

Научная статья

УДК 533.69

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182556>

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КРИТЕРИИ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРИ РЕМОНТЕ ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

Максим Эдуардович Березко<sup>1</sup>, Михаил Вадимович Сагайдак<sup>2</sup> , Владимир Иванович Шевяков<sup>3</sup>


<sup>1, 2, 3</sup> Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолеты»,

Москва, Россия

<sup>1, 2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Москва, Россия

<sup>1</sup> [maxberezko@yandex.ru](mailto:maxberezko@yandex.ru)

<sup>2</sup> [mikhaelvs@mail.ru](mailto:mikhaelvs@mail.ru); [m\\_sagaydak@sj.yakovlev.ru](mailto:m_sagaydak@sj.yakovlev.ru) 

<sup>3</sup> [shevvi@mail.ru](mailto:shevvi@mail.ru)

**Аннотация.** Представлены аэродинамические критерии обоснования ограничений при ремонте внешней поверхности самолетов транспортной категории. В качестве примеров рассмотрены две задачи: ремонт фюзеляжа в зоне расположения датчиков системы воздушных сигналов при помощи накладки и ремонт плиты и датчика статического давления. В первой задаче критерием обоснования ограничений при ремонте является влияние на показания датчиков места установки и размеров накладки, во второй – влияние на показания датчиков дефектов плиты и приемника давления: сколов, каверн, царапин, коррозии. Для первой задачи продемонстрирована разработка рекомендаций по ограничениям выбора мест и размеров накладки, для второй – по ограничениям количества и размеров дефектов плиты и датчика статического давления, при которых можно обойтись без устранения этих дефектов.

Численное моделирование обтекания проведено с помощью ПО ANSYS FLUENT. Решалась система уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса. Задачи решались в двумерной постановке.

**Ключевые слова:** самолет транспортной категории, дефекты внешней поверхности, местная аэродинамика, вредное сопротивление, система воздушных сигналов, барометрическая высота полета, ремонт конструкции планера

**Для цитирования:** Березко М.Э., Сагайдак М.В., Шевяков В.И. Аэродинамические критерии обоснования ограничений при ремонте внешней поверхности самолетов транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 14–22. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182556>

Original article

## AERODYNAMIC CRITERIA FOR LIMITATIONS SUBSTANTIATION WHILE EXTERNAL SURFACE REFURBISHING OF THE TRANSPORT CATEGORY AIRCRAFT

Maksim E. Berezko<sup>1</sup>, Mikhail V. Sagaidak<sup>2</sup>✉, Vladimir I. Shevyakov<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Yakovlev Corporation Regional Aircraft Branch,  
Moscow, Russia

<sup>1, 2</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia

<sup>1</sup> maxberezko@yandex.ru

<sup>2</sup> mikhaelvs@mail.ru; m\_sagaidak@sj.yakovlev.ru ✉

<sup>3</sup> shevvi@mail.ru

### Abstract

Defects of the transport aircraft external surface, requiring structure repairing, may appear in the course of its operation. These are dents, steps, gaps, paint-and-lacquer coating damage, corrosion, etc. Defects may affect both the strength and aerodynamic characteristics of the aircraft. The need and urgency of the aircraft repairs depend on the degree of this effect.

The presented article considers the defects, at which elimination the cases of the repairs aftermath effect on air signals system sensors readings such as static pressure, total pressure and angles of attack are possible. Such cases should be prevented.

The authors present aerodynamic criteria for restrictions substantiation when the external surface repairs performing of the transport category aircraft. The article considers two tasks as examples. They are the fuselage repair in the area where the air signal system sensors are located employing a pad, and a plate and static pressure sensor repair. The limitations substantiation criterion during repairs in the first task is the value of the mounting place and pad size effect on the sensors readings. While in the second task this is the value of the slab and pressure intake defects such as chips, caverns, scratches and corrosion, impact on the sensors readings. Development of recommendations on restrictions for the pad mounting places and sizes selection was demonstrated for the first task, and on limitations on the number and size of defects in the slab and static pressure sensor, under which one can do without their elimination for the second task.

Numerical simulation of the flow-around was performed with ANSYS FLUENT software. The system of Navier–Stokes equations averaged over Reynolds and closed by the Spalart–Allmaras turbulence model was solved. The problems were being solved in a two-dimensional formulation. Computational mesh was unstructured hybrid (Poly-HexCore). Firstly, a surface mesh of triangles was created, and then a volumetric computational mesh with a prismatic layer was generated on it.

The approaches outlined in the work allow substantiating the development of limitations on the location and size of the pads when repairing damage to the external surface of transport category aircraft, as well as permissible number and size of damage to plates and static pressure intakes.

**Keywords:** transport category aircraft, external surface defects, local aerodynamics, harmful resistance, air signal system, barometric flight altitude, airframe structure repairing

**For citation:** Berezko M.E., Sagaidak M.V., Shevyakov V.I. Aerodynamic Criteria for Limitations Substantiation while External Surface Refurbishing of the Transport Category Aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 14-22. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182556>

## Введение

При эксплуатации транспортных самолетов могут появляться дефекты внешней поверхности самолета, требующие ремонта конструкции. Это вмятины, ступеньки, зазоры, повреждения лакокрасочного покрытия, коррозия и т. д. Дефекты могут влиять как на прочностные, так и на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета. От степени этого влияния зависят необходимость и срочность проведения ремонта самолета.

В настоящей статье рассмотрены дефекты, при ликвидации которых возможно влияние последствий ремонта на показания датчиков системы воздушных сигналов (СВС): статического давления, полного давления, углов атаки. Необходимо предотвращать такое влияние.

Целью статьи является демонстрация разработки аэродинамических критериев для обоснования ограничений при ремонте конструкции планера самолетов транспортной категории. Рассмотрен случай ремонта отсека фюзеляжа в области расположения датчиков статического давления.

## Использование критериев необходимости ремонта в авиации

С начала разработки самолета производитель делает все возможное для снижения его лобового сопротивления, благодаря чему уменьшается расход топлива.

В процессе эксплуатации воздушного судна (ВС) неизбежно ухудшается качество его внешней поверхности, например повреждаются уплотнения органов управления, увеличиваются шероховатость обшивки, зазоры, появляются деформации из-за ударов птиц или наземных транспортных средств, облупливается краска. Каждое ухудшение качества внешней поверхности влечет за собой увеличение лобового сопротивления, что сопровождается повышением расхода топлива.

Лобовое сопротивление дефектов внешней поверхности в значительной степени зависит от их местоположения. Обычно устанавливают зональную классификацию чувствительности к лобовому сопротивлению для всего ВС. К участкам «Зоны 0» предъявляются высокие требования аэродинамической плавности, поскольку на них большие локальные скорости потока и очень тонкие пограничные слои, которые чувствительны к небольшим локальным возмущениям. На участках «Зоны 2» скорости потока меньше, а пограничные слои толще и гораздо менее чувствительны, возмущения на этих частях планера не создают высокого аэродинамического сопротивления воздушному потоку. Участки «Зоны 1» представляют собой нечто среднее между этими двумя крайностями.

Методы определения дополнительного сопротивления из-за дефектов внешней поверхности отработаны достаточно подробно [1–3]. Для обоснования необходимости выполнения конкретной задачи по устранению дефектов внешней поверхности разработаны различные критерии. Существуют «экономические» критерии целесообразности проведения ремонта, основанные на сравнении его стоимости и стоимости перерасходованного топлива из-за дефектов внешней поверхности самолета. В качестве примера такого подхода можно привести [4]. Этими критериями можно руководствоваться только тогда, когда дефекты не влияют на безопасность полета. В противном случае ремонт безусловно необходим.

## Аэродинамические критерии целесообразности ремонта

Возможны такие повреждения внешней поверхности, когда для оценки возможности проведения ремонта необходимо выполнить более сложный анализ влияния его последствий на АДХ или другие характеристики самолета.

Одним из таких случаев является ремонт вмятин с помощью установки накладки на внешнюю поверхность фюзеляжа в зоне расположения датчиков СВС. Установка накладки, кроме увеличения лобового сопротивления, может привести к изменению параметров набегающего потока перед датчиками и, следовательно, к ошибочному определению параметров полета, что влияет на безопасность эксплуатации ВС. Для предотвращения таких последствий необходимо разрабатывать ограничения на размещение накладки и ее размеры. Критерием является отсутствие влияния ремонта на показания датчиков.

В качестве первого примера рассмотрим ремонт дефектов носовой части фюзеляжа с помощью накладки на внешнюю поверхность (рис. 1) и его влияние на показания датчика статического давления, представляющего собой специальную плиту, по форме практически совпадающую с поверхностью фюзеляжа, с установленным на ней заподлицо приемником статического давления (рис. 2).

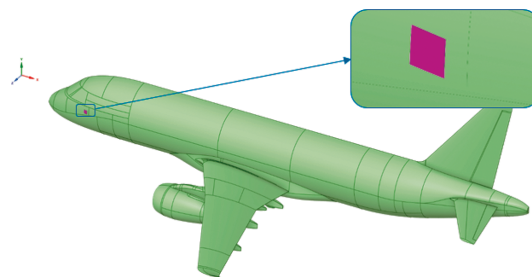


Рис. 1. Расположение накладки на фюзеляже



Рис. 2. Приемник статического давления

Для оценки последствий такого ремонта проведены численные расчеты обтекания самолета с установленной ремонтной накладкой. Для консервативной оценки влияния ремонтной накладки на АДХ и показания датчика статического давления принят наиболее критичный с точки зрения обтекания вариант ремонта: накладка квадратной формы устанавливается внахлест и находится в области стыка листов обшивки фюзеляжа, общая толщина (высота) ремонтной накладки 3 мм, фаска не учитывалась.

Численное моделирование обтекания самолета проведено с помощью ПО ANSYS FLUENT. Была создана неструктурированная гибридная (Poly-HexCore) расчетная сетка (рис. 3 и 4). Сначала создавалась поверхностная сетка из треугольников, и затем на ней генерировалась объемная расчетная

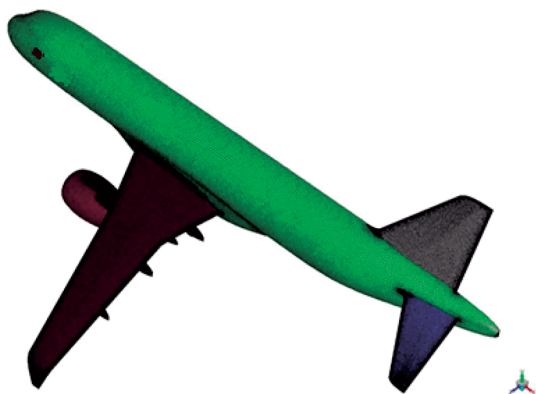


Рис. 3. Приемник статического давления

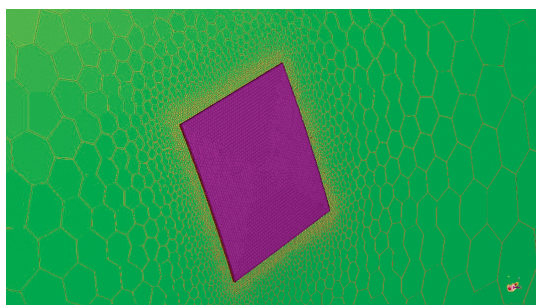


Рис. 4. Поверхностная сетка на модели ремонтной накладки

сетка с призматическим слоем. Размер первой ячейки по нормали к поверхности выбирался из соображений удержания значения величины  $y^+$  не более 1 и составил 0.003 мм. Суммарное количество призматических слоев составило 40 штук с коэффициентом роста 1,2. Общее число расчетных ячеек составило около 65 млн. В качестве расчетного случая выбирался режим крейсерского полета самолета ( $M = 0,78$ ;  $H = 11$  км,  $\alpha = 3,2^\circ$ ). Для решения основных уравнений газодинамики выбран решатель на основе плотности (Density base solver), так как он хорошо описывает течения, в которых могут присутствовать эффекты сжимаемости и скачки уплотнения. Исследования выполнены в рамках системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замыкаемых моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA) [5].

Для общей оценки влияния накладки на течение получено распределение изоэнтропического числа Маха по поверхности самолета в крейсерской компоновке в зоне установки ремонтной накладки (рис. 5 и 6). Как показали расчеты, установка накладки чуть изменяет коэффициент лобового сопротивления:  $\Delta C_{xa} = 0,0001$ . На другие аэродинамические коэффициенты она не влияет.

Для простоты оценки влияния фаски на сопротивление ремонтной накладки проведены расчеты

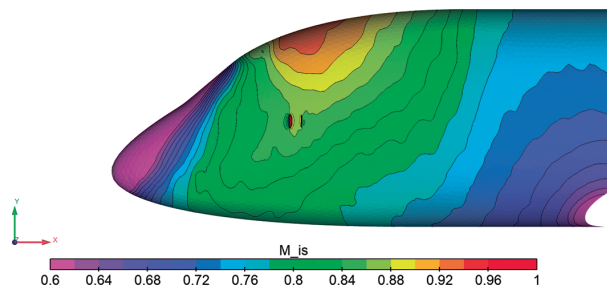


Рис. 5. Распределение изоэнтропического числа Маха по поверхности носовой части фюзеляжа самолета

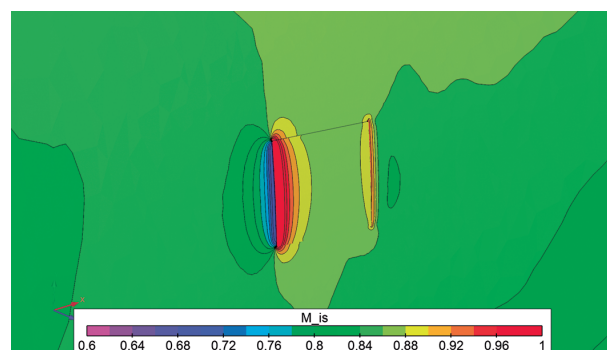


Рис. 6. Распределение изоэнтропического числа Маха по поверхности фюзеляжа в зоне установки ремонтной накладки

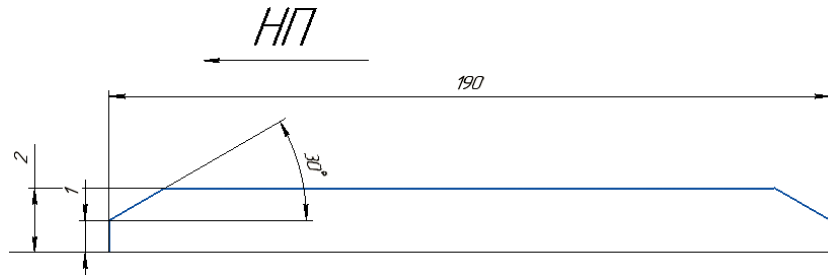


Рис. 7. Сечение ремонтной накладки с фаской в 30°

ты с помощью хорошо зарекомендовавшей себя эмпирической методики [1]. Геометрия накладки, принятая в расчетах, представлена на рис. 7.

Расчеты показали, что такая фаска снижает сопротивление накладки на 42% и вредное сопротивление ремонтной накладки, с учетом местного числа Маха, будет составлять  $\Delta C_{xa} = 0,000058$ .

Но влияние накладки на АДХ самолета не является основным ограничивающим фактором для проведения таких ремонтов. В носовой части фюзеляжа на большинстве самолетов транспортной категории устанавливаются датчики СВС, и локальные изменения течения от накладки могут изменять их показания. Необходимо определять эти изменения течения и учитывать при разработке ограничений на проведение ремонтов.

Ранее таким работам не уделялось должного внимания, но с ужесточением требований к вертикальному эшелонированию [6] это стало необходимым. Обеспечение выполнения этих требований в зоне минимума вертикального эшелонирования (RVSM) [7] даже без дефектов на поверхности фюзеляжа – задача непростая. Решением ее занимаются не только авиационные КБ [8–11], но и отраслевые институты – ЦАГИ, ЛИИ, ГосНИИ ГА [12–16]. Для выполнения требований RVSM необходима правильная конструкция датчиков [17, 18] и оптимальная их установка. Для демонстрации соответствия требованиям используются специальные методики проведения летных испытаний и обработки их результатов [19–23].

В качестве примера влияния на параметры течения рассмотрим полученное изменение распределения коэффициента давления на поверхности фюзеляжа при установке все той же ремонтной накладки (рис. 8).

Распределение коэффициента давления показывает, что перед накладкой поток тормозится, а за передней кромкой накладки резко растет скорость потока и, соответственно, разрежение. В области задней кромки накладки сначала наблюдается разгон потока, а затем торможение. Попадание таких возмущений на вход, например, датчика статического давления недопустимо. Изменение показаний

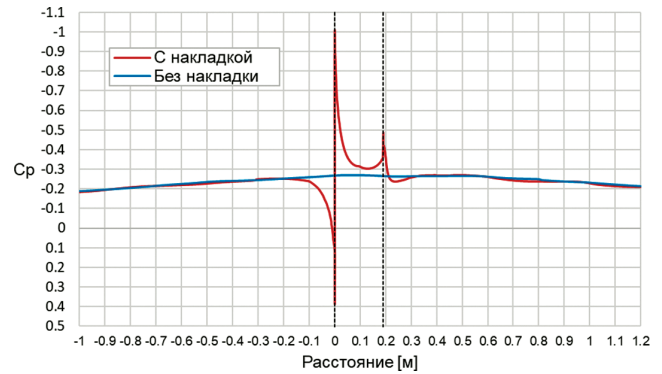


Рис. 8. Распределение коэффициента давления по поверхности фюзеляжа, пунктир – границы ремонтной накладки

статической высоты полета при изменении  $C_p$  на входе в датчик даже на 0,1 может на порядок превышать допустимые погрешности в определении высоты [7].

Аэродинамическим критерием допустимости проведения ремонта внешней поверхности фюзеляжа путем установки накладки в зоне расположения датчиков СВС в данном случае будет являться значение изменения от установки накладки коэффициента давления на входе в датчик  $\Delta C_p$ , например, не более 0,001. Исходя из этого, в данном случае установка ремонтной накладки на расстоянии менее чем 0,2 м от датчиков статического давления недопустима.

В качестве второго примера разработки аэродинамических критериев допустимости проведения ремонта можно рассмотреть случаи повреждений поверхности плит и приемников статического давления.

В процессе эксплуатации ВС неизбежно возникновение сколов, каверн, царапин, коррозии на его внешней поверхности. Эти дефекты внешней поверхности могут оказывать влияние на показания датчиков статического давления СВС самолета. Для оценки их влияния на распределение давления по поверхности проведены расчетные исследования. Для оценки этого влияния с запасом задача решалась в двумерной постановке. Сколы, каверны,

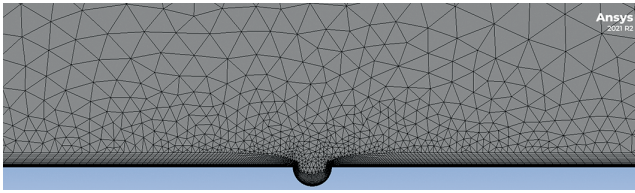


Рис. 9. Математическая модель каверны с расчетной сеткой в двумерной постановке

царапины моделировались полуцилиндрическим углублением радиусом 1 мм, расположенным на расстоянии 0.5 м от носка плоской пластины длиной 1 м (рис. 9).

В качестве расчетного случая выбран режим крейсерского полета при  $M = 0,8$ , на высоте  $H = 40000$  футов.

На рис. 10 представлены результаты расчетов распределения давления вдоль плоской пластины при наличии каверны. Максимальные различия в распределении давления при наличии и отсутствии каверны/царапины соответствуют погрешностям в определении барометрической высоты полета, на порядок превышающим допустимые. Однако они достаточно быстро затухают, и на расстоянии порядка 50 мм от каверны/царапины они уже равны нулю.

Исходя из этого, а также учитывая, что обычно диаметр приемников статического давления (см. рис. 2) составляет величину порядка 50–60 мм, следует сделать вывод о недопустимости каверн/царапин такого размера на поверхности приемников статического давления. Что же касается таких дефектов на поверхности плит статического давления, то их не должно быть на расстоянии менее 50 мм от ближайшего отверстия приемника статического давления.

Аналогичным образом возможно проанализировать влияние коррозии в виде наростов в местах стыковки приемников и плит статического давления.

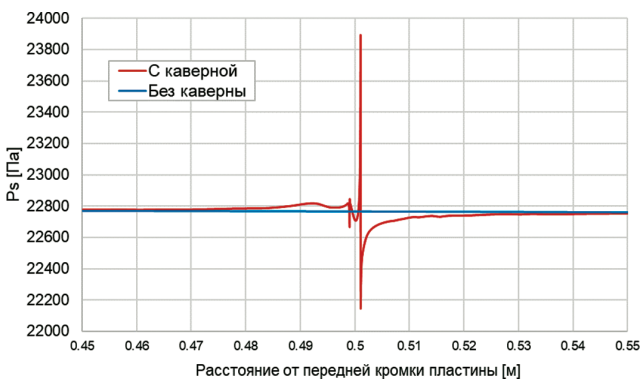


Рис. 10. Распределение давления вдоль пластины при наличии каверны или царапины радиусом 1 мм

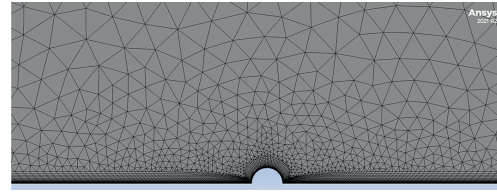


Рис. 11. Математическая модель коррозии с расчетной сеткой в двумерной постановке

Коррозия моделировалась в расчетах полуцилиндрическим выступом радиусом 1 мм, расположенным на расстоянии 0.5 м от носка плоской пластины длиной 1 м (рис. 11).

На рис. 12 представлены результаты расчетов распределения давления вдоль плоской пластины при наличии нароста коррозии. Режим обтекания пластины: нулевой угол атаки, число Маха набегающего потока  $M = 0,8$ , статическое давление соответствует барометрической высоте 40000 футов. Видно, что на одинаковых режимах и при равных размерах влияние выступа больше, чем влияние каверны. Если вниз по потоку влияние выступа на распределение давления на 50 мм уже не проявляется, то вверх по потоку оно чувствуется даже на 150 мм. Двумерность задачи, конечно, усиливает эффекты, но физика явления сохранится и в трехмерном случае – влияние выступа на давление вверх по потоку распространяется в несколько раз дальше, чем вниз по потоку.

В силу автомодельности задачи длина затухания возмущения давления прямо пропорциональна высоте коррозии. Исходя из этого, возможно рассчитать предельно допустимую высоту нароста коррозии. Возмущение давления от коррозии в месте контакта плиты и приемника статического давления, распространяясь по направлению к центру ПСД, должно затухнуть, не достигая отверстий ПСД. Если, например, приемник имеет диаметр 60 мм, минимальное расстояние от места контакта плиты

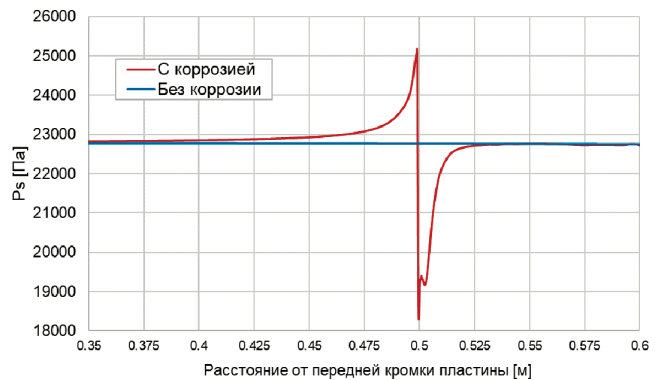


Рис. 12. Распределение давления вдоль пластины при наличии коррозии 1 мм

и приемника статического давления до приемного отверстия составляет ~15 мм. Чтобы возмущение давления от нароста коррозии затухло на расстоянии не более 15 мм, высота нароста коррозии не должна превышать значения  $h \leq 15/150 = 0,1$  мм.

Рассмотренные подходы позволяют обосновать разработку ограничений на расположение и размеры накладок при ремонте повреждений внешней поверхности самолетов транспортной категории, а также допустимое количество и размеры повреждений плит и приемников статического давления.

## Выводы

Проведенные расчеты показали, что представленные аэродинамические критерии обоснования ограничений при проведении ремонта конструкции планера самолетов транспортной категории работоспособны. На примере задачи определения ограничений при ремонте внешней поверхности фюзеляжа в зоне расположения датчиков системы воздушных сигналов и задачи определения допустимого количества и размеров повреждений плит и приемников статического давления продемонстрированы возможности такого подхода к определению ограничений при проведении ремонта. При практическом использовании представленных аэродинамических критериев необходимо учитывать, что двумерные задачи обтекания дают консервативную оценку влияния дефектов.

## Список источников

1. Федоренко Г.А. Сопротивление производственных неровностей в турбулентном пограничном слое // Труды ЦАГИ. Выпуск 2100. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1981. 36 с.
2. Шевяков В.И. Определение вредного сопротивления транспортных воздушных судов на транзвуковых скоростях // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 62–73.
3. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества внешней поверхности воздушного судна // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 133–137.
4. Getting hands-on experience with aerodynamic deterioration. A performance audit view. Airbus Industrie. STL 945.3399/96. France. 2001. - 172 p.
5. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (06–09 January 1992; Reno, NV, USA). DOI: 10.2514/6.1992-439
6. Руководство по допуску воздушных судов и эксплуатантов к полетам в условиях минимума вертикального эшелонирования 1000 фут между эшелонами 290 и 410 включительно (RVSM) в Европейском регионе. Утв. ФАС России и АР МАК 28.05.99. – М.: ФАС России, 1999. – 24 с.
7. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные Правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – СПб.: СЗ РЦАИ, 2022. – 357 с.
8. Терехин В.А., Шевяков В.И., Чернов Ю.П., Пушков С.Г. Обеспечение требований по вертикальному эшелонированию системой воздушных параметров самолета SSJ-100 // Материалы XXII Научно-технической конференции по аэродинамике (03–04 марта 2011; п. Володарского). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2011. С. 133.
9. Долотовский А.В., Терехин В.А., Чернов Ю.П. и др. Итоги 10 лет периодических испытаний СВС самолета SSJ-100 // Материалы XXXIII научно-технической конференции по аэродинамике (15–16 декабря 2022; Жуковский). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2022. С. 53–54.
10. Шевяков В.И. Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – система воздушных сигналов // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 53–60.
11. 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.
12. Грудинин М.В., Ефремов А.А., Макаров И.А., Сысоев В.В. Применение пневмометрических зондов для определения местных параметров потока вблизи поверхности модели // Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике (28–29 октября 2021; Жуковский). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2021. С. 50.
13. Ефремов А.А., Макаров И.А., Сысоев В.В. Альтернативные подходы к формированию архитектуры систем воздушных сигналов современных магистральных самолетов // Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике (28–29 октября 2021; Жуковский). Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2021. С.58.
14. Головкин М.А., Ефремов А.А., Сысоев В.В. Квазисферический приемник воздушных давлений // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 112–116.
15. Головкин М.А., Ефремов А.А., Сысоев В.В. Аэродинамический облик и алгоритм расчета параметров перспективного всеракурсного приемника воздушных давлений // Датчики и системы. 2018. № 10(229). С. 18–26.
16. Петунин А.Н., Пономарев Л.Ф. Приемник полного и статического давлений с аэродинамической компенсацией для определения числа Маха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX. № 1–2. С. 84–87.
17. Ефимов И.П., Конохов Г.А., Федоров Н.Г. К расчету многоканальных приемников воздушных давлений. – Ульяновск: УлГТУ, 1993. – Деп. в ВИНТИ ДР5128 – пр. 07.93.

18. Лью К.К., Ефимов И.П. Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления проточных приемников статического давления, обусловленной скосами набегающего воздушного потока // Промышленные АСУ и контроллеры. 2021. № 7. С. 55–60. DOI: 10.25791/asu.7.2021.1299
19. Корсун О.Н., Николаев С.В., Пушков С.Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 118–129. DOI: 10.7868/S0002338816030112
20. Пушков С.Г., Харин Е.Г., Ловицкий Л.Л. Технология определения воздушных параметров при полете ЛА на больших углах атаки // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2010. № 6. С. 30–36.
21. Пушков С.Г., Горшкова О.Ю., Малахова И.В., Ловицкий Л.Л. Программный комплекс обработки результатов летных испытаний по определению аэродинамических погрешностей измерения высоты и скорости на режимах горизонтального установившегося полета. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № RU2023614049. Бюл. № 3, 22.02.2023.
22. Пушков С.Г., Горшкова О.Ю., Корсун О.Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12 (26–31 августа 2012; Москва). М.: ИП Хоружевский А.И., 2012. С. 308–312.
23. Пушков С.Г., Харин Е.Г., Кожурин В.Р., Ловицкий Л.Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 3–13.

## References

1. Fedorenko G.A. *Trudy TsAGI*. Issue 2100. Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1981, 36 p.
2. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2014, no. 199, pp. 62–73.
3. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2011, no. 163, pp. 133–137.
4. Getting hands-on experience with aerodynamic deterioration. *A performance audit view*. Airbus Industrie. STL 945.3399/96. France, 2001, 172 p.
5. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (06–09 January 1992; Reno, NV, USA)*. DOI: 10.2514/6.1992-439
6. *Rukovodstvo po dopusku vozdushnykh sudov i ekspluatantov k poletam v usloviyakh minimuma vertikal'nogo eshelonirovaniya 1000 fut mezhdu eshelonami 290 i 410 vklyuchitel'no (RVSM) v Evropeiskom regione* (Guidelines for the admission of aircraft and Operators to flights under conditions of a minimum vertical separation of 1000 ft between echelons 290 and 410 inclusive (RVSM) in the European region). Moscow, FAS Rossii, 1999, 24 p.
7. *Mezhdogudarstvennyi aviatsionnyi komitet. Aviatsionnye Pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Interstate Aviation Committee. Civil Aviation Safety Regulations. Part 25 - Airworthiness standards: transport category airplanes), St. Petersburg, SZ RCAI, 2022, 357 p.
8. Terekhin V.A., Shevyakov V.I., Chernov Yu.P., Pushkov S.G. *Materialy XXII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (03–04 March 2011; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2011, pp. 133
9. Dolotovskii A.V., Terekhin V.A., Chernov Yu.P. et al. *Materialy XXXIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (15–16 December 2022; Zhukovskii)*. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2022, pp. 53–54.
10. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2013, no. 188, pp. 53–60.
11. Berezko M.E., Sagaidak M.V., Shevyakov V.I. Aerodynamic aspects of airframe repairs for transport category aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 16–22.
12. Grudin M.V., Efremov A.A., Makarov I.A., Sysoev V.V. *Materialy XXXII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (28–29 October 2021; Zhukovskii)*. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2021, p. 50.
13. Efremov A.A., Makarov I.A., Sysoev V.V. *Materialy XXXII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (28–29 October 2021; Zhukovskii)*. Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2021, p. 58.
14. Golovkin M.A., Efremov A.A., Sysoev V.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsonnaya tekhnika*, 2018, no. 2, pp. 112–116.
15. Golovkin M.A., Efremov A.A., Sysoev V.V. *Datchiki i sistemy*, 2018, no. 10(229), pp. 18–26.
16. Petunin A.N., Ponomarev L.F. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1999, vol. XXX, nos. 1–2, pp. 84–87.
17. Efimov I.P., Konyukhov G.A., Fedorov N.G. *K raschetu mnogokanal'nykh priemnikov vozdushnykh davlenii* (On computation of multichannel air pressure receivers), Ul'yanovsk, UIGTU, 1993.
18. Lyu K.K., Efimov I.P. *Promyshlennye ASU i kontrollery*, 2021, no. 7, pp. 55–60. DOI: 10.25791/asu.7.2021.1299
19. Korsun O.N., Nikolaev S.V., Pushkov S.G. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2016, no. 3, pp. 118–129. DOI: 10.7868/S0002338816030112
20. Pushkov S.G., Kharin E.G., Lovitskii L.L. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2010, no. 6, pp. 30–36.
21. Pushkov S.G., Gorshkova O.Yu., Malakhova I.V., Lovitskii L.L. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Programmnyi kompleks obrabotki rezul'tatov letnykh ispytaniy po opredeleniyu aerodinamicheskikh pogreshnostei izmereniya vysoty i skorosti na rezhimakh*



gorizontal'nogo ustanovivshegosya poleta" № RU2023614049, 22.02.2023 (Certificate of state registration of computer programs Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM "Software package for processing flight test results to determine aerodynamic errors in measuring altitude and speed in horizontal steady-state flight modes", no. RU2023614049, 22.02.2023).

22. Pushkov S.G., Gorshkova O.Yu., Korsun O.N. *Materialy VII Mezhdunarodnogo Aerokosmicheskogo kongressa IAC'12 (26–31 August 2012; Moscow)*. Moscow, IP Khoruzhevskii A.I., 2012, pp. 308-312.
23. Pushkov S.G., Kharin E.G., Kozhurin V.R., Lovitskii L.L. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2010, no. 4, pp. 3-13.

Статья поступила в редакцию 23.04.2024; одобрена после рецензирования 29.04.2024; принята к публикации 29.04.2024.  
The article was submitted on 23.04.2024; approved after reviewing on 29.04.2024; accepted for publication on 29.04.2024.