

## MATHEMATICAL MODELING OF A SYSTEM OF VORTICES FORMED AT THE ENTRANCE TO A SUBSONIC AIR INTAKE

S. A. Borozdin <sup>a</sup>, E. V. Neskromnyi <sup>b</sup>, S. A. Maiatskii <sup>c</sup>

*Military Educational and Scientific Center of the Air Force «N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin Air Force Academy»*

*<sup>a</sup> borozdin4@yandex.ru, <sup>b</sup> nesk80@yandex.ru, <sup>c</sup> mslo@mail.ru*

*Submitted 2021, October 6*

**Abstract.** The paper analyzes the reasons for the premature decommissioning of engines due to the ingress of foreign objects (FO). One of the main ways of getting FO – a surface vortex-is highlighted. The results of mathematical modeling of the degree of influence of a number of factors on the characteristics of vortices formed at the entrance to an isolated air intake are presented. The article presents a comparative analysis of the results of mathematical and experimental modeling.

**Keywords:** power plant; air intake; foreign object; surface vortex; mathematical modeling.

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВИХРЕЙ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ НА ВХОДЕ В ДОЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ

С. А. Бороздин <sup>а</sup>, Е. В. Нескоромный <sup>б</sup>, С. А. Маяцкий <sup>в</sup>

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»*

*<sup>а</sup> borozdin4@yandex.ru, <sup>б</sup> nesk80@yandex.ru, <sup>в</sup> mslo@mail.ru*

*Поступила в редакцию 6.10.2021*

**Аннотация.** Проведен анализ причин преждевременного снятия двигателей с эксплуатации по причине попадания посторонних предметов (ПП). Выделен один из основных способов попадания ПП – приземный вихрь, образующийся на входе в силовую установку. Определены граничные условия и представлены результаты математического моделирования степени влияния ряда факторов на характеристики вихрей, образующихся на входе в изолированный воздухозаборник. Приведен сравнительный анализ результатов математического и экспериментального моделирования. Выделена область эксплуатационных факторов, при которых параметры вихря максимально возможные.

**Ключевые слова:** силовая установка; воздухозаборник; посторонний предмет; приземный вихрь; математическое моделирование.

## ВВЕДЕНИЕ

Одним из этапов эксплуатации летательного аппарата (ЛА) является его движение по поверхности аэродрома во время руления, разбега при взлете и пробега на посадке. При передвижении самолета по стоянке, рулежным и магистральным дорожкам, а также взлетно-посадочной полосе (ВПП) возникает опасность попадания на вход в силовую установку (СУ) и повреждения ее элементов посторонними предметами (ПП), находящимися на поверхности аэродрома.

Попадание ПП в газотурбинный двигатель (ГТД) приводит к повреждению лопаток вентилятора и первых ступеней компрессора в виде забоин, загибов, вырывов, также возможно повреждение элементов проточной части газоздушного тракта (рис. 1). Эти повреждения являются концентраторами напряжения, которые могут привести к усталостному разрушению элементов ГТД.



**Рис. 1.** Виды повреждений ГТД по причине попадания ПП:  
а – загиб; б – забоина; в – повреждения проточной части

Выделяют следующие основные способы попадания ПП на вход в СУ [1]:

- вылет ПП из-под колес шасси при рулении, взлете и посадке;
- заброс ПП приземным вихрем, образующимся при работе СУ под входными устройствами (ВУ);
- заброс ПП реактивной струей от ведущего ЛА при взлете парой или при маневрировании на местах стоянки;
- заброс ПП при использовании реверса на пробеге, а также другие причины.

Вероятность  $P_{\text{пп}}^{\text{су}}$  того, что в СУ самолета на взлете попадет ПП, является функциональной зависимостью:

$$P_{\text{пп}}^{\text{су}} = f(P_{\text{пп}}^{\text{вихрь}}, P_{\text{пп}}^{\text{шасси}}, P_{\text{пп}}^{\text{рс}}, P_{\text{пп}}^{\text{реверс}}, P_{\text{пп}}^{\text{др}}), \quad (1)$$

где  $P_{\text{пп}}^{\text{вихрь}}$  – вероятность попадания ПП способом вихревого подхвата;  $P_{\text{пп}}^{\text{шасси}}$  – вероятность выброса ПП из-под колес шасси;  $P_{\text{пп}}^{\text{рс}}$  – вероятность попадания ПП из-за воздействия реактивной струи от взлетающего впереди самолета;  $P_{\text{пп}}^{\text{реверс}}$  – вероятность попадания ПП при использовании реверса тяги;  $P_{\text{пп}}^{\text{др}}$  – иные причины.

Таким образом, исключение попадания ПП на вход в СУ является комплексной задачей, одной из составляющих которой является предотвращение заброса ПП приземным вихрем, образующимся при работе СУ у поверхности аэродрома.

Следовательно, для исключения образования вихря или снижения его интенсивности  $I$  необходимо определить степень влияния внешних условий на его формирование и структуру. Образование системы вихрей для изолированного воздухозаборника, а также степень влияния различных факторов на параметры вихря, в том числе экспериментальным путем, были рассмотрены ранее в работах [1–3]. Определены области существования вихря в зависимости от относительной (безразмерной) высоты воздухозаборника  $\bar{H}$  и безразмерной скорости воздушного потока  $U^*$  (рис. 2, а) [2], которые находятся по следующим формулам:

$$\bar{H} = \frac{H}{D_i} = \left(\frac{D_l}{D_i}\right) \cdot \left(\frac{h}{D_l}\right) + \frac{D_l}{2D_i}; \quad (2)$$

$$U^* = \frac{U_i}{U_\infty}, \quad (3)$$

где  $H$  – расстояние от подстилающей поверхности до строительной оси воздухозаборника;  $h$  – расстояние от подстилающей поверхности до нижней точки воздухозаборника;  $D_l$  – диаметр воздухозаборника в плоскости входа;  $D_i$  – внутренний диаметр воздухозаборника в  $i$ -ом сечении (рис. 2, б);  $U_i$  – скорость воздушного потока на входе в воздухозаборник;  $U_\infty$  – скорость набегающего потока воздуха (ветра).

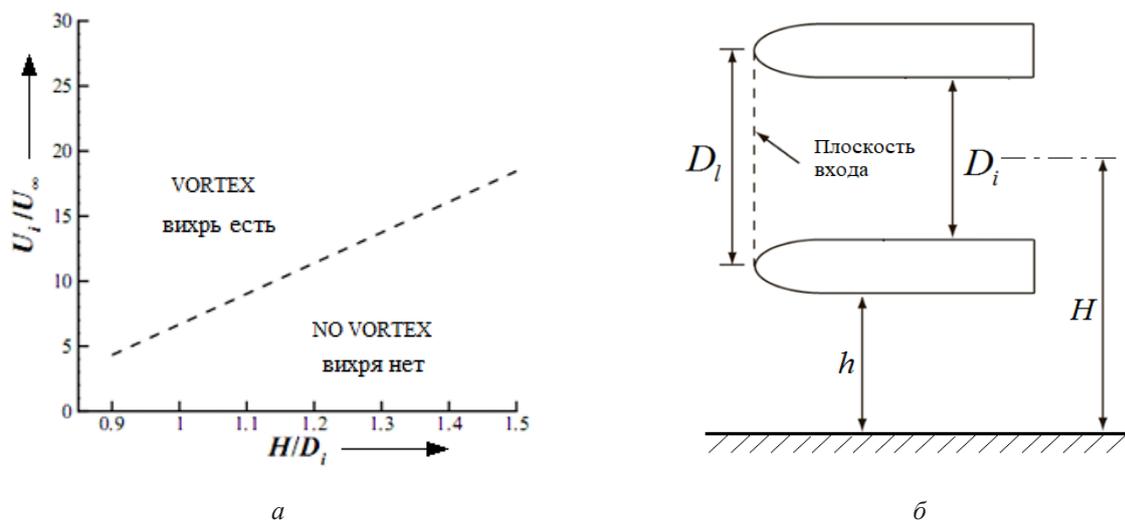
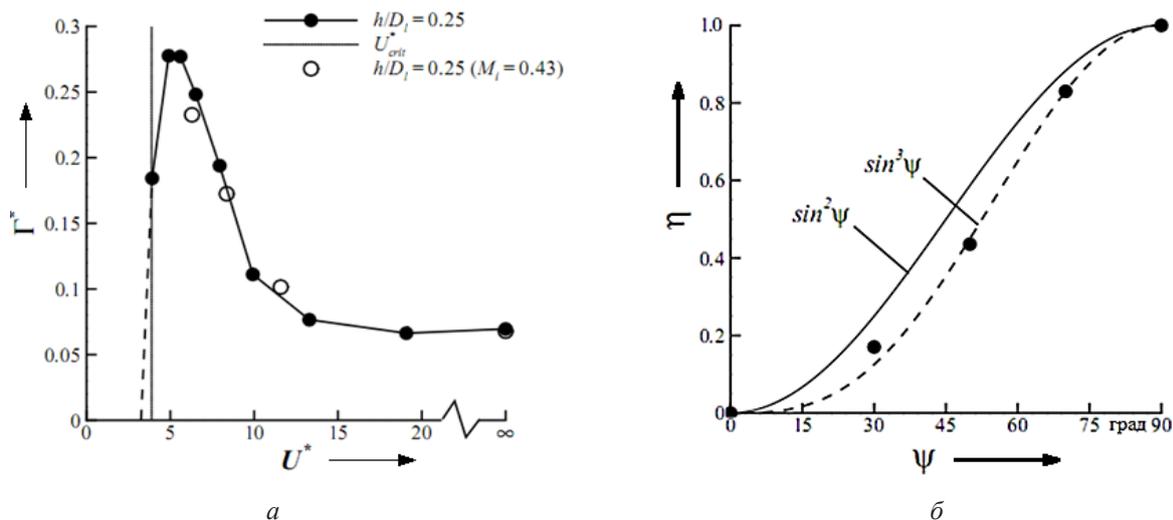


Рис. 2. Области вихреобразования и безвихревого течения:

а – зависимость, характеризующая область существования вихря; б – определение геометрических параметров компоновки входного устройства

В работах [2, 3] экспериментально определены основные зависимости циркуляции вихря  $\Gamma$  от внешних условий для изолированного воздухозаборника. В частности, выявлены зависимости изменения параметров системы вихрей при различной безразмерной скорости  $U^*$  (рис. 3, а) и направлении  $\psi$  внешнего потока (ветра) (рис. 3, б) с применением метода цифровой трассерной визуализации – *particle image velocimetry (PIV)* [2].



**Рис. 3.** Зависимости изменения параметров вихрей для изолированного воздухозаборника: а – общая средняя безразмерная циркуляция вихря  $\Gamma^*$  при скоростном отношении  $U^*$  (для  $h/D_i = 0,25$ , и  $h/D_i = 0,25$  при  $M_i = 0,43$ ); б – зависимость безразмерной нормализованной циркуляции  $\eta$  от направления ветра  $\psi$  (для  $h/D_i = 0,25$ ,  $\delta^*/D_i = 0,11$  и  $U^* = 19$ ) [2]

Однако, современные ЛА, особенно военного назначения, как правило, являются двухдвигательными с близкорасположенными воздухозаборниками. При этом, явление образования системы вихрей между близкорасположенными воздухозаборниками многодвигательной СУ является малоизученным. Представленная в работе [1] математическая модель позволяет получить только условия образования вихря, а в работе [2] рассмотрено влияние внешних условий на характеристики вихря для изолированного воздухозаборника.

Таким образом, научная задача заключается в получении зависимостей циркуляции  $\Gamma$  вихрей, образующихся на входе в СУ от скорости  $U_\infty$ , направления  $\psi$  набегающего потока и режимов работы ГТД, характеризующихся скоростью потока в канале воздухозаборника  $U_i$ .

Изучение особенностей вихреобразования на входе в многодвигательную СУ выполнено с применением математического моделирования в программном комплексе *Ansys CFX*.

#### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВИХРЕЙ ПОД ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ

Объектом исследования является изолированный дозвуковой воздухозаборник круглого сечения, который имеет следующие параметры:

- внутренний диаметр – 0,1 м;
- наружный диаметр – 0,12 м;
- высота между подстилающей поверхностью и нижней кромкой – 0,025 м.

Передняя кромка воздухозаборника имеет оживальную форму.

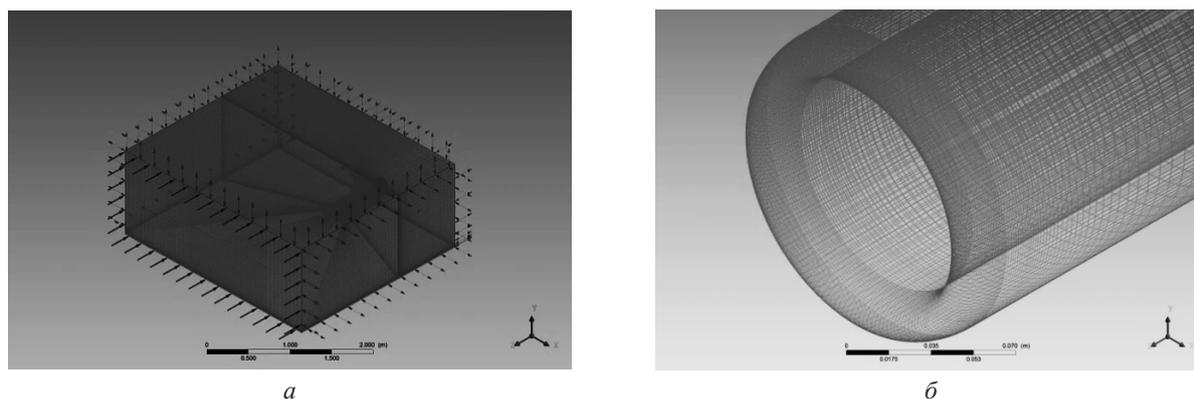
Построена блочно-структурированная сетка с общим количеством элементов  $6 \times 10^6$ ; внешний вид сетки приведен на рис. 4.

В качестве граничных условий приняты условия стандартной атмосферы ( $H = 0$ ;  $M = 0$ ):

- атмосферное давление  $P = 101,33$  кПа;
- температура окружающей среды  $T = 288,2$  К;
- направление воздушного потока  $\psi = 0^\circ$ ;

– постановка задачи стационарная и условия окружающей среды, за исключением скорости встречного ветра  $U_\infty$ , остаются неизменными.

Математическое моделирование процесса вихреобразования осуществлялось на основе модели *SST*, которая представляет собой комбинацию модели  $k - \epsilon$  и модели Вилкокса  $k - \omega$  [4].



**Рис. 4.** Блочнo-структурированная сетка:  
*а* – расчетная область; *б* – дозвуковой воздухозаборник круглого сечения

Исследован максимальный режим работы двигателя. Расход воздуха на входе в воздухозаборник принят эквивалентным расходу воздуха реального ГТД на максимальном режиме работы и составляет 1,48 кг/с, скорость на входе в воздухозаборник составляет  $U_i = 192$  м/с.

#### РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

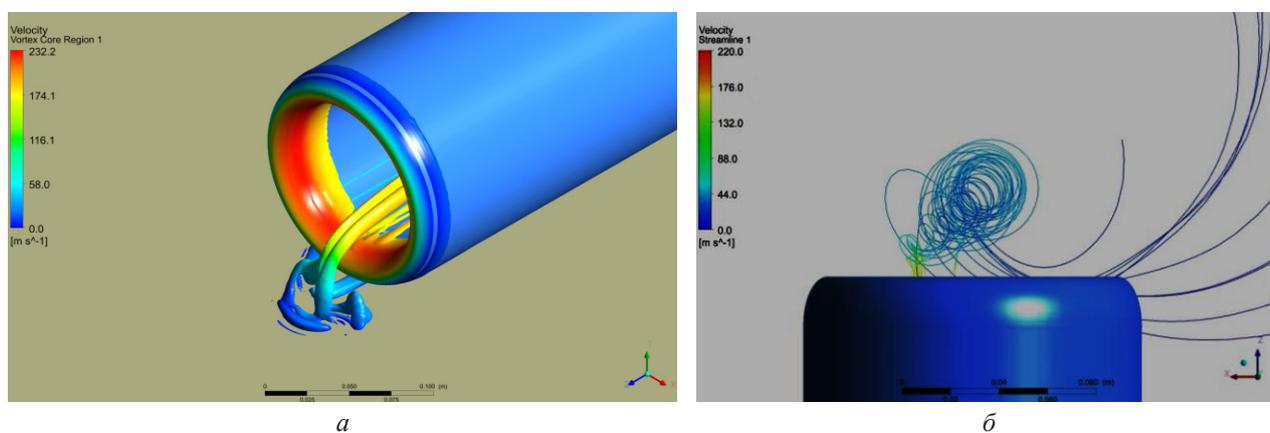
Для визуализации приземных вихрей при различных скоростях набегающего потока для дозвукового изолированного воздухозаборника круглого сечения применяется  $Q$ -критерий со значением 0,004 (рис. 5, *а*).  $Q$ -критерий представляет собой изоповерхность, которая вычисляется по формуле:

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}), \quad (4)$$

где  $S_{ij}$  – второй инвариант тензора завихренности (завихренность) в  $ij$ -элементе;  $\Omega_{ij}$  – второй инвариант тензора скоростей деформации в  $ij$ -элементе [5].

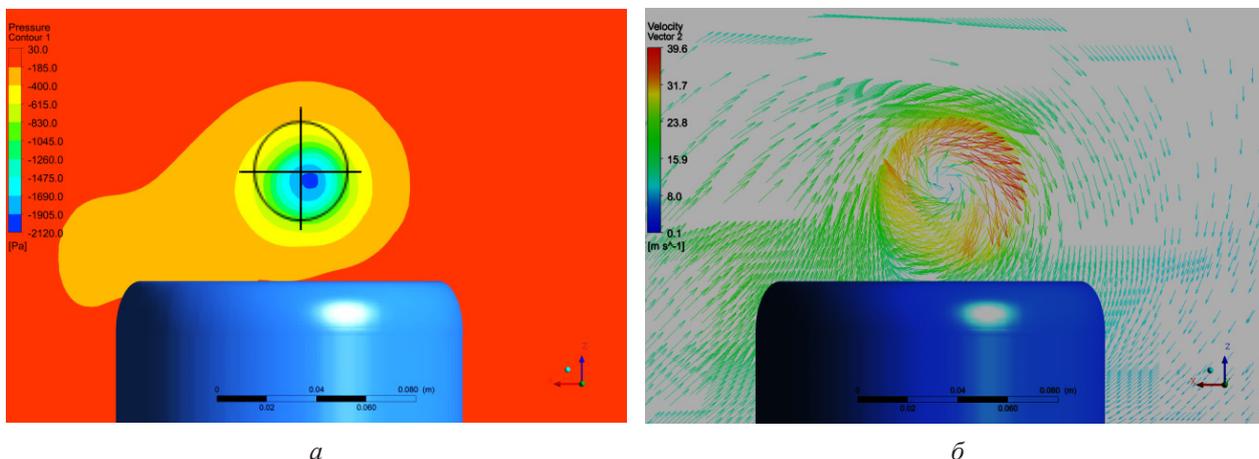
Изоповерхность  $Q$ -критерия позволяет наглядно выделить области, где вращение потока преобладает над сдвигом. Вихрь определяется как область течения, в которой выполняется условие  $Q > 0$  [6].

На рис. 5, *б* показаны линии тока на поверхности под дозвуковым воздухозаборником для случая при встречном ветре  $U_\infty = 25$  м/с. При данных условиях образуется один вихрь, который доминирует над вторым. Вихрь имеет четко выраженную структуру. Кроме того, с увеличением расстояния до входного устройства над подстилающей поверхностью меняется скорость течения.



**Рис. 5.** Визуализация приземных вихрей:  
*а* –  $Q$ -критерий, визуализирующий приземные вихри; *б* – линии тока на поверхности, демонстрирующие приземные вихри

На рис. 6, *а* представлены контуры полей статического давления в плоскости, расположенной параллельно подстилающей поверхности на высоте 0,005 м. На рис. 6, *б* показаны векторы скорости воздушного потока в горизонтальной плоскости, расположенной на высоте 0,005 м от подстилающей поверхности. Анализ показывает, что значение тангенциальной составляющей максимальной скорости в области существования вихря достигает значения  $V_r = 47$  м/с при скорости набегающего потока  $U_\infty = 25$  м/с под углом  $\psi = 0^\circ$  (ветер встречный).

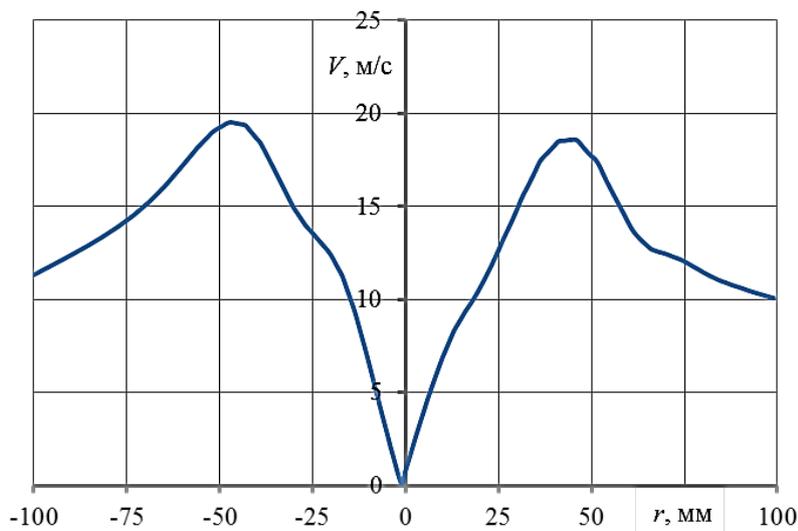


**Рис. 6.** Изменение параметров течения в приземном слое под воздухозаборником:  
*а* – поле статического давления; *б* – векторное поле скорости

Значение циркуляции  $\Gamma$  рассчитывается в плоскости среза на высоте 0,005 м от подстилающей поверхности. Определение границы поверхности вихря осуществлялось по методике, описанной в работе [2]. Условно граница вихря проходит на расстоянии от центра вращения, на котором изменение циркуляции  $\Delta\Gamma$  на  $i + 1$  шаге измерения не превышает 5 % от значения циркуляции  $\Gamma$  на предыдущем шаге  $i$ . На рис. 7 показана диаграмма тангенциальной скорости вдоль отрезка, лежащего на плоскости среза и проходящего через центр вихря. Циркуляция  $\Gamma$  вихря определяется по формуле:

$$\Gamma = \sum V_{пл.i} \cdot r_i, \tag{5}$$

где  $V_{пл.i}$  – значение проекции скорости в плоскости, перпендикулярной оси вращения вихря;  $r_i$  – расстояние от центра вихря (точки торможения), на котором измеряется скорость  $V_{пл.i}$ .



**Рис. 7.** Зависимость распределения тангенциальной скорости  $V_r$  по расстоянию от центра вихря  $r$

Проведен расчет циркуляции вихря, образующегося под воздухозаборником для диапазона скоростей набегающего потока  $U_\infty$  от 0 до 44 м/с. На рис. 8 показан график безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  вихря для различных случаев относительной скорости  $U^*$  для относительной высоты воздухозаборника  $\bar{h} = 0,25$ . Безразмерная циркуляция  $\Gamma^*$  рассчитывается по формуле:

$$\Gamma^* = \frac{\bar{\Gamma}}{D_i \cdot U_i} \quad (6)$$

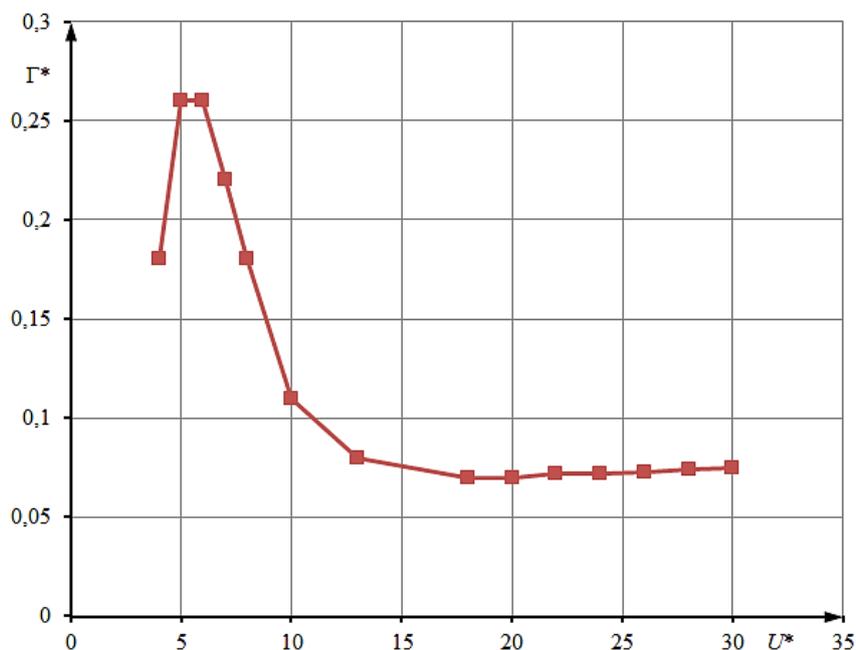


Рис. 8. Зависимость безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  вихря от относительной скорости  $U^*$

Анализ результатов математического моделирования показывает, что при увеличении скорости набегающего потока  $U^*$  значение безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  падает до величины  $\Gamma^* = 0,05$  при  $U^* = 21$ , а затем интенсивно возрастает до  $\Gamma^* = 0,258$  при  $U^* = 5,5$ . При дальнейшем росте скорости набегающего потока  $U^*$  безразмерная циркуляция  $\Gamma^*$  резко уменьшается. Это свидетельствует о достижении критической скорости  $U^*_{\text{крит}}$ , при которой происходит разрушение приземного вихря для конфигурации воздухозаборника  $\bar{h}$ . На рис. 9 показан случай сдува и последующего разрушения вихря при безразмерной скорости  $U^*_{\text{крит}} = 4,4$ , что соответствует скорости  $U = 44$  м/с (табл. 1).

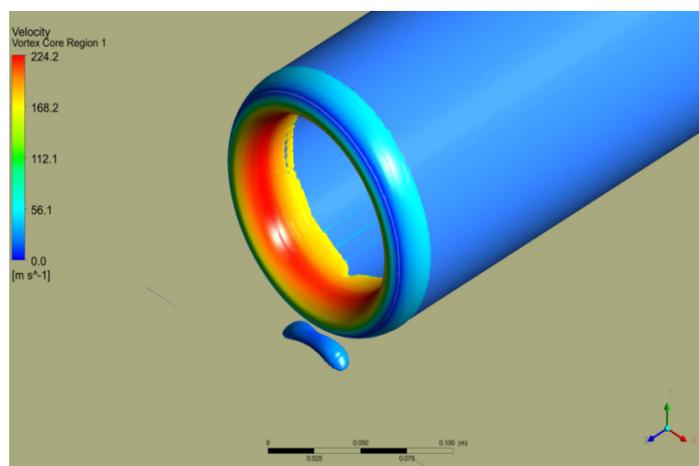


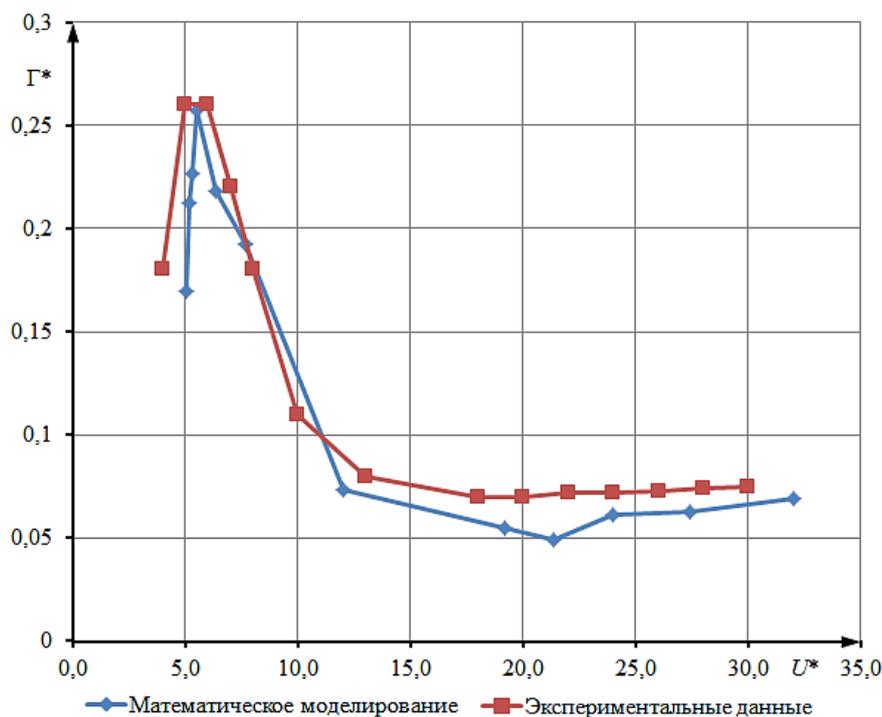
Рис. 9. Разрушение приземного вихря под изолированным дозвуковым воздухозаборником круглого сечения

На рис. 10 приведено сравнение результатов математического моделирования с данными эксперимента, приведенными в работе [2].

Анализ зависимости безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  вихря от безразмерной скорости воздушного потока  $U^*$ , полученной расчетным путем, показывает, что ее характер изменения совпадает с зависимостью, полученной на основе результатов, достигнутых в ходе проведенного эксперимента [2].

**Таблица 1.** Соотношение скорости набегающего потока  $U_\infty$  и относительной скорости  $U^*$

Параметр	Значение											
$U_\infty$ , м/с	0	2,0	6,0	10,0	14,0	18,0	22,0	26,0	30,0	34,0	38,0	44,0
$U^*$	$\infty$	96,0	32,0	19,2	13,7	10,7	8,7	7,4	6,4	5,6	5,1	4,4



**Рис. 10.** Результаты математического моделирования и экспериментального исследования для изолированного воздухозаборника при встречном ветре,  $\bar{h} = 0,25$

Максимальное значение безразмерной циркуляции вихря при достижении одной и той же безразмерной скорости вихря  $U^* = 5,5$  составляет для экспериментальных данных  $\Gamma^* = 0,261$ , а при математическом моделировании –  $\Gamma^* = 0,258$ . Разница между максимальными значениями безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  составляет 1,2 %. Однако в интервале безразмерной скорости  $U^* = 13 \div 24$  наблюдается расхождение в результатах. А именно, разница в значении безразмерной циркуляции  $\Gamma^*$  достигает 7,8 % относительно максимальных значений. Таким образом, рассмотренная математическая модель обеспечивает заданную точность.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведен анализ причин попадания ПП на вход в СУ ЛА, в ходе которого выделен способ подброса инородного тела приземным вихрем, образующимся при работе ГТД на повышенных режимах.

Выполнено математическое моделирование процесса образования приземного вихря под воздухозаборником в программном комплексе *Ansys CFX* с использованием модели турбулентности *SST*. Получены промежуточные результаты расчетов, которые показывают особенности системы вихрей, образующихся на входе в СУ с изолированным дозвуковым воздухозаборником круглого сечения.

Рассчитаны значения циркуляции вихрей, являющихся одной из причин подхвата ПП. Проведен анализ полученных в ходе математического моделирования зависимостей безразмерной циркуляции от скорости внешнего потока и результатов экспериментальных исследований.

Результаты математического моделирования верифицируют экспериментальные данные, представленные в работе [2]. Математическая модель при выбранном качестве сетки и граничных условиях удовлетворяет требуемому уровню точности и позволяет определить степень влияния внешних факторов, геометрической компоновки воздухозаборников и режима работы ГТД на характеристики вихрей. Таким образом, математическое моделирование с использованием выбранной модели турбулентности может быть применено для получения зависимостей характеристик приземных вихрей, образующихся при работе двухдвигательной СУ, в том числе на этапе разбега ЛА.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Евдокимов А. И.** Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолетов военного назначения: дис. ... д-ра техн. наук. М.: ВВИА; 1993. 520 с. [ A. I. Evdokimov, *Substantiation of the choice of effective systems of protection against damage by foreign objects of engines of military aircraft*: Dr. Tech. Sci. diss., (in Russian). Moscow: VVIA, 1993. ]
2. **Murphy J.** Intake Ground Vortex Aerodynamics: PhD Thesis. Accepted manuscript. Cranfield University School of Engineering Academic, 2008.
3. **Нескоромный Е. В., Марков Д. С.** Формирование приземного вихря на входе в авиационную силовую установку // *Насосы. Турбины. Системы*. 2018. № 4 (29). С. 20–33. [ E. V. Neskoromny, D. S. Markov, "Formation of a near-ground vortex at the entrance to an aircraft power plant", (in Russian), in *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, no. 4 (29), pp. 20-33, 2018. ]
4. **Снегирев А. Ю.** Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учебное пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с. [ A. Yu. Snegirev, *High performance computing in technical physics. Numerical modeling of turbulent flows: textbook*, (in Russian). St. Petersburg: Izd-vo Politehn. Un-ta, 2009. ]
5. **Тарасов А. Л.** Управление отрывно-вихревой структурой обтекания маневренного самолета на больших углах атаки для улучшения его аэродинамических характеристик: дис. ... канд. техн. наук. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. 118 с. [ A. L. Tarasov, *Control of the separation-vortex structure of the flow around a maneuverable aircraft at high angles of attack to improve its aerodynamic characteristics*: Cand. Tech. Sci. Diss., (in Russian). Voronezh: VUNCz VVS "VVA", 2016. ]
6. **Гарбарук А. В., Гусева Е. К.** Расчет развитого течения в плоском канале с использованием вихререзающих подходов. [Электронный ресурс]. URL: [https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/modern\\_methods/Term11\\_project\\_channel.pdf](https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/modern_methods/Term11_project_channel.pdf) (дата обращения 27.05.2021). [ A. V. Garbaruk, E. K. Guseva (2021, May 27), *Calculation of a developed flow in a flat channel using eddy-resolving approaches* [Online], (in Russian). Available: [https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/modern\\_methods/Term11\\_project\\_channel.pdf](https://cfd.spbstu.ru/agarbaruk/modern_methods/Term11_project_channel.pdf) ]

#### ОБ АВТОРАХ

**БОРОЗДИН Сергей Александрович**, адъюнкт. каф. авиационных двигателей. Иссл. в обл. защиты СУ от повреждения ПП.

**НЕСКОРОМНЫЙ Евгений Вячеславович**, доц. каф. авиационных двигателей, канд. техн. наук. Иссл. в обл. защиты СУ от повреждения ПП.

**МАЯЦКИЙ Сергей Александрович**, доц. каф. авиационных двигателей, канд. техн. наук. Иссл. в обл. повышения эффективности СУ.

**BOROZDIN, Sergei Aleksandrovich**, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft Engines.

**NESKOROMNYI, Evgenii Viacheslavovich**, Assoc. Prof., Dept. of Aircraft Engines. Cand. of Tech. Sci.

**MAIATSKII, Sergei Aleksandrovich**, Assoc. Prof., Dept. of Aircraft Engines. Cand. of Tech. Sci.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 1 (95), pp. 31-39, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).