B787 [14] и Airbus A350XWB [15]. Оба самолета базируются на аэродромах с длиной ВПП более 2 700 м. Достигнутое при этом существенное снижение сложности и веса механизации задней кромки приводит к ухудшению несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки по сравнению с классическим вариантом механизации задней кромки, включающим выдвижной закрылок типа Фаулера.

Применение только адаптивного варианта закрылка с высоким приращением подъемной силы на линейном участке явно не достаточно для достижения целевого значения коэффициента $C_{y_{max}}$ крыла 3,3 в посадочной конфигурации, необходима механизация передней кромки. Используемые в настоящее время в компоновках стреловидного крыла выдвижные предкрылки имеют сложную кинематику выдвижения (по криволинейным направляющим) и далеко не оптимальную

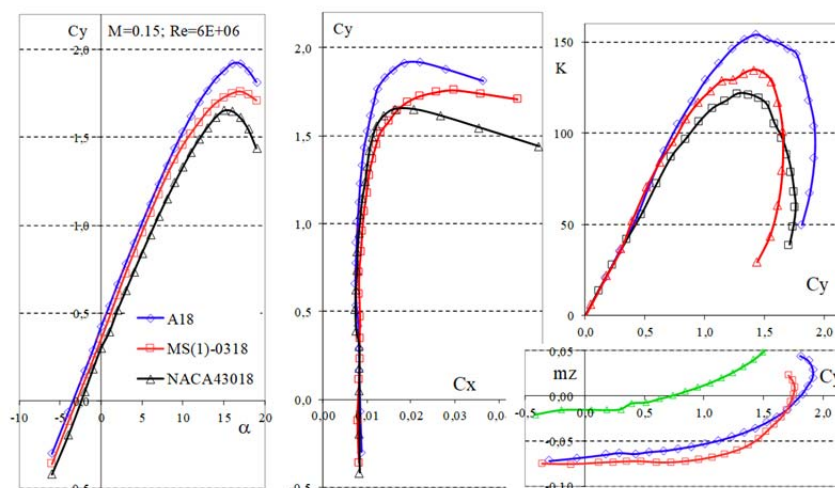


Рис. 6. Сравнение суммарных АДХ корневых профилей
Fig. 6. Comparison of wing root airfoils characteristics

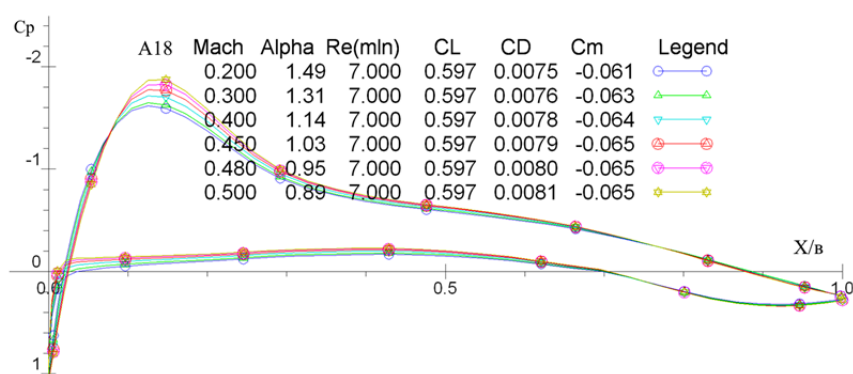


Рис. 7. Влияние числа Маха на сопротивление профиля
Fig. 7. Effect of Mach number on airfoil drag

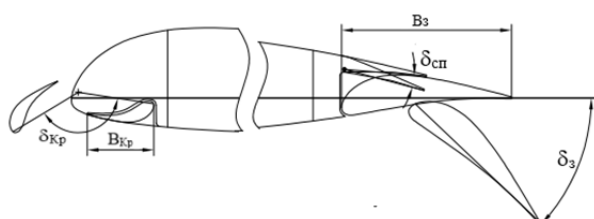


Рис. 8. Механизация корневого сечения крыла
Fig. 8. High-lift system of the wing root section

форму с точки зрения несущих свойств и сопротивления. Малая кривизна средней линии и наличие острого выступа («зуба») на нижней поверхности затрудняют получение высоких значений $C_{y_{max}}$ крыла в посадочной конфигурации. Придание предкрылку удобообтекаемой формы в результате расположения в нише на нижней поверхности носка

крыла и использование простой кинематики выдвижения путем поворота относительно фиксированного положения шарнира позволяют рассматривать его как альтернативный вариант механизации передней кромки крыла. Приведенные в работе [16] результаты испытаний предкрылка усовершенствованной формы с хордой $\approx 12,7\%$ показали его заметное

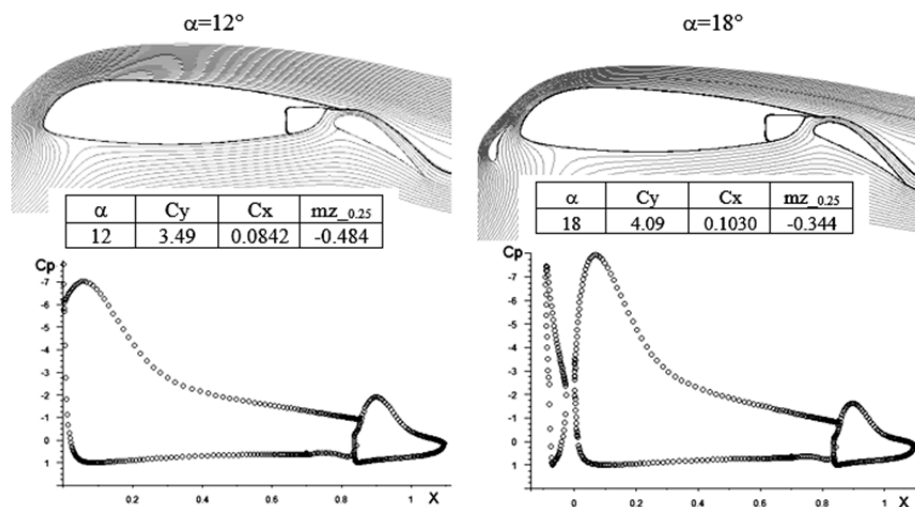


Рис. 9. Влияние щитка Крюгера на АДХ корневого сечения крыла ($\delta_3 = 35^\circ$; $M = 0,11$; $Re = 3,9 \cdot 10^6$)

Fig. 9. Effect of the Kruger flap on the wing root section aerodynamic performance ($\delta_f = 35^\circ$; $M = 0.11$; $Re = 3.9 \cdot 10^6$)

преимущество в АДХ модели крыла по сравнению с выдвижным вариантом предкрылка с хордой 15 %. В настоящей работе вместо ранее использованного названия «предкрылок усовершенствованной формы» принято более известное и часто используемое название – «щелевой щиток Крюгера».

Расчеты двумерного обтекания механизированного профиля в посадочной конфигурации с отклоненной механизацией передней и задней кромок проведены в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Применение щелевого щитка Крюгера с повышенным уровнем несущих свойств позволило снизить эффективный угол атаки основного профиля вследствие схода потока за щитком и обеспечить благоприятный характер обтекания высококонесущей системы до больших значений угла атаки по сравнению с ранее рассмотренной аналогичной конфигурацией без щитка (рис. 9).

Результаты испытаний корневого профиля с адаптивной механизацией задней кромки и щитком Крюгера, проведенные в АДТ Т-102 в компоновке отсека крыла, показали приращение критического угла атаки $\Delta\alpha_{кр} \approx 5,5^\circ$ и коэффициента $C_{y_{max}}$ ($\Delta C_{y_{max}} \approx 0,42$) от применения щитка. Максимальное значение $C_{y_{max}}$ модели в посадочной конфигурации составило 3,73 (рис. 10).

Отклонение спойлера вверх уменьшает вогнутость основной части крыла и увеличивает размер щели между задней кромкой основного профиля и носком закрылка. Это приводит к

снижению несущих свойств всей механизированной системы как на линейном участке, так и в области критических углов атаки (рис. 11). Несущие свойства модели в посадочной конфигурации с углом отклонения спойлера -30° ($C_{y_{max}} \approx 1,6$) близки к аналогичным значениям модели с исходным профилем. Снижение несущих свойств крыла способствует также созданию приращения момента тангажа на кабрирование и росту сопротивления.

Оценка взлетно-посадочных дистанций самолета типа АТР 42-600 с высококонесущим крылом

Оценка несущих свойств крыла самолета АТР 42-600, проведенная на основании результатов расчетных и экспериментальных исследований высококонесущего крыла, показала следующий уровень приращений $C_{y_{max}}$ крыла во взлетной и посадочной конфигурациях:

- $\Delta C_{y_{max_взл}} = 0,94$ ($\delta_3 = 18^\circ$; $\delta_{щ. Кр} = 150^\circ$);
- $\Delta C_{y_{max_пос}} = 1,79$ ($\delta_3 = 45^\circ$; $\delta_{щ. Кр} = 140^\circ$).

Прогнозируемый уровень значений коэффициента $C_{y_{max}}$ крыла с измененной профилировкой и механизацией, полученными по приведенной ранее методике, может составить:

- $C_{y_{max}} = 1,79$ – крейсерская конфигурация;
- $C_{y_{max}} = 2,74$ – взлетная конфигурация;
- $C_{y_{max}} = 3,32$ – посадочная конфигурация.

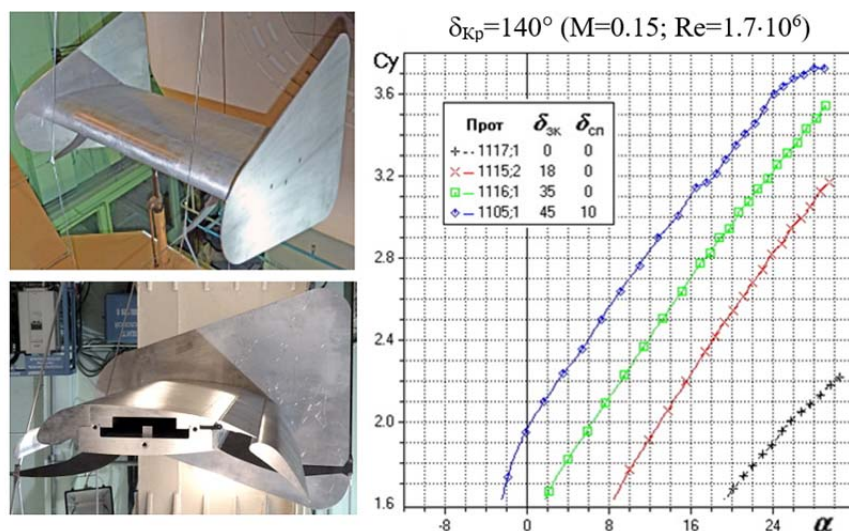


Рис. 10. Результаты испытаний отсека крыла с новым корневым профилем и эффективной механизацией
Fig.10. Wind tunnel tests results of the wing section with a new root airfoil and effective high-lift system

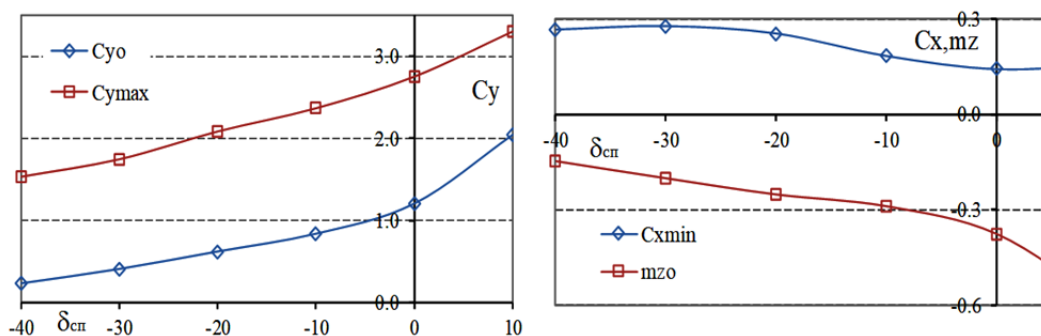


Рис. 11. Влияние угла отклонения спойлера на АДХ модели с адаптивным закрылком ($\delta_z = 45^\circ$)
Fig. 11. Effect of the spoiler deflection angle on the model aerodynamic performance with adaptive flap ($\delta_f = 45^\circ$)

Увеличение значений $C_{y_{max}}$ крыла на режимах взлета ($\Delta C_{y_{max}} = 40,5\%$) и посадки (39,4%), полученное в результате применения новой профилировки и механизации крыла, позволило заметно сократить расчетные величины взлетно-посадочных дистанций самолета и требуемые длины ВПП (табл. 3), определенные с учетом коэффициентов безопасности 1,15 (взлет) и 1,43 (посадка) для заявленных взлетных и посадочных значений веса самолета, равных 18 600 кг и 18 300 кг, соответственно (табл. 1).

Заметные различия в значениях взлетно-посадочных дистанций и требуемых длин ВПП самолета типа ATR 42-600, полученные при одних значениях массовых и тяговых значений характеристик самолета, связаны с отличиями несущих свойств двух вариантов крыла ($C_{y_{max}}$).

В соответствии с используемой методикой оценки взлетно-посадочных дистанций самолета полученное сокращение дистанции взлета соответствует уровню приращения $C_{y_{max}}$ крыла, в то время как для посадочной дистанции, где значение $C_{y_{max}}$ влияет только на длину участка пробега, сокращение составило только 16,6%. Однако значительное приращение значения коэффициента подъемной силы при заходе на посадку ($C_{y_{зп}} = C_{y_{max}} / 1,23^2$), а также ожидаемое при этом увеличение сопротивления в посадочной конфигурации может быть использовано для захода на посадку по крутой траектории с целью уменьшения длины воздушного участка и негативного воздействия шума на соседние жилые районы пригородного аэропорта.

Сравнение скорости захода на посадку самолета типа ATR 42-600 с разработанным

Таблица 3
Table 3

Сравнение характеристик самолета типа ATR 42-600 с исходным и высоконесущим крыльями
Comparison of the performance of an ATR 42-600 aircraft type with the original and high-lift wings

	Исходная компоновка крыла		Улучшенная профилировка и механизация крыла	
	Взлет	Посадка	Взлет	Посадка
$C_{y_{max}}$	1,99	2,47	2,74	3,32
V_s , м/с	52,3	46,6	40,1	35,5
$C_{y_{зп}}$		1,63		2,19
$V_{з.п.}$, км/ч		206,5		157
Дистанция, м	1 177	984,5	860	810
Длина ВПП, м	1 354	1 408	989	1 158

высоконесущим крылом со значениями скоростей захода на посадку ($V_{з.п.}$) известных гражданских и военных самолетов, приведенными в работе [6], показано на рис. 12.

Зависимость угла захода на посадку (θ) от отношения сопротивления (X) к подъемной силе (Y), а также от тяги двигателей (T) и веса самолета (G), приведенная для условия $V = \text{const}$,

$$\sin(\theta) = \frac{X}{Y} - \frac{T}{G} = \frac{1}{K} - \frac{T}{G}, \quad (5)$$

позволяет использовать увеличение сопротивления самолета с отклоненной механизацией и управление тягой двигателей для захода на посадку по крутой траектории.

Для управления самолетом при полете по крутой глиссаде требуется также система непосредственного управления подъемной силой (НУПС), с помощью которой можно изменять скорость снижения без изменения ориентации самолета в пространстве. При этом для обеспечения хорошего обзора и исключения режима выравнивания при посадке крыло должно иметь высокие значения коэффициента подъемной силы при малых углах тангажа [6].

К числу устройств, позволяющих управлять подъемной силой крыла при посадке, относятся закрылки с быстродействующим приводом и многофункциональные спойлеры, используемые совместно с органами продольного управления самолетом. Ранее проведенное исследование эффективности внешних спойлеров на модели легкого транспортного самолета в посадочной конфигурации показало, что их от-

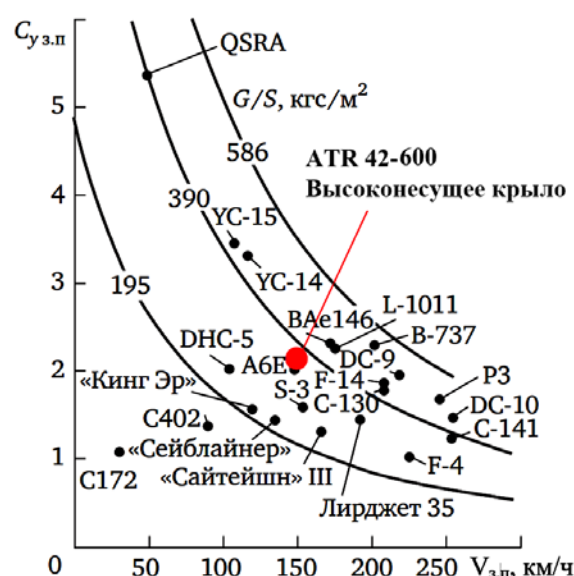


Рис. 12. Скорости захода на посадку гражданских и военных самолетов

Fig. 12. Approach speeds for civil and military aircraft

клонение на угол $\delta_{сп} = -25^\circ$ приводит к снижению аэродинамического качества и $C_{y_{max}}$ в среднем на 11 %. Большой эффект может дать отклонение внутренних спойлеров.

Оценка взлетно-посадочных дистанций самолета типа ATR 42-600S с исходной аэродинамикой крыла

Производитель региональных самолетов ATR в 2020 г. заявил о намерении запустить в производство новую версию самолета ATR



Рис. 13. Фотография самолета ATR 42-600S (STOL)

Fig. 13. Photo of the ATR 42-600S (STOL) aircraft

42-600S (рис. 13), способную взлетать и садиться на ВПП длиной 800 м⁵. Появление новой версии самолета КВП должно расширить возможности его эксплуатации на большем числе аэродромов, длина ВПП которых не превышает 1 000 м. Таким образом, ATR намерен выйти на рынок 19-местных самолетов с прогнозируемой потребностью более чем в 500 самолетов.

Обеспечение коротких дистанций взлета и посадки предполагается за счет выполнения ряда модификаций базовой модели самолета ATR 42-600, включающих:

- замену исходных двигателей Pratt & Whitney Canada PW127 (2 400 л. с.) на более мощную серию PW120XT-L (2 750 л. с.) с большей взлетной тягой;
- новую систему торможения с автоматическим выпуском спойлеров на пробеге;
- увеличенный угол отклонения закрылков на взлете с 15 до 25°;
- увеличенную площадь вертикального оперения и руля направления для парирования момента рыскания при отказе двигателя;
- отклонения руля направления для парирования момента рыскания при отказе двигателя.

В соответствии с концепцией, принятой разработчиком, режим КВП предполагает также снижение максимального значения взлетного веса самолета с $G_0 = 18\,600$ до 16 032 кг в результате сокращений полезной нагрузки (коэффициент 0,7) и дальности полета до 200 NM (370,4 км). Значение посадочного веса самолета с учетом 5 % остатка топлива от взлетного значения 577 кг оценено в 15 484 кг.

Ожидаемые взлетно-посадочные характеристики модифицированного самолета ATR 42-600S, взятые из официальных данных разработчика, приведены в табл. 4.

С уточненной аэродинамикой самолета ATR 42-600S на взлетное положение закрылков ($\delta_z = 25^\circ$, $C_{y_{\max}} \approx 2,24$) и скорректированными весовыми характеристиками получены следующие расчетные значения взлетно-посадочных дистанций и потребных длин ВПП:

- взлет – $L_{в,д} = 683$ м ($L_{впп} = 1,15 L_{п,д} = 786$ м),
- посадка – $L_{п,д} = 707$ м ($L_{впп} = 1,43 L_{п,д} = 1\,011$ м).

При вычислении посадочной дистанции учтено среднестатическое сокращение дистанции пробега при использовании системы торможения с выпуском спойлеров на пробеге⁶, позволяющее сократить участок пробега на $\approx 30\%$ ($\Delta L_{проб.} = -173$ м).

Дополнительное сокращение посадочной дистанции и потребной длины ВПП возможно при заходе на посадку по крутой глиссаде с углом наклона, превышающим фиксированное значение 3° для систем посадки по приборам (Instrument Landing Systems). В настоящее время повышенный угол захода на посадку используется в ряде аэропортов, например в аэропорте Лондон-Сити [9].

Увеличение угла захода на посадку для рассматриваемого самолета типа ATR 42-600S с 3 до $5,5^\circ$ дополнительно сокращает длину воздушного участка на $\Delta L_{в,у} = -131$ м и посадочную дистанцию до 576 м, обеспечив расчетное значение потребной длины ВПП в

⁵ ATR 42-600S [Электронный ресурс] // atr-aircraft.com. URL: https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/06/ATR_Fiche42-600S-3.pdf (дата обращения: 07.12.2023).

⁶ FSF ALAR Briefing Note 8.3. Landing Distances [Электронный ресурс] // flightsafety.org. URL: https://flightsafety.org/files/alar_bn8-3-distances.pdf (дата обращения: 07.12.2023).

Таблица 4
Table 4

Взлетно-посадочные характеристики модифицированного самолета ATR 42-600S
Take-off and landing performance of the modified ATR 42-600S aircraft

Двигатели Pratt & Whitney Canada	PW127XT-L
Взлетная мощность, л. с.	2 × 2750
Вес	
Максимальный взлетный вес (МВВ), кг	18 600
Максимальный посадочный вес (МПВ), кг	18 300
Максимальный вес без топлива, кг	17 000
Вес пустого снаряженного, кг	11 850
Максимальный вес полезной нагрузки (ПН), кг	5 150
Максимальный вес топлива, кг	4 500
Характеристики аэродрома	
<i>Длина взлетной дистанции, м (при следующих условиях):</i>	
взлетный вес для полета на 370,4 км (70 % ПН, MCA, SL)	800
взлетный вес для полета на 555,6 км (ПН _{max} , MCA + 10, SL)	920
<i>Длина посадочной дистанции, м (при следующем условии):</i>	
Взлетный вес для полета на 370,4 км (70 % ПН, MCA, SL)	810
Стандартная дальность полета, км	370,4
Вес топлива, кг	577

размере 824 м близким к заявленной величине 810 м (табл. 4).

Оценка взлетно-посадочных дистанций самолета типа ATR 42-600 с улучшенной аэродинамикой крыла

Аналогичная оценка взлетно-посадочных дистанций проведена для самолета типа ATR 42-600 с использованием расчетных значений коэффициента $C_{u_{max}}$ крыла с измененной профилировкой и механизацией на режимах взлета и посадки. Увеличение несущих свойств крыла до значений $C_{u_{max}} = 2,74$ – взлетная конфигурация и $C_{u_{max}} = 3,32$ – посадочная конфигурация позволяет, при сохранении исходных весовых данных самолета, обеспечить следующие расчетные взлетно-посадочные характеристики:

- взлет – $L_{в.д.} = 750$ м ($L_{впп} = 1,15$, $L_{п.д.} = 862$ м),
- посадка – $L_{п.д.} = 811$ м ($L_{впп} = 1,43$, $L_{п.д.} = 1159$ м).

Использование спойлеров на пробеге ($\Delta L_{проб.} = -173$ м) и заход на посадку по крутой траектории $\theta = 5,5^\circ$ ($\Delta L_{в.у} = -131$ м) су-

щественно сокращают посадочную дистанцию и потребную длину ВПП до значений $L_{п.д.} = 528$ м и $L_{впп} = 1,43 L_{п.д.} = 755$ м.

Для выполнения требования по длине ВПП на взлете рассмотрено повышение несущих свойств крыла во взлетной конфигурации за счет увеличения угла отклонения разработанных закрылков с 18 до 25°. Большинство систем механизации задней кромки региональных самолетов имеют возможность выбора нескольких дискретных углов отклонения механизации на взлете в зависимости от взлетного веса и располагаемой длины ВПП. Увеличение угла отклонения закрылков приводит к увеличению значений $C_{u_{max}}$ крыла, снижению скорости сваливания V_s и, соответственно, длины разбега. Однако сопровождаемое при этом увеличение сопротивления и снижение аэродинамического качества может привести к увеличению длины воздушного участка. Также может быть затруднено выполнение требований НЛГ по величине градиента набора высоты на втором участке, особенно с отказавшим двигателем.

$$\sin \theta = T / G - X / Y.$$

Рациональный выбор взлетной конфигурации механизации зависит от взлетного веса и заключается в поиске оптимального компромисса между максимальной подъемной силой и аэродинамическим качеством.

Ожидаемое значение $C_{y_{\max}}$ высоконесущего крыла от изменения угла отклонения закрылков с 18 до 25°, определенное на основании расчетных значений $C_{y_{\max}}$ для взлетной и посадочной конфигураций, может составить 2,91. Это позволяет заметно приблизиться к выполнению требования по длине ВПП ($L_{в.д.} = 706$ м; $L_{впп} = 1,15 L_{п.д.} = 811$ м).

Аналогичное влияние на сокращение взлетной дистанции может быть получено также за счет снижения исходного взлетного веса самолета с 18 600 до 17 251 кг путем уменьшения веса полезной нагрузки на 26 % или дальности полета. В этом случае расчетные значения взлетных характеристик самолета при сохранении угла отклонения закрылков 18° будут удовлетворять требованию базирования самолета типа ATR 42-600S на ВПП длиной не более 800 м, достигаемого при меньшем сокращении полезной нагрузки и большей дальности полета, относительно самолета ATR 42-600 ($L_{в.д.} = 696$ м; $L_{впп} = 1,15 L_{п.д.} = 800$ м).

Из двух рассмотренных вариантов сокращения взлетной дистанции самолета типа ATR 42-600 более предпочтительным является вариант с увеличением несущих свойств крыла на $\Delta C_{y_{\max}} = 0,172$, или на 6,3 % относительно исходного значения $C_{y_{\max}} = 2,74$. Последнее может быть достигнуто за счет оптимизации геометрических параметров и положений рассмотренной механизации крыла с минимальным приращением профильного сопротивления.

Заключение

Для сокращения взлетно-посадочных дистанций региональных самолетов рассмотрены два подхода.

Первый, предложенный франко-итальянским консорциумом, включал замену исходных двигателей самолета ATR 42-600 на более мощную серию PW120XT-L (2×2750 л. с.), увеличение угла отклонения закрылков на взлете до 25°. Также была разработана новая система торможения и выполнено снижение взлетного

веса до 16 032 кг за счет сокращения полезной нагрузки и дальности полета до 370,4 км.

Предложенные модификации самолета ATR 42-600 позволили сократить взлетную дистанцию до $L_{в.д.} = 683$ м ($L_{впп} = 786$ м), однако в посадочной конфигурации необходимо дополнительное увеличение угла захода на посадку с 3 до 5,5°, позволяющее сократить посадочную дистанцию с 707 до 576 м ($L_{впп} = 824$ м).

Во втором подходе основное внимание было сосредоточено на увеличении подъемной силы крыла. Разработка новых профилей крыла с повышенным уровнем несущих свойств, а также проектирование эффективной механизации позволили существенно повысить уровень значений коэффициента $C_{y_{\max}}$ крыла регионального самолета до следующих значений:

- крейсерская конфигурация – $C_{y_{\max}} = 1,79$;
 - взлетная конфигурация – $C_{y_{\max}} = 2,74$;
 - посадочная конфигурация – $C_{y_{\max}} = 3,32$,
- которые заметно превышают аналогичные величины $C_{y_{\max}}$ крыла самолета ATR 42-600 с двухщелевым поворотным закрылком: 1,57, 2,0 ($\delta_3 = 15^\circ$) и 2,47 ($\delta_3 = 35^\circ$).

Достигнутый уровень значений подъемной силы, а также использование спойлеров на пробеге и заход на посадку по крутой траектории ($\theta = 5,5^\circ$) обеспечивают сокращение посадочной дистанции самолета ATR 42-600 до значения $L_{п.д.} = 528$ м ($L_{впп} = 755$ м). Выполнение требования по длине ВПП на взлете с исходной мощностью двигателей (2×2400 л. с.) невозможно ($L_{в.д.} = 808$ м; $L_{впп} = 930$ м). Рассмотренное увеличение мощности двигателей до значения $N = 2 \times 2750 = 5500$ л. с. (самолет ATR 42-600S), а также увеличение угла отклонения закрылков до 25° ($\Delta C_{y_{\max}} = 0,172$) позволили приблизиться к выполнению требования по длине ВПП ($L_{в.д.} = 706$ м; $L_{впп} = 811$ м) при сохранении исходных данных самолета ATR 42-600.

Список литературы

1. Schoenberg A. Turboprop market report. Exploring future technology [Электронный ресурс] // TrueNoord, June 2023. URL: <https://www.truenoord.com/turboprop-market-report-2023/> (дата обращения: 07.12.2023).

2. **Vecchia P.D.** Development of methodologies for the aerodynamic design and optimization of new regional turboprop aircraft: Doctoral Thesis. Naples: University of Naples FEDERICO II, 2013. 229 p.

3. **Hahn A.S.** A conceptual design of a short takeoff and landing regional jet airliner [Электронный ресурс] // NASA, 9 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100003051/downloads/20100003051.pdf> (дата обращения: 07.12.2023).

4. **Heinemann P.** Conceptual studies of a transport aircraft operating out of inner-city airports / P. Heinemann, M. Schmidt, F. Will, M. Shamiyeh, C. Jeffberger, M. Hornung [Электронный ресурс] // Conference: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK). Germany, Braunschweig, 2016. URL: https://www.researchgate.net/publication/308208136_Conceptual_Studies_of_a_Transport_Aircraft_Operating_out_of_Inner-City_Airports (дата обращения: 07.12.2023).

5. **Karpov A.E.** Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market / A.E. Karpov, B.G. Nesterenko, M.A. Ovdienko, A.N. Varyukhin, A.V. Vlasov [Электронный ресурс] // 10th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens (10th EASN 2020), 2–5 September 2020. Vol. 1024. ID: 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012070 (дата обращения: 07.12.2023).

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

7. **May F., Widdison C.A.** STOL High-Lift design study. Vol. I. State-of-the-art review of STOL aerodynamic technology. Publisher: PN, 1971. 205 p.

8. **Rudolph P.K.C.** High-Lift systems on commercial subsonic airliners // NASA Contractor Report 4746, 1996. 166 p.

9. **Raymer D.P.** Aircraft design: a conceptual approach. Published by: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. 760 p.

10. **Михайлов Ю.С., Потапчик А.В., Грачева Т.Н.** Аэродинамический профиль крыла регионального самолета. Патент № RU 2792363 C1, МПК B64C3/14: опубл. 21.03.2023, 11 с.

11. **Sobieczky H.** Parametric Airfoil and Wings. Parametric airfoil and wings. In book: Recent development of aerodynamic design methodologies. Notes on numerical fluid mechanics (NNFM), 1999. Vol. 65. Pp. 71–88. DOI: 10.1007/978-3-322-89952-1_4

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

13. **Петров А.В., Степанов Ю.Г., Юдин Г.А.** Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла // ЦАГИ: основные этапы научной деятельности 1968–1993: сборник научных статей. М.: Наука, 1996. С. 49–59.

14. **Nelson T.** 787 Systems and performance [Электронный ресурс] // Boeing. 2005. 36 p. URL: <https://www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf> (дата обращения: 07.12.2023).

15. **Reckzeh D.** Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts [Электронный ресурс] // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS, 2014. 10 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0133_paper.pdf (дата обращения: 07.12.2023).

16. **Михайлов Ю.С.** Повышение эффективности механизации стреловидного крыла // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 6. С. 101–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-7101-120

References

1. **Schoenberg, A.** (2023). Turboprop market report. Exploring future technology. *TrueNoord*, June. Available at: <https://www.true noord.com/turboprop-market-report-2023/> (accessed: 07.12.2023).

2. **Vecchia, P.D.** (2013). Development of methodologies for the aerodynamic design and optimization of new regional turboprop aircraft: Doctoral Thesis. Naples: University of Naples FEDERICO II, 229 p.

3. **Hahn, A.S.** A conceptual design of a short takeoff and landing regional jet airliner. *NASA*, 9 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/>

api/citations/20100003051/downloads/20100003051.pdf (accessed: 07.12.2023).

4. **Heinemann, P., Schmidt, M., Will, F., Shamiyeh, M., Jeftberger, C., Hornung, M.** (2016). Conceptual studies of a transport aircraft operating out of inner-city airports. In: *Conference: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*. Germany, Braunschweig. Available at: https://www.researchgate.net/publication/308208136_Conceptual_Studies_of_a_Transport_Aircraft_Operating_out_of_Inner-City_Airports (accessed: 07.12.2023).

5. **Karpov, A.E., Nesterenko, B.G., Ovdienko, M.A., Varyukhin, A.N., Vlasov, A.V.** (2020). Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market. In: *10th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens (10th EASN 2020)*, September 2–5, vol. 1024. ID: 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012070 (accessed: 07.12.2023).

6. **Petrov, A.V.** (2018). Aerodynamics of transport aircraft for short takeoff and landing with lift augmentation systems. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)

7. **May, F., Widdison, C.A.** (1971). STOL High-Lift design study. Vol. I. State-of-the-art review of STOL aerodynamic technology. Publisher: PN, 205 p.

8. **Rudolph, P.K.C.** (1996). High-Lift systems on commercial subsonic airliners. *NASA Contractor Report 4746*, 166 p.

9. **Raymer, D.P.** (1992). Aircraft design: a conceptual approach. Published by: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 760 p.

10. **Mikhailov, Yu.S., Potapchik, A.V., Gracheva, T.N.** (2023). Airfoil of a regional aircraft wing. Patent RU no. 2792363 C1, IPC b64C3/14: publ. March 21, 11 p. (in Russian)

11. **Sobieczky, H.** (1999). Parametric airfoil and wings. In book: *Recent development of aerodynamic design methodologies*. Notes on numerical fluid mechanics (NNFM), vol. 65, pp. 71–88. DOI: 10.1007/978-3-322-89952-1_4

12. **Volkov, A.V., Lyapunov, S.V.** (1993). Method for calculating transonic flow around an airfoil with consideration of the entropy change at shock waves. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 24, no. 1, pp. 3–11. (in Russian)

13. **Petrov, A.V., Stepanov, Yu.G., Yudin, G.A.** (1996). Aerodynamics of takeoff and landing wing mechanization. In: *TsAGI: osnovnyye etapy nauchnoy deyatel'nosti 1968–1993: sbornik nauchnykh statey*. Moscow: Nauka, pp. 49–59. (in Russian)

14. **Nelson, T.** (2005). 787 Systems and performance. *Boeing*, 36 p. Available at: <https://www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf> (accessed: 07.12.2023).

15. **Reckzeh, D.** (2014). Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts. In: *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS*, 10 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0133_paper.pdf (accessed: 07.12.2023).

16. **Mikhailov, Yu.S.** (2020). Increase in high-lift devices efficiency of swept wing. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 6, pp. 101–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-7101-120 (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 29.05.2024
Одобрена после рецензирования 08.07.2024
Принята в печать 26.09.2024

Received 29.05.2024
Approved after reviewing 08.07.2024
Accepted for publication 26.09.2024