

Численные исследования особенностей обтекания сверхкритического профиля с интегрированной в него импеллерной распределенной силовой установкой

© Е.А. Пигусов, А.И. Волков, М.В. Долотин, С.А. Кузин

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия
E-mail: sergey.kuzin.1994@mail.ru

Поступило в Редакцию 5 мая 2025 г.

В окончательной редакции 18 августа 2025 г.

Принято к публикации 19 августа 2025 г.

Представлены результаты расчетных исследований обтекания сверхкритического профиля, оснащенного адаптивным многосекционным выдвижным закрылком с интегрированной в него импеллерной распределенной силовой установкой. Рассмотрены два варианта механизации передней кромки: отклоняемый носок и щиток Крюгера. Получены зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки. Показано влияние типа и угла отклонения механизации передней кромки на несущие свойства. Выявлены основные особенности обтекания на взлетно-посадочных режимах полета.

Ключевые слова: сверхкритический профиль, импеллерная распределенная силовая установка, адаптивный закрылок, механизация передней кромки, несущие свойства.

DOI: 10.61011/PJTF.2025.24.61754.8085

При формировании облика перспективного регионального самолета необходимо учитывать требования по базированию на коротких взлетно-посадочных полосах с сохранением высокой крейсерской скорости полета и удовлетворительных показателей топливной эффективности. Удовлетворение данных противоречивых требований может быть обеспечено за счет применения энергетических систем увеличения подъемной силы (ЭСУПС) [1,2]. С учетом развития технологий электродвижения в качестве ЭСУПС может рассматриваться импеллерная распределенная силовая установка (ИРСУ), интегрированная с несущими поверхностями планера. Данное техническое решение позволяет в значительной степени увеличить значения коэффициента подъемной силы и снизить характерные значения скоростей полета на взлетно-посадочных режимах [3,4].

С целью обеспечения высоких значений скорости крейсерского полета на пассажирских самолетах применяют стреловидное крыло со сверхкритическими профилями [5]. Такое крыло позволяет увеличить критическое число Маха набегающего потока, при котором возникает существенное волновое аэродинамическое сопротивление крыла. Сверхкритические профили обладают малым радиусом закругления передней кромки, что может привести к раннему отрыву пограничного слоя в режимах взлета и посадки вследствие возникновения неблагоприятного градиента давления в носовой части крыла (особенно при использовании ИРСУ). Данное обстоятельство приводит к необходимости применения механизации передней кромки крыла для увеличения критического угла атаки.

В настоящей работе представлены результаты расчетных исследований отсека крыла бесконечного размаха со сверхкритическим профилем, обладающего адаптивным

элементом, который также может работать в режиме интерцептора, и трехзвенным выдвижным закрылком с интегрированной в него ИРСУ (рис. 1, а) с диаметром вентилятора импеллера 140 mm. Механизация передней кромки выполнена в двух вариантах: отклоняемый носок и щиток Крюгера. Расчеты выполнены для вариантов отклонения механизации задней кромки во взлетное и посадочное положения. Во взлетной конфигурации угол отклонения адаптивного элемента составлял $\delta_{ae} = 12^\circ$, а углы отклонения звеньев соответственно составляли $\delta_1 = 5^\circ$, $\delta_2 = 17^\circ$, $\delta_3 = 0^\circ$. В посадочной конфигурации угол отклонения адаптивного элемента соответствовал углу во взлетной конфигурации, а углы отклонения звеньев соответственно составляли $\delta_1 = 18^\circ$, $\delta_2 = 17^\circ$, $\delta_3 = 11^\circ$. Для данных конфигураций также рассмотрены различные углы отклонения механизации передней кромки: для отклоняемого носка угол отклонения составлял $\delta_n = 30^\circ/40^\circ/50^\circ$; щиток Крюгера отклонялся в положения, где его передняя кромка совпадала с положением передней кромки отклоняемого носка (для удобства углы отклонения щитка Крюгера обозначены $\delta_{k.f.} = 30^\circ/40^\circ/50^\circ$) (рис. 1, б). Расчеты выполнены в условиях набегающего потока, соответствующих $H = 0$ km по МСА; число Маха $M = 0.15$; число Рейнольдса $Re = 8.2 \cdot 10^6$. Мощность, подводимая к каждому импеллеру, составляла $N_{imp} = 20$ kW, что является достаточно высоким показателем для электродвигателей подобной размерности. Угол атаки изменялся в диапазоне от 0° до закритических значений. Характерный размер, принятый при определении коэффициентов аэродинамических сил, — хорда профиля $b = 2.4$ m.

Для проведения расчетных исследований сформированы расчетные области, представляющие собой прямоугольные параллелепипеды со сторонами

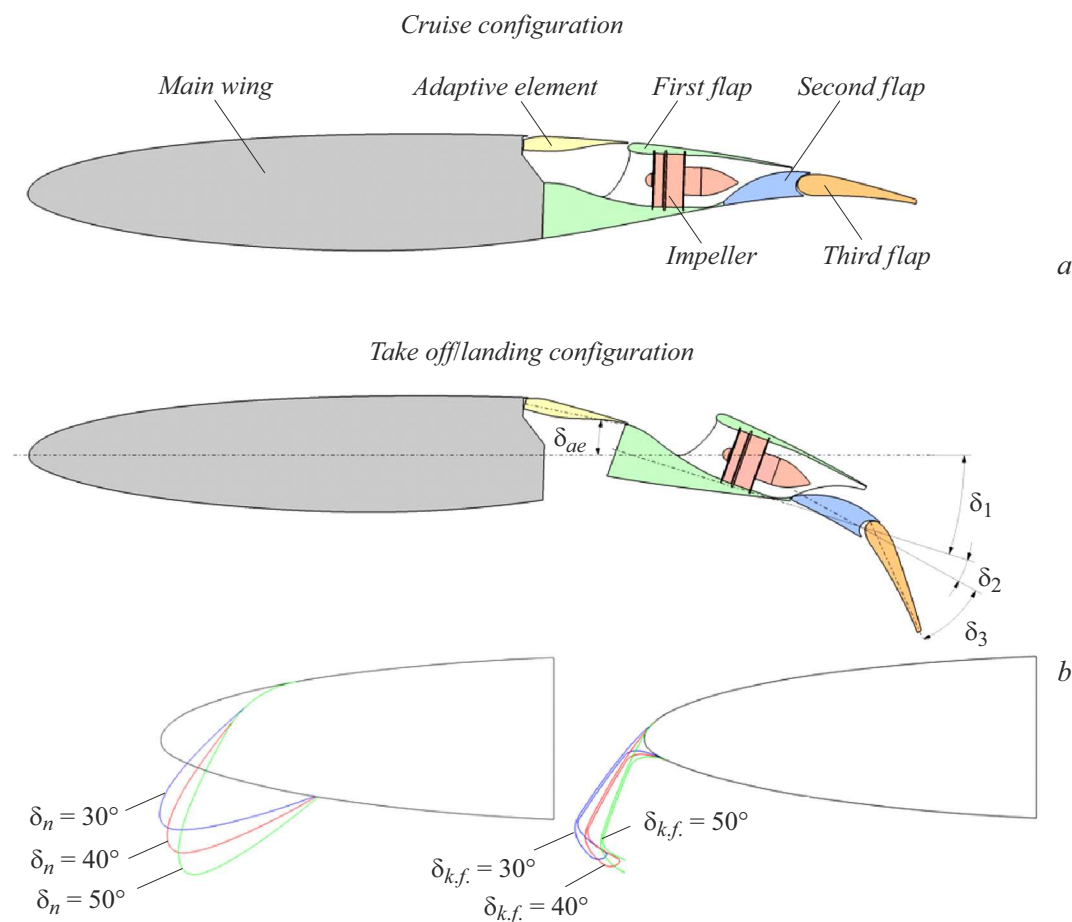


Рис. 1. Объект исследования. *a* — крейсерская и взлетно-посадочная конфигурации профиля, *b* — углы отклонения механизации передней кромки.

$64 \times 64 \times 0.32$ m. В расчетных областях сформированы конечно-объемные неструктурированные тетраэдральные расчетные сетки с числом элементов $\sim 2.2 \cdot 10^7$. Для разрешения течения в пограничном слое использовались призматические слои ($\sim 1.1 \cdot 10^7$ ячеек) с высотой первой ячейки, обеспечивающей среднее значение величины $y^+ < 1$.

Расчетные исследования выполнены путем численного решения уравнений Навье–Стокса, осредненных по методу Рейнольдса. При вычислениях замыкание уравнений Навье–Стокса выполнено с использованием модели турбулентности SST (shear stress transport). Моделирование ИРСУ производилось методом „активного диска“ аналогично работам [3,4,6], когда на границе „входа“ в вентилятор задавались избыточное статическое давление и полная температура с постоянными распределениями по площади, а на границе „выхода“ из спрямляющего аппарата — избыточное полное давление и полная температура с постоянными распределениями по площади. При этом согласование расхода воздуха через границы „вход“ и „выход“, а также соответствие граничных условий подводимой мощности к электродвигателю импеллера достигалось с использованием уравнений одномерной газовой динамики [7,8].

На рис. 2, *a* и *b* представлены зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α для взлетной и посадочной конфигураций с различными углами отклонения механизации передней кромки. Результаты расчетных исследований показывают, что для взлетной конфигурации с неотклоненной механизацией передней кромки угол атаки, при котором реализуется максимальное значение подъемной силы, составляет $\alpha_{C_{ya \max}} = 8^\circ$. При отклонении носка профиля наибольший C_{ya} достигается при $\delta_n = 40^\circ$ и $\alpha = 18^\circ$. Для профилей с отклоненными щитками Крюгера зависимости $C_{ya}(\alpha)$ практически не имеют различий для всего диапазона углов атаки вплоть до $\alpha = 18^\circ$, где достигается $C_{ya \max}$ для всех углов отклонения. Для посадочной конфигурации с неотклоненной механизацией передней кромки $\alpha_{C_{ya \max}} = 2^\circ$. Среди всех рассмотренных углов отклонения носка и щитка Крюгера для профиля в посадочной конфигурации наибольшие значения $C_{ya \max}$ достигаются при $\delta_n = 40^\circ$ и $\delta_{k.f.} = 40^\circ$, при этом $\alpha_{C_{ya \max}} = 14^\circ$. Расчетные зависимости показывают, что при отклонении щитка Крюгера на $\delta_{k.f.} = 40^\circ$ величина $C_{ya \max}$ выше на 7.2 % во взлетной конфигурации и на 2.6 % в посадочной конфигурации в сравнении с $C_{ya \max}$ при отклонении носка профиля.

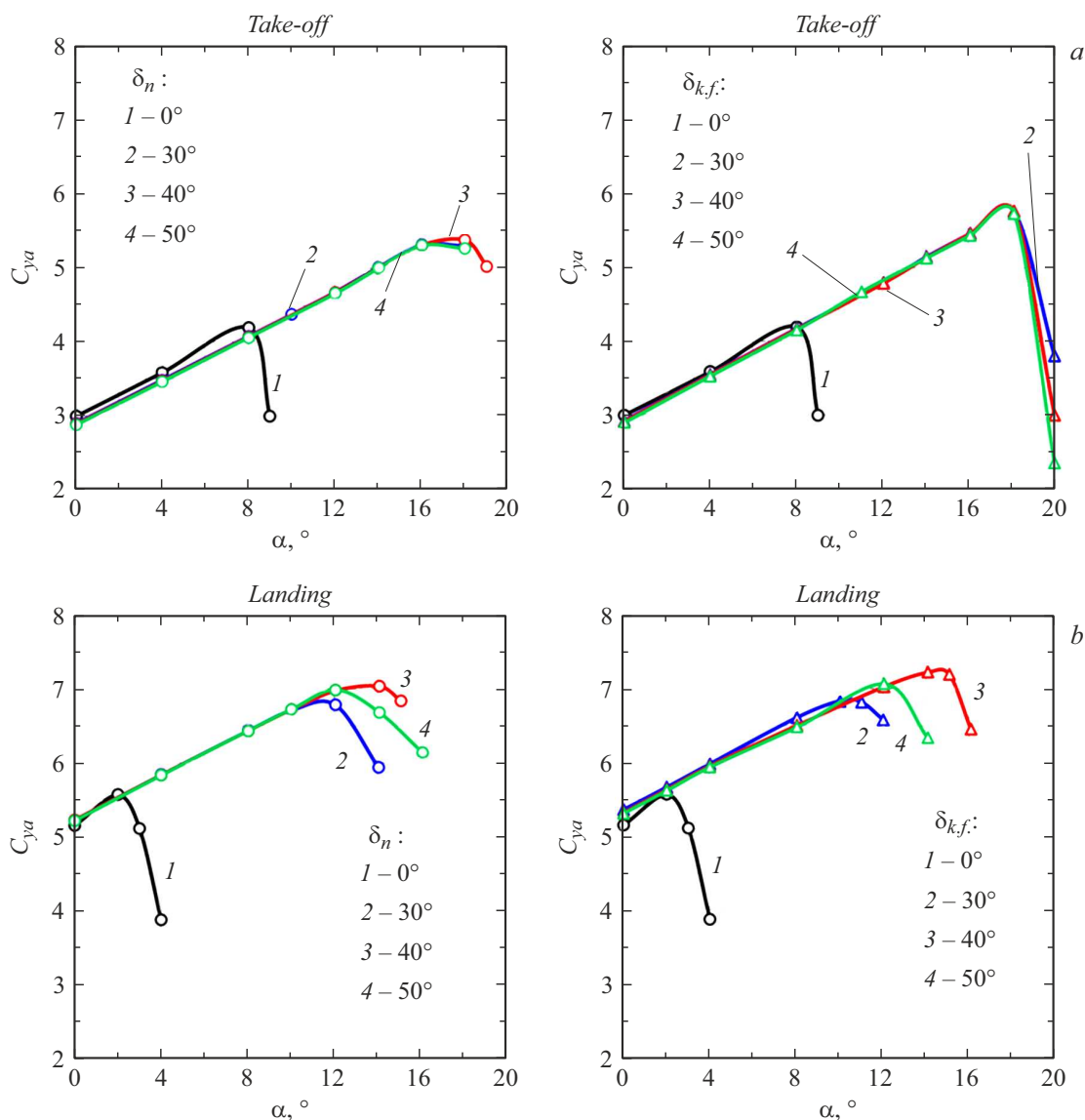


Рис. 2. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$ при различных углах отклонения механизации передней кромки. *a* — взлетная конфигурация, *b* — посадочная конфигурация.

Для взлетных конфигураций картины обтекания при нулевом угле атаки близки для всех углов отклонения механизации передней кромки, отличие заключается в отрывном течении за щитком Крюгера. Для посадочной конфигурации без механизации передней кромки при нулевом угле атаки наблюдается присоединенное отрывное течение, которое устраняется при отклонении механизации передней кромки.

Сравнение картин течения для профилей без механизации передней кромки на закритических углах атаки с течением около профилей с выпущенной механизацией передней кромки при близких углах атаки (рис. 3) показывает, что на профиле без механизации передней кромки наблюдается обширная отрывная зона в отличие от профилей с механизацией передней кромки.

Сравнение распределений числа Маха для профилей с механизацией передней кромки при $\delta_n = 40^\circ$ и

$\delta_{k.f.} = 40^\circ$ на углах атаки $\alpha_{C_{ya \max}}$ показывает, что у варианта с отклоненным носком во взлетной конфигурации наблюдается присоединенный отрыв. Данная особенность течения является причиной уменьшения $C_{ya \max}$ по сравнению со случаем отклонения щитка Крюгера. Для посадочной конфигурации при $\alpha_{C_{ya \max}}$ у вариантов с отклоненным носком и щитком Крюгера нет явного отрывного течения на верхней поверхности профиля. Поскольку картины течения имеют малые отличия, значения $C_{ya \max}$ близки (разница составляет 2.6 %). При дальнейшем увеличении угла атаки для посадочной конфигурации с отклоненным носком и щитком Крюгера формируется развитое отрывное течение.

Таким образом, для взлетной и посадочной конфигураций исследуемого объекта наиболее эффективным вариантом механизации передней кромки является щиток Крюгера с углом отклонения $\delta_{k.f.} = 40^\circ$

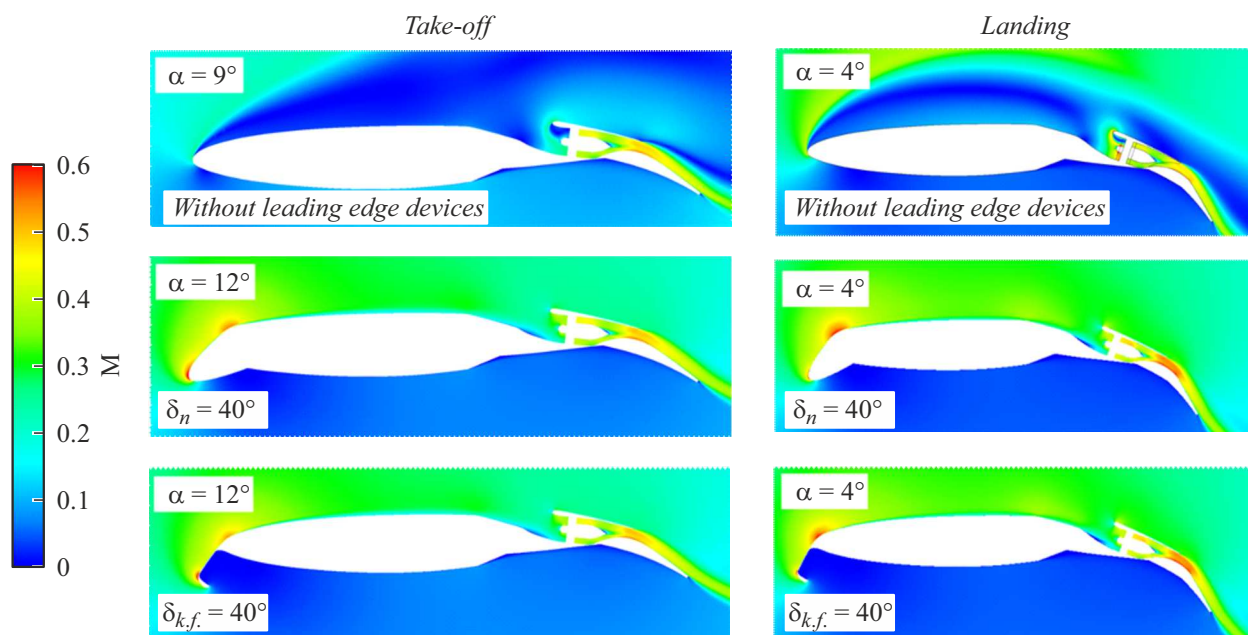


Рис. 3. Картины распределения числа Маха для взлетной и посадочной конфигураций и различных вариантах исполнения механизации передней кромки.

как для взлетной, так и для посадочной конфигурации. Следует при этом отметить, что рациональный угол отклонения щитка при изменении режима работы ИРСУ может измениться ввиду возможного перемещения точки торможения набегающего потока.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] А.В. Петров, *Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла* (Физматлит, М., 2011).
- [2] А.В. Петров, *Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы* (Инновационное машиностроение, М., 2018).
- [3] А.И. Волков, М.В. Долотин, В.Г. Кажан, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов, Уч. зап. ЦАГИ, **54** (6), 12 (2023).
- [4] А.И. Волков, М.В. Долотин, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов, Уч. зап. ЦАГИ, **50** (6), 30 (2024).
- [5] J.D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics* (McGraw–Hill Education, N.Y., 2017), p. 775–777.
- [6] M. Trancossi, M. Madonia, *The efficiency of an electric turbofan vs. inlet area: A simple mathematical model and CFD simulations*, SAE technical paper 2012-01-2217 (2012). DOI: 10.4271/2012-01-2217
- [7] Л.Г. Лойцянский, *Механика жидкости и газа* (Наука, М., 1987).
- [8] Г.Н. Абрамович, *Прикладная газовая динамика* (Наука, М., 1991).