

Научная статья

УДК 533.6.013

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187447>

EDN: <https://www.elibrary.ru/CSJFJV>

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ МЕХАНИЗИРОВАННОГО КРЫЛА В СХЕМЕ «СРЕДНЕПЛАН»

Н.Н. Брагин¹✉, А.И. Волков², Е.А. Заварзина¹, А.А. Крутов², С.А. Кузин², Е.А. Пигусов²

¹Федеральное Государственное Бюджетное Учреждение «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского»,

²Федеральное Автономное Учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»,

г. Жуковский, Московская область, Россия

✉ bragininn@nrczh.ru

Цитирование: Брагин Н.Н., Волков А.И., Заварзина Е.А., Крутов А.А., Кузин С.А., Пигусов Е.А. Особенности обтекания механизированного крыла в схеме «среднеплан» // Труды МАИ. 2026. № 146. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187447>

Аннотация. На основе анализа результатов численных исследований влияния геометрии наплыва крыла сформулированы основные рекомендации по формированию облика компоновки магистрального самолета с высоконесущей механизацией. Приведены основные этапы расчета аэродинамических характеристик крыла с механизацией во взлетной и посадочной конфигурациях на режиме $H=0$ м, $M=0.2$ при разных углах атаки. Проведено сравнение аэродинамических характеристик компоновок с двумя вариантами наплыва во взлетной и посадочной конфигурациях. Максимальный коэффициент подъемной силы больше у компоновки с вариантом наплыва №2, что связано с затягиванием отрыва потока за счет изменения формы в плане наплыва. Для разрешения градиента искомых переменных при численном решении уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, применена вложенная структура расчетной сетки. Для разрешения течения в пограничном слое использовались

пристеночные призматические слои с высотой первой ячейки, соответствующей параметру $y^+ \leq 1$. Смоделированы сложные отрывные течения в области сочленения наплыва и крыла. Показаны некоторые особенности обтекания механизированного крыла магистрального самолета, выполненного в схеме «среднеплан». Выработаны рекомендации по дальнейшим расчетно-экспериментальным исследованиям по повышению эффективности механизации на взлетно-посадочном режиме.

Ключевые слова: интегральная компоновка, магистральный самолет, несущие свойства, численное моделирование, обтекание

FEATURES OF THE FLOW AROUND THE HIGH-LIFT MIDWING AIRCRAFT

N.N. Bragin¹✉, A.I. Volkov², E.A. Zavarzina¹, A.A. Krutov², S.A. Kuzin², E.A. Pigusov²

¹National Research Center «N.E. Zhukovsky Institute»,

²Central Aerodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky,
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

✉ braginnn@nrczh.ru

Citation: Bragin N.N., Volkov A.I., Zavarzina E.A., Krutov A.A., Kuzin S.A., Pigusov E.A. Features of the flow around the high-lift midwing aircraft // Trudy MAI. 2026. No. 146. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187447>

Abstract. Based on the analysis of the results of numerical investigations of the effect of the geometry of the wing root extension, the main recommendations for designing of the layout civil aircraft with high-lift devices are stated. The main stages of the calculation of aerodynamic characteristics of the wing with high-lift devices are given in take-off and landing configurations in regime $H=0$ м, $M=0.2$ with different angels of attack. A comparison of the aerodynamic characteristics of the layouts with two variants of the wing root extension in the take-off and landing configurations is carried out. The maximum lifting coefficient is higher for the layout with the wing root extension №2, which is associated with delaying the separation of the flow due to a change the planform of wing root extension. To resolve the gradient of the required variables in the numerical solution of the Navier-Stokes equations averaged by Reynolds, a nested grid structure

has applied. Wall-mounted prismatic layers with the height of the first cell corresponding to the parameter $y^+ \leq 1$ have been used to resolve the flow in the boundary layer. Complex separating flows in the area of the coupling wing root extension and the wing have simulated. Some features of flowing of high-lift devices of the civil aircraft executed in midwing configuration are given. Recommendations for further computational and experimental studies to improve the efficiency of high-lift devices in the take-off and landing regimes are developed.

Keywords: integrated layout, civil aircraft, lift capability, computational investigations, flowing

Введение

В настоящее время для создания перспективных и конкурентоспособных воздушных судов проводится ряд научных исследований для достижения ключевых экономических показателей: увеличения топливной эффективности, дальности полета и полезной нагрузки, уменьшения выброса вредных веществ в атмосферу и шума на местности и многое другое. Осуществляемые научные работы [1-4] направлены на интеграцию и синтез достигнутых технологий в различных областях физико-математических наук: от современных методов проектирования до принципиально новых подходов расчета аэродинамических и взлетно-посадочных характеристик. Несмотря на достигнутый прогресс в вопросе создания различных компоновок современных самолетов, по-прежнему, важной задачей остается создание механизированного крыла с высокими несущими свойствами на взлетно-посадочных режимах.

Взлетно-посадочная механизация крыльев магистральных самолетов разрабатывается из условий эксплуатации и в соответствии с требованиями существующих отечественных и зарубежных авиационных правил- АП-25, FAR 25, JAR.

Проектирование и изготовление взлетно-посадочной механизации оказывает существенное влияние на стоимость и эксплуатационные расходы магистрального самолета. Согласно [5, 6] стоимость взлетно-посадочной механизации может составлять от 6% до 11% себестоимости самолета. Во-первых,

это обусловлено значительными затратами на проведение различных испытаний при проектировании оптимальной конфигурации, учитывая сложный характер обтекания и интерференцию между элементами механизации. Во-вторых, необходимостью применения сложных поддерживающих устройств и приводов для выдвижения элементов механизации и, как следствие, большого относительного веса.

Если, на ранних этапах создание взлетно-посадочной механизации крыльев дозвуковых самолетов происходило в основном за счет наращивания числа элементов и сложности выдвижения, то в настоящее время тренд развития проектирования направлен на максимальное уменьшение количества элементов взлетно-посадочной механизации в сочетании со сравнительной простотой их выдвижения при сохранении высокого уровня несущих свойств.

Преимущества использования более простой взлетно-посадочной механизации достаточно очевидны, но количественная оценка зависит от конкретных условий эксплуатации. На основе имеющейся информации можно сделать следующие выводы [5]:

- простые системы имеют меньший вес, что позволяет увеличить объем полезной нагрузки;
- большее взлетное аэродинамическое качество у более простой механизации может быть использовано для увеличения взлетного веса (веса полезной нагрузки или топлива);
- повышенное аэродинамическое качество на посадке уменьшает шум планера и позволяет снизить мощность двигателя;
- упрощение взлетно-посадочной механизации снижает затраты на производство и обслуживание.

Кроме того, перспективным направлением развития механизации задней кромки магистральных самолетов является расширение ее функций не только для улучшения взлетно-посадочных характеристик, но и для совершенствования аэродинамики на крейсерских скоростях полета. В последние годы выполнен

целый ряд исследований по адаптивной механизации крыльев магистральных самолетов, [7-9].

В настоящее время взлетно-посадочная механизация – это комплекс технических решений, направленных не только на получение высоких несущих свойств самолета, но и удовлетворение требований по экологии, топливной эффективности, условиям базирования и безопасности полета [10].

Таким образом, целью данной работы является исследование особенностей обтекания крыла и интегрального наплыва магистрального самолета в схеме «среднеплан» с высоконесущей взлетно-посадочной механизацией передней и задней кромок, спроектированной для обеспечения требований условий базирования, ограничений по уровню шума на местности и безопасности полета.

Аэродинамическое проектирование взлетно-посадочной механизации

Основной проблемой при разработке взлетно-посадочной механизации крыла для рассматриваемого магистрального самолета в схеме «среднеплан» с интегральным наплывом является уменьшенный относительный размах закрылков, составляющий $\bar{l}_3 \approx 0.53$, в то время как на современных широкофюзеляжных магистральных самолетах данный параметр имеет величину $\bar{l}_3 \approx 0.58 - 0.68$. Также, ввиду компоновочных ограничений ограничена хорда закрылков в корневом сечении до 15-16% от местной хорды крыла. Данные обстоятельства не позволят реализовать достаточное приращение подъемной силы от однощелевой механизации задней кромки, вследствие чего требуется применение двухщелевых закрылков.

С учетом компоновочных ограничений и требований по взлетно-посадочным характеристикам спроектирована взлетно-посадочная механизация крыла магистрального самолета, включающая трехсекционные предкрылки и двухзвенные двухсекционные закрылки, представленная на рисунке 1.

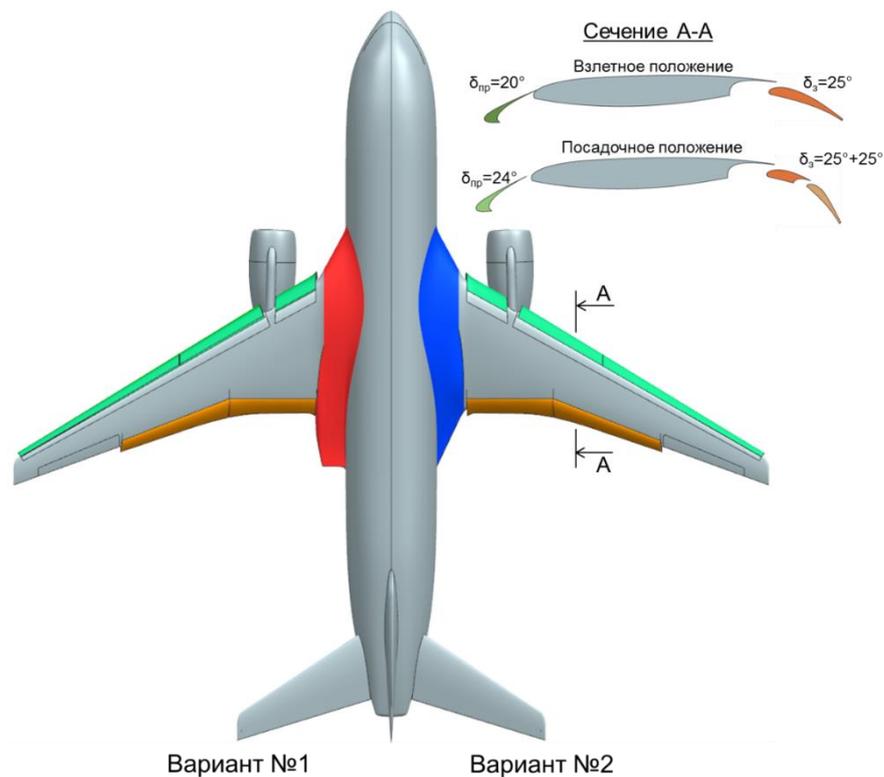


Рисунок 1 – Компоновка взлетно-посадочной механизации магистрального самолета с вариантами наплыва

В компоновке рассматривается два варианта интегрального наплыва, обусловленных применением разных кинематических схем уборки основных опор шасси. Характерные сечения вариантов наплыва приведены на рисунке 2.

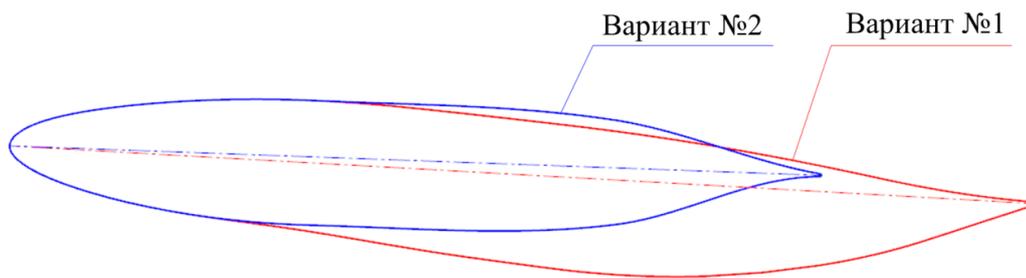


Рисунок 2 – Профилировка рассматриваемых вариантов интегрального наплыва в сечении по 0.5 ширины наплыва

Аэродинамическое проектирование механизации передней и задней кромок крыла выполнялось для семи опорных сечений крыла, расположенных в сочленении наплыва и консоли, начале излома задней кромки консоли, по пилону мотогондолы, окончанию излома задней кромки (торец внутренней и внешней

секции закрылка), в районе полуразмаха внешней секции закрылка, по внутреннему торцу элерона, по полуразмаху крыла (без учета законцовки).

Была сформирована трехмерная геометрическая модель компоновки магистрального самолета во взлетной и посадочной конфигурациях (рисунки 3 и 4).

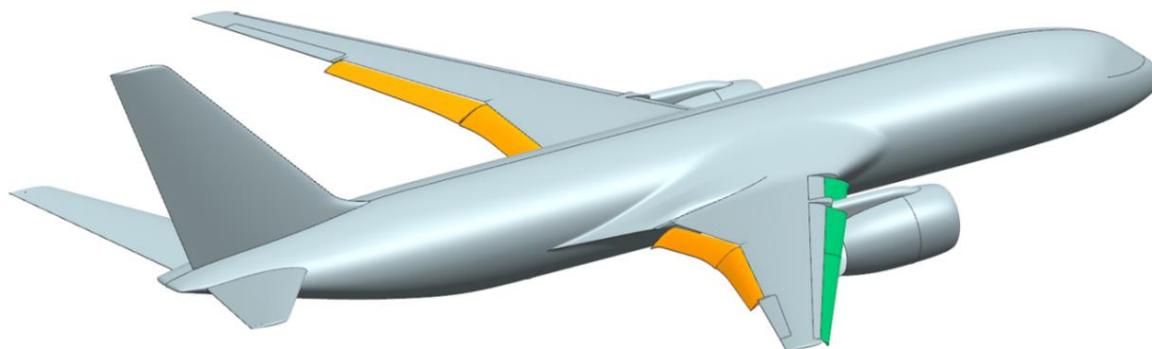


Рисунок 3 – Компоновка магистрального самолета во взлетной конфигурации

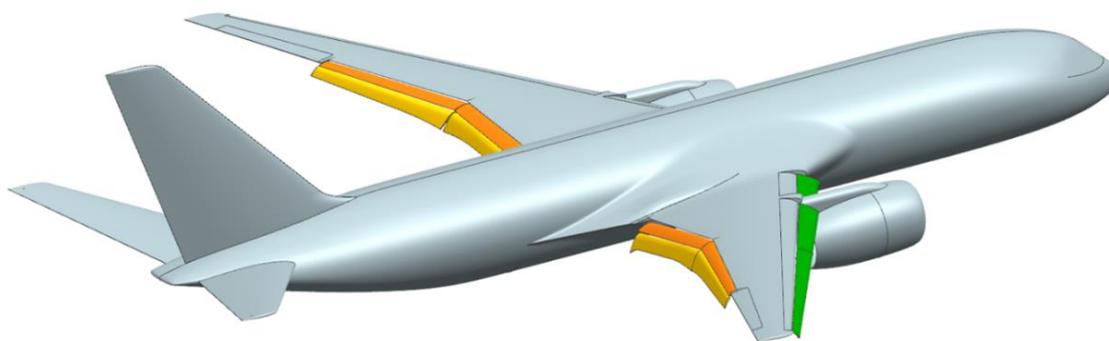


Рисунок 4 – Компоновка магистрального самолета в посадочной конфигурации

Во взлетной конфигурации реализовано бесщелевое отклонение предкрылка и однощелевое отклонение закрылка (второе звено закрылка не отклонено относительно основного звена).

В посадочной конфигурации предкрылок отклонен на больший угол, тем самым, образуя щель между предкрылком и основным крылом.

В крейсерской конфигурации верхняя поверхность основного звена закрылка полностью перекрывается хвостовой частью основной части крыла

($\bar{d}_3 > \bar{b}_{31}$), что уменьшает количество «ступенек» и благоприятно с точки зрения снижения коэффициента лобового сопротивления (рисунок 5).

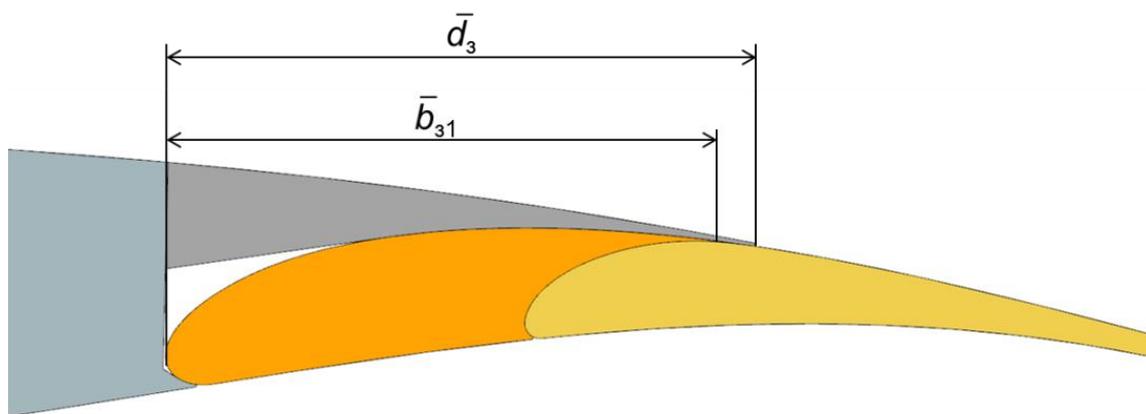


Рисунок 5 – Компоновка механизации задней кромки крыла в крейсерском положении

Метод расчёта аэродинамических характеристик

Моделирование обтекания компоновок МС выполнено в промышленном программном пакете вычислительной аэродинамики, основанном на численном решении уравнений Навье-Стокса, осредненных по методу Рейнольдса, методом конечного объёма. Замыкание данной системы уравнений выполнено при помощи SST (от англ. Shear Stress Transport) модели турбулентности. Выбор SST модели турбулентности обусловлен тем, что её применение позволяет моделировать как свободную турбулентность, так и пристеночную турбулентность в пограничном слое, а также показывает удовлетворительную для промышленных задач точность в части моделирования отрывных течений. Для моделирования ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя применена γ - Re_θ модель, дополняющая систему уравнений уравнениями переноса для коэффициента перемежаемости γ и числа Рейнольдса начала ламинарно-турбулентного перехода Re_θ .

Для проведения расчётных исследований в указанной постановке сформирована расчётная область с размерами 900×900×400 м, в которой при помощи конечно-объёмного сеточного генератора сформированы неструктурированные тетрагональные расчетные сетки для взлетных и посадочных конфигураций. Расчётные сетки имеют вложенную структуру, а

именно построены сгущения как поверхностных, так и объёмных элементов сетки на крыле, элементах механизации, оперении, мотогондолах и в зонах стыков элементов компоновки для моделирования особенностей течения вблизи поверхностей со сложной пространственной конфигурацией. Кроме того, применены сгущения объёмных элементов сетки, охватывающие крыло и горизонтальное оперение (ГО), а также всю компоновку в целом, для моделирования вихревой пелены, сходящей с крыла, и её влияния на обтекание ГО. Указанные сгущения расчётной сетки для посадочной конфигурации показаны на поверхности самолёта и в плоскости симметрии расчётной области на рисунке 6, в сечении крыла на рисунке 7.

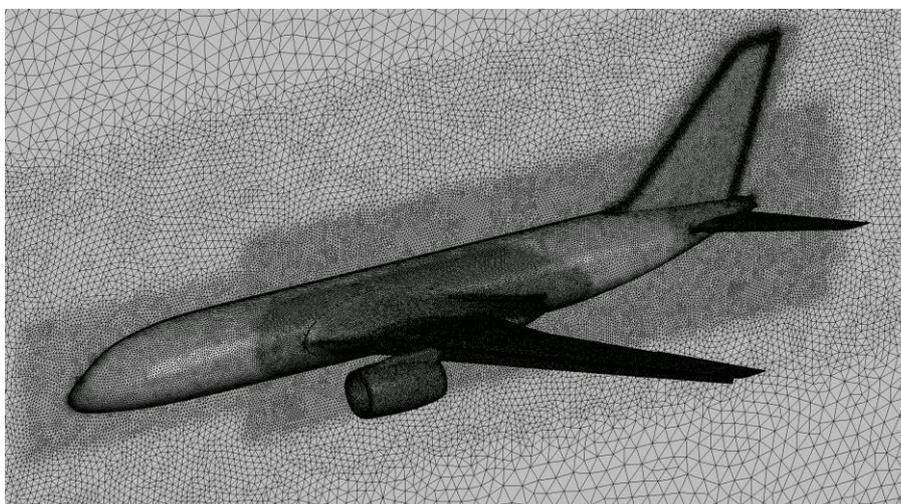


Рисунок 6 – Поверхностная сетка в посадочной конфигурации компоновки магистрального самолета

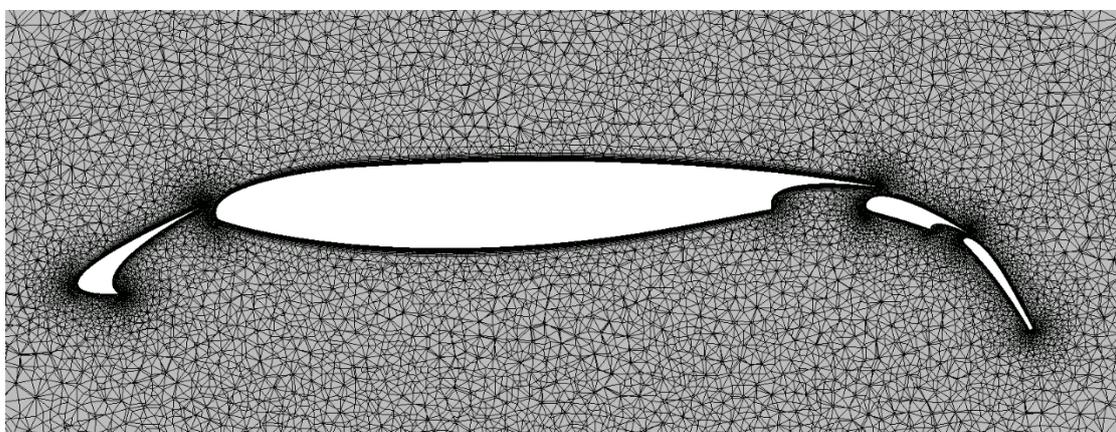


Рисунок 7 – Расчетная сетка в сечении крыла в посадочной конфигурации

Требованием при применении SST модели турбулентности является качественное сеточное разрешение пограничного слоя, в частности вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя, при помощи призматических сеточных элементов. Высота 1-й призматической ячейки сетки h_1 должна соответствовать безразмерной высоте $y^+ = \frac{y}{l_\tau} \sim 1$, где y – высота от стенки в пограничном слое, l_τ – характерный масштаб длины в вязком подслое, $l_\tau = \frac{\mu}{\sqrt{\tau_w} \cdot \rho}$, где μ – динамическая молекулярная вязкость, τ_w – касательное напряжение, ρ – плотность. То есть при $y^+ \sim 1$ $h_1 \sim l_\tau$.

Для определения значения l_τ требуется оценить значение τ_w .

В качестве характерного значения можно принять среднее по площади касательное напряжение турбулентного пограничного слоя на плоской пластине $\overline{\tau_w}$, условия набегающего потока для которой соответствуют рассматриваемой задаче ($H=0$ м, $M=0.2$): $\overline{\tau_w} = \frac{\int \tau_w ds}{S}$. В то же время для коэффициента трения турбулентного пограничного слоя на плоской пластине известна формула Прандтля-Шлихтинга: $C_f = \frac{\int \tau_w ds}{S \cdot \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2}} = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}}$. Следовательно, $\overline{\tau_w} = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} \cdot \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2}$.

Тогда для задачи по моделированию обтекания компонок МС требуемая высота 1-й ячейки призматического слоя может быть оценена как $h_1 \sim l_\tau \sim \frac{\mu}{\sqrt{\overline{\tau_w}} \cdot \rho}$. Значения $\mu = 1.79 \cdot 10^{-5}$ Па · с, $\rho = 1.225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ соответствуют международной стандартной атмосфере на высоте $H=0$ м, характерный масштаб длины для определения значения числа Рейнольдса равен средней аэродинамической хорде крыла b_a , скорость набегающего потока, рассматриваемая для данной задачи, $V_\infty = 68 \frac{\text{м}}{\text{с}}$. Таким образом, получается $h_1 \sim 1 \cdot 10^{-5}$ м.

В рассмотренных расчётных сетках в зоне пограничного слоя создано около 40 слоев призматических элементов с высотой первого элемента $h_1=0.01$ мм, что обеспечило среднее по поверхности компонок значение величины $y^+ \sim 1$. Общее число призматических слоёв определялось для каждого элемента компоновки в отдельности из условия того, что высота всех призматических слоёв должна быть $\approx 1\%$ от характерной длины элемента компоновки. Построенные, таким образом, расчётные сетки для взлётной и посадочной конфигураций имеют общее число объемных элементов ≈ 200 млн. (тетраэдров 74 млн., призма-слоев 126 млн.).

Анализ результатов расчетов

Сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_{ya}(\alpha)$, аэродинамической полярны $C_{ya}(C_{xa})$, аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы $K(C_{ya})$, момента тангажа от коэффициента подъемной силы $m_{za}(C_{ya})$ во взлетной и посадочной конфигурациях компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 представлены на рисунках 8–11.

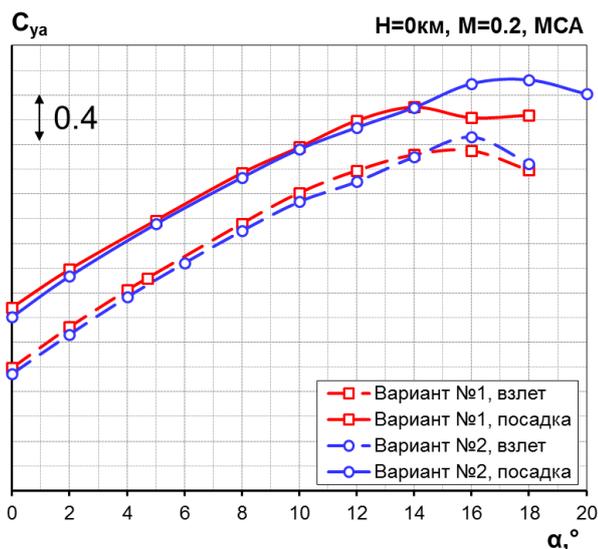


Рисунок 8 – Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_{ya}(\alpha)$ во взлетной и посадочной конфигурации компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2

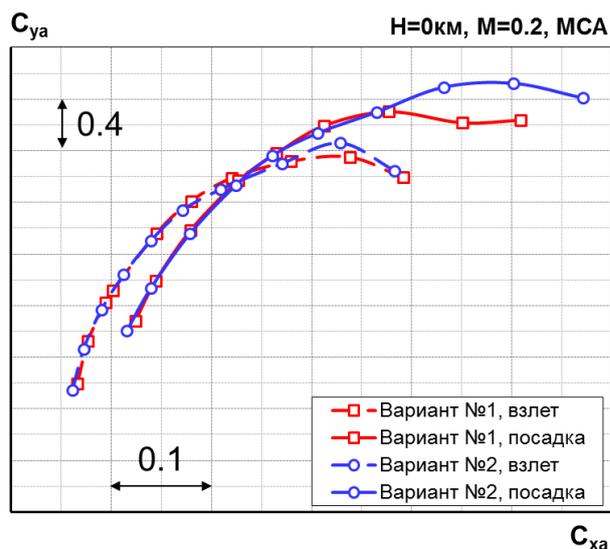


Рисунок 9 – Аэродинамическая полярны $C_{ya}(C_{xa})$ взлетной и посадочной конфигурации компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2

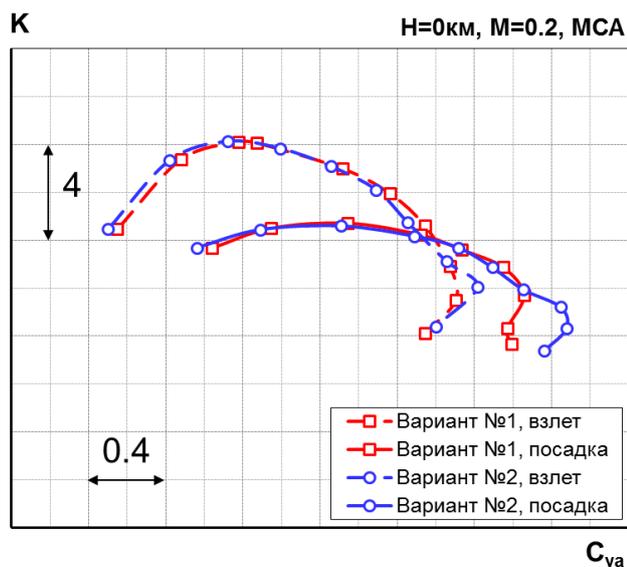


Рисунок 10 – Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы $K(C_{ya})$ во взлетной и посадочной конфигурации компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2

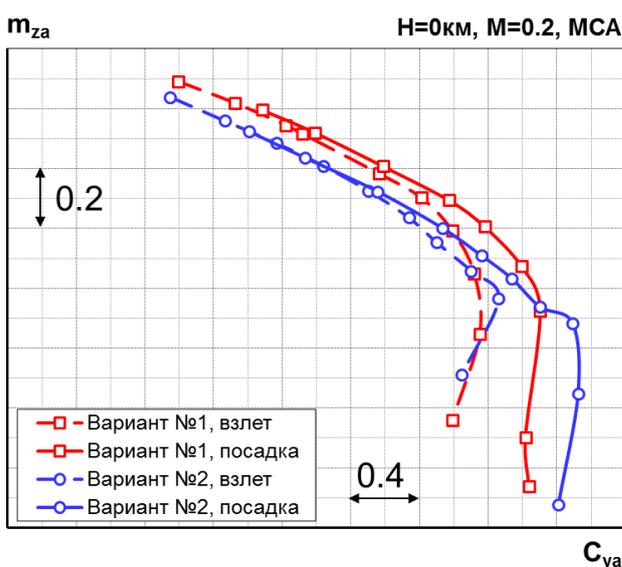


Рисунок 11 – Зависимость момента тангажа от коэффициента подъемной силы $m_{za}(C_{ya})$ во взлетной и посадочной конфигурации компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2

Значения коэффициентов подъемной силы от угла атаки во взлетной и посадочной конфигурации компоновки с вариантами наплыва № 1 и №2 практически не отличаются друг от друга и растут с увеличением угла атаки. Максимальный коэффициент подъемной силы больше у компоновки с вариантом наплыва №2, как на режиме взлета, так и на посадке, что обусловлено затягиванием отрыва потока на модифицированном наплыве ($\Delta C_{ya} \sim 10\%$).

Коэффициент лобового сопротивления одинаков во всем рассмотренном диапазоне коэффициента подъемной силы, так как модифицированный наплыв практически не вносит вклад в величину лобового сопротивления. Следовательно, значение аэродинамического качества для компоновок будет одинаковым в рассматриваемых условиях. Производная коэффициента момента тангажа отрицательна практически во всем диапазоне коэффициента подъемной силы для обоих вариантов механизации. Нелинейный характер поведения зависимости наблюдается в области больших значений коэффициента подъемной силы, что связано с наличием отрывных течений на данном режиме.

Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 при $\alpha=0$ представлено на рисунке 12.

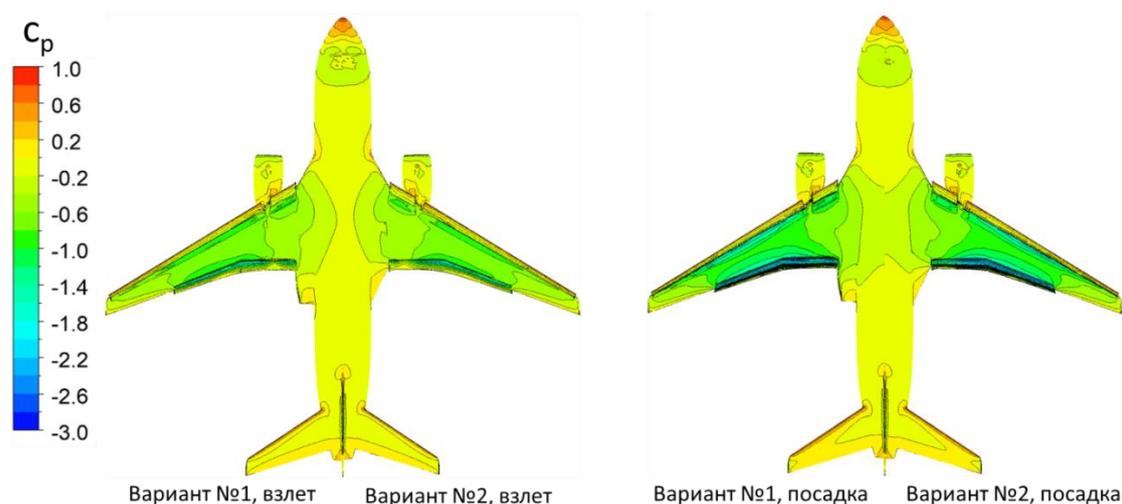


Рисунок 12 – Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной и посадочной конфигурации при $\alpha=0$

При $\alpha=0$ C_{ua} компоновки с вариантом наплыва №1 выше на 2% как во взлетной, так и в посадочной конфигурациях, так как на наплыве крыла давление выравнивается до атмосферного ниже по оси X (в конце наплыва). Следует отметить, что при $\alpha=0$ на верхней поверхности крыла с выпущенным предкрылком наблюдается повышение давления в районе передней кромки (и разрежение на нижней поверхности в районе передней кромки), вызванное отклонением предкрылка, что в свою очередь обуславливает уменьшение коэффициента подъемной силы при нулевом угле атаки.

Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 при $\alpha=12^\circ$ представлено на рисунке 13. Показано, что наличие мотогондолы с пилоном приводит к локальному снижению несущих свойств крыла в зоне их расположения независимо от конфигурации.

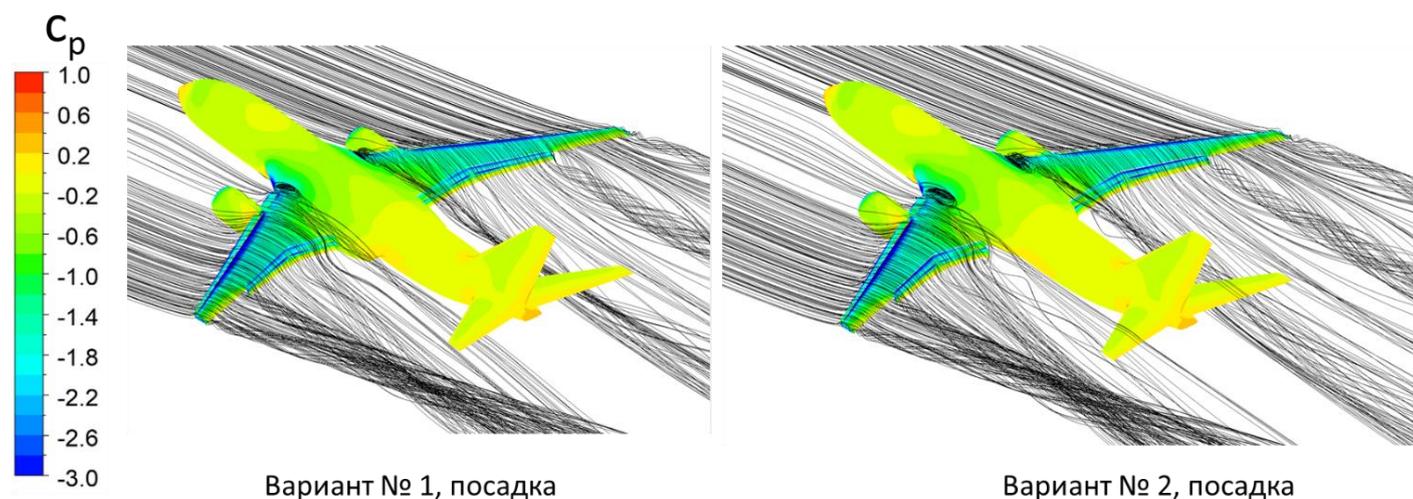


Рисунок 13 – Сравнение линий тока компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 при $\alpha=12^\circ$ в посадочной конфигурации

Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 при $\alpha=14^\circ$ представлено на рисунке 14.

Распределение давления компоновки с обоими вариантами механизации практически одинаковы. В корневой части крыла наблюдается область повышенного давления.

Неблагоприятный градиент давления вызывает, отрыв пограничного слоя с передней кромки, что приводит к снижению эффективности корневой части предкрылка.

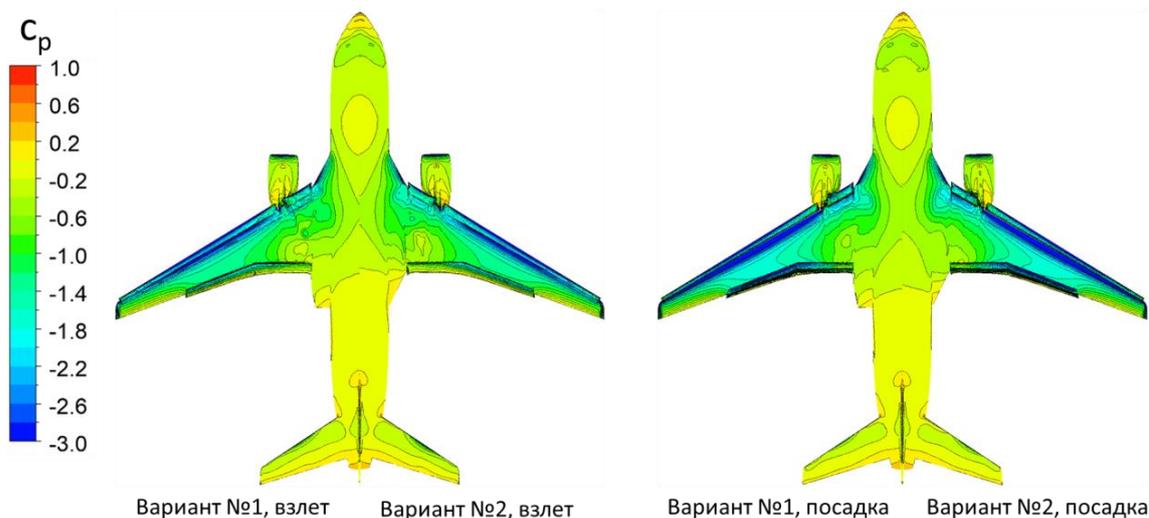


Рисунок 14 – Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной и посадочной конфигурации при $\alpha=14^\circ$

Сравнение линий тока компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной конфигурации при $\alpha=14^\circ$ представлено на рисунке 15. У компоновки с вариантом наплыва №2 на модифицированном наплыве отрывное течение в корне крыла менее интенсивное.

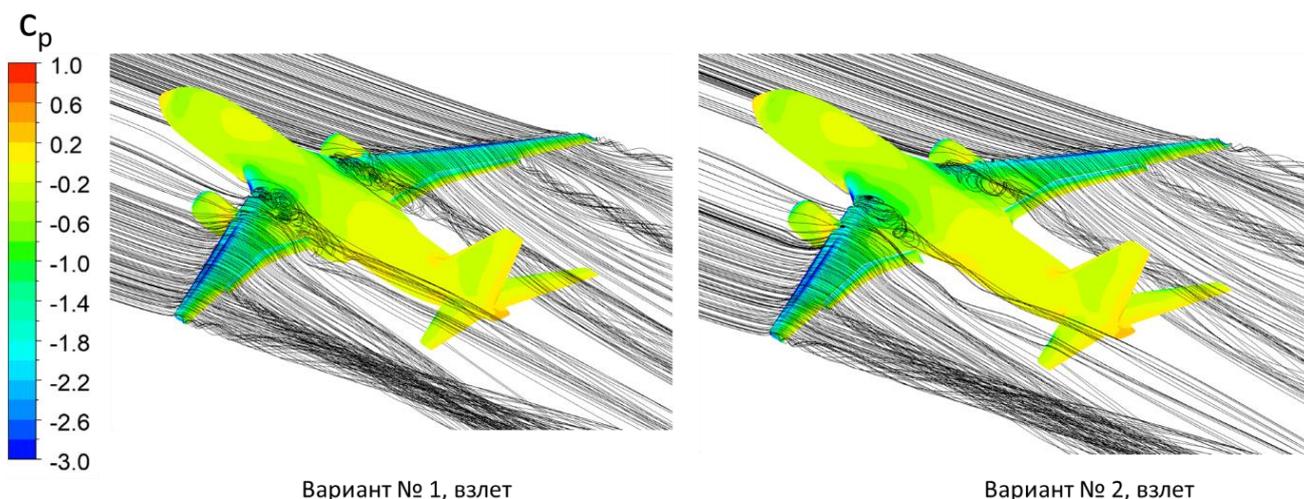


Рисунок 15 – Сравнение линий тока компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной и посадочной конфигурации при $\alpha=14^\circ$.

Сравнение линий тока компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и № 2 в посадочной конфигурации при $\alpha=14^\circ$ представлено на рисунке 16. При $\alpha=14^\circ$ у компоновки с вариантом наплыва №1 формируется интенсивное отрывное течение в корне крыла, как на взлете, так и на посадке вследствие неблагоприятного градиента давления. Отрывное течение на наплыве у варианта наплыва №2 менее развито. В зоне сочленения крыла и фюзеляжа формируется присоединенный вихрь.

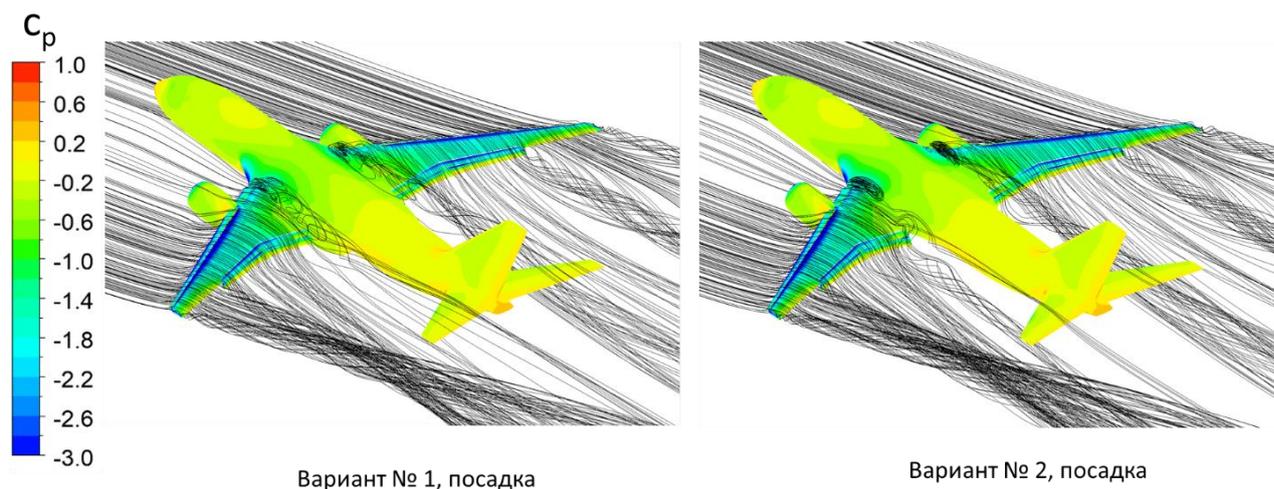


Рисунок 16 – Сравнение линий тока компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 в посадочной конфигурации при $\alpha=14^\circ$.

Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной и посадочной конфигурациях при $\alpha=16^\circ$ представлено на рисунке 17.

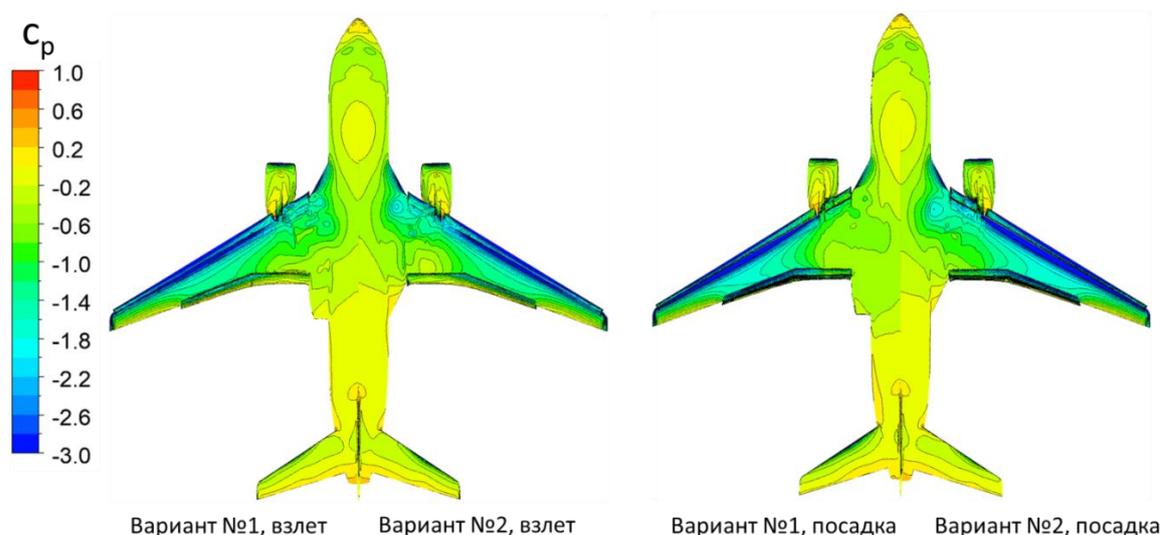


Рисунок 17 – Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 во взлетной и посадочной конфигурации при $\alpha=16^\circ$

Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 в посадочной конфигурации представлено при $\alpha=16^\circ$ на рисунке 18.

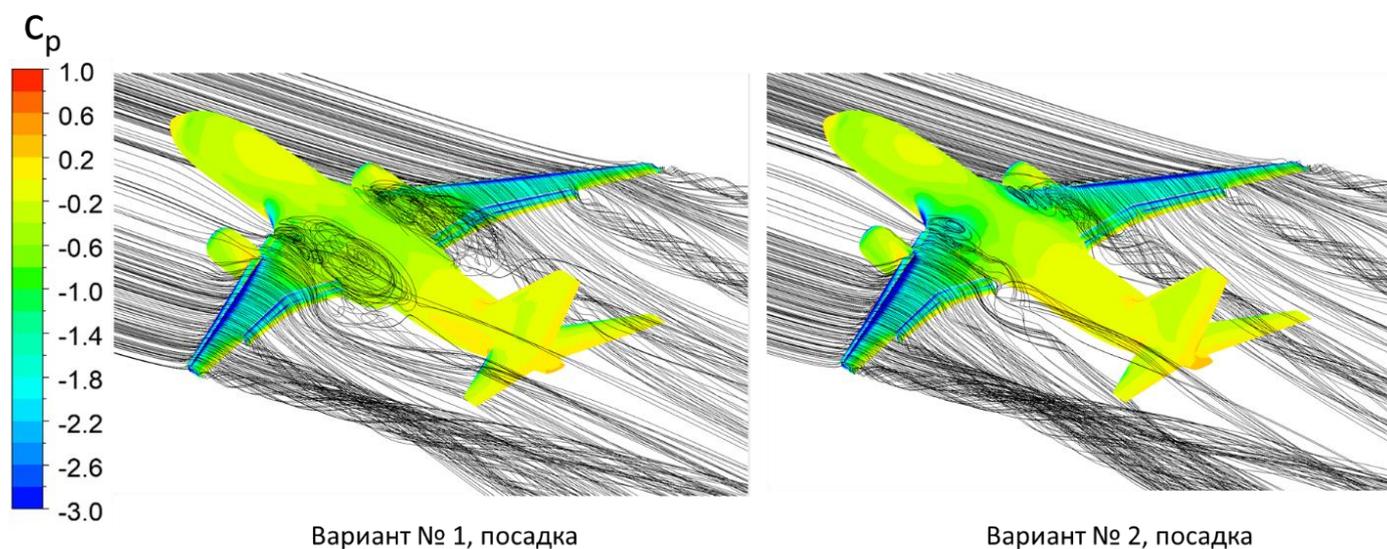


Рисунок 18 – Сравнение распределения коэффициента давления компоновки магистрального самолета с вариантами наплыва № 1 и №2 в посадочной конфигурации при $\alpha=16^\circ$. Линии тока.

В посадочной конфигурации компоновка с вариантом наплыва №2 имеет развитое отрывное течение, которое затеняет корневую часть крыла, что приводит к неэффективности предкрылков и закрылков. Развитое отрывное течение в районе наплыва и мотогондолы для конфигурации $\delta_{пр}=20^\circ; \delta_3=25^\circ$ реализуется при углах атаки свыше 16 градусов. Несмотря на это, по размаху обтекание крыла остается безотрывным, что приводит к увеличению момента тангажа на пикирование, тем самым обуславливая нелинейный характер поведения зависимости $m_{za}(C_{ya})$ (см. рисунок 11) в зоне критических и закритических углов атаки.

Следует также отметить, что отклонение предкрылка приводит к «затягиванию» отрыва пограничного слоя и в районе наплыва, необслуживаемого предкрылком, как показано на рисунке 19.

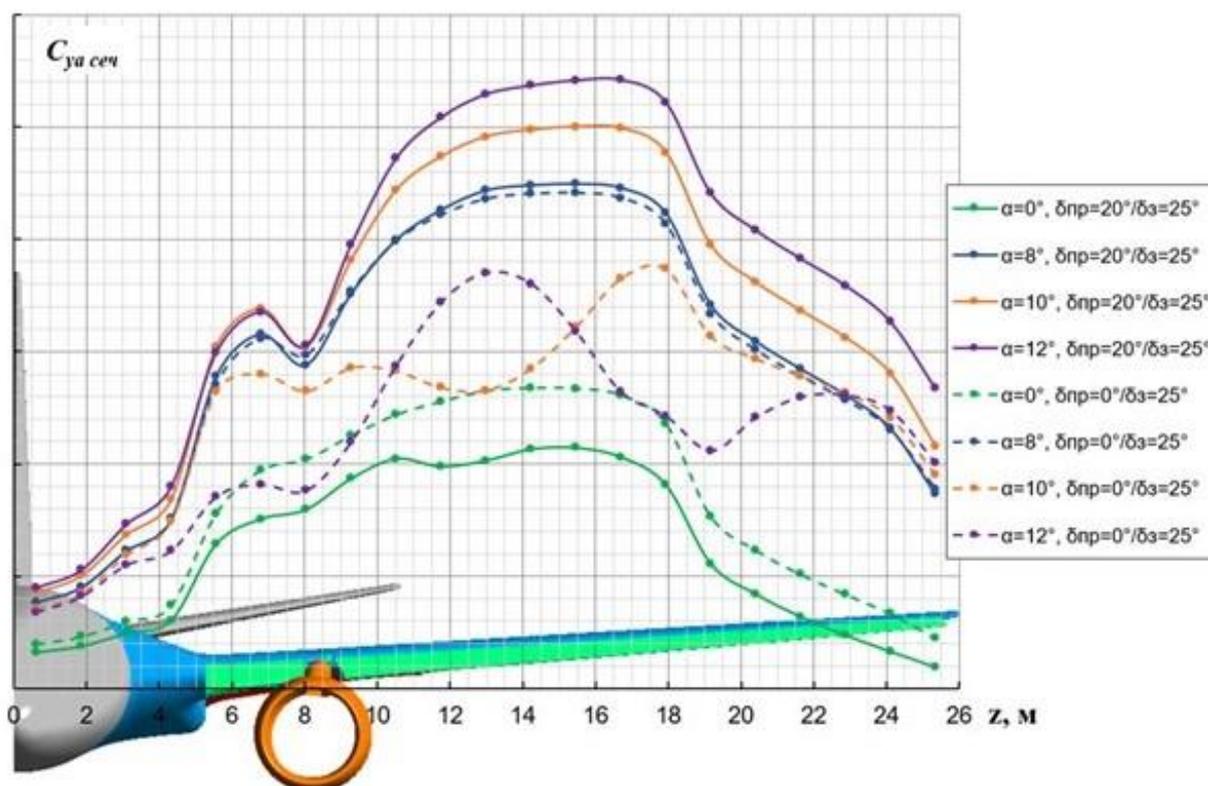


Рисунок 19 – Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях по размаху крыла во взлетной конфигурации

Показано, что наличие предкрылка приводит к увеличению значения критического угла атаки в районе наплыва ($\bar{z} = 0.071 \div 0.167$ в долях полуразмаха) на величину порядка 7° , а пологое поведение зависимости $C_{ya\ сеч}(\alpha)$ при углах атаки свыше 10° в сечениях $\bar{z} = 0.262 \div 0.357$ обусловлено возмущениями, создаваемыми при обтекании мотогондолы.

Заключение

Авторами работы спроектирована новая эффективная взлетно-посадочная механизация крыла компоновки магистрального самолета, выполненного в схеме «среднеплан» с интегральным наплывом, включающая предкрылки и двухзвенные закрылки.

Для разрешения градиента искомых переменных при численном решении уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, применена вложенная структура расчетной сетки.

Проведено сравнение аэродинамических характеристик компоновок с двумя вариантами наплыва во взлетной и посадочной конфигурациях. Показано, что

максимальный коэффициент подъемной силы больше у компоновки с вариантом наплыва №2, что связано с затягиванием отрыва потока на наплыве.

Смоделированы сложные отрывные течения в области сочленения наплыва и крыла. Приведены некоторые особенности обтекания компоновки с двумя вариантами наплыва крыла.

Дальнейшие расчетно-проектные исследования по повышению эффективности механизации на взлетно-посадочном режиме могут быть направлены на локальную модификацию обводов в районе мотогондолы с пилоном и в районе сочленения консоли крыла с наплывом, а также на исследование установки вихрегенераторов на мотогондоле и на наплыве крыла (или на установку отклоняемых щитков на наплыве).

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Академ. РАН Г.С. Бюшгенса. М. ; Пекин : Издательский отдел ЦАГИ ; Авиа-Издательство КНР, 1995. 772 с.
2. Torenbeek E. Advanced aircraft – conceptual design, technology and optimisation of subsonic civil airplanes. Chichester : John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
3. Аэродинамическое проектирование перспективного дальнемагистрального самолета интегральной схемы / А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя и др. // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV, № 6. С. 63–71.
4. Моделирование турбулентного вихревого следа за механизированным крылом / Ф.Р. Спаларт, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2001. № 5. С. 64–72.
5. The NASA B-737-100 high-lift flight research programme – measurements and computations / L.P.Yip, C.P.van Dam et al. // Aeronautical Journal. 1995. No. 989.

6. Greff E. In-flight measurement of static pressure and boundary-layer state with integrated sensors // *Journal of Aircraft*. 1991. Vol. 28, no. 5. P. 289–299.
7. Петров А.В. Некоторые типы отрывного обтекания разрезных крыльев // *Ученые записки ЦАГИ*. 1977. Т. 8, № 2. С. 16–25.
8. Drela M. Design and optimization method for multi-element airfoils // *Aerospace Design Conference*. 1993. 12 p. DOI 10.2514/6.1993-969.
9. Rumsey C.L., Lee-Rausch E.M., Watson R.D. Three-dimensional effects on multi-element high-lift computations // *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 14–17 January 2002, Reno, NV. 2002. 20 p. AIAA 2002-0845.
10. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета / А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, М.А. Губанова, С.И. Скоморохов, Г.В. Хозяинова // *Ученые записки ЦАГИ*. 2013. Т. XLIV, № 4. С. 3–14.

References

1. *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* [Aerodynamics and flight dynamics of long-haul aircraft], ed. by G.S. Bushgens. Moscow, Peking, Izdatel'skiy otdel TSAGI, Avia-Izdatel'stvo KNR, 1995, 772 p.
2. Torenbeek E. *Advanced aircraft – conceptual design, technology and optimisation of subsonic civil airplanes*. Wiley, Chichester, 2013, 436 p.
3. Bolsunovsky A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P., Gurevich B.I., Zavarzina E.A., Karas O.V., Pigusov E.A., Cherny K.I. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2023, vol. LIV, no. 6, pp. 63–71.
4. Spalart F.R., Strelets M.H., Travin A.K., Shur M.L. *Izv. RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2001, no. 5, pp. 64–72.
5. Yip L.P., van Dam C.P., Whitehead J.H., Hardin J.D., Miley S.J., Potter R.C., Bertelrud A., Edge D.C., Willard P.E. The NASA B-737-100 high-lift flight research programme – measurements and computations. *Aeronautical Journal*, 1995, no. 989.
6. Greff E. In-flight measurement of static pressure and boundary-layer state with integrated sensors. *Journal of Aircraft*, 1991, vol. 28, no. 5. pp. 289–299.

7. Petrov A.V. Nekotorye ossobennosti otrivnogo obtekaniya razreznykh kryl'ev. *Uchenye zapiski TSAGI*, 1977, vol. 8, no 2. pp. 16–25.
8. Drela M. Design and optimization method for multi-element airfoils. *Aerospace Design Conference*, 1993, 12 p. DOI 10.2514/6.1993-969.
9. Rumsey C.L., Lee-Rausch E.M., Watson R.D. Three-dimensional effects on multi-element high-lift computations. *40 th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 14–17 January 2002, Reno, NV. 2002. 20 p. AIAA 2002-0845.
10. Bolsunovskiy A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P., Gubanova M.A., Skomorokhov S.I., Khozyainova G.V. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2013, vol. XLIV, no. 4, pp. 3–14.

Информация об авторах

Николай Николаевич Брагин, кандидат физико-математических наук, начальник отделения ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия; e-mail: braginnn@nrczh.ru

Заварзина Елизавета Александровна, главный специалист ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия

Андрей Игоревич Волков, начальник сектора ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, Россия

Александр Александрович Крутов, начальник отдела ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, Россия

Сергей Александрович Кузин, начальник сектора ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, Россия

Евгений Александрович Пигусов, кандидат технических наук, начальник ЦКП ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, Россия

Information about the authors

Nicolay N. Bragin, PhD in Physics and Mathematics, head of Department «National Research Center «N.E. Zhukovsky Institute», Zhukovsky, Moscow Region, Russia; e-mail: braginnn@nrczh.ru

Elizaveta A. Zavarzina, chief specialist «National Research Center «N.E. Zhukovsky Institute», Zhukovsky, Moscow Region, Russia

Andrey I. Volkov, head of group «TsAGI», Zhukovsky, Moscow Region, Russia

Aleksandr A. Krutov, head of department «TsAGI», Zhukovsky,
Moscow Region, Russia

Sergey A. Kuzin, head of group «TsAGI», Zhukovsky, Moscow Region, Russia

Evgeniy A. Pigusov, PhD in Engineering Sciences, head of TsKP «TsAGI»,
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

Получено 8 декабря 2025 ● Принято к публикации 9 февраля 2026 ● Опубликовано 27 февраля 2026
Received 8 December 2025 ● Accepted 9 February 2026 ● Published 27 February 2026
