

Научная статья  
УДК 629.7.067  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

## РАЗРАБОТКА СПОСОБА ЗАЩИТЫ НИЗКОРАСПОЛОЖЕННЫХ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ

Илья Олегович Ушаков<sup>1</sup> ✉, Сергей Алексеевич Серебрянский<sup>2</sup>

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

<sup>1</sup> [ushakovilyaolegovich@gmail.com](mailto:ushakovilyaolegovich@gmail.com) ✉

<sup>2</sup> [s-s-alex@mail.ru](mailto:s-s-alex@mail.ru)

**Аннотация.** Определена необходимость разработки методов защиты низкорасположенных турбовентиляторных двигателей от попадания посторонних предметов. Рассмотрены особенности процесса вихреобразования перед воздухозаборником низкорасположенной маршевой силовой установки магистрального самолета при воздействии бокового и встречного газоздушного потока. Предложен эксплуатационный метод снижения интенсивности вихревого течения. Выполнено математическое моделирование процесса вихреобразования с учетом воздействия встречного газоздушного потока. Определена зависимость интенсивности вихреобразования от скорости набегающего потока.

**Ключевые слова:** турбовентиляторный двигатель, воздухозаборник, интенсивность вихревого течения, попадание посторонних предметов, эксплуатационный метод защиты двигателя, вихревой жгут

**Для цитирования:** Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Разработка способа защиты низкорасположенных турбовентиляторных двигателей от попадания посторонних предметов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 35–43. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

Original article

## DEVELOPING A TECHNIQUE FOR LOW-MOUNTED TURBOFAN ENGINES PROTECTION FROM FOREIGN OBJECTS INGRESS

Илья О. Ushakov<sup>1</sup> ✉, Sergei A. Serebryanskiy<sup>2</sup>

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

<sup>1</sup> [ushakovilyaolegovich@gmail.com](mailto:ushakovilyaolegovich@gmail.com) ✉

<sup>2</sup> [s-s-alex@mail.ru](mailto:s-s-alex@mail.ru)

### Abstract

Modern mainline aircraft commonly have turbofan engines, which are placed on pylons under the wing. One of the major disadvantages of this engine's placement consists in the possibility of foreign objects ingress. A common reason for the foreign objects ingestion while an aircraft taxiing along the airfield surface is a vortex flow that forms in front of the engine air intake. The vortex flow intensity is being affected by the variety of factors such as the height of engine location above the surface, the air intake diameter, the mass flow rate of the power plant, as well as the crosswind and headwind speed.

The article presents an operational method for vortex flow intensity reducing while the aircraft taxiing. The

essence of the said method consists in determining the taxiing speed, at which the vortex intensity is not enough to cause the foreign objects to be tossed. The article employs parameter of the horizontal component of the air-gas flow speed  $V_h$  as the basic criterion. The experimental works define that at  $V_h = 1.5$  m/s the vortex forming becomes intensive and may toss up foreign subjects.

The first step of the presented method is determining the crosswind velocity, at which the vortex flow intensity is at its maximum for the considered engine position and mass flow rate. The article presents the results reflecting changes in the vortex flow intensity depending on the crosswind speed. Maximum vortex formation intensity for the considered gas turbine engine operating mode is being observed at the crosswind speed of 5 m/s.

The second step involves velocity determining of the incoming flow, at which the vortex flow forming is of insufficiently intensive. The authors performed computation of the vortex flow intensity within the range of the incoming flow velocities. The velocities vector field changing in the near-ground surface prior to the air intake under various air intake flow-around conditions reveals that with the vortex shifts towards the headwind and crosswind air-gas flows as the oncoming flow velocity increases.

It has been determined as well that rotational motion of the vortex gas-air flow may be transformed into the translational one as the aircraft taxiing speed increasing, which leads obviously to the vortex flow intensity reduction. For the considered engine operating conditions, with a crosswind speed of 5 m/s, the taxiing speed of the aircraft at which the probability of foreign object ingress with a vortex was reduced was of 6 m/s ( $V_h \leq 1,5$  m/s).

The results presented in the article were obtained with the ANSYS software package. Application of mathematical modeling methods allowed determining the dependence of the vortex flow intensity on the joint impact of crosswind and headwind air-gas flows.

**Keywords:** turbofan engine, air intake, vortex flow intensity, ingress of foreign objects, operational method of engine protection, vortex core

**For citation:** Ushakov I.O., Serebryanskii S.A. Developing a Technique for Low-Mounted Turbofan Engines Protection from Foreign Objects Ingress. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 35-43. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180645>

---

## Введение

Современный магистральный пассажирский самолет – это сложное, дорогостоящее техническое устройство, эффективность эксплуатации которого зависит от множества факторов. Важнейшим элементом каждого магистрального воздушного судна (ВС) является силовая установка. Как правило, маршевая силовая установка (МСУ) таких ВС представляет собой два или более турбовентиляторных двигателя, расположенных на пилонах под крылом. Одним из главных недостатков такого схемного решения является возможность заброса в проточную часть двигателя посторонних предметов (ПП) с поверхности аэродрома [1, 2]. Причиной возникновения данного явления может быть:

- заброс ПП колесами передней и основных опор шасси [3];
- подбрасывание ПП вихревым жгутом, возникающим перед воздухозаборником (ВЗ) [4];
- подбрасывание ПП газовоздушными струями при использовании реверса тяги на пробеге ВС [5].

ПП представляют собой мелкодисперсные частицы минералогического происхождения. Необходимо понимать, что обеспечить полную чистоту поверхности взлетно-посадочных площадок невозможно несмотря на строгие процедуры

их поддержания в пригодном для эксплуатации состоянии.

Попадание ПП в проточную часть силовой установки или элементы конструкции низкорасположенных воздухозаборников может привести к появлению недопустимых для продолжения эксплуатации ВС повреждений, что, в свою очередь, может стать причиной досрочной приостановки эксплуатации силовой установки [6, 7]. Незащищенность МСУ от заброса ПП приходится учитывать в процессе проектирования как ограничение при определении ожидаемых условий эксплуатации ВС.

Попадание ПП в воздухозаборник МСУ явилось причиной авиационных происшествий в четырех случаях в Российской Федерации и в двух случаях в Соединенных Штатах Америки за период 2007–2020 гг. [8]. Для снижения вероятности попадания ПП в ВЗ газотурбинных двигателей следует разрабатывать специальные методы защиты двигателей.

Одна из основных причин попадания ПП в проточную часть МСУ – заброс вихревым жгутом, образующимся на поверхности аэродрома перед низкорасположенным ВЗ [9]. Стоит отметить, что существование вихревого течения перед ВЗ не означает, что ПП могут быть подброшены в проточную часть. Для этого вихрь должен обладать

определенной интенсивностью [10, 11]. Существуют различные методы, позволяющие снизить интенсивность вихреобразования. Их можно разделить на конструктивные и эксплуатационные.

Конструктивные методы – специальные устройства и системы, применение которых направлено на снижение вероятности заброса ПП, снижение интенсивности вихревого течения или защиту элементов конструкции ВС от их попадания. К ним можно отнести струйные системы, предотвращающие возникновение вихревых жгутов перед воздухозаборником. Принцип действия таких систем заключается в создании мощного газозаборного потока, разрушающего вихревой жгут [12, 13].

Эксплуатационные методы – специальные методики эксплуатации ВС и взлетно-посадочных площадок, направленные на снижение вероятности попадания мелкодисперсных ПП. К данным методам относятся взлет самолета с додочерью тяги двигателя, а также специальные методики руления ВС по площадкам, значительно загрязненным ПП.

Цель данной статьи – формирование методики определения скорости руления ВС, исключая возникновение интенсивного вихревого течения, приводящего к захвату и дальнейшему подбрасыванию ПП в проточную часть МСУ. Применение такой методики эксплуатации ВС позволит снизить вероятность повреждения низкорасположенных газотурбинных двигателей, что, в свою очередь, может сократить затраты эксплуатирующих организаций на восстановление летной годности ВС, а также повысить уровень безопасности полетов.

В данной статье предлагается использование современного программного комплекса математического моделирования ANSYS для моделирования процесса вихреобразования при различных условиях обтекания ВЗ МСУ в процессе руления магистрального ВС. Физическая сущность предлагаемого метода заключается в преобразовании вращательного движения газозаборной смеси в поступательное посредством воздействия набегающего потока.

### Анализ результатов исследований вихреобразования перед ВЗ низкорасположенных двигателей

В процессе проектирования современного магистрального самолета выполняются теоретические и эмпирические исследования, которые позволяют определить наиболее эффективные решения различных задач. Так, в ранних эмпирических исследованиях определено, что при относительной высоте расположения силовой установки  $H_{\text{отн}} \geq 2$  (1) и горизонтальной составляющей скорости газозаборного потока в приземном слое перед ВЗ  $V_{\Gamma \text{ max}} \leq 1,5$  м/с

невозможно интенсивное вихреобразование и последующее подбрасывание ПП [14]:

$$H_{\text{отн}} = \frac{H}{D}, \quad (1)$$

где  $H$  – расстояние от оси воздухозаборника до поверхности земли;  $D$  – диаметр воздухозаборника.

Исследования также подтверждают, что для большинства современных магистральных самолетов, в особенности для ВС с размещением МСУ на пилонках под крылом, не обеспечивается требуемое значение  $H_{\text{отн}}$ , при котором вихреобразование невозможно [15].

В других работах представлена методика определения интенсивности вихревого течения, характеризующегося значением горизонтальной скорости  $V_{\Gamma \text{ max}}$ , а также методика определения координаты точки присоединения вихревого жгута (рис. 1) по результатам математического моделирования процесса вихреобразования [16]. Данные методики использованы в настоящей работе для определения характеристик вихревого течения.

Определено, что скорость бокового ветра значительно влияет на интенсивность вихревого течения [там же]. В данной работе предлагается рассмотреть совместное влияние набегающего (возникает в процессе руления ВС) и бокового (боковой ветер) газозаборного потока на интенсивность рассматриваемого явления.

### Объект и методика исследования

Объектом исследования (ОИ) является турбовентиляторная маршевая силовая установка. Как было отмечено ранее, один из критериев, определяющих возможность подброса ПП вихревым жгутом, – относительная высота расположения воздухозаборника  $H_{\text{отн}}$ . При минимальной эксплуатационной высоте расположения ОИ относительно

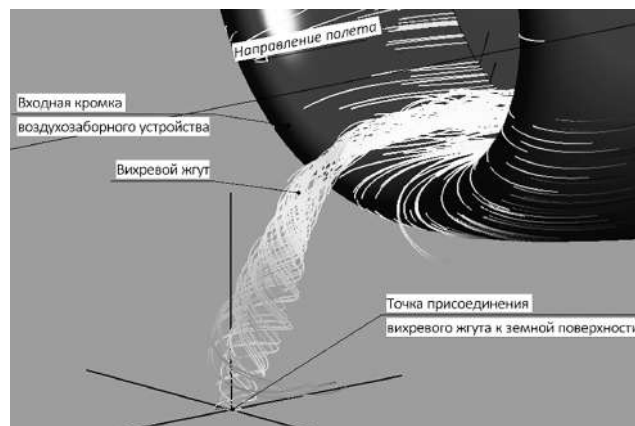


Рис. 1. Вихревой жгут перед воздухозаборником низкорасположенной МСУ

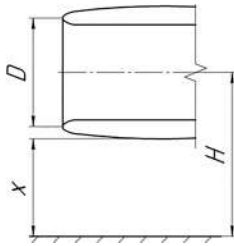


Рис. 2. Расположение ОИ относительно земной поверхности

земной поверхности  $x = 450$  мм (рис. 2) относительная высота расположения  $H_{отн} = 1,1$ .

Для математического моделирования процесса вихреобразования используется 3D-модель, представляющая собой теоретические обводы мотогондолы двигателя без элементов рабочего тела в некотором газозвушном объеме. В работе принято, что в процессе руления ВС расход воздуха через МСУ составляет  $W = 110$  кг/с.

Исследование выполняется с использованием метода конечных объемов при помощи CAE-технологии (Computer-Aided Engineering) на основе программного комплекса ANSYS. Математическое моделирование выполнено на основе модели Shear Stress Transport (SST). Данная модель представляет собой сочетание модели турбулентности  $k-\epsilon$ , используемой в свободном газозвушном объеме, на некотором удалении от пристеночных областей, и модели  $k-\omega$ , используемой в пристеночных областях.

Укрупненно методику исследования можно представить в виде блок-схемы (рис. 3).

**Расчетная модель ОИ и граничные условия**

Объем газа вокруг внешних обводов мотогондолы задан тетраэдральной сеткой в модуле ANSYS Mesh. Максимальный размер элемента – 400 мм. В предполагаемой зоне вихреобразования выполнено измельчение расчетной области при помощи инструмента Sizing. Максимальный размер элементов в зоне измельчения – 15 мм, размеры зоны измельчения конечно-объемной сетки –  $2100 \times 1000 \times 1400$  мм. Использованный метод позволил создать расчетную область размерами 10 603 333 элемента и 2 964 097 узла.

Для моделирования процесса движения ВС используется принцип аэродинамической обратимости – величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли объект исследованием газозвушным потоком, или он перемещается в неподвижном газозвушном пространстве. Так, продольное движение ВС моделируется за счет задания скорости

набегающего потока в передней части расчетной модели.

Граничные условия расчетной модели заданы в модуле ANSYS CFX-Pre (рис. 4). В плоскости вентилятора задан расход воздуха МСУ, соответствующий тяге двигателя в процессе руления. Граничные условия No slip wall и Opening (табл. 1) задают проницаемость внешних обводов МСУ и границ расчетной области. Граничным условием Inlet в левой границе расчетной области задается

Таблица 1

**Граничные условия расчетной модели**

Поверхность	Тип граничных условий
Земля	No slip wall
Внешние обводы ОИ	No slip wall
Плоскость вентилятора	Outlet
Границы расчетной области: левая, передняя правая, верхняя, задняя	Inlet Opening

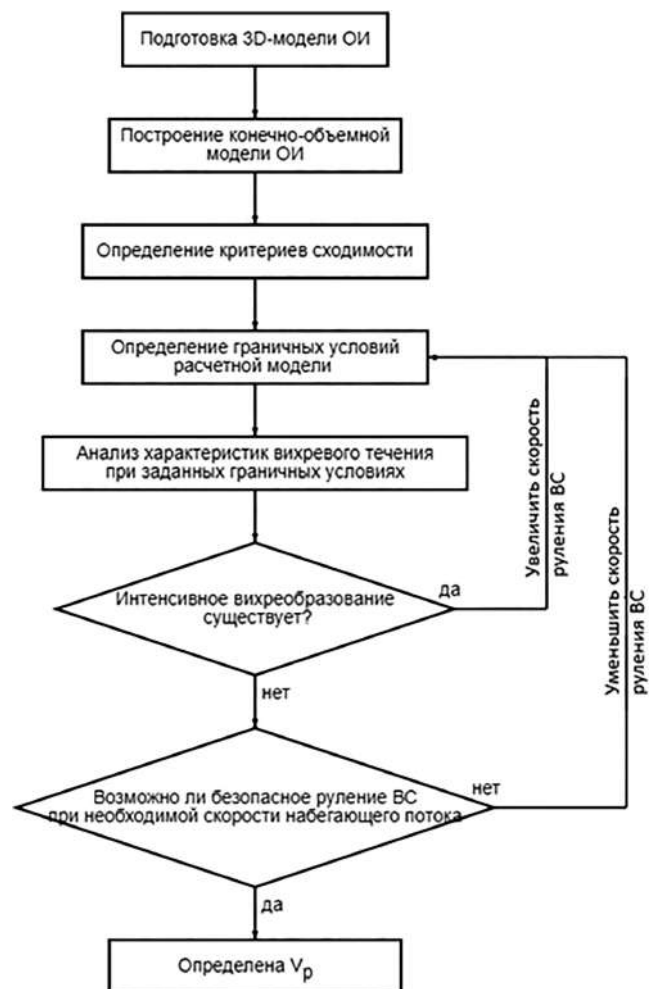


Рис. 3. Методика определения скорости руления ВС, исключаяюющей подброс ПП

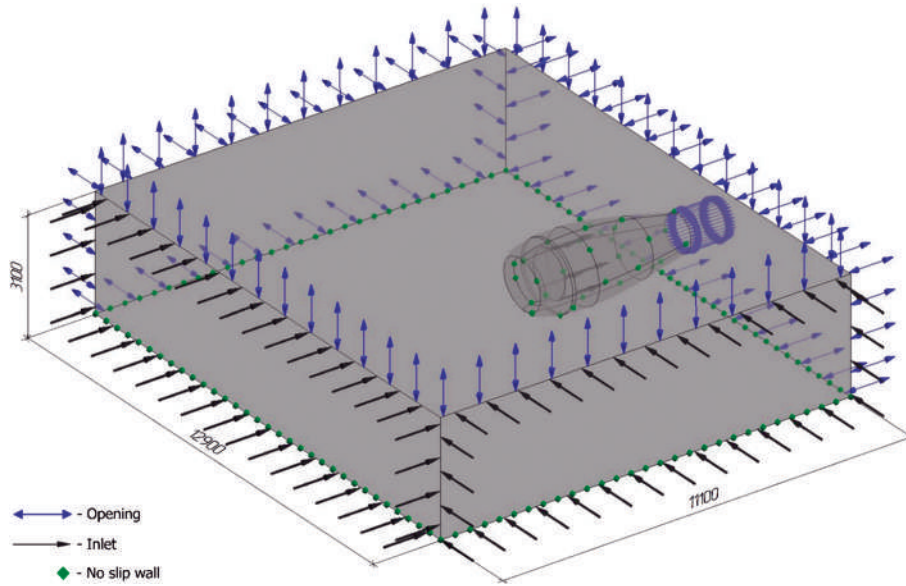


Рис. 4. Графическое отображение расчетной модели и ее граничных условий, размеры расчетной области указаны в миллиметрах

скорость ветра бокового ветра, а в передней границе расчетной области – скорость набегающего потока.

В качестве критерия сходимости используется значение среднего давления в плоскости вентилятора. Для вычисления данного параметра в модуле ANSYS CFX-Pre задана переменная:

$$\text{areaAve}(p)\text{@Region:Jet}, \quad (2)$$

где @Region:Jet – наименование рассматриваемой плоскости.

По результатам выполненного расчета вычисляется невязка между итерациями расчета, которая вычисляется по формуле

$$\Delta = \frac{\bar{p}_i - \bar{p}_{i-1}}{\bar{p}_i} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где  $\bar{p}_i$  – среднее значение давления в плоскости вентилятора по результатам  $i$ -й операции расчета, полученное в модуле ANSYS CFX-Pre при помощи переменной (2).

По результатам выполнения итераций расчета на сетках различной размерности выбраны параметры расчетной сетки, для которой в каждом рассматриваемом расчетном случае невязка (3) составила  $\Delta < 1\%$ .

#### Анализ результатов математического моделирования

В работах [16, 17] определено, что интенсивность вихревого течения возрастает при увеличении скорости бокового ветра  $V_B$ , а также напрямую зависит от расхода воздуха  $W$ . Для определения максимальной интенсивности вихревого течения при расходе воздуха МСУ  $W = 110$  кг/с выполнены расчеты в диапазоне скоростей бокового ветра от 2,5 до 10 м/с. Значения

$V_{Г\max}$  в рассматриваемом диапазоне скоростей бокового ветра  $V_B$  представлены в табл. 2.

Таблица 2

Значение горизонтальной составляющей скорости  $V_{Г\max}$  при различных скоростях бокового ветра  $V_B$

$V_B$ , м/с	2,5	5	7,5	10
$V_{Г\max}$ , м/с	1,14	4,54	0,7	Вихреобразование отсутствует

Значение  $V_{Г\max}$  определяется в модуле Ansys CFX-Post при помощи функции Vector, метод – Vertex. Анализ полученных данных показывает, что при скорости ветра  $V_B$ , равной 2,5 м/с и 7,5 м/с, существует вихреобразование. Однако его интенсивность, характеризуемая горизонтальной составляющей скорости в приземной поверхности, не превышает критического значения в 1,5 м/с. При скорости  $V_B = 10$  м/с вихреобразование отсутствует, наблюдается разрушение вихревого течения. Параметр максимальной горизонтальной скорости снимается с плоскости сечения, расположенной на расстоянии 0,0001 м от поверхности земли.

На рис. 5 представлен график, отображающий значение горизонтальной скорости в зависимости от удаления относительно точки присоединения вихревого жгута к земной поверхности, скорость бокового ветра  $V_B = 5$  м/с.

Результаты показывают, что наибольшее значение скорости  $V_{Г\max}$  существует при скорости бокового ветра  $V_B = 5$  м/с. Данное значение использовано для определения интенсивности вих-

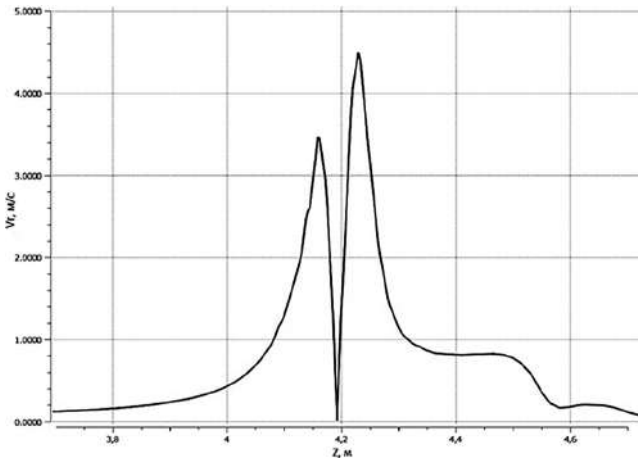


Рис. 5. График значений  $V_T$  относительно точки присоединения вихря

ревого течения при совместном влиянии бокового и встречного газоздушных потоков.

Авторами работы [18] представлена расчетная методика, позволяющая определить максимальное значение горизонтальной составляющей скорости газоздушного потока в приземной поверхности согласно формуле

$$V_{T \max} = \frac{G}{(20,1 - H_0^2)}, \quad (4)$$

где  $G$  – расход воздуха МСУ;  $H_0$  – расстояние от поверхности аэродрома до оси воздухозаборника.

Согласно расчетной формуле, значение  $V_{T \max}$  для рассматриваемого расчетного случая составляет 5,75 м/с, что коррелируется со значением, полученным при помощи математического моделирования:  $V_{T \max}$  при скорости бокового ветра 5 м/с составляет 4,54 м/с.

Выполнены расчеты в диапазоне скоростей набегающего потока  $V_{н.п.}$  от 2 до 10 м/с, значения  $V_{T \max}$  для каждого расчетного случая  $V_{н.п.}$  представлены в табл. 3.

Анализ полученных значений позволяет сделать вывод о том, что при совместном действии бокового и встречного газоздушных потоков, заданных граничным условием Inlet, возможно возрастание интенсивности вихревого течения. Также анализ

Таблица 3

Значение горизонтальной составляющей скорости  $V_{T \max}$  при скорости бокового ветра  $V_B = 5$  м/с и различных скоростях  $V_{н.п.}$

$V_{н.п.},$ м/с	2	3	4	5	6	7	8
$V_{T \max},$ м/с	6,78	6,05	4,47	3,16	1,31	0,79	0,68

векторного поля скоростей в приземной поверхности показывает, что при достижении  $V_{н.п.} = 6$  м/с максимальное значение  $V_{T \max}$  составляет 1,31 м/с, что меньше критического значения  $V_{T \max} > 1,5$  м/с, указанного ранее.

Таким образом, определена скорость руления ВС, при превышении которой маловероятен подброс ПП вихревым течением перед входной кромкой воздухозаборника. Для защиты двигателей от попадания ПП по причине их подброса вихревым течением при скорости ВС меньше определенной согласно представленному методу следует использовать конструктивные методы. В случае, если интенсивное вихревое течение существует во всем возможном диапазоне скоростей руления ВС, следует рассмотреть возможность расположения МСУ, обеспечивающее относительную высоту расположения  $H_{отн} \geq 2$ .

На рис. 6 отражено смещение точки присоединения вихревого жгута к земной поверхности при различных значениях скорости набегающего потока. Картина векторного поля скоростей газоздушного потока в приземной поверхности коррелируется с данными, представленными авторами [19]. Анализ координат точки присоединения вихревого жгута показывает, что чем больше значение  $V_{н.п.}$ , тем больше она сдвигается в направлении, противоположном движению ВС. Совместный анализ векторного поля скоростей и контуров поля

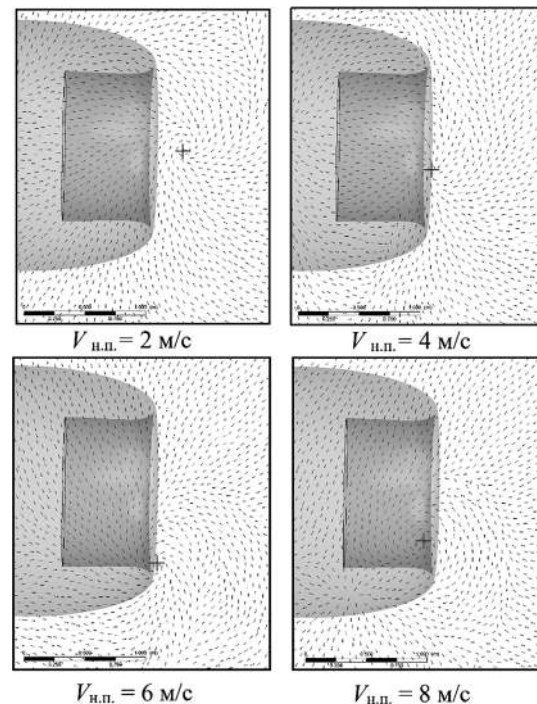


Рис. 6. Расположение точки присоединения вихревого жгута к земной поверхности при различных скоростях набегающего потока

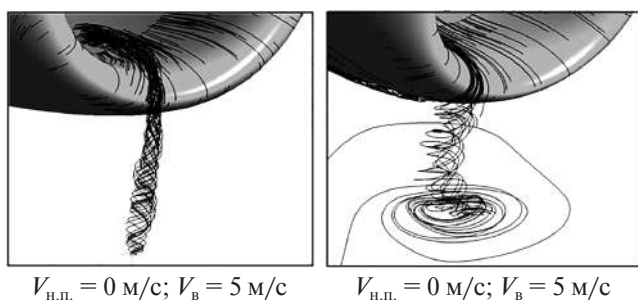


Рис. 7. Структура вихревого жгута при различных условиях обтекания ОИ

статического давления в приземной поверхности позволил определить, что контур минимального статического давления совпадает с точкой присоединения вихревого жгута к земной поверхности. В точке присоединения  $V_T = 0$  м/с.

Вихреобразование характеризуется таким течением жидкости или газа, при котором вращение рассматриваемого потока преобладает над его сдвигом [20]. В процессе анализа вихревого течения при скорости набегающего потока  $V_{н.п} = 6$  м/с и более определено, что при приближении линий тока вихревого течения к входной кромке воздухозаборника сдвиг потока преобладает над его вращением (рис. 7). Линии тока отображены в модуле ANSYS CFD-Post, метод распределения – Vertex.

### Выводы

Выполнено математическое моделирование процесса вихреобразования перед низкорасположенным турбовентиляторным двигателем при совместном воздействии встречного и бокового газоздушных потоков при помощи современного программного комплекса ANSYS. Подтверждена возможность использования современных программных комплексов математического моделирования для разработки эксплуатационных методов снижения интенсивности вихревого течения перед воздухозаборником турбовентиляторного двигателя.

Определена интенсивность вихревого течения, характеризующая максимальной горизонтальной составляющей скорости в приземной поверхности  $V_{T \max}$  при воздействии бокового и встречного потоков. Показана зависимость смещения координат точки присоединения вихревого течения от скорости набегающего потока.

По мере увеличения скорости руления ВС и, следовательно, увеличения скорости набегающего потока наблюдается смещение точки присоединения вихря в сторону, совпадающую с направлением скорости набегающего потока. Результаты, отража-

ющие векторное поле скоростей в приземной поверхности, совпадают с результатами, полученными авторами ранее выполненных исследований. Отмечено, что при увеличении скорости набегающего потока вращательное движение газоздушной смеси преобразуется в поступательное.

Представленные в статье метод анализа характеристик системы вихревых жгутов и результаты математического моделирования могут быть использованы при разработке эксплуатационных методов защиты низкорасположенных двигателей, а именно для определения скорости руления ВС, при которой невозможен подброс ПП в проточную часть МСУ.

### Список источников

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. и др. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. – М.: Изд-во МАИ, 2020. – 448 с.
2. Пахомов С.В., Сафарбаков А.М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов. – Иркутск: Изд-во ИрГУПС, 2011. – Ч.2. 156 с.
3. Комов А.А. Схема шасси самолета и защищенность двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 7–18. DOI: 10.34759/vst-2022-1-7-18
4. Нескоромный Е.В., Марков Д.С. Формирование приземного вихря на входе в авиационную силовую установку // Насосы. Турбины. Системы. 2018. № 4(29). С. 20–31.
5. El-Sayed A.F. Foreign Object Debris and Damage in Aviation. – CRC Press, 2022. – 544 p.
6. Сиротин Н.Н., Нгуен Т.Ш. Методика численного моделирования эксплуатационных повреждений рабочих лопаток ротора компрессора низкого давления турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 131–150. DOI: 10.34759/vst-2021-4-131-150
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. Дмитриев С.А., Симонова Е.С. Анализ отказов и повреждений авиационных двигателей за период 2007–2020 гг. // Надежность и качество сложных систем. 2023. № 1(41). С. 81–90. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-1-10
9. Салтыков А.С., Федотов М.М. Экспериментальные исследования процесса вихреобразования под входным устройством самолета с использованием вихревых характеристик воздухозаборника // Вестник ИрГТУ. 2009. № 3(39). С. 72–76.

10. MacManus D.G., Slaby M. Intake ground vortex and computational modelling of foreign object ingestion // *The Aeronautical Journal*. 2015. Vol. 119. No. 1219, pp. 1123–1145. DOI: 10.1017/S0001924000011167
11. Айсин А.К., Ачекин А.А., Преис 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>
12. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов // *Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Сборник тезисов II Международной конференции (29 августа – 3 сентября 2023; МАИ, Москва)*. М.: Перо, 2023. С. 53–56.
13. 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: Сборник трудов XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов (7–8 декабря 2023)*. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2024. Т. 1. С. 91–99.
14. Комов А.А. Оценка защищенности двигателей ПД-14 от поврежденных посторонними предметами на самолете МС-21 // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2016. Т. 18. № 4-3. С. 586–591.
15. Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки в составе воздушного судна на вихревое течение // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2005. № 90(8). С. 123–128.
16. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2024. № 2(146). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2336
17. Nichols D.A., Vukasinovic B., Glezer A., Rafferty B. Formation of a Nacelle Inlet Ground Vortex in Crosswind // *AIAA SCITECH Forum (03-07 January 2022; San Diego, CA & Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2022-1698
18. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. – Пермь: Авиадвигатель, 2006. – 1204 с.
19. Jermy M., Ho W.H. Location of the vortex formation threshold at suction inlets near ground planes by computational fluid dynamics simulation // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2008. Vol. 222. No. 3, pp. 393-402. DOI: 10.1243/09544100JAERO265
20. Киренчев А.Г., Даниленко Н.В. Особенности интерференции вихрей воздухозаборников газотурбинных силовых установок с подстилающей поверхностью // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык*. 2019. № 4. С. 74–85.

## References

1. Bratukhin A.G., Serebryanskii S.A., Strelets D.Yu. et al. *Tsifrovye tekhnologii v zhiznennom tsikle Rossiiskoi konkurentosposobnoi aviatsionnoi tekhniki* (Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology), Moscow, MAI, 2020, 448 p.
2. Pakhomov S.V., Safarbakov A.M. *Metody i sredstva zashchity gazoturbinnykh dvigatelei vozduzhnykh sudov ot popadaniya postoronnikh predmetov* (Methods and means of protecting aircraft gas turbine engines from foreign objects). Irkutsk, IrGUPS, 2011. Part 2, 156 p.
3. Komov A.A. Aircraft landing gear scheme and engine protection. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 7-18. DOI: 10.34759/vst-2022-1-7-18
4. Neskromnyi E.V., Markov D.S. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2018, no. 4(29), pp. 20–31.
5. El-Sayed A.F. *Foreign Object Debris and Damage in Aviation*. CRC Press, 2022, 544 p.
6. Sirotin N.N., Nguyen T.S. Numerical simulation technique for working blades operational damages of turbojet low-pressure compressor rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 131-150. DOI: 10.34759/vst-2021-4-131-150
7. Panov S.Yu., Kovalev A.V., Aisin A.K., Aчекин А.А. Aircraft air intakes location impact on vortex formation intensity. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 110-119.
8. Dmitriev S.A., Simonova E.S. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem*, 2023, no. 1(41), pp. 81-90. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-1-10
9. Saitykov A.S., Fedotov M.M. *Vestnik IrGTU*, 2009, no. 3(39), pp. 72-76.
10. MacManus D.G., Slaby M. Intake ground vortex and computational modelling of foreign object ingestion. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119, no. 1219, pp. 1123–1145. DOI: 10.1017/S0001924000011167
11. Aisin A.K., Aчекин А.А., Преис А.А. Specifics of the aircraft power plant inlet device shape effect on the induced vortex intensity. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 27–33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177604>
12. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A. *Materialy II Mezhdunarodnoi konferentsii "Skorostnoi transport budushchego: perspektivy, problemy, resheniya" (29 August - 03 September 2023; MAI, Moscow)*. Moscow, Pero, 2023, pp. 53–56.
13. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A. *Materialy XVI Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii studentov i aspirantov "Aktual'nye problemy razvitiya aviatsionnoi tekhniki i metodov ee ekspluatatsii – 2023" (7-8 December 2023)*. Irkutsk, Irkutskii filial MGTU GA, 2024, vol. 1, pp. 91–99.
14. Komov A.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 4-3, pp. 586-591.



15. Komov A.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2005, no. 90(8), pp. 123-128.
16. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A. *Inzheneryi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2024, no. 2(146). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2336
17. Nichols D.A., Vukasinovic B., Glezer A., Rafferty B. Formation of a Nacelle Inlet Ground Vortex in Crosswind. *AIAA SCITECH Forum (03-07 January 2022; San Diego, CA & Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2022-1698
18. Inozemtsev A.A., Sandratskii V.L. *Gazoturbinnye dvigateli* (Gas turbine engines), Perm, Aviadvigatel', 2006, 1204 p.
19. Jermy M., Ho W.H. Location of the vortex formation threshold at suction inlets near ground planes by computational fluid dynamics simulation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2008, vol. 222, no. 3, pp. 393-402. DOI: 10.1243/09544100JAERO265
20. Kirenchev A.G., Danilenko N.V. *Crede Experto: transport, obshchestvo, obrazovanie, yazyk*, 2019, no. 4, pp. 74-85.

Статья поступила в редакцию 21.03.2024; одобрена после рецензирования 01.04.2024; принята к публикации 03.04.2024.  
The article was submitted on 21.03.2024; approved after reviewing on 01.04.2024; accepted for publication on 03.04.2024.