

ЗАЩИТА ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАГИСТРАЛЬНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ОТ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ НА ЭТАПЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Ушаков И.О., Серебрянский С.А.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

ushakovilyaolegovich@gmail.com, s-s-alex@mail.ru

Аннотация. В работе представлен способ защиты турбовентиляторных двигателей магистральных самолетов от попадания посторонних предметов, основанный на определении критической скорости руления, исключающей формирование вихревого течения перед воздухозаборником. Выполнено численное моделирование картины газовой воздушного течения перед воздухозаборником при различных скоростях руления воздушного судна.

Ключевые слова: турбовентиляторный двигатель, математическое моделирование, магистральные самолеты, способ защиты, метод эксплуатации, ожидаемые условия эксплуатации.

Введение

Надежность и безопасность эксплуатации магистрального пассажирского воздушного судна напрямую зависит от устойчивой и безотказной работы его маршевой силовой установки. Современные воздушные суда, как правило, оснащаются турбовентиляторными двигателями, расположенными на пилонах под крылом, в непосредственной близости к поверхности аэродрома [1]. Такое конструктивное решение, несмотря на многочисленные аэродинамические и эксплуатационные преимущества, существенно повышает вероятность попадания в воздухозаборники посторонних предметов с поверхности аэродрома.

Конструктивная компоновка силовой установки магистральных воздушных судов обуславливает существенные эксплуатационные ограничения, прежде всего связанные с невозможностью безопасной эксплуатации на аэродромах с грунтовым покрытием. Высокая вероятность попадания посторонних предметов в проточную часть силовой установки, требует эксплуатации исключительно на аэродромах с твердым покрытием. Однако даже в условиях сертифицированной аэродромной инфраструктуры с бетонными и асфальтовыми покрытиями сохраняется вероятность локального загрязнения вследствие воздействия метеоусловий, нарушения регламентов наземного технического обслуживания, а также эксплуатационного износа элементов покрытия. Таким образом, обеспечение надежной защиты силовой установки от попадания посторонних предметов остаётся одной из задач, требующих комплексного подхода.

Для минимизации вероятности попадания посторонних предметов применяется широкий спектр проектно-конструкторских решений, условно подразделяемых на конструктивные и эксплуатационные. Конструктивные методы, такие как струйные системы, инерционные уловители, защитные решетки, нашли свое применение в составе модификаций воздушных судов, предназначенных для эксплуатации на неподготовленных или грунтовых взлетно-посадочных полосах [2]. Однако реализация подобных решений зачастую сопряжена с усложнением конструкции и снижением тяговых характеристик двигателей, что ограничивает их применимость в гражданской магистральной авиации.

Альтернативой являются эксплуатационные методики, представляющие собой специальные методики эксплуатации аэродромов и воздушных судов. К ним относятся, использование специального оборудования при «гонке» двигателей, программы режимов работы двигателя в зависимости от скорости воздушного судна, программы применения реверса на пробеге или другие методы, минимизирующие вероятность возникновения явлений, способствующих подъёму и втягиванию посторонних частиц в воздухозаборник.

Особую опасность на этапах руления, разбега и пробега воздушного судна представляет собой вихревое течение, формирующееся перед воздухозаборником двигателя. При определенной интенсивности оно способно захватывать твердые мелкодисперсные предметы с поверхности аэродрома и забрасывать их в зону высокоскоростного воздушного потока, что приводит к повреждению элементов конструкции двигателя [3, 4].

В настоящем исследовании рассмотрен подход к разработке эксплуатационного способа защиты, основанного на определении критических значений скорости руления, при которой формирование устойчивого вихревого течения вблизи воздухозаборника невозможно, что исключает возможность

забрасывания посторонних предметов в проточную часть силовой установки. Для моделирования газоздушного течения перед воздухозаборником используется программный комплекс ANSYS.

1. Сущность процесса вихреобразования

Формирование вихревого течения вблизи входной кромки воздухозаборника турбовентиляторного двигателя является характерным аэродинамическим явлением, возникающим при взаимодействии неподвижного или медленно движущегося воздушного судна с окружающей воздушной средой. Оно возникает вследствие неравномерного распределения давления и скорости воздуха вблизи поверхности аэродрома. В точке присоединения вихревого течения к поверхности земли скорость течения $V = 0$ м/с. На рисунке 1 представлено векторное поле скоростей газоздушного течения в продольном сечении воздухозаборника двигателя. Отчетливо наблюдается торможение потока и формирование зоны с большой разницей скоростей течения.

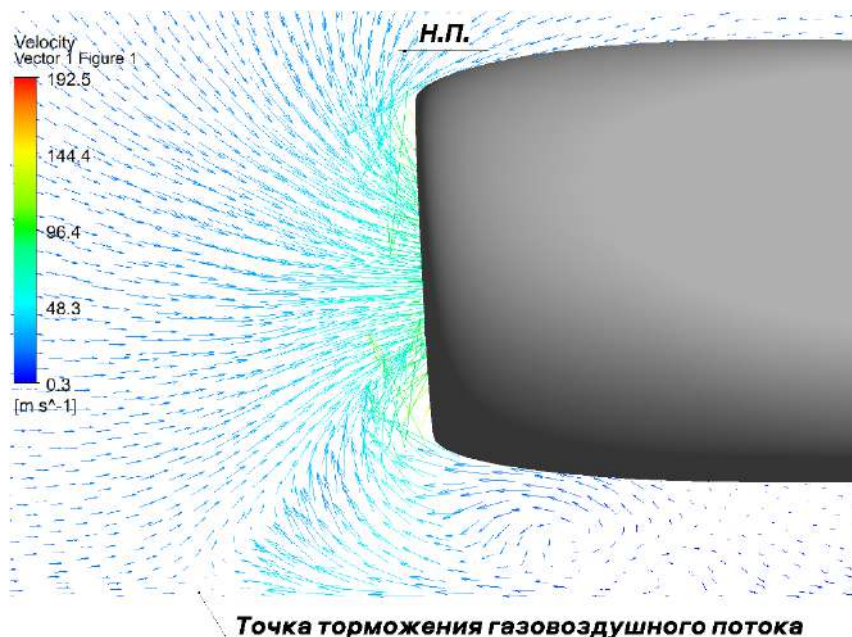


Рис. 1. Условие формирования вихревого течения

В ранних исследованиях [4, 5] было установлено, что для формирования вихревого течения должны быть согласованы следующие безразмерные параметры (рисунок 2):

- относительная высота расположения двигателя H_r (1),
- отношение скорости набегающего потока U_∞ к скорости потока, входящего в проточную часть силовой установки U_i (в сечении вентилятора двигателя).

$$H_r = \frac{H_d}{D_i} \quad (1)$$

где H_d – расстояние от оси воздухозаборника до подстилающей поверхности, D_i – диаметр воздухозаборника.

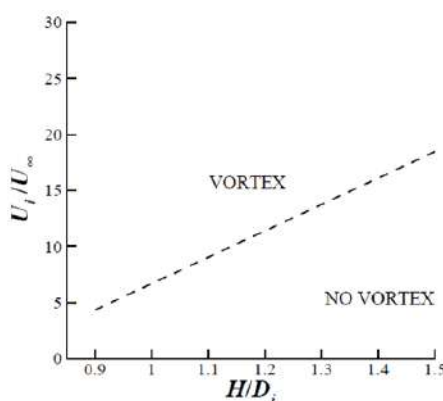


Рис. 2. Область значений безразмерных параметров [там же]

В работе [5] выполнено исследование влияние скорости бокового ветра на интенсивность вихреобразование. Авторами показано, что при увеличении скорости бокового ветра, возрастает интенсивность и, как следствие, вероятность заброса посторонних предметов вихревым жгутом в проточную часть силовой установки. Таким образом, для определения критической скорости руления воздушного судна, необходимо первоначально определить скорость бокового ветра, при которой существует устойчивое, наиболее интенсивное вихревое течение.

2. Математическая модель для определения критической скорости руления воздушного судна

Для разработки математической модели подготовлена 3D-модель (рисунок 3) объекта исследования – турбовентиляторного двигателя магистрального самолета, расположенного на минимальном эксплуатационном расстоянии от подстилающей поверхности (при полной загрузке воздушного судна). Для исключения влияния стенок на результаты расчетная область была расширена до следующих значений: ширина – $20D$, длина – $5L$, $10D$, где D – диаметр воздухозаборника, L – длина мотогондолы. Относительная высота расположения двигателя $H_T = 1,1$.

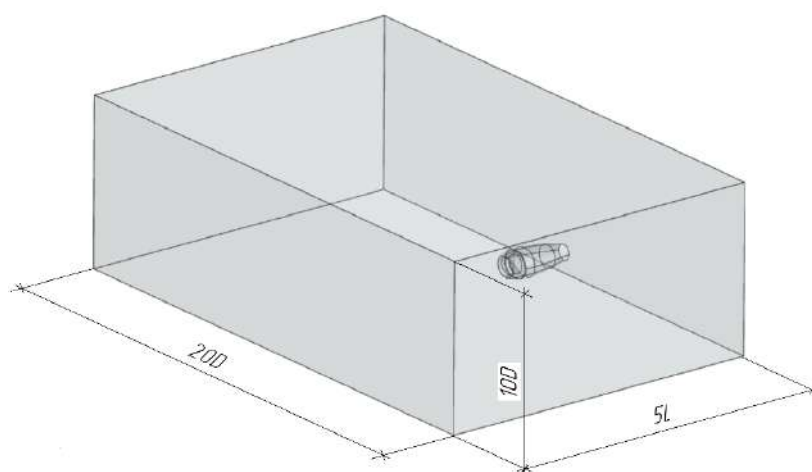


Рис. 3. 3D-модель объекта исследования

Для вышеуказанной 3D-модели объекта исследования построена расчетная сетка в модуле Mesh программы ANSYS Fluent, размеры расчетной сетки: 2 005 052 ячеек, 13 445 104 узлов. Тип элементов – hexagon, минимальный размер в расчетной области – 10 мм. В соответствии с руководством пользователя программного комплекса ANSYS [6, 7] были соблюдены следующие параметры, характеризующие качество расчетной сетки:

- maximum skewness – 0,25,
- minimum orthogonal quality – 0,37.

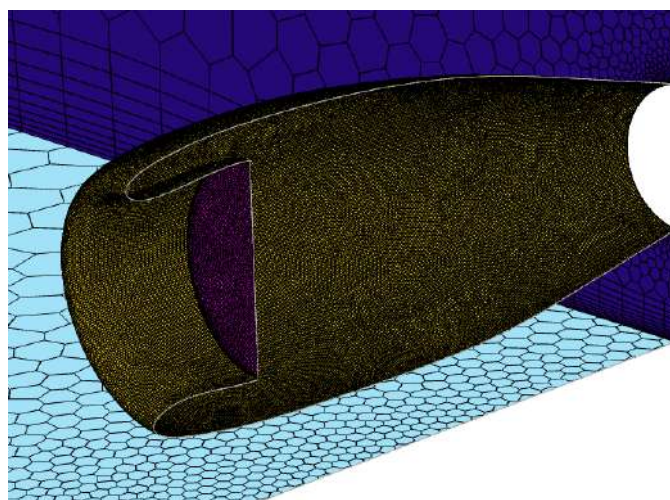


Рис. 4. Сечение расчетной сетки объекта исследования

Для определения необходимости разработки эксплуатационного способа защиты, рассматриваемого в настоящей работе, необходимо первостепенно определить наличие интенсивного вихреобразования. Упрощенная оценка может быть выполнена с использованием расчетной формулы [8, 9]:

$$V_h = \frac{G}{(20.1 - H_r^2)}, \quad (2)$$

где G – массовый расход воздуха силовой установки, H_r – относительная высота расположения двигателя.

Использование расчетной формулы (2) позволяет классифицировать возникающее вихревое течение на три категории в зависимости от параметра V_h :

- $V_h < 1$ – вихреобразование слабое или отсутствует;
- $1 < V_h < 2,5$ – вихреобразование существует, захватывание посторонних предметов невозможно;
- $1 < V_h < 2,5$ – существует интенсивное вихреобразование, захватывание посторонних предметов возможно.

Рассматриваемый эксплуатационный способ защиты применим при рулении воздушного судна по поверхности аэродрома, для объекта исследования при рулении $G \approx 110$ кг/с. Тогда, расчетный параметр $V_h = 5,82$, следовательно, возможно интенсивное вихреобразование на режиме руления. Как ранее отмечено, на интенсивность вихреобразование значительное влияние оказывает скорость бокового ветра. Расчет параметра V_h при помощи методов математического моделирования по методике, приведенной в работе [10], показал, что наиболее интенсивное вихреобразование на режиме руления, при $G = 110$ кг/с существует при скорости бокового ветра $V_b = 5$ м/с.

Для создания математической модели граничные условия устанавливаются в программе ANSYS Fluent (рисунок 5). Скорость набегающего потока V_p , возникающего в процессе движения воздушного судна по поверхности аэродрома задана граничным условием Inlet, аналогично для скорости бокового ветра V_b . Условие Stationary wall использовано для моделирования поверхности мотогондолы в анализируемом газозвуковом пространстве. Подстилающая поверхность задана граничным условием Moving wall, что позволяет задать скорость движения непроницаемой поверхности относительно мотогондолы для полноценного моделирования процесса движения воздушного судна с учетом принципа аэродинамической обратимости.

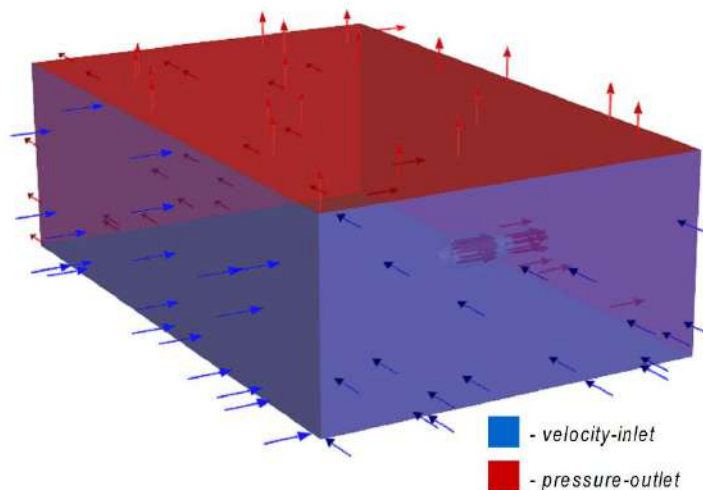


Рис. 5. Граничные условия математической модели

В качестве критерия сходимости выбрано среднее значение параметра давления в плоскости вентилятора турбовентиляторного двигателя (3), а также рассчитываемое среднее значение массового расхода воздуха в сечении вентилятора. Для обеспечения сходимости $\Delta < 1\%$ каждого расчетного случая, соответствующего скорости движения воздушного судна, потребовалось выполнение 400 итераций.

$$\Delta = \frac{p_i - p_{i-1}}{p_i} * 100\%, \quad (3)$$

где p_i – среднее значение давления в плоскости вентилятора двигателя на i -й итерации расчета.

3. Результаты определения критической скорости руления воздушного судна

Результаты математического моделирование представлены в программе CFD-Post программного комплекса ANSYS. На рисунке 6 представлена структура вихревого течения и векторное поле скоростей на подстилающей поверхности при скорости бокового ветра $V_B = 5$ м/с, скорость набегающего потока $V_p = 0$ м/с. Режим параметры работы двигателя соответствуют режиму на рулении, рассматривается сценарий страгивания воздушного судна с места. Отчетливо видна структура вихревого течения, возможно захватывание посторонних предметов. Векторное поле скоростей на подстилающей поверхности отчетливо отражает вращение вихревого течения и наличие точки торможения потока, что является прямыми признаками существования вихревого течения.

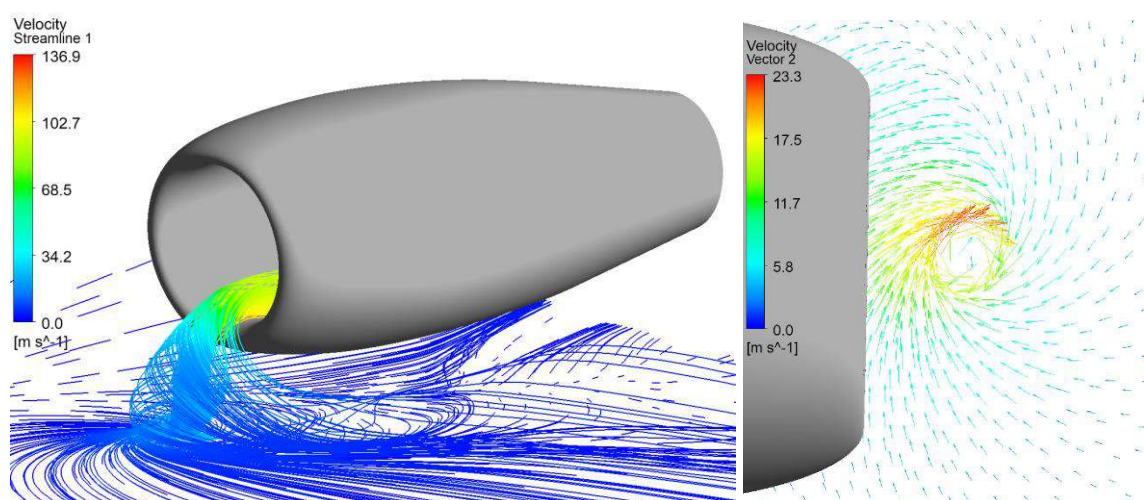
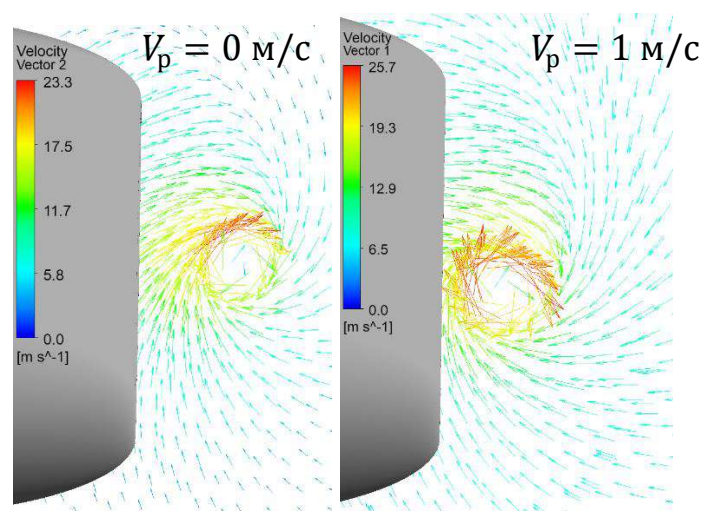


Рис. 6. Структура вихревого течения и векторное поле скоростей при $V_B = 5$ м/с, $V_p = 0$ м/с

На рисунке 7 представлены векторные поля скоростей на подстилающей поверхности при различных скоростях руления. Отчетливо наблюдается смещение точки присоединения вихревого течения к подстилающей поверхности против направления движения воздушного судна. При скорости руления $V_p = 4$ м/с циркуляция газовойоздушного потока отсутствует, следовательно, отсутствует вихреобразование.



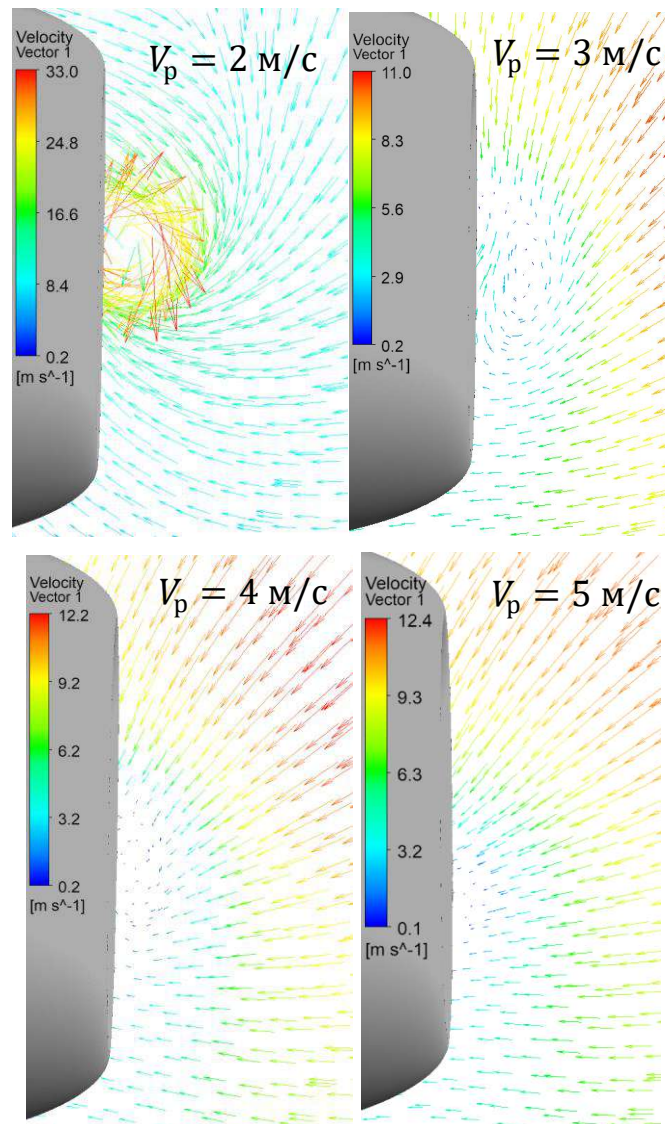


Рис. 7. Векторное поле скоростей на подстилающей поверхности при различных скоростях руления воздушного судна V_p

Таким образом, результаты показывают, что вихреобразование отсутствует при скорости руления воздушного судна $V_p = 5 \text{ м/с}$, что соответствует 18 км/ч и не превышает рекомендуемую скорость руления магистральных воздушных судов.

4. Заключение

В работе рассмотрен эксплуатационный способ защиты турбовентиляторных двигателей магистральных воздушных судов от попадания посторонних предметов при рулении по поверхности аэродрома. Рассмотрены признаки формирования вихревого течения вблизи воздухозаборника, способного захватывать твердые частицы с поверхности аэродрома и направлять их в проточную часть силовой установки.

По результатам моделирования определена критическая скорость руления, равная 4 м/с , при которой формирование устойчивого вихревого течения невозможно, что минимизирует вероятность захвата посторонних предметов и последующего попадания в элементы конструкции двигателя. Указанная скорость находится в пределах допустимых норм эксплуатации магистральных самолетов и может быть рекомендована в качестве предельного эксплуатационного параметра при эксплуатации воздушного судна на загрязненных посторонними предметами площадках.

Предложенная методика может быть использована для разработки эксплуатационных рекомендаций, а также при сертификационных испытаниях новых типов воздушных судов или модернизации существующих.

Литература

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. – М: МАИ, 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
2. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов // Тезисы 2-ой Международной конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». – М.: МАИ (НИУ), 2023. – С. 53–56.
3. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Защита элементов конструкции планера магистрального самолета от попадания посторонних предметов // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 91–99.
4. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. К вопросу моделирования вихревого течения перед воздухозаборником турбовентиляторного двигателя // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2024): Труды Семнадцатой междунар. конф: – М.: ИПУ РАН, 2024. – С. 882–886.
5. Murhy J.P., MacManus D.G. Inlet ground vortex aerodynamics under headwind conditions // Aerospace Science and Technology. – 2011. – Vol. 15, Iss. 3. – P. 207–215.
6. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2024. – № 2. – С. 3.
7. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Определение оптимальных параметров струйной системы защиты газотурбинных низкорасположенных двигателей самолета от попадания посторонних предметов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 3-й Международной научно-технической конференции, Москва, 26–30 августа 2024 года. – Москва: Перо, 2024. – С. 156–159.
8. Арифуллин Р.Х., Серебрянский С.А., Шкарубо С.Н. Формирование компоновки сверхзвукового пассажирского самолета с обеспечением низкого уровня звукового удара // Вестник машиностроения. – 2025. – Т. 104, № 1. – С. 15–19. – DOI 10.36652/0042-4633-2025-104-1-15-19.
9. Гридин А.В., Гостев А.В., Серебрянский С.А. Применение матрицы ИКАО для оценки рисков, связанных с конструкцией планера самолета // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 3-й Международной научно-технической конференции, Москва, 26–30 августа 2024 года. – Москва: Перо, 2024. – С. 160–163.
10. Комов А.А. Оценка защищенности двигателей ПД-14 от повреждений посторонними предметами на самолете МС-21 // Известия Самарского научного центра РАН. – 2016. – № 4–3. – С. 586–591.