

Научная статья

УДК 621.43.018

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177604>

ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ИНДУЦИРУЕМЫХ ИМ ВИХРЕЙ

Алексей Кафисович Айсин¹ ✉, Андрей Александрович Ачекин², Александр Александрович Прейс³

^{1, 2, 3} Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж),

Воронеж, Россия

¹ aisin_alex@mail.ru ✉

Аннотация. Приведен анализ результатов экспериментальных исследований влияния формы и высоты расположения входного устройства авиационного газотурбинного двигателя на интенсивность индуцируемых им вихрей.

Ключевые слова: экспериментальные исследования интенсивности вихря, критерий интенсивности вихря, максимальная горизонтальная скорость пристенного течения, геометрическая форма воздухозаборника (входного устройства), высота расположения входного устройства, геометрический (энергетический) центр воздухозаборника, угол скоса входного сечения воздухозаборника, воздухозаборник истребителя

Для цитирования: Айсин А.К., Ачекин А.А., Прейс А.А. Особенности влияния формы входного устройства силовой установки летательного аппарата на интенсивность индуцируемых им вихрей // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 27–33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177604>

Original article

SPECIFICS OF THE AIRCRAFT POWER PLANT INLET DEVICE SHAPE EFFECT ON THE INDUCED VORTEXES INTENSITY

Aleksei K. Aisin¹ ✉, Andrei A. Achekin², Aleksandr A. Preis³

^{1, 2, 3} Military Educational and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin”,

Voronezh, Russia

¹ aisin_alex@mail.ru ✉

Abstract

The aircraft power plant operation on the ground is associated with the intense vortices forming between the inlet device and the airfield surface. This factor affects negatively the power plant operability. It reduces gas-dynamic stability margin of the engine and creates favorable conditions for the foreign objects suction into the air intake.

The vortex formation mechanism has been studied in sufficient detail. Initially, the vortex intensity depends on the operating parameters and layout of the inlet device. Significant parameters, affecting the vortex intensity are the airflow, diameter, height above the surface, bevel angle, layout, and feeding windows availability.

However, the degree of geometric shape effect of the inlet device has not been sufficiently studied, although initially it namely is that determines the vortex intensity potential for a particular power plant.

The first stage of experimental studies of the inlet device geometry impact on the intensity of the vortex induced by it was determining for the following shapes of the inlet sections at different heights:

- square section with a bevel;
- square section without bevel;
- round section;
- semicircular section with a lip up;
- semicircular section with a lip down;
- rhomboid section.

At the second stage, the problem was reduced to studying the ratio of the input device height to the length of its lower (upper) edge $A_{ID} = A/B$ for different heights of the input device.

As the result of the research, the following inferences were drawn:

- the entrance section geometry of the inlet device cannot affect the formation vortex intensity under it.
- for the same height of the geometric (energy) center location of the inlet device, the vortex flows of greater intensity are being induced by the inlet device, with a “bevel” and the lower edge located closer to the surface.

Keywords: experimental studies of the vortex intensity, vortex intensity criterion, maximum horizontal velocity of the wall-adjacent flow, air intake (inlet device) geometric shape, inlet device mounting height, air intake geometric (energy) center, bevel angle of the air intake inlet cross-section, fighter air intake

For citation: Aisin A.K., Achekin A.A., Preis A.A. Specifics of the Aircraft Power Plant Inlet Device Shape Effect on the Induced Vortexes Intensity. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 27-33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177604>

Введение

Выбор формы и компоновки входного устройства (ВУ) является комплексной задачей, решение которой производится на основе летно-технических характеристик воздушного судна по строго определенным правилам проектирования. Основные интегральные параметры, характеризующие эффективность работы воздухозаборного устройства – среднее по сечению значение коэффициента восстановления полного давления и параметр окружающей неравномерности [1].

Характеристики силовой установки остаются расчетными, если поля давлений и скоростей на входе в осевой компрессор равномерны. Равномерность потока на входе в двигатель в полете обеспечивается формой входного устройства, его регулированием, а также длиной и формой канала ВУ.

Однако работа авиационной силовой установки на земле сопряжена с рядом серьезных проблем, причиной которых является образование интенсивных вихрей.

Прежде всего существование интенсивного вихря на входе в воздухозаборник увеличивает силу всасывания посторонних предметов с поверхности в 40 раз, повышая вероятность повреждения элементов проточной части [2, 3, 4].

Кроме того, известно, что возмущения температуры торможения, давления торможения и скорости потока на входе в газотурбинный двигатель существенно влияют на запас газодинамической устойчивости двигателя, а в ряде случаев вызывают срыв потока с лопаток компрессора. Указанные возмущения могут быть усилены отрывом потока

в воздухозаборнике при боковом ветре и мощным вихрем на его входе [5].

Механизм формирования вихря исследован достаточно подробно [6]. Первоначально интенсивность вихря задается параметрами работы входного устройства. Основными факторами, влияющими на его интенсивность, являются: расход воздуха, диаметр, высота расположения над поверхностью, угол скоса [7], скорость и направление ветра [8], компоновка [9, 10], наличие окон подпитки [11].

Однако степень влияния геометрической формы ВУ исследована недостаточно, хотя изначально характеризует потенциал интенсивности вихря для конкретной силовой установки.

Результаты исследований в отечественных и зарубежных работах схожи, но представлены в различной форме, что не позволяет провести их сравнительную оценку; кроме того, результаты эксперимента могут различаться в зависимости от географии его проведения [12, 13]. Стоит подчеркнуть, что все перечисленные выше факторы только увеличивают интенсивность вихря под воздухозаборником. Точкой отсчета закладываемой интенсивности вихреобразования является геометрическая форма.

Еще в 80-х годах прошлого века отечественные исследователи на базе ЛИИ им. М.М. Громова за критерий интенсивности вихря приняли величину максимальной горизонтальной скорости $V_{Гmax}$ (рис. 1). Выведенная зависимость хорошо согласуется с результатами экспериментальных исследований для входных устройств, диаметр которых сопоставим с высотой их расположения [14–18].

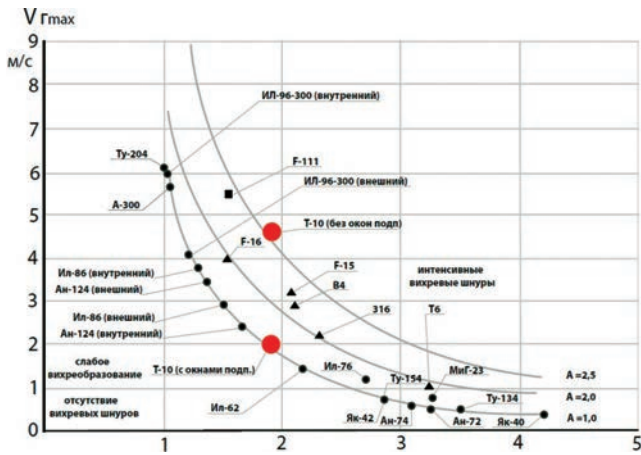


Рис. 1. Параметры защищенности двигателей компоновочной схемы самолета от вихревых шнуров (ЛИИ им. М.М. Громова)

Напротив, зарубежные исследователи отсчитывают высоту расположения входных устройств от их нижней кромки (рис. 2), так как вихрь, обгибая нижнюю кромку, замыкается на срезе первой ступени компрессора в точке наибольшего расхода [19–21]. Кроме того, перспективные компоновки сверхзвуковых высокоманевренных ЛА предполагают использование входных устройств сложных форм со скосом (щелевых, трапециевидных, ромбовидных).

В общем случае интенсивность вихревого шнура должна определяться двумя факторами:

1. Величиной циркуляции, наложенной на потенциальное течение и вызванной градиентом скорости перемещения атмосферного воздуха – влияние ветра. Как известно, ветер в зависимости от направления и скорости может увеличить интенсивность вихря в несколько раз.

2. Интенсивностью индуцируемого двигателем пристенного течения на поверхности аэродрома под

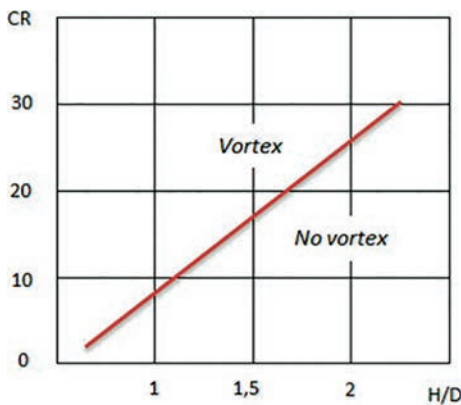


Рис. 2. Графическое отношение CR против относительной высоты (Murphy)

входным устройством. В качестве критерия вихреобразования принято использовать интегральную характеристику интенсивности радиально стекающего горизонтального течения – максимальную среднюю скорость $V_{Гср}$

$$V_{Гср} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |V_{Гmax}^{\varphi_i}|,$$

где $\varphi_i = 2\pi(i - 1)/n$ – угол между продольной осью самолета и текущим вектором максимальной скорости, $i = 1 \dots n$ – число разбиений “кратера” $V_{Гmax}$.

При проведении эксперимента через входное устройство модели с помощью компрессора устанавливался расход воздуха G_B , при этом скорость потока в модели входного устройства составляла $c_B = 100$ м/с. Скорость $V_{Гmax}$ определялась с помощью термоанемометра ТТМ-2 на поверхности под модель ВУ [22]. Изменение \bar{H} отсчитывалось от центра $D_{ЭКВ}$ для различных высот (рис. 3).

Для получения достоверных результатов по экспериментальным исследованиям выполнены требования к выбору допущений и граничных условий, соблюдению подобия и обработки результатов эксперимента. Результаты исследований приведены в виде графических зависимостей горизонтальной скорости V_G от высоты \bar{H} расположения ВУ от поверхности раздела сред.

Первым этапом экспериментальных исследований влияния геометрии ВУ на интенсивность индуцируемого им вихря стало определение $V_{Гmax}$ для следующих форм входных сечений на различных высотах [22]:

- квадратного сечения со скосом;
- квадратного сечения без скоса;
- круглого сечения;
- полукруглого сечения с губой вверх;
- полукруглого сечения с губой вниз;
- ромбовидного сечения.

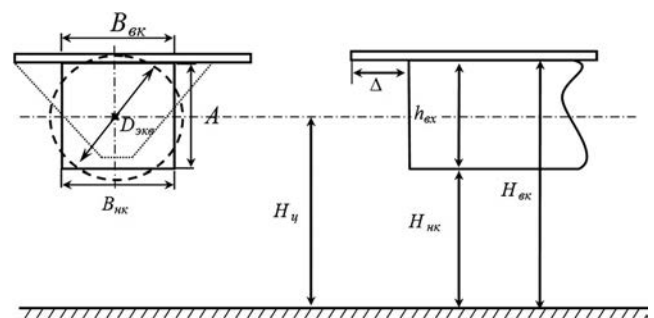


Рис. 3. Схема исследуемой системы

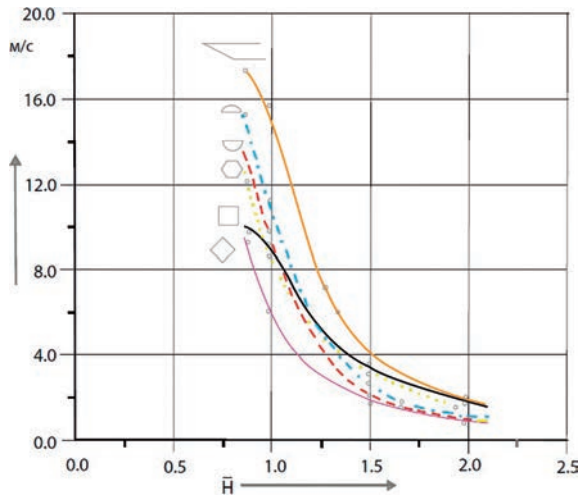


Рис. 4. Классификация входных устройств по значениям $V_{Гmax}$

На основе полученных результатов ВУ различной формы были распределены по возрастанию значения $V_{Гmax}$ (рис. 4).

На втором этапе исследовались ВУ с изменением $A_{вх}$. На рис. 5 представлена зависимость скорости $V_{Гmax}$ при изменении \bar{H} для ВУ с различными коэффициентами $A_{вх}$. Очевидно, что наибольшими скоростями $V_{Гmax}$ обладает ВУ с $A_{вх} = 1$, а наименьшими – $A_{вх} = 2,4$. На этом основании можно предположить, что максимальной интенсивностью вихреобразования обладает ВУ с $A_{вх} = 1$, а наименьшей – с $A_{вх} = 2,4$ (вертикальный щелевой). Этот вывод подтверждается результатами визуализации.

Интересными с точки зрения методики представляются диаграммы, если взять отсчет высоты

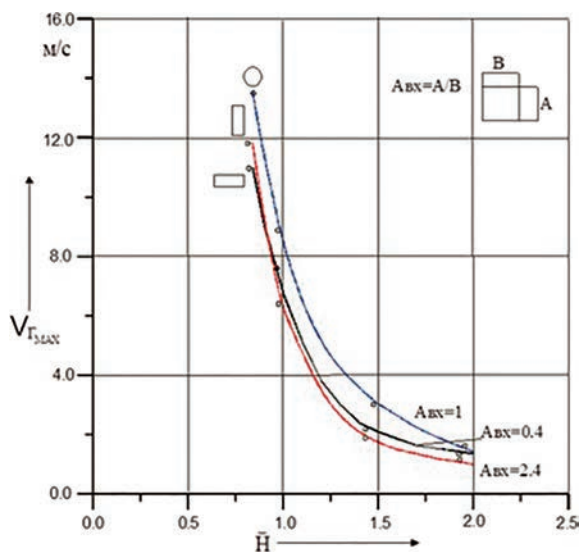


Рис. 5. Зависимость скорости $V_{Гmax}$ при изменении \bar{H} для ВУ с различными коэффициентами $A_{вх}$

\bar{H} расположения воздухозаборного канала не от его нижней кромки, а от центра эквивалентного диаметра $D_{экв}$ входного устройства. В результате наименьшими скоростями $V_{Гmax}$ будет обладать ВУ с $A_{вх} = 0,4$. Линии $V_{Гmax}$ для $A_{вх} = 1$ и $A_{вх} = 2,4$ на некоторой высоте пересекутся. Точка пересечения будет обусловлена формой и размерами нижней кромки. На малых высотах \bar{H} воздухозаборник с $A_{вх} = 2,4$ индуцирует скорости выше, чем ВУ с $A_{вх} = 1$. На больших высотах \bar{H} – наоборот.

Отличие диаграммы на рис. 6 от диаграммы на рис. 5 заключается в том, что отсчет \bar{H} идет не от нижней кромки ВУ, а от центра эквивалентного диаметра. В этом случае нижняя кромка ВУ с коэффициентом $A_{вх} = 2,4$ опустится несколько ниже, чем нижняя кромка ВУ с коэффициентом $A_{вх} = 0,4$, хотя площади входных сечений воздухозаборников эквивалентны. Как было установлено ранее, на интенсивность скоростей $V_{Г}$ под ВУ и интенсивность вихревых течений существенно влияют форма и высота \bar{H} расположения нижней кромки ВУ. Соответственно тот ВУ, у которого нижняя кромка опускается ниже, индуцирует большие скорости $V_{Г}$ на поверхности раздела сред, и интенсивность вихревого течения у него будет выше. Поэтому в дальнейшем считаем, что для проведения расчетов и экспериментальных исследований следует пользоваться высотой \bar{H} расположения входного сечения ВУ от поверхности раздела сред до нижней кромки.

То же самое произойдет и для диаграммы на рис. 7. Анализируя данные зависимости, можно заметить, что линии скоростей $V_{Г}$ сместились, и в результате наименьшими скоростями $V_{Г}$ стал обладать

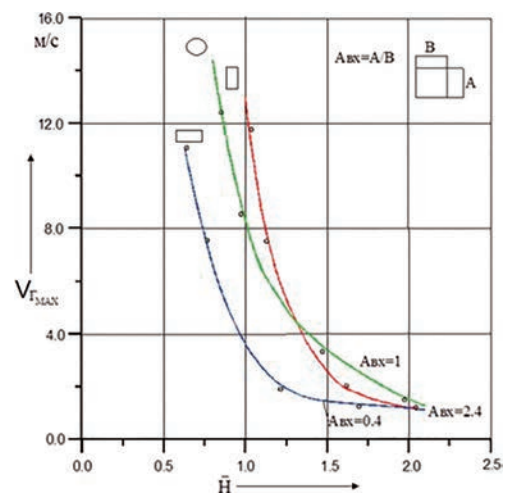


Рис. 6. Зависимость скорости $V_{Гма}$ при изменении \bar{H} (от центра) для ВУ с различными коэффициентами $A_{вх}$

ВУ полукруглого сечения с губой, опущенной вниз. Линии скоростей V_T для ВУ ромбовидного сечения несколько поднимутся. Но все же максимальными значениями скоростей V_{Tmax} будет обладать ВУ прямоугольного сечения со скосом. Объяснить данное изменение можно тем, что при отсчете высоты \bar{H} расположения от центра эквивалентного диаметра $D_{экв}$ нижняя кромка для каждого ВУ займет свое положение. Так, у ВУ ромбовидного сечения она опустится ниже, чем у других. У входного устройства полукруглого сечения с губой, опущенной вниз, она поднимется выше. Не изменит своего положения только нижняя кромка ВУ круглого сечения. Соответственно, чем ниже опускается нижняя кромка, тем большие скорости V_T ВУ индуцирует на поверхности аэродрома.

Сравнительный анализ экспериментальных данных позволяет утверждать, что:

- при отсчете высоты расположения ВУ от центра наибольшей интенсивностью обладает ВУ квадратного сечения со скосом, наименьшей – ВУ ромбовидного сечения;

- для проведения расчетов и экспериментальных исследований следует пользоваться высотой \bar{H} расположения входного сечения ВУ от поверхности раздела сред до нижней кромки $B_{нк}$;

- при уменьшении высоты существует зона высот, на которой вихревые течения иногда отсутствуют. Каждому типу ВУ соответствует своя зона высот. При дальнейшем уменьшении высоты под всеми типами ВУ возникают два вихря.

Визуализация течения потока на входе во ВУ показала, что только у ВУ, имеющих небольшое удлинение, энергия вихря сконцентрирована в гео-

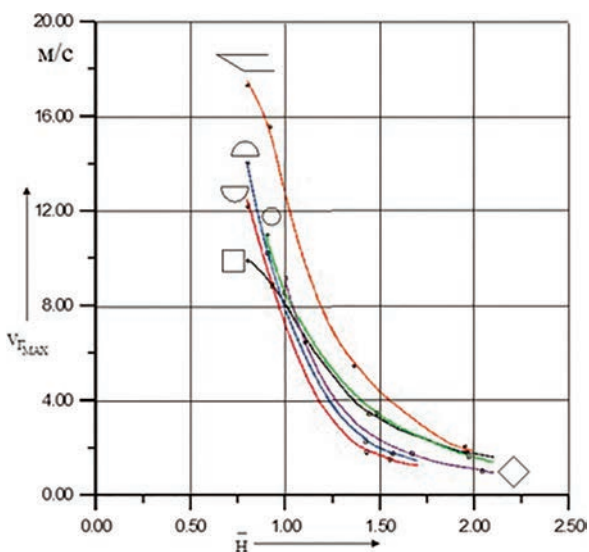


Рис. 7. Классификация входных устройств при отсчете высоты расположения от центра

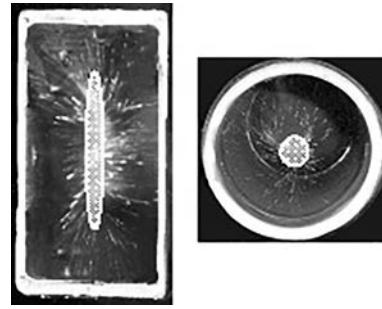


Рис. 8. Визуализация течения (брызги воды) на входе во входное устройство

метрическом центре входного сечения. У входных устройств, имеющих большое горизонтальное или вертикальное удлинение, энергия распределена вдоль наибольшего геометрического размера входного сечения (рис. 8).

Выводы

В общем случае при фиксированном положении верхней кромки и эквивалентном диаметре ВУ минимальной интенсивностью вихреобразования будет обладать входное устройство, геометрический (энергетический) центр $H_{ц}$ которого находится выше от поверхности. Так, ВУ с сечением в виде квадрата (см. рис. 3) при изменении параметров $B_{вк}$ и $B_{нк}$ трансформируется в трапецию, далее – в треугольник, увеличивая высоту расположения геометрического центра $H_{ц}$ и нижней кромки $B_{нк}$ и тем самым уменьшая интенсивность вихреобразования. То же самое справедливо для трансформации квадрата в прямоугольник при изменении параметров A/B .

Таким образом, рациональной геометрической формой поперечного сечения ВУ будет правильный треугольник основанием вверх.

Список источников

1. Анисимов К.С. Комбинированный алгоритм определения аэродинамических характеристик с целью оптимизации воздухозаборников дозвуковых летательных аппаратов интегральных компоновок: Дисс. ... канд. техн. наук. – Жуковский: ЦАГИ, 2017. – 177 с.
2. Colehour J., Farquhar B. Inlet vortex // Journal of Aircraft. 1971. No. 8(1), pp. 39–43.
3. Нескоромный Е.В., Марков Д.С. Формирование приземного вихря на входе в авиационную силовую установку // Насосы. Турбины. Системы. 2018. № 4(29). С. 20–31.
4. Леонтьев М.К., Берне А.Л. Обеспечение динамической прочности лопаток авиационных газотурбинных двигателей: принципы и практика // Вестник Московского авиационного института. 1998. Т. 5. № 2. С. 26–32.
5. Колесинский Л.Д. Влияние внешних нестационарных тепловых возмущений на устойчивость авиационного

- двигателя // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 3. С. 64–74.
6. Пахомов С.В., Сафарбаков А.М., Айсин А.К. Установка для определения влияния ветровых условий и размещения средств технического обслуживания на интенсивность вихреобразования под воздухозаборниками летательного аппарата. Патент RU 2302620 С2. Бюл. № 19, 10.07.2007.
 7. Панов С.Ю., Ковалев А.В., Айсин А.К., Ачекин А.А. Влияние расположения воздухозаборников летательных аппаратов на интенсивность вихреобразования // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 110–119.
 8. Айсин А.К. Влияние ветровых возмущений на интенсивность вихреобразования под воздухозаборниками ГТД // Вестник ИРГТУ. 2006. № 4(28). С. 90–91.
 9. Ачекин А.А. Влияние формы входного сечения воздухозаборников авиационных ГТД на интенсивность вихреобразования // Вестник ИРГТУ. 2006. № 4(28). С. 89–90.
 10. Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки на самолете на вихревое течение // Конструкция и системы управления ГТД: Сб. научно-методических материалов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2001. С. 35–49.
 11. Айсин А.К., Рябов М.Р. Исследование влияния окон подпитки на интенсивность вихреобразования под воздухозаборником истребителя // Современное состояние и перспективы развития авиационных комплексов: Сб. статей VII Научно-практической конференции курсантов и слушателей «Молодежные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина» (13 мая 2020). – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. С. 189–194.
 12. Даниленко Н.В., Киренчев А.Г. Рабочий процесс вихреобразования сред Земли // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 161–170.
 13. Даниленко Н.В., Киренчев А.Г. Вихреобразование стоковых течений // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 28–36.
 14. Кизим В.Я., Комов А.А. Методы экспериментального исследования вихревых течений между воздухозаборниками и поверхностью аэродрома на натуральных самолетах // Проблема защиты ГТД от повреждений посторонними предметами: Сб. докладов Всесоюзной научно-технической конференции. – Жуковский: ЛИИ им. М.М. Громова, 1978. С. 32–33.
 15. Беседов Н.П. О подбрасывании предметов вихрем, образующимся под воздухозаборником // Ученые записки ЦАГИ. 1975. Т. 6. № 3. С. 99–104.
 16. Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки в составе воздушного судна на вихревое течение // Научный вестник МГТУ ГА. 2005. № 90. С. 123–128.
 17. Слободкина Ф.А., Малинин В.В. Исследование образования вихревых структур при запуске двигателя в условиях аэродрома // X Международный конгресс двигателестроителей (13–18 сентября 2005; пос. Рыбачье, Крым).
 18. Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: Дисс. ... канд. техн. наук. – М.: ГосНИИ ГА, 2005. – 400 с.
 19. Brix S., Neuwerth G., Jacob D. The inlet-vortex system of jet engines operating near ground // 18th Applied Aerodynamics Conference AIAA (14–17 August 2000; Denver, CO, USA). DOI:10.2514/6.2000-3998
 20. Motycka D., Walter W. An experimental investigation of Ground vortex formation during revers thrust operation // AIAA/SAE 11th Propulsion conference. 1975. AIAA Paper № 75/1322.
 21. MacManus D.G., Murthy J. A quantitative study of inlet ground vortices. - Cranfield University. 2007, pp 1387-1400.
 22. Пахомов С.В., Сафарбаков А.М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов. – Иркутск: ИРГУПС, 2011. Ч. 2. С. 301–303.

References

1. Anisimov K.S. *Kombinirovannyi algoritm opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik s tsel'yu optimizatsii vozdukhozabornikov dozrukovykh letatel'nykh apparatov integral'nykh komponovok* (A combined algorithm for determining aerodynamic characteristics in order to optimize the air intakes of subsonic aircraft of integrated layout), Ph.D. thesis. Zhukovskii, TsAGI, 2017, 177 p.
2. Colehour J., Farquhar B. Inlet vortex. *Journal of Aircraft*, 1971, no. 8(1), pp. 39–43.
3. Neskromnyi E.V., Markov D.S. *Nasosy Turbiny. Sistemy*, 2018, no. 4(29), pp. 20–31.
4. Leont'ev M.K., Berne A.L. *Aerospace MAI Journal*, 1998, vol. 5, no. 2, pp. 26–32.
5. Kolesinskii L.D. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. XLV, no. 3, pp. 64–74.
6. Pakhomov S.V., Safarbakov A.M., Aisin A.K. *Patent RU 2302620 C2*, 10.07.2007.
7. Panov S.Y., Kovalev A.V., Aisin A.K., Acheikin A.A. Aircraft air intakes location impact on vortex formation intensity. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 110–119.
8. Aisin A.K. *Vestnik IrGTU*, 2006, no. 4(28), pp. 90–91.
9. Acheikin A.A. *Vestnik IrGTU*, 2006, no. 4(28), pp. 89–90.
10. Komov A.A. *Konstruktziya i sistemy upravleniya GTD. Sbornik statei*. Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2001, pp. 35–49.
11. Aisin A.K., Ryabov M.R. *Sovremennoe sostoyanie i*

- perspektivy razvitiya aviatsionnykh kompleksov. Sbornik statei VII Nauchno-prakticheskoi konferentsii kursantov i slushatelei "Molodezhnye chteniya, posvyashchennye pamyati Yu.A. Gagarina".* Voronezh, VUNTs VVS "VVA", 2020, pp. 189-194.
12. Danilenko N.V., Kirenchev A.G. Work process of the earth environments vortex formation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 161-170.
 13. Danilenko N.V., Kirenchev A.G. Vortex formation of gravity flows. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 28-36.
 14. Kizim V.Ya., Komov A.A. *Materialy Vsesoyuznoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problema zashchity GTD ot povrezhdenii postoronnimi predmetami"*, Zhukovskii, LII im. M.M. Gromova, 1978, pp. 32-33.
 15. Besedov N.P. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1975, vol. 6, no. 3, pp. 99-104.
 16. Komov A.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2005, no. 90, pp. 123-128.
 17. Slobodkina F.A., Malinin V.V. *Materialy X Mezhdunarodnogo kongressa dvigatelestroitelei (13-18 September 2005; Rybachye, Crimea)*.
 18. Komov A.A. *Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigatelei ot popadaniya tverdykh postoronnikh predmetov s poverkhnosti aerodrome* (Theoretical foundations and technical solutions for the protection of aircraft engines from the ingress of solid foreign objects from the surface of the airfield). Ph.D. thesis. Moscow, GosNII GA, 2005, 400 p.
 19. Brix S., Neuwerth G., Jacob D. The inlet-vortex system of jet engines operating near ground. *18th Applied Aerodynamics Conference AIAA (14-17 August 2000; Denver, CO, USA)*. DOI:10.2514/6.2000-3998
 20. Motycka D., Walter W. An experimental investigation of Ground vortex formation during revers thrust operation. *AIAA/SAE 11th Propulsion conference. 1975*. Paper no. 75/1322.
 21. MacManus D.G., Murthy J. *A quantitative study of inlet ground vortices*. Cranfield University. 2007, pp 1387-1400.
 22. Pakhomov S.V., Safarbakov A.M. *Metody i sredstva zashchity gazoturbinnnykh dvigatelei vozdukhnykh sudov ot popadaniya postoronnikh predmetov* (Methods and means of protecting aircraft gas turbine engines from foreign objects), Irkutsk, IrGUPS, 2011. Part 2, pp. 301-303.

Статья поступила в редакцию 24.07.2023; одобрена после рецензирования 21.09.2023; принята к публикации 21.09.2023.

The article was submitted on 24.07.2023; approved after reviewing on 21.09.2023; accepted for publication on 21.09.2023.