

Научная статья

УДК 619.7.016.8

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188033>

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



Влияние ремонтной накладки на аэродинамические характеристики крыла с обледенением передней кромки

Андрей Витальевич Смирнов¹, Марина Валерьевна Корчагина^{2✉}, Валентин Николаевич Степанов³

¹ Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации (ГосНИИ ГА),
Москва, Российская Федерация

^{2, 3} Донской государственный технический университет (ДГТУ), Ростов-на-Дону, Российская Федерация

³ РЗГА №412, Ростов-на-Дону, Российская Федерация

¹ smirnov_av@gosniiga.ru, orcid 0009-0006-3354-9894

² ms.korchaginamv@mail.ru✉, orcid 0000-0001-7092-7176, Author ID: 352508, ResearcherID: AAR-5269-2020

³ st_fem@bk.ru, orcid 0000-0002-1425-9174, Author ID: 1018703

Аннотация. Обледенение крыла на режимах снижения и посадки всегда являлось экстремальной ситуацией в полете, и особенно для пассажирского самолета. В данной статье оценено влияние ремонтной накладки на панели крыла среднемагистрального самолета в потоке воздуха в условиях обледенения передней кромки. Проведены исследования скоростей потока на крыле с обледенением передней кромки на двух режимах: на режиме снижения (механизация крыла убрана) и на режиме посадки (закрылки отклонены на 38°) при различных углах атаки. Для сравнения адекватности результатов на каждом из режимов было выполнено моделирование обтекания «чистого» крыла (крыла без накладки), крыла с ремонтной накладкой в зоне переднего лонжерона, «чистого» крыла с обледенением передней кромки, крыла с ремонтной накладкой и обледенением передней кромки. Для двух режимов и при семи и четырех углах атаки крыла были построены обобщенные поляры крыла, графики аэродинамического качества и изменения положения центра давления относительно $b_{САХ}$. Полученные результаты имитационного моделирования позволяют оценить влияние ремонтной накладки на характеристики крыла с обледенением ($C_y = f(C_x)$, $K = f(\alpha)$, $X_{ц.д} = f(\alpha)$) в потоке при наиболее неблагоприятных эксплуатационных режимах.

Ключевые слова: крыло в потоке, ремонтная накладка, обледенение, аэродинамические характеристики

Для цитирования: Смирнов А.В., Корчагина М.В., Степанов В.Н. Влияние ремонтной накладки на аэродинамические характеристики крыла с обледенением передней кромки // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 18-26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188033>

Original article

The Effect of the Repair Patch on the Aerodynamic Characteristics of a Wing with the Leading Edge Icing

Andrey V. Smirnov¹, Marina V. Korchagina^{2✉}, Valentin N. Stepanov³

¹ State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russian Federation

^{2, 3} Don State Technical University (DSTU), Rostov-on-Don, Russian Federation

³ RZGA No. 412 JSC, Rostov-on-Don, Russian Federation

¹ smirnov_av@gosniiga.ru, orcid 0009-0006-3354-9894

² ms.korchaginamv@mail.ru✉, orcid 0000-0001-7092-7176, Author ID: 352508, ResearcherID: AAR-5269-2020

³ st_fem@bk.ru, orcid 0000-0002-1425-9174, Author ID: 1018703

© Смирнов А.В., Корчагина М.В., Степанов В.Н., 2026

Abstract

The wing icing during descent and landing has always been an extreme situation in flight, especially for passenger aircraft. The unpredictable behavior of the aircraft lifting surface due to changes in the wing profile caused by ice buildup at minimum landing speeds depends solely on the human factor, namely pilot skill and experience. This study evaluates the impact of the repair patch on a medium-range aircraft wing panels in airflow with leading-edge icing. Lifetime studies and remedial repairs are among the conditions for maintaining airworthiness. Loss of load-bearing capacity of aircraft wing panels due to corrosion damage or panel cracks is compensated for by installing repair patches externally. Internal installation of compensation elements is less common, as internal installation alters the wing's structural composition. The wing lifetime modifications are being accomplished by installing external patches, partially altering the flow-around pattern of the wing and its performance. The objective of this study consists in studying the impact of the wing icing with a repair patch on the aircraft aerodynamic performance during descent and landing.

This study examines the aerodynamic characteristics of an isolated wing while descent and landing for various angles of attack for a clean wing, a wing with a repair patch on the upper panel, and a wing with icing.

The article presents the studies of the flow velocities over the wing with leading edge icing at two modes, namely descent (with the wing high-lift devices retracted) and landing (with the flaps extended to 38°) for various angles of attack. To compare the adequacy of the results in each mode, flow simulations were performed for a clean wing (without the patch), a wing with a repair patch in the front spar area, a clean wing with leading edge icing, and a wing with a repair patch and leading edge icing. Generalized wing polars, quality curves, and changes in the of the center of pressure position relative to the bcax were plotted for the two modes and seven and four wing angles of attack. The obtained simulation results allow evaluating the repair patch impact on the of a wing with icing performance ($C_y = f(C_x)$, $K = f(a)$, $X_{c.d.} = f(\alpha)$) in the flow under the most unfavorable operating conditions. The methods and results of this study may be applied for a preliminary analysis of the aerodynamic characteristics of an aircraft with repair patches for various operating conditions. This study continuation may be the study of the of ice formation nature directly on the repair patch under various conditions and identification of its effect on the aerodynamic characteristics. A study of a wing aerodynamics with multiple patches under icing conditions is possible as well.

Keywords: wing with icing of the leading edge in the flow, wing with icing of the leading edge and repair patch in the flow, wing with icing of the leading edge and repair patch at landing and pre-landing angles of attack with retracted and extended mechanization

For citation: Smirnov A.V., Korchagina M.V., Stepanov V.N. The Effect of the Repair Patch on the Aerodynamic Characteristics of a Wing with the Leading Edge Icing. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):18-26. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188033>

List of Figures

- Fig. 1. The upper panel of a center wing section with repair patches: *a* – the An-24RV RA-4605 aircraft, the patches on the upper central panel; *b* – the An-24RV RA-46616, the patch on the upper front panel; *c* – the An-24RV RA-47260 aircraft, the patches on the upper front and central panels
- Fig. 2. Simulation models of the descending mode, the wing devices are retracted: *a* – a wing with repair patch; *b* – a wing with the leading edge icing; *c* – a wing with the leading edge icing and repair patch
- Fig. 3. Simulation models of the descending mode, the wing devices released (flap 38°): *a* – a wing with the leading edge icing and repair patch; *b* – a wing with the repair patch
- Fig. 4. The wing polars: *a* – descending mode, the wing devices retracted; *b* – descending mode, flap 38°
- Fig. 5. The wing quality plots: *a* – descending mode, the wing devices retracted; *b* – landing mode, the flap 38°
- Fig. 6. The plots of the pressure center changing relative to the b_{cax} : *a* – descending mode, the wing devices retracted; *b* – landing mode, flap 38°
- Fig. 7. Plots of the repair patch effect on the wing aerodynamic quality
- Fig. 8. Velocity characteristics of the repair patch flow-around in the descending mode at $\alpha = 2^\circ$: *a* – a flow line with account of vortex formation; *b* – flow velocities distribution; *c* – vortex formation
- Fig. 9. The flow velocity characteristics at the descending mode with $\alpha = 13^\circ$: *a* – a wing with the repair patch; *b* – a wing with the leading edge icing and repair patch
- Fig. 10. The flow velocity characteristics at the landing mode with $\alpha = 13^\circ$: *a* – a wing with the repair patch; *b* – a wing with the leading edge icing and repair patch

Введение

Обледенение несущих элементов самолета является крайне неблагоприятным фактором эксплуатации. Обледенения крыла и оперения приводит к изменению профиля обтекания воздушным потоком и, как следствие, изменению подъемной силы и лобового сопротивления. Изменение центра давления — центра приложения подъемной силы — приводит к изменению моментов сил управления воздушным судном. Если на значительной высоте снижения и более высокой скорости снижения возможно компенсировать последствия обледенения, то на посадочном режиме, когда скорость и высота минимальны, изменения профиля обтекания может привести к выходу воздушного судна на закритические углы атаки и, как следствие, к срыву потока и катастрофическому уменьшению подъемной силы.

Вопрос поддержания летной годности гражданских самолетов России, на примере самолетов Ан-24, становится все более актуальным [1].

Для поддержания летной годности проводятся ресурсные исследования и восстановительные ремонты. В статье [2] представлены результаты количественной оценки повреждения панели отъемной части крыла, в статье [3] — результаты анализа влияния пакета ремонтных накладок на напряженное состояние панели крыла. Ремонт зачастую состоит в компенсации потерянной несущей способности конструкции с помощью дополнительных элементов. Потеря несущей способности панелей крыла самолета из-за коррозионного повреждения [4] или трещины панели [5, 6] компенсируется установкой ремонтных накладок снаружи. Внутри компенсационные элементы устанавливаются реже, так как это меняет силовой набор элементов крыла. Ресурсные доработки крыла выполняются установкой внешних накладок, частично изменяющих режим обтекания крыла и его характеристики. К примеру: для увеличения ресурса крыла самолета

Ан-12 до 9000 полетов на верхней панели устанавливались накладки максимальной толщиной 15 мм, для увеличения ресурса крыла самолета Ан-24 до 35000 полетов на нижних панелях устанавливались накладки толщиной 4 мм и ремонтные накладки на верхних панелях толщиной до 3,5 мм. На рис. 1 показаны ремонтные накладки на панелях крыла.

Авторы исследования [7] рассматривали изменения аэродинамических характеристик самолета с установленными ремонтными накладками, предполагая, что накладка может снизить эффективность работы тепловой противообледенительной системы в зоне ремонта, что чревато возможностью образования на верхней поверхности секции предкрылка и/или крыла барьерного льда, который существенно влияет на аэродинамику самолета. Авторы приводят примеры возможных ограничений на размер и место размещения накладок в зависимости от степени их влияния на аэродинамику самолета. В статьях [8, 9] исследована зависимость потерь подъемной силы от толщины и формы ледяных наростов, рассмотрены закономерности, позволяющие методом приращений получать предварительные аэродинамические характеристики самолета при полетах в условиях обледенения, для учета их на стадии проектирования. В статье [10] приведены результаты расчетных исследований влияния формы и толщины льда на передней кромке профиля прямого крыла на его обтекание потоком вязкой несжимаемой жидкости, а также рассмотрено влияние формы крылового профиля на аэродинамические характеристики при наличии ледяного нароста на передней кромке. Влияние имитаторов льда, установленных на передней кромке крыла самолета, на его аэродинамические характеристики при различных числах Рейнольдса рассмотрено в статье [11]. Авторы представили интегральные и распределенные аэродинамические характеристики. Анализ влияния геометрических

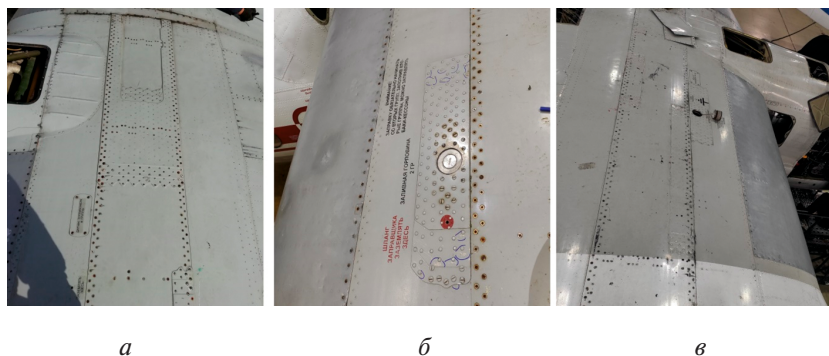


Рис. 1. Верхняя панель центроплана с ремонтными накладками:
 а — самолет Ан-24РВ RA-46505, накладки на верхней центральной панели;
 б — самолет Ан-24РВ RA-46616; накладки на верхней передней панели;
 в — самолет Ан-24РВ RA-47260, накладки на верхних передней и центральной панелях

параметров системы Anti-Icing на производительность системы с использованием вычислительных исследований содержится в работе [12]. В работе [13] представлен обзор исследований нескольких эффектов аккреции льда на динамику полета самолета. Особое внимание уделяется следующим аспектам: способам получения аэродинамических данных обледеневших самолетов, динамическому моделированию и моделированию полета обледеневших самолетов, влиянию нарастания льда на устойчивость и управление самолетом, на летные характеристики, а также управлению оболочкой обледенения самолета. Рассматриваются некоторые ключевые вопросы, заслуживающие большего внимания исследователей, включая получение аэродинамических данных, относящихся к обледеневшим самолетам, с помощью метода численного моделирования, завершение существующих расчетных моделей влияния аккреции льда на аэродинамические производные самолетов и изучение проблем аккреции льда хвостового оперения.

Наиболее сложными режимами в условиях обледенения являются режимы взлета и посадки. Так, авторы исследования [14] изучали влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки. Авторы проводили расчетные исследования влияния обледенения на обтекание крыла с отклоненной взлетно-посадочной механизацией. Представлена оценка изменения аэродинамических характеристик компоновки крыло-фюзеляж при различных формах льда на предкрылке вследствие отсутствия или отказа противообледенительной системы, а также приведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными при испытаниях модели самолета с имитаторами льда в аэродинамической трубе.

Анализ источников показывает, что рассматриваемые в настоящей статье вопросы весьма актуальны, однако комплексного исследования всех факторов, оказывающих влияние на аэродинамические характеристики крыла с ремонтной накладкой в условиях обледенения на разных режимах полета не проводилось.

Целью настоящей работы является исследование влияния обледенения крыла с ремонтной накладкой на аэродинамические характеристики при снижении и посадке самолета.

1. Постановка задачи и методы исследования

Полномасштабный эксперимент по изучению влияния ремонтной накладки в условиях обледенения на всем парке самолетов просто невозможен из экономических соображений. Получить данные о влиянии ремонтной накладки (накладок) в условиях обледенения позволит вычислительный эксперимент с большим числом решений и анализом соот-

ветствия результатов моделирования и имеющихся экспериментальных данных.

Для определения нестационарных аэрогидродинамических нагрузок при решении инженерных задач взаимодействия элементов машин с потоком среды [15] используют вихревые методы двумерных и трехмерных течений. Подобные задачи решаются экспериментальными методами в аэродинамических трубах, при летных испытаниях, с применением специализированных расчетных программ [16], и зачастую они требуют существенных затрат материальных и трудовых ресурсов. В то же время методы инженерных расчетов с использованием пакетов прикладных программ позволяют проводить экспресс-оценку изменившихся характеристик еще на стадии проектирования.

В настоящем исследовании рассматриваются аэродинамические характеристики изолированного крыла на режимах снижения и посадки при различных углах атаки: «чистого» крыла, крыла с ремонтной накладкой на верхней панели в обычных условиях и в условиях обледенения.

Для решения задачи были созданы модели «чистого» крыла, крыла с ремонтной накладкой, крыла с убранной и выпущенной механизацией, крыла с обледенением.

Для цифровой модели крыла в потоке воздуха был использован профиль ЦАГА-С5-18 с относительной толщиной $\bar{c} = 18\%$. Крыло модели соответствует полуразмаху центроплана с поворотным закрылком самолета Ан-24. Площадь крыла $S = 12,8 \text{ м}^2$, хорда $b_{\text{СХ}} = 3,2 \text{ м}$, площадь ремонтной накладки $S_{\text{р.н}} = 0,048 \text{ м}^2$, что соответствует 1,5% площади крыла. Закрылок поворотный, в посадочном режиме отклоняется на 38° . При отклоненном закрылке смоделирована аэродинамическая щель, затягивающая поток верхнего обтекания. Форма обледенения носка крыла отмасштабирована и смоделирована на основе MS TH2464 [17–20]. Расчетные модели крыла для режима снижения показаны на рис. 2, для режима посадки — на рис. 3.

Для режима снижения выбраны следующие параметры: высота полета — 400 м, скорость полета $M = 0,246$, механизация убрана, характеристики воздуха в соответствии с ГОСТ 4401-81 [21] для данной высоты.

Для режима посадки выбраны следующие параметры: высота полета — 300 м, скорость полета $M = 0,196$, закрылок отклонен на 38° , характеристики воздуха в соответствии с ГОСТ 4401-81 для данной высоты.

Для определения совместного влияния обледенения и ремонтной накладки на аэродинамические характеристики крыла выполнены расчетные исследования объемного обтекания, основанные на

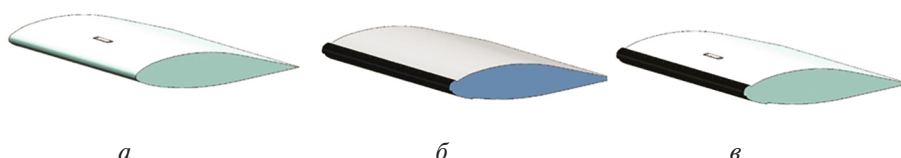


Рис. 2. Имитационные модели для режима снижения, механизация убрана:

- a* – крыло с ремонтной накладкой;
- b* – крыло с обледенением передней кромки;
- v* – крыло с обледенением передней кромки и ремонтной накладкой

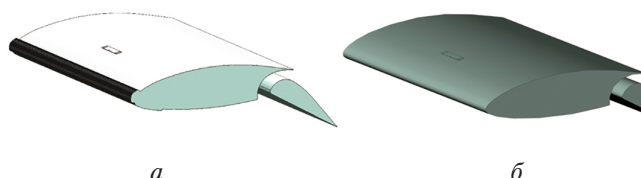


Рис. 3. Имитационные модели для режима снижения, механизация выпущена (закрылок 38°):

- a* – крыло с обледенением передней кромки и ремонтной накладкой;
- b* – крыло с ремонтной накладкой

решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с моделью турбулентности Спаларта–Алмараса в стационарной постановке.

2. Результаты исследования

Проведена «продувка» крыла для первого режима исследования на углах атаки $\alpha = (2^\circ; 4^\circ; 6^\circ; 9^\circ; 13^\circ; 16^\circ; 18^\circ)$, для второго режима исследования на углах атаки $\alpha = (2^\circ; 4^\circ; 6^\circ; 9^\circ; 13^\circ)$. На углах атаки крыла более 13° в режиме посадки возможно касание взлетно-посадочной полосы (ВПП) хвостовыми элементами самолета, и расчеты не проводились. На основании полученных результатов для каждого режима полета (снижения и посадки) были построены поляры крыла ($C_y = f(C_x)$), представленные на рис. 4.

На рис. 5 показаны графики изменения аэродинамического качества ($K = f(C_y/C_x)$) для различных моделей крыла на режимах снижения и посадки.

Графики изменения положения центра давления относительно $b_{САХ}$ в зависимости от угла атаки ($X_{ЦД} = f(\alpha)$) приводятся на рис. 6.

Для понимания влияния ремонтной накладки на верхней панели крыла у переднего лонжерона было определено процентное соотношение качества «чистого» крыла и крыла с накладкой – накладка толщиной 3,5 мм, в набегающем потоке, снижает качество крыла для первого режима в диапазоне 2–9%, для второго режима – в диапазоне 0,1–2%. Диаграмма снижения качества из-за увеличения лобового сопротивления ремонтной накладкой представлена на рис. 7, скоростные характеристики обтекания накладки показаны на рис. 8.

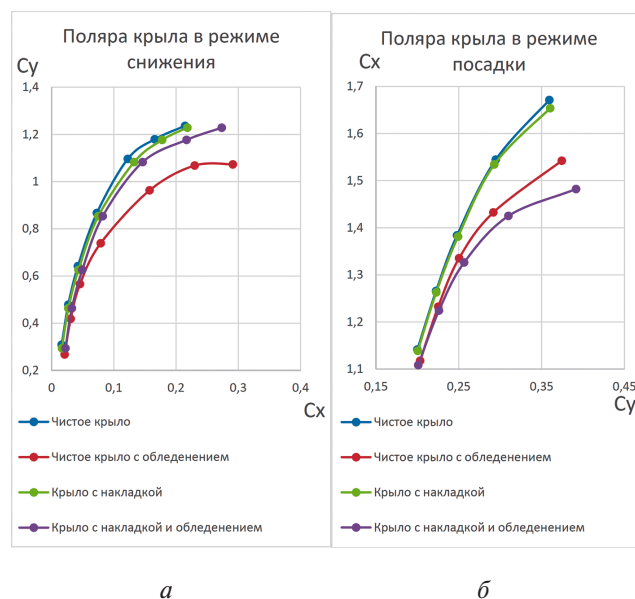


Рис. 4. Поляры крыла:

- a* – режим снижения, механизация убрана;
- b* – режим посадки, закрылок отклонен на 38°

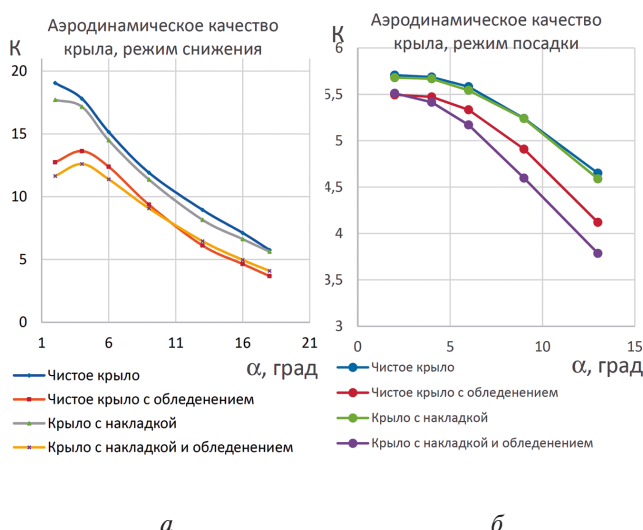


Рис. 5. Графики изменения аэродинамического качества крыла:

- a* – режим снижения, механизация убрана,
- b* – режим посадки, закрылок отклонен на 38°

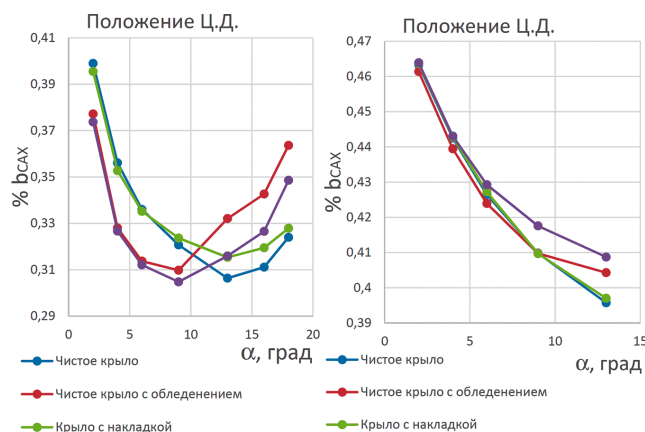


Рис. 6. Графики изменения положения центра давления относительно b_{CAX} :
 а — режим снижения, механизация убрана;
 б — режим посадки, закрылок 38°

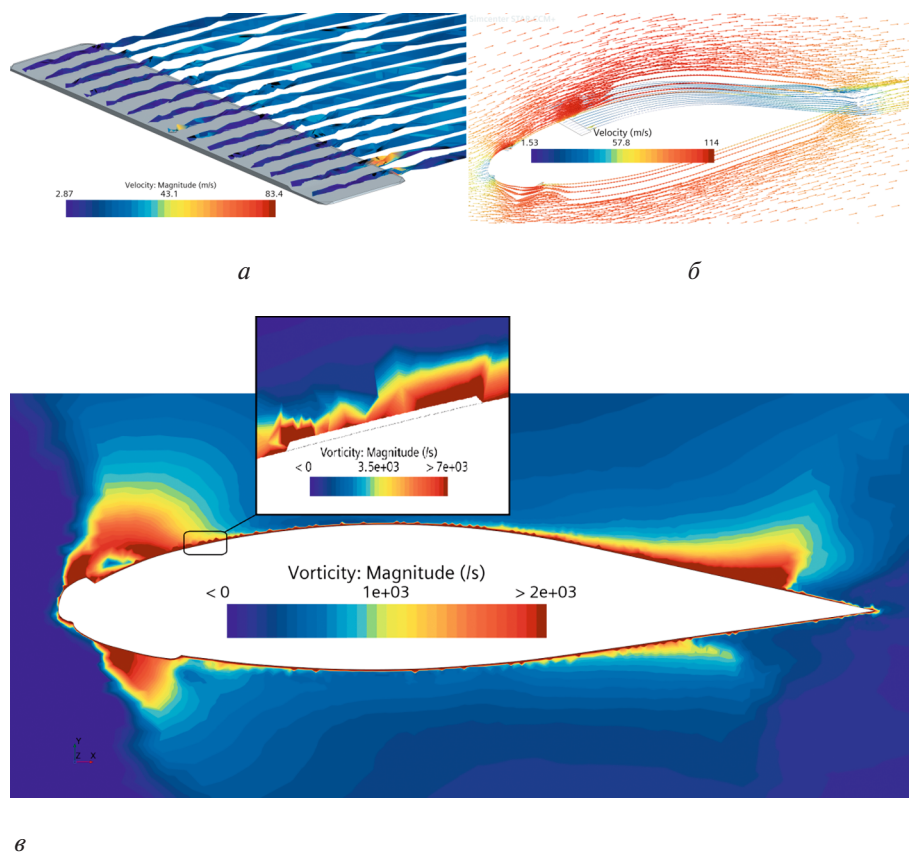
Образование вихрей в зоне обтекания ведет к срывам потока и, как следствие, к снижению аэродинамического качества крыла и уменьшению критического угла атаки. Наибольшая зона образования



Рис. 7. Графики влияния ремонтной наклейки на аэродинамическое качество крыла

вихрей обтекания находится на передней кромке на «роге» обледенения (рис. 8, в). На рис. 8, а можно видеть линии тока с учетом завихрения от выступающей головки болта на накладке, что показывает высокую чувствительность выбранного инструмента моделирования.

На рис. 9 представлены распределения скоростей потока на режиме снижения при $\alpha = 13^\circ$ на крыле с ремонтной накладкой и на крыле с обледе-



в

Рис. 8. Скоростные характеристики обтекания ремонтной наклейки на режиме снижения при $\alpha = 2^\circ$:
 а — линия тока с учетом вихреобразования;
 б — распределение скоростей потока;
 в — вихреобразование

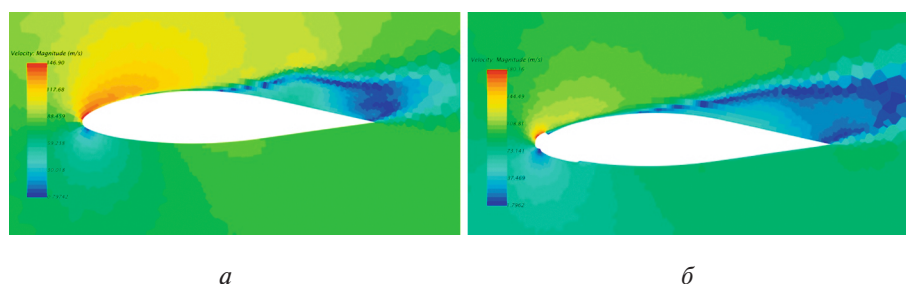


Рис. 9. Скоростные характеристики потока на режиме снижения при $\alpha = 13^\circ$:
 а — крыло с ремонтной накладкой,
 б — крыло с обледенением передней кромки и ремонтной накладкой

нением передней кромки и ремонтной накладкой. Наибольшие возмущения потока вызывает «рог» льда на передней кромке, в отличие от ремонтной накладки, это увеличение локальной скорости потока (рис. 9,б), смещение отрыва потока до максимальной высоты профиля (до $Y_{\text{верх. max}}$) и, соответственно, перемещение центра давления вперед (рис. 6,а).

На рис. 10 представлены распределения скоростей потока на режиме посадки при $\alpha = 9^\circ$ на крыле с ремонтной накладкой и на крыле с обледенением передней кромки и ремонтной накладкой.

Обсуждение результатов

Результаты исследования показывают, что ремонтная накладка в сравнении с фактором обледенения оказывает незначительное влияние на аэродинамическое качество. Рис. 4,а и б демонстрируют небольшое увеличение угла наклона поляр (увеличение наивыгоднейшего угла $\alpha_{\text{наив}}$) при установке ремонтной накладки в сравнении с режимом обледенения. Наихудшим сочетанием факторов является совместное влияние накладки и обледенения, которое наиболее выражено на режиме снижения: наблюдается значительное увеличение угла $\alpha_{\text{наив}}$ одновременно с уменьшением критического угла атаки, лежащего в пределах $16-18^\circ$. Расчеты показывают, что наиболее серьезным фактором является обледенение, приводящее к

резкому сужению безопасного диапазона углов атаки. Аналогичную картину демонстрируют графики аэродинамического качества крыла, представленные (рис. 5,а и б). Полученные результаты коррелируются с результатами работы [14]. Графики изменения положения центра давления относительно $b_{\text{САХ}}$, (см. рис. 6,а и б) показывают незначительное смещение центра при установке ремонтной накладки, вблизи допустимых значений $(0,25-0,3) b_{\text{САХ}}$ в диапазоне углов $12-18^\circ$, и существенное смещение центра давления вперед при обледенении на углах $6-12^\circ$, со значительным смещением назад при увеличении углов атаки, на режиме снижения. На режиме посадки наблюдается замедление смещения вперед при обледенении, само влияние накладки также незначительно.

Крыло среднемагистрального самолета в условиях обледенения с ремонтной накладкой на верхней панели при условии выполнения рекомендаций по летной эксплуатации не выходит на закритические углы атаки. Особого внимания заслуживает взаимодействие всех факторов, снижающих аэродинамическое качество при посадке, с учетом влияния механизации.

Выводы

На основании выполненного численного эксперимента «продувки» на малых числах Маха изолированного крыла без механизации с отклоненным

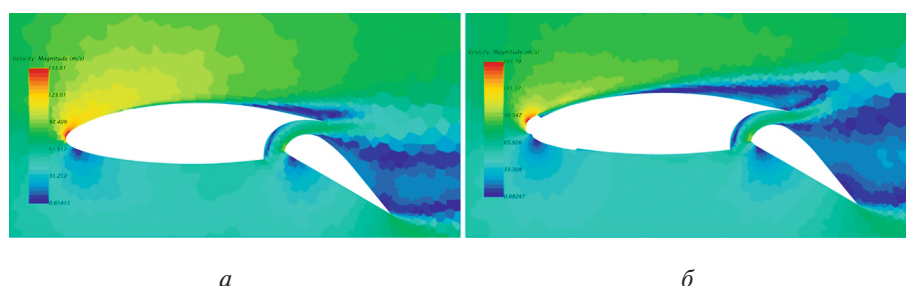


Рис. 10. Скоростные характеристики потока на режиме посадки при $\alpha = 13^\circ$:
 а — крыло с ремонтной накладкой;
 б — крыло с обледенением передней кромки и ремонтной накладкой

закрыльком и обледенением передней кромки можно сделать следующие выводы:

1. Влияние ремонтной накладки площадью в 1,5% от общей площади крыла на аэродинамическое качество составляет чуть более 6%. Необходимы дальнейшие исследования влияния ремонтных накладок площадью не менее 80–90% (Бюллетени № 1113-ДМ и № 1300-БУ-Г Ан-24) [5, 6].

2. На режимах полета, снижения и посадки крыло с обледенением и ремонтной накладкой не выходит на закритические углы атаки до значений $\alpha = 18^\circ$ первого режима и до $\alpha = 13^\circ$ второго режима.

3. Положения центра давления равнодействующей подъемной силы для «чистого» крыла изменяется в диапазоне $0,4-0,31-0,32\%b_{\text{САХ}}$, для крыла с обледенением передней кромки и ремонтной

накладкой — в диапазоне $0,38-0,31-0,36\%b_{\text{САХ}}$. При условии, что в посадочной конфигурации центр тяжести всего самолета находится в районе $0,29\%b_{\text{САХ}}$, рули высоты будут всегда компенсировать положительный угол тангажа.

Методики и результаты данного исследования могут быть использованы для предварительного анализа аэродинамических характеристик самолетов с ремонтными накладками при различных условиях эксплуатации. Продолжением данного исследования может стать исследование характера образования наледи непосредственно на ремонтной накладке при различных условиях и выявление ее влияния на аэродинамические характеристики, а также изучение аэродинамики крыла с множественными накладками в условиях обледенения.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Низаметдинов Р.Р. Структура парка региональных самолетов гражданской авиации Российской Федерации и его динамика на 2021–2025 гг. // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 37. С. 95–106.
Nizametdinov R.R. The structure of the fleet of regional civil aviation aircraft of the Russian Federation and its dynamics for 2021–2025. *Nauchnyi vestnik GosNII GA*. 2021(37):95–106. (In Russ.)
2. Степанов В.Н., Арепьев К.А., Громов М.С. и др. Анализ эксплуатационного дефекта съемной панели отъемной части крыла самолета Ан-24 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 41. С. 32–38.
Stepanov V.N., Arepyev K.A., Gromov M.S., et al. Analysis of the operational defect of the removable panel of the removable part of the wing of the An-24 aircraft. *Nauchnyi vestnik GosNII GA*. 2022(41):32–38. (In Russ.)
3. Громов М.С., Низев В.Я., Костенко А.В. и др. Влияние пакета ремонтных накладок на напряженное состояние панели крыла пассажирского самолета // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 36. С. 110–117.
Gromov M.S., Nizev V.Ya., Kostenko A.V., et al. The influence of a package of repair linings on the condition of the panel of a passenger aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2021(36):110–117. (In Russ.)
4. Арепьев К.А., Симонов Т.Н., Гуреев Г.Г. и др. Оценка коррозионного состояния парка самолетов Ан-24, зарегистрированных в государственном реестре гражданских воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 39. С. 32–42.
Arepyev K.A., Simonov T.N., Gureev G.G., et al. Assessment corrosion condition of the fleet of An-24 aircraft registered in the state register of civil aircraft. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2022(39):32–42. (In Russ.)
5. Метелкин Е.С., Миколайчук Ю.А., Семин А.В. Обобщение результатов работ по неразрушающему контролю самолетов типа Ан-24, Ан-26 при исследовании их технического состояния // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2025. № 49. С. 34–44.
Metelkin E.S., Mikolaychuk Yu.A., Semin A.V. Generalization of the results of nondestructive testing of An-24 and An-26 aircraft during examination of their technical condition. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2025(49):34–44. (In Russ.)
6. Шустов А.Ю., Миколайчук Ю.А., Арепьев К.А. Особенности выполнения работ по рентгеновскому контролю воздушных судов в условиях технической эксплуатации // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 9–20.
Shustov A.Yu., Mikolaychuk Yu.A., Arepyev K.A. Features of performing work on X-ray control of aircraft in the conditions of technical operation. *Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2023(45):9–20. (In Russ.)
7. Березко М.Э., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Аэродинамические аспекты ремонта конструкции планера самолетов транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 16–22. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180644>
Berezko M.E., Sagaidak M.V., Shevyakov V.I. Aerodynamic Aspects of the Transport Category Aircraft Airframe Structure Repairing. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(2):16–22. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=180644>
8. Борисова Н.А. Методика предварительной оценки влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. Серия Аэромеханика и прочность. 2007. № 111. С. 84–86.

- Borisova ON. The method of preliminary assessment of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of the aircraft. *Nauchnyi vestnik GosNII GA*. 2007;111:84-86. (In Russ.)
9. Борисова Н.А., Горячев Д.В., Кошечев А.Б. Оценка аэродинамических характеристик летательного аппарата при полете в условиях обледенения // Ученые записки ЦАГИ. 2014. № 6. С. 43-49.
Borisova NA, Goryachev DV, Koshcheev AB. Evaluation of the aerodynamic characteristics of an aircraft when flying in icing conditions. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2014;(6):43-49. (In Russ.)
10. Павленко О.В. Параметрические исследования влияния обледенения на аэродинамические характеристики профиля крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2009. № 2. С. 61-67.
Pavlenko OV. Parametric studies of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of the wing profile. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2009(2):61-67. (In Russ.)
11. Большунов К.Ю., Бабулин А.А. Применение численных методов при определении АХ самолета с учетом обледенения // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29088>
Bolshunov KY, Babulin AA. Application of numerical methods for aerodynamics characteristics prediction of aircraft at icing condition. *Trudy MAI*. 2012(51). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29088>
12. Farghaly MB, Aldabesh A, Aljohani BS, et al. Studying the effect of geometric parameters of anti-icing system on the performance characteristics of airplane Wing: Computational analysis. *Case Studies in Thermal Engineering*. 2025;73:106733. DOI: 10.1016/j.csite.2025.106733
13. Cao Y, Wu Z, Su Y, et al. Aircraft flight characteristics in icing conditions. *Progress in Aerospace Sciences*. 2015;74:62-80. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.12.001
14. Богатырев В.В. Исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 4. С. 37-46.
Bogatyrev VV. Investigation of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of an aircraft in landing mode. *Uchenye zapiski TSAGI*. 2014;(4):37-46. (In Russ.)
15. Cottet GH, Koumoutsakos PD. *Vortex methods: theory and practice*. 2nd ed. Cambridge University Press; 2000. 328 p.
16. Кошелев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения // Труды ИСП РАН. 2020. Т. 32. № 4. С. 217-234. DOI: 10.15514/ISPRAS-2020-32(4)-16
Koshelev KB, Melnikova VG, Strijhak SV. Development of iceFoam solver for modeling ice accretion. *Proceedings of the Institute for System Programming of the RAS (Proceedings of ISP RAS)*. 2020;32(4):217-234. (In Russ.)
17. Yadlin Y, Monnig JT, Malone AM, et al. *Icing Simulation Research Supporting the Ice-Accretion Testing of Large-Scale Swept-Wing Models*. Report No. NASA/CR-2018- 219781. DOT/FAA/TC-18/17.
18. Vargas M, Papadakis M, Potapczuk M. *Ice Accretions on a Swept GCL-305 Airfoil*. Report No. NASA/TM—2002-211557. SAE 02GAA-43.
19. Broeren AP, Lee S, Woodard BS, et al. *Independent Effects of Reynolds Number and Mach Number on Aerodynamics of an Iced Swept Wing*. Report No. NASA/TM—2019-220012. AIAA-2018-3492.
20. Fujiwara GEC, Woodard BS, Wiberg BD, et al. A Hybrid Airfoil Design Method for Icing Wind Tunnel Tests. *5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (June 24-27, 2013; San Diego, CA)*. DOI: 10.2514/6.2013-2826
21. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов 2004. 180 с.
Standard atmosphere. Parameters. State Standard 4401-81. Moscow: Izdatel'stvo standartov; 2004. 180 p. (In Russ.)

Статья поступила в редакцию / Received 15.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 21.05.2026
Принята к публикации / Accepted 26.05.2026