

## Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета

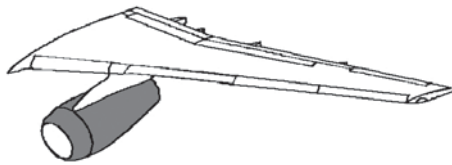
© И.О. Ушаков, С.А. Серебрянский

Московский авиационный институт, Москва, 125993, Российская Федерация

*Отмечена актуальность проблемы вихреобразования между входной кромкой воздухозаборника низкорасположенного турбовентиляторного двигателя, рассмотрены последствия данного явления, влияющие на эксплуатацию летательных аппаратов. На примере низкорасположенного турбовентиляторного двигателя магистрального самолета рассмотрен процесс вихреобразования при воздействии боковых воздушных потоков. Выявлена зависимость интенсивности вихреобразования от скорости бокового потока воздуха. Предложен метод определения интенсивности вихреобразования между поверхностью аэродрома и входной кромкой воздухозаборника. Обращено внимание на необходимость разработки конструктивных и эксплуатационных методов защиты низкорасположенных двигателей установок летательных аппаратов от попадания посторонних предметов. Определены исходные данные для разработки конструктивных и эксплуатационных способов защиты двигателя от попадания посторонних предметов.*

**Ключевые слова:** силовая установка, посторонние предметы, воздухозаборник, турбовентиляторный двигатель, математическое моделирование, вихреобразование, интенсивность вихревого течения

**Введение.** В настоящее время достаточно устойчиво сформировался облик конкурентоспособного пассажирского магистрального самолета [1], который представляет собой планер нормальной аэродинамической схемы с двумя или более двигателями. Маршевые силовые установки (МСУ) таких самолетов, как правило, размещаются на пилонах под крылом (рис. 1) или в хвостовой части самолета.



**Рис. 1.** Маршевая силовая установка (выделена серым)

Каждая из схем компоновки двигателей на самолете имеет как преимущества, так и недостатки [2, 3], поэтому они в разной степени могут обеспечивать соответствие требованиям, предъявляемым к МСУ и к летательному аппарату (ЛА) в целом. Размещение двигателей на пилонах под крылом позволяет в наибольшей степени разгрузить

крыло ЛА и тем самым уменьшить его массу на 10...15 %, увеличить критическую скорость флаттера, а также обеспечить наилучший доступ для обслуживания, демонтажа и монтажа МСУ в процессе эксплуатации ЛА.

Один из недостатков такого размещения МСУ — большая вероятность попадания во входное устройство твердых мелкодисперсных предметов, особенно при эксплуатации с грунтовых взлетно-посадочных полос (ВПП) [4, 5]. Поэтому проблема оценки степени защищенности двигателей от повреждения посторонними предметами актуальна при разработке каждого воздушного судна (ВС).

Согласно анализу статистических данных, причиной значительного количества повреждений двигателей является попадание посторонних предметов. Соударение твердых предметов с лопатками направляющих аппаратов, рабочих колес, а также обтекателем воздухозаборника может привести к появлению недопустимых для продолжения эксплуатации повреждений, в результате чего потребуются дополнительные затраты при эксплуатации.

Одна из наиболее частых причин повреждения двигателя посторонними предметами — заброс вихревым течением, возникающим между воздухозаборником двигателя и поверхностью аэродрома [6, 7]. Вихревые шнуры захватывают посторонние предметы, которые, соударяясь с поверхностью аэродрома, поднимаются и с потоком воздуха попадают в газотурбинный тракт двигателя.

В настоящее время наиболее распространенные мероприятия, направленные на обеспечение защищенности двигателей магистральных самолетов от попадания посторонних предметов, подразделяют на эксплуатационные и конструктивные.

Эксплуатационные мероприятия включают разработку специальных методик эксплуатации ВС и площадок, что, однако, не позволяет полностью исключить влияние посторонних предметов. Правда, если сочетать применение методик с перспективными конструктивными мероприятиями, направленными на очистку потока воздуха от посторонних предметов на входе в двигатель, можно значительно снизить вероятность их попадания в газоздушный тракт двигателя.

Для того чтобы разработать эффективные конструктивные мероприятия, необходимо провести комплексный анализ процесса вихреобразования, включающий как теоретический анализ, так и создание математической модели, которая позволяет определить параметры эффективной системы защиты. Следует отметить, что разработка конструктивных мероприятий особенно актуальна, так как наблюдается стремление к расширению ожидаемых условий эксплуатации ВС, а также возрастанию интенсивности их использования с площадок разной степени подготовленности.

Цель данного исследования — определение исходных данных для проектирования эффективной струйной системы защиты двигателя от попадания посторонних предметов [8, 9]. В качестве исходных данных для его проведения выбраны модель вихрей, образующихся при различных условиях обтекания внешних обводов (ВО) объекта исследования (ОИ), интенсивность рассматриваемого вихревого течения, а также координаты точки присоединения вихревого жгута к земной поверхности. В настоящей работе рассмотрено обтекание ОИ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей бокового ветра для рассматриваемого прототипа ВС.

**Процесс вихреобразования.** Вихреобразование определяется как газодинамический процесс преобразования потенциального течения газа ( $\omega = 0$ ) в вихревое течение с образованием вихрей и более мелкой завихренности ( $\omega \neq 0$ ) в поле внешнего и внутреннего воздействия на исследуемую среду. Известно, что вихреобразование обусловлено наличием циркуляции скорости  $\Gamma$  в некоей исследуемой среде. Наличие циркуляции можно выделить из теоремы Кутты — Жуковского о подъемной силе тела, обтекаемого плоскопараллельным потоком идеальной жидкости или газа:

$$Y = \rho V_{\infty} \Gamma l, \quad (1)$$

где  $\rho$  — плотность жидкости или газа;  $V_{\infty}$  — скорость потока жидкости или газа;  $\Gamma$  — циркуляция скорости;  $l$  — длина рассматриваемого сегмента тела, обтекаемого потоком жидкости или газа.

Получим из выражения (1) циркуляцию скорости

$$\Gamma = \frac{Y}{\rho V_{\infty} l}. \quad (2)$$

Из зависимости (2) следует, что изменение воздействия на рассматриваемую среду ( $Y \neq 0, \rho V_{\infty} \neq 0, l \neq 0$ ) сопровождается изменением циркуляции скорости  $\Gamma$ , что является причиной вихреобразования, примыкающего к поверхностям, обтекаемым потоком идеальной жидкости или газа.

**Анализ исследований в области вихреобразования перед входной кромкой воздухозаборника МСУ.** В более ранних исследованиях было установлено, что наличие вихревого течения перед воздухозаборником не всегда приводит к забросу в двигатель посторонних предметов, находящихся на площадке, вблизи точки присоединения вихря к земной поверхности, в связи с чем была предложена методика определения интенсивности вихревого течения.

В данной методике в качестве определяющих критериев используются величина горизонтальной составляющей скорости воздушного потока в приземном слое под воздухозаборником  $V_{\Gamma \max}$  и относитель-

ная высота расположения воздухозаборника  $H_{\text{отн}}$  [10]. Так, при  $V_{\text{Г max}} \leq 1,5$  м/с и  $H_{\text{отн}} \geq 2$  обеспечивается защищенность двигателя от попадания посторонних предметов:

$$H_{\text{отн}} = \frac{H}{D}, \quad (3)$$

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

Такой метод позволяет значительно сократить вычислительные ресурсы для определения возможности захвата вихревым жгутом посторонних предметов, а для процесса моделирования комплексной системы такого захвата потребуются значительные ресурсы.

В данной работе для оценки интенсивности вихревого течения предлагается определить  $V_{\text{Г max}}$  с использованием математической модели вихреобразования.

В исследованиях отмечено, что необходимым условием возникновения вихревого жгута является наличие точки торможения в стекающем к воздухозаборнику приземном воздушном потоке, а также выявлено, что отрыв точки торможения от поверхности земли приводит к разрушению вихря.

Отрыв точки торможения или точки присоединения вихря к земной поверхности может быть вызван воздействием набегающего потока на вихревой жгут. Точка присоединения смещается под воздействием набегающего потока и при его определенной скорости может оторваться от поверхности земли, что приводит к разрушению вихря.

Данное явление можно использовать для разработки конструктивных мероприятий, направленных на защиту двигателей от попадания посторонних предметов, например, для создания струйной системы, направляющей газоздушные струи на точку присоединения вихря к земной поверхности. Эти струи ускоряют набегающий поток перед вихревым жгутом с целью смещения точки присоединения вихря к земной поверхности. Таким образом, для создания эффективной струйной системы защиты МСУ от попадания посторонних предметов, захватываемых вихревым жгутом с земной поверхности, следует определить координаты облака точек присоединения вихря.

**Объект исследования.** В рассматриваемом случае ОИ является турбовентиляторная маршевая силовая установка с высокой степенью двухконтурности и со смешением потоков внутреннего и внешнего контуров, которая расположена на пилоне под крылом планера нормальной аэродинамической схемы (рис. 2).

Мотогондола двигателя представляет собой совокупность элементов, образующих единую систему, которая обеспечивает аэродинамическое обтекание воздушным потоком двигателя в процессе его функционирования. Для рассматриваемой задачи ее наиболее важный

элемент — воздухозаборник, основное назначение которого — формирование правильного аэродинамического потока воздуха на входе в двигатель.

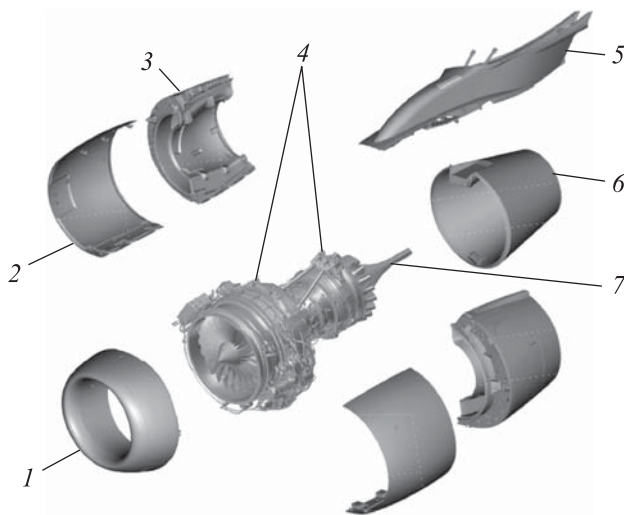


Рис. 2. Конструкция мотогондолы маршевой силовой установки:

1 — воздухозаборник; 2 — створка капота вентилятора; 3 — реверсивное устройство; 4 — узлы и тяги навески; 5 — пилон; 6 — выхлопное сопло; 7 — центральное тело

На взлетном режиме работы двигателя массовый расход воздуха  $W$  составляет 178 кг/с. Минимальное расстояние от мотогондолы до уровня земли  $x$  равно 450 мм (рис. 3), что соответствует минимальному расстоянию от уровня земли до нижней точки мотогондолы при максимальном взлетном весе ВС. Для ОИ рассмотренный ранее параметр  $H_{отн}$  равен 1,1.

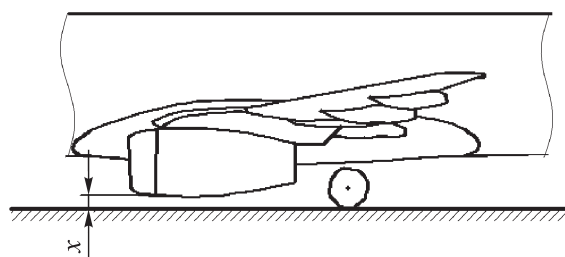


Рис. 3. Минимальное расстояние от нижней кромки мотогондолы до уровня земли

**Методика исследования.** Для моделирования процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник ОИ в рассматриваемом исследовании применена CAE-технология (Computer-Aided Engineering) на основе программного комплекса ANSYS. В качестве

исходных данных для моделирования этого процесса принята 3D-модель мотогондолы турбовентиляторного двигателя в газозвдушном пространстве (рис. 4).

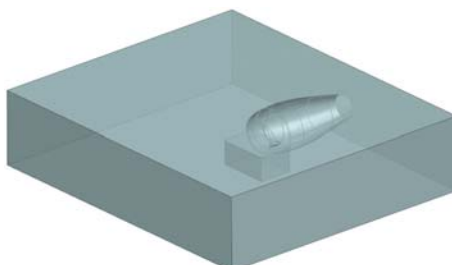


Рис. 4. 3D-модель мотогондолы маршевой силовой установки

Реальная модель ОИ конструкции (мотогондолы и рабочего тела МСУ) содержит большое количество элементов. При решении задачи в области анализа обтекания ВО ОИ с целью уменьшения потребных вычислительных мощностей и нецелесообразных трудозатрат была использована геометрия мотогондолы без элементов рабочего тела. При этом геометрия ВО ОИ не была упрощена, что позволило получить наиболее достоверную картину обтекания.

Таким образом, 3D-модель представляет собой объем, который является газозвдушной средой, вокруг ВО мотогондолы МСУ. В зоне предполагаемого вихреобразования выделено твердое тело размерами 2100×1000×1400 мм для измельчения расчетной сетки.

**Расчетная модель.** Было выполнено упрощение исходной геометрической модели. Расчетная модель представляет собой ВО мотогондолы МСУ, в которой полностью сохранена исходная геометрия ВО.

Общий объем газа вокруг МСУ задан тетраэдральной сеткой с максимальным размером элемента 400 мм. Вблизи воздухозаборника, в указанной ранее зоне предполагаемого вихреобразования, выполнено измельчение расчетной сетки с помощью инструмента Sizing, метод Body of Influence. Максимальный размер элементов в зоне измельчения — 15 мм (рис. 5). Использованный алгоритм позволил создать для исходной модели расчетную область размерами 10 603 333 элемента и 2 964 097 узла.

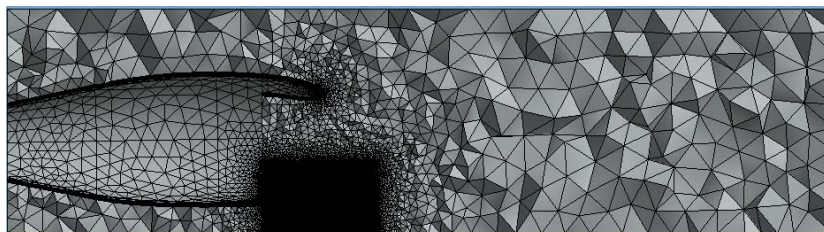
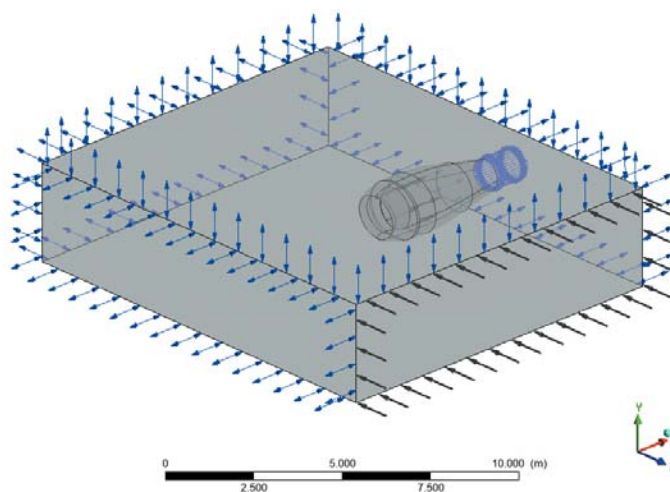


Рис. 5. Сечение расчетной сетки объекта исследования

**Граничные условия.** Для моделирования процесса вихреобразования приняты условия стандартной атмосферы ( $H = 0$ ): атмосферное давление  $P = 101\,325$  Па; температура окружающей среды  $T = 288,15$  К; плотность воздуха  $\rho = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>; направление ветра под углом к оси двигателя  $\psi = 90^\circ$ .

Граничные условия заданы в модуле ANSYS CFX-Pre (рис. 6), позволяющем определить физические модели, на основе которых происходит симуляция рассматриваемого процесса, а также их основные параметры и характеристики.



**Рис. 6.** Графическое отображение граничных условий расчетной модели объекта исследования

В представленной в данной работе задаче принято, что ОИ неподвижен. В связи с этим в передней границе расчетной области использован тип граничных условий Opening, позволяющий задать проницаемость газовой среды. Однако в случае необходимости анализа обтекания ОИ в процессе движения в составе ВС можно использовать принцип аэродинамической обратимости посредством задания скорости воздушного потока в передней границе расчетной области, которая может быть задана с помощью граничного условия Inlet.

В работе рассмотрены расчетные случаи для скоростей ветра от 0 до 15 м/с, что соответствует диапазону скоростей бокового ветра, допустимого при эксплуатации исследуемого прототипа ВС. На левой границе расчетной области задана скорость бокового ветра, тип граничного условия принят Inlet. Направление ветра для каждого расчетного случая составляет  $90^\circ$  к оси мотогондолы.

Граничным условием Outlet в плоскости вентилятора МСУ задан расход воздуха, соответствующий взлетному режиму работы двигателя

ля ( $W = 178$  кг/с). Граничные условия No slip wall и Opening позволяют задать проницаемость границ для газодинамического потока рассматриваемой среды (табл. 1).

Таблица 1

**Граничные условия для определения физической модели объекта исследования**

Поверхность	Тип граничных условий
Земля	No slip wall
Внешний обвод ОИ	No slip wall
Плоскость вентилятора	Outlet
Граница: левая	Inlet
правая, передняя, верхняя	Opening

В качестве критерия сходимости в данной работе использован параметр среднего давления в плоскости вентилятора (граничное условие Outlet), который задан в модуле ANSYS CFX-Pre, раздел Expressions:

$$areaAve(p)@Region:Jet, \quad (5)$$

где  $@Region:Jet$  — наименование рассматриваемой плоскости.

Невязка между выполненными итерациями расчета вычислена по формуле

$$\Delta = \frac{\bar{p}_i - \bar{p}_{i-1}}{\bar{p}_i} \cdot 100 \%, \quad (6)$$

где  $\bar{p}_i$  — среднее значение давления в плоскости вентилятора МСУ по результатам  $i$ -й операции расчета.

По результатам выполненных итераций расчета на сетках различной размерности выбраны параметры расчетной сетки, для которой в каждом рассматриваемом расчетном случае результирующее значение невязки  $\Delta < 1,5 \%$ .

**Математическая модель.** Математическое моделирование процесса вихреобразования выполнено на основе модели Shear Stress Transport (SST). Используемый метод заключается в преобразовании уравнений  $k - \varepsilon$ -модели турбулентности к  $k - \omega$ -формулировке. При этом уравнение модели  $k - \varepsilon$  дополняется стыковочными функциями  $F_1$ , и  $F_2$ , которые формируются для определения того, где находится расчетная точка — внутри пристеночного пограничного слоя или вне его. В рассматриваемой модели, реализованной в программном пакете CFX, функции  $F_1$ , и  $F_2$  вычисляются с учетом расстояния до обтекаемой поверхности и локальных характеристик течения:



$$F_1 = \text{th}\left(\arg_1^4\right), \quad (7)$$

$$\arg_1 = \min\left(\max\left(\frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \frac{4\rho k}{D_\omega^+ \sigma_{\omega,2} y^2}\right), \quad (8)$$

$$D_\omega^+ = \max\left(\frac{2\rho}{\sigma_{\omega,2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right) \quad (9)$$

и

$$F_2 = \text{th}\left(\arg_2^2\right), \quad (10)$$

$$\arg_2 = \max\left(\frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \quad (11)$$

где  $k$  — кинетическая энергия турбулентности;  $C_\mu$  — коэффициент,  $C_\mu = 0,09$ ;  $\mu$  — коэффициент турбулентной вязкости;  $\rho$  — плотность смеси газа.

В результате функции  $F_1$  и  $F_2$  принимают следующие предельные значения:

$$F_1 \begin{cases} 0 & \text{— вдали от пограничного слоя, } k-\varepsilon \text{ модель;} \\ 1, & \text{внутри пограничного слоя, } k-\omega \text{ модель;} \end{cases} \quad (12)$$

$$F_2 \begin{cases} 0, & \text{комбинация, } k-\varepsilon \text{ и } k-\omega \text{ модели;} \\ 1, & SST \text{ модель.} \end{cases} \quad (13)$$

Таким образом, функция  $F_1$  осуществляет выбор между моделями  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$ , а функция  $F_2$  активировывает ограничитель в формуле для турбулентной вязкости:

$$\mu_t = \rho \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, |\bar{S}| F_2)}, \quad (14)$$

где  $a_1 = 5/9$ ;  $|\bar{S}|$  — модуль тензора скоростей деформации.

**Результаты расчета.** Визуализация вихревого течения выполнена в модуле ANSYS CFD-Post с помощью инструмента Vortex Core Region, метод —  $Q$ -критерий, который представляет собой изоповерхность, вычисляемую по формуле

$$Q = \frac{1}{2} \left( |\Omega_{ij}|^2 - |S_{ij}|^2 \right), \quad (15)$$

где  $\Omega_{ij}$  — второй инвариант тензора завихренности (завихренность) в  $ij$ -элементе;  $S_{ij}$  — второй инвариант тензора скоростей деформации в  $ij$ -элементе.

Существование вихревого течения определяется как газоздушное течение, в котором выполняется условие  $Q > 0$ . Данный инструмент позволяет отобразить области, в которых вращение потока преобладает над его сдвигом. Для отображения вихревого течения принято значение  $Q$ -критерия, равное 0,004.

Результаты отображения вихревого течения с использованием инструмента Vortex Core Region при заданном граничном условии Inlet боковом ветре со скоростью  $V_B = 15$  м/с показаны на рис. 7. На основе приведенных данных можно сделать вывод о том, что с уменьшением расстояния от земной поверхности до входной кромки воздухозаборника увеличивается скорость вихревого течения. Следует также отметить, что данный инструмент позволяет четко выделить структуру вихревого жгута и определить его расположение относительно входной кромки воздухозаборника.

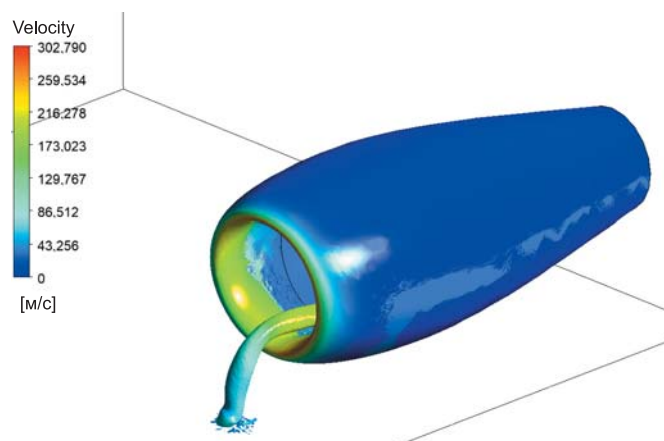


Рис. 7. Визуализация скорости вихревого течения с помощью инструмента Vortex Core Region

**Расчет горизонтальной скорости в приземном газоздушном потоке.** С помощью функции Vector получено векторное поле скоростей в приземном слое (рис. 8), в зоне вихреобразования между воздухозаборником и землей. Для скорости бокового ветра максимальное значение  $V_{г\max} = 11$  м/с.

Методику определения горизонтальной составляющей скорости газоздушного потока на некоторой рассматриваемой плоскости можно разбить на три этапа:

1) задание горизонтальной плоскости в модуле ANSYS CFD-Post на необходимом расстоянии от земной поверхности с помощью функции Plane;

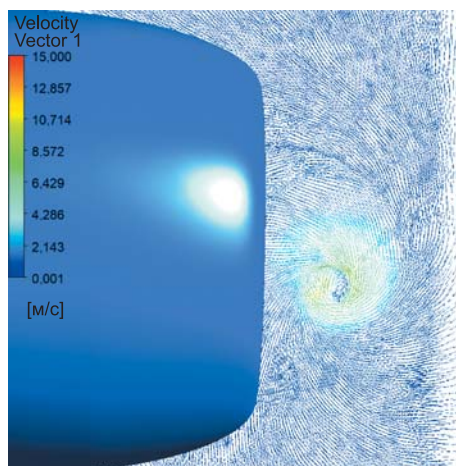


Рис. 8. Векторное поле скоростей вблизи земной поверхности

2) задание векторного поля горизонтальной составляющей скорости газовоздушного потока в ранее заданной плоскости с помощью функции Vector в модуле ANSYS CFD-Post;

3) отображено значение максимальной величины рассматриваемого параметра в параметрах функции Vector.

Максимальные значения горизонтальной скорости  $V_{Г \max}$  в приземной плоскости, расположенной на высоте 0,00001 м от земной поверхности, что соответствует высоте первого пограничного слоя расчетной модели, при различных значениях скорости ветра  $V_{в}$  приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения горизонтальной скорости  $V_{Г \max}$  при различных значениях скорости ветра  $V_{в}$

$V_{в}$ , м/с	2,5	5	7,5	10	12,5	15
$V_{Г \max}$ , м/с	2,24	3,70	4,99	6,42	7,76	10,98

На основе анализа полученных данных можно сделать вывод о том, что интенсивность вихреобразования и, следовательно, вероятность захвата вихревым жгутом посторонних предметов возрастает с увеличением скорости  $V_{в}$  бокового ветра.

**Определение координат точки присоединения вихря к поверхности земли.** Контуры поля статического давления в приземной плоскости, расположенной на высоте 0,00001 м от земной поверхности, представлены на рис. 9. Анализ векторного поля скоростей показывает, что контур минимального давления на рассматриваемой плоскости совпадает с точкой присоединения вихревого жгута к земной поверхности.

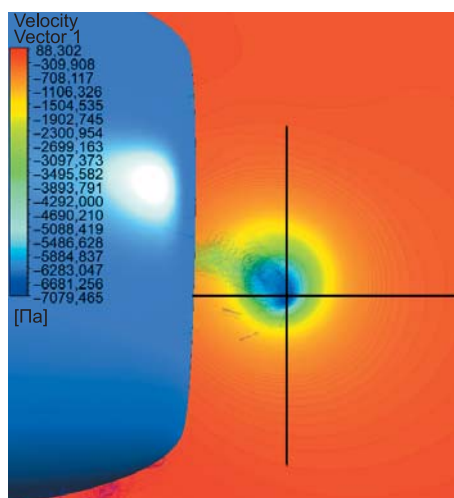


Рис. 9. Контуры поля статического давления  $p_{ст}$  вблизи земной поверхности при  $V_{в} = 15$  м/с

Для определения координат точки присоединения вихря найдем координаты точки с минимальным давлением на рассматриваемой поверхности с помощью функции Point, метод Variable Minimum. Получив точку с минимальным давлением на рассматриваемой плоскости, отобразим ее координаты относительно осей  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  с помощью следующих выражений, заданных в разделе Expressions модуля ANSYS CFD-Post:

$$probe(X)@Point1; \quad (16)$$

$$probe(Y)@Point1; \quad (17)$$

$$probe(Z)@Point1, \quad (18)$$

где @Point1 — наименование рассматриваемой функции.

Авторами работы [11] предложена расчетная методика определения горизонтальной составляющей скорости воздушного потока в приземном газозвушном слое по формуле

$$V_{г\max} = \frac{G_{\max}}{(20,1 - H_0^2)}, \quad (19)$$

где  $G_{\max}$  — максимальный расход воздуха МСУ;  $H_0$  — расстояние от поверхности аэродрома до оси воздухозаборника.

При расчете по формуле (19) для ОИ  $V_{г\max} = 9,8$  м/с, а согласно результатам, полученным с помощью программного комплекса ANSYS,  $V_{г\max} = 10,98$  м/с. Различие между значениями скорости,

определяемыми аналитическим и конечно-объемным методом, составляет 12,04 %. Следует отметить, что значительным преимуществом расчета рассматриваемых параметров с помощью метода конечных объемов является возможность определения зависимости рассматриваемых параметров от возмущающих сил.

Получено облако точек, отображающее координаты точек присоединения вихревого жгута к приземной поверхности. Расположение точек относительно входной кромки воздухозаборника отображено на рис. 10. Анализ координат показывает, что при изменении значений возмущающих сил точка присоединения вихревого жгута изменяет свое положение на рассматриваемой плоскости. Однако на основании полученных данных не удастся выявить закономерность перемещения точки присоединения в зависимости от изменения значений возмущающих сил.

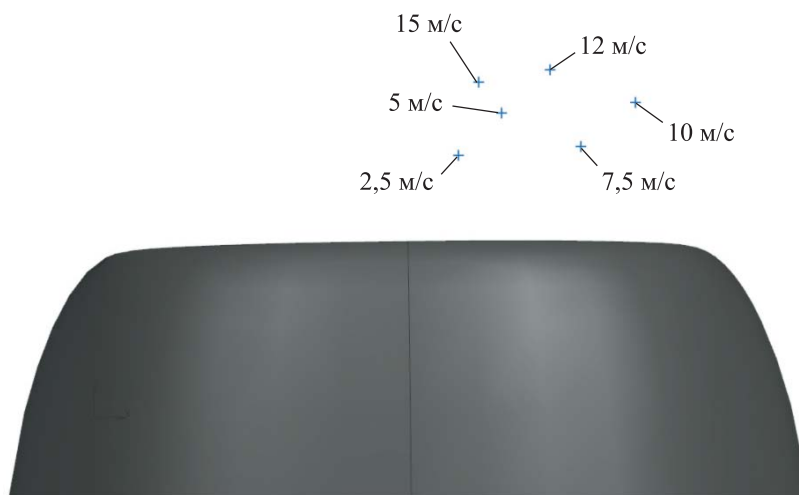


Рис. 10. Координаты точек присоединения вихревого жгута при различных значениях скорости ветра

На основании полученных данных можно построить область существования вихревых жгутов на земной поверхности перед воздухозаборником в рамках рассматриваемого диапазона значений возмущающих сил. Такой подход позволит более эффективно направить газоздушный поток струйной системы защиты двигателя в расчетную область существования точек присоединения вихревого жгута, что в свою очередь позволит сместить точку торможения воздействием газоздушного потока за счет увеличения скорости набегающего потока.

**Заключение.** Выполненный в работе анализ газоздушного течения в области дозвукового воздухозаборника магистрального самолета подтверждает актуальность проблемы возникновения интенсивных вихрей между поверхностью земли и аэродрома.

Выполнено математическое моделирование процесса вихреобразования между входной кромкой воздухозаборника турбовентиляторного двигателя с использованием CAE-технологий в программном пакете ANSYS CFX. Получены промежуточные результаты расчетов, которые показывают особенности вихреобразования при разных условиях обтекания воздухозаборника. Определена зависимость горизонтальной составляющей скорости течения газовой смеси в зоне образования вихревого течения между дозвуковым воздухозаборником и земной поверхностью от скорости бокового ветра.

Представлен метод определения значения максимальной горизонтальной скорости завихренного газовой смеси в зависимости от скорости бокового ветра, что позволяет сделать вывод о необходимости обеспечить защиту рассматриваемого объекта от попадания посторонних предметов. Сформирован метод определения координаты точки присоединения вихревого жгута к приземной поверхности. Определена возможность моделирования и анализа характеристик вихревого газовой смеси вблизи воздухозаборника низкорасположенного турбовентиляторного двигателя.

Рассмотренные в работе методы могут быть использованы при разработке методов защиты низкорасположенных силовых установок от попадания посторонних предметов.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. *Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники*. Москва, МАИ, 2020, 448 с.
- [2] Николаева А.А., Серебрянский С.А. Подход к выбору компоновки воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 5 (125). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2176>
- [3] Чанов М.Н., Скворцов Е.Б., Шелехова А.С., Бондарев А.В., Овчинников В.Г., Семенов А.А., Чернавских Ю.Н. Анализ технических концепций транспортного самолета с различными типами и компоновкой силовой установки. *Вестник Московского авиационного института*, 2020, т. 27, № 4, с. 30–47. DOI: 10.34759/vst-2020-4-30-47
- [4] MacManus D.G., Slaby M. Intake ground vortex and computational modelling of foreign object ingestion. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119, iss. 1219, pp. 1123–1145. DOI: 10.1017/S0001924000011167
- [5] Ahmed F. El-Sayed. *Foreign Object Debris and Damage in Aviation*. CRC Press, 2022, 544 p.
- [6] Комов А.А. Влияние конструктивных и эксплуатационных факторов на вихреобразование ГТД. *Научное значение трудов К.Э. Циолковского: история и современность: материалы 55-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского*. Калуга, Изд-во Эйдос, 2020, с. 353–357.
- [7] Комов А.А. *Способ защиты двигателя летательного аппарата от попадания посторонних предметов*. Пат. № 2217357 С1 Российская Федерация, 2003, бюл. № 33, 6 с.

- [8] Киренчев А.Г. *Совершенствование методов организации технологических процессов обслуживания воздушных судов в ожидаемых условиях эксплуатации: дис. ... канд. техн. наук.* Москва, 2020, 186 с.
- [9] Shmilovich A., Yadlin Y. Engine Ground Vortex Control. *24th Applied Aerodynamics Conference 5–8 June 2006, San Francisco, California.* <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2006-3006> (дата обращения 01.11.2023).
- [10] Комов А.А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки в составе воздушного судна на вихревое течение. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2005, № 90, с. 123–128.
- [11] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. *Газотурбинные двигатели.* Пермь, Изд-во ОАО «Авиадвигатель», 2006, 1204 с.

Статья поступила в редакцию 07.11.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 2.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-2-2336>

**Ушаков Илья Олегович** — студент магистратуры кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (НИУ). e-mail: ushakovilyaolegovich@gmail.com

**Серебрянский Сергей Алексеевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (НИУ). e-mail: s-s-alex@mail.com

## Mathematical simulation of the vortex formation process at the subsonic air inlet of the trunk-route aircraft

© I.O. Ushakov, S.A. Serebryansky

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

*The paper considers relevance of the problem of vortex formation between the air inlet edges of a low-mounted turbofan engine and analyzes consequences of this phenomenon affecting the aircraft operation. It uses the example of the trunk-route aircraft low-mounted turbofan engine to consider the vortex formation process exposed to the lateral airflow influence. Dependence of the vortex formation intensity on the lateral airflow speed is revealed. A method is proposed to determine the vortex formation intensity between the airfield surface and the air inlet edge. The need to develop design and operational methods in protecting the aircraft low-mounted engines from foreign objects is noted. Initial data for development of the design and operational methods to protect the engine from foreign objects are determined.*

**Keywords:** power plant, foreign objects, air inlet, turbofan engine, mathematical simulation, vortex formation, vortex flow intensity

### REFERENCES

- [1] Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu., et al. *Tsifrovyye tekhnologii v zhiznennom tsikle rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki* [Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment]. Moscow, MAI Publ., 2020, 448 p.
- [2] Nikolaeva A.A., Serebryansky S.A. Podkhod k vyboru komponovki vozduhozabornika sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta [An approach to choosing the configuration of a supersonic passenger aircraft air intake]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 5 (125). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-5-2176>
- [3] Chanov M.N., Skvortsov E.B., Shelekhova A.S., Bondarev A.V., Ovchinnikov V.G., Semenov A.A., Chernavskikh Yu.N. Analiz tekhnicheskikh kontseptsiy transportnogo samoleta s razlichnymi tipami i komponovkoy silovoy ustanovki [Technical concepts analysis of transport aircraft with various power plant types and layout]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 30–47. <https://doi.org/10.34759/vst-2020-4-30-47>
- [4] MacManus D.G., Slaby M. Intake ground vortex and computational modelling of foreign object ingestion. *The Aeronautical Journal*, 2015, vol. 119, iss. 1219, pp. 1123–1145. <https://doi.org/10.1017/S0001924000011167>
- [5] Ahmed F. El-Sayed. *Foreign Object Debris and Damage in Aviation*. CRC Press, 2022, 544 p. ISBN 9781003133087.
- [6] Komov A.A. Vliyanie konstruktivnykh i ekspluatatsionnykh faktorov na vikhreobrazovanie GTD [Effect of constructive and operational factors on the GTE vortex formation]. In: *Nauchnoe znachenie trudov K.E. Tsiolkovskogo: istoriya i sovremennost: materialy 55-kh Nauchnykh chteniy pamyati K.E. Tsiolkovskogo* [Scientific importance of K.E. Tsiolkovsky's works: history and modernity. Materials of the 55's Scientific Readings in Memory of K.E. Tsiolkovsky]. Kaluga, Eydos Publ., 2020, pp. 353–357.



- [7] Komov A.A. *Sposob zaschity dvigatelya letatel'nogo apparata ot popadaniya postoronnikh predmetov* [Method for protecting an aircraft engine from foreign objects]. Pat. № 2217357 C1 Rossiyskaya Federatsiya [Patent no. 2217357 S1 Russian Federation]. Bull no. 33, 6 p.
- [8] Kirenchev A.G. *Sovershenstvovanie metodov organizatsii tekhnologicheskikh protsessov obsluzhivaniya vozdushnykh sudov v ozhidaemykh usloviyakh ekspluatatsii. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Improvement of methods of organization of technological processes of aircraft maintenance in expected operating conditions. Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, 2020, 186 p.
- [9] Shmilovich A., Yadlin Y. Engine Ground Vortex Control. In: *24th Applied Aerodynamics Conference 5–8 June 2006, San Francisco, California*. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2006-3006>
- [10] Komov A.A. Raschetnye issledovaniya vliyaniya komponovki silovoy ustanovki v sostave vozdushnogo sudna na vikhrevoe techenie [Accounting studies of the influence of the arrangement of the power installation in composition air ship on swirl current]. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2005, no. 90, pp. 123–128.
- [11] Inozemtsev A.A., Sandratskiy V.L. *Gazoturbinnye dvigateli* [Gas turbine engines]. Perm, JSC Aviadvigatel Publ., 2006, 1204 p.

**Ushakov I.O.**, Master's Program Student, Department of Design and Certification of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute.  
e-mail: ushakovilyaolegovich@gmail.com

**Srebryansky S.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Design and Certification of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute.  
e-mail: s-s-alex@mail.ru