

К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВИХРЕВОГО ТЕЧЕНИЯ ПЕРЕД ВОЗДУХОЗАБОРНИКОМ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ушаков И.О., Серебрянский С.А.

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

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

Аннотация. Перед низкорасположенными турбовентиляторными двигателями магистральных самолетов зачастую образуется вихревое течение, которое может подбрасывать посторонние предметы в контур силовой установки. В работе рассматривается математическое моделирование и анализ характеристик вихревого течения перед низкорасположенными турбовентиляторными двигателями.

Ключевые слова: турбовентиляторный двигатель, вихревое течение, математическое моделирование, посторонние предметы, расположение двигателя.

Введение

Маршевая силовая установка магистральных воздушных судов, как правило представляет собой два или более турбовентиляторных двигателя, расположенных на пилонах под крылом. Одним из основных недостатков такого размещения двигателей – высокая вероятность попадания в них посторонних предметов с поверхности аэродрома [1, 2]. Можно выделить ряд причин, приводящих к данному явлению:

- подбрасывание посторонних предметов в проточную часть силовой установки вихревым жгутом, образующимся перед воздухозаборником на поверхности аэродрома;
- подброс посторонних предметов колесами передней опоры шасси в процессе руления, разбега и пробега воздушного судна по поверхности аэродрома;
- подброс посторонних предметов газоздушным потоком реверсивного устройства двигателя в процессе пробега после посадки.

В результате попадания посторонних предметов в двигатель происходит их контакт с элементами конструкции двигателя, что в свою очередь может привести к значительным повреждениям. В случае обнаружения значительных повреждений элементов конструкции двигателя могут потребоваться дополнительные средства для восстановления летной годности воздушного судна, а также возможно увеличение времени простоя самолета. Важно отметить, что интенсивный заброс посторонних предметов в двигатель может быть причиной формирования ограничений ожидаемых условий эксплуатации воздушного судна. В данный момент существует малое число магистральных самолетов, особенно, без специальных защитных устройств, которые могут активно эксплуатироваться с грунтовых взлетно-посадочных полос.

В данной работе предлагается рассмотреть процесс вихреобразования перед воздухозаборником турбовентиляторного двигателя, расположенного на пилоне под крылом. Как было отмечено ранее, вихревое течение может захватывать мелкодисперсные посторонние предметы, которые в дальнейшем могут быть подхвачены газоздушным потоком в проточную часть силовой установки [3].

Существует множество методов защиты низкорасположенных двигателей от попадания посторонних предметов. Большинство из них могут быть разделены на два типа: эксплуатационные и конструктивные. Эксплуатационные методы – специальные методики эксплуатации взлетно-посадочных площадок и воздушных судов, которые в большинстве своем могут быть применимы к любому типу воздушного судна или аэродрому. Конструктивные методы – специальные устройства, используемые на взлетно-посадочных площадках или в конструкции воздушного судна.

Для разработки эффективных мероприятий, направленных на защиту двигателей от попадания посторонних предметов за счет их подброса вихревым течением необходимо выполнить комплексный анализ характеристик вихревого течения [4].

1. Теоретические изыскания

Вихревое течение можно охарактеризовать, как газодинамический процесс преобразования потенциального течения газа в вихревое течение с образованием вихрей и более мелкой завихренности в поле внешнего и внутреннего воздействия на исследуемую среду. Известно, что вихреобразование характеризуется наличием циркуляции Γ в исследуемой среде. Она может быть определена из теоремы Кутты-Жуковского о подъемной силе тела:

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

где ρ – плотность жидкости или газа, V_{∞} скорость жидкости или газа, l – характерная длина исследуемого объекта, обтекаемого жидкостью или газом.

Из выражения (1) можно выразить циркуляцию Γ . Таким образом, следует, что изменение воздействия на рассматриваемую среду ($Y \neq 0$, $\rho V_{\infty} \neq 0$, $l \neq 0$) будет сопровождаться изменением циркуляции скорости Γ .

Анализ экспериментальных исследований показывает, что появление вихревого течения перед силовой установкой не всегда приводит к подбросу посторонних предметов [5, 6]. Отмечается, что подброс посторонних предметов возможен тогда, когда выполняются следующие условия:

- горизонтальная составляющая скорости газовоздушного потока в приземной поверхности $V_{h \max} \geq 1,5$ м/с;
- относительная высота расположения силовой установки $H_r < 2$.

$$H_r = \frac{H}{D} \quad (2)$$

где H – расстояние от оси воздухозаборника до поверхности земли, D – диаметр воздухозаборника. Данные геометрические параметры отражены на рисунке 1.

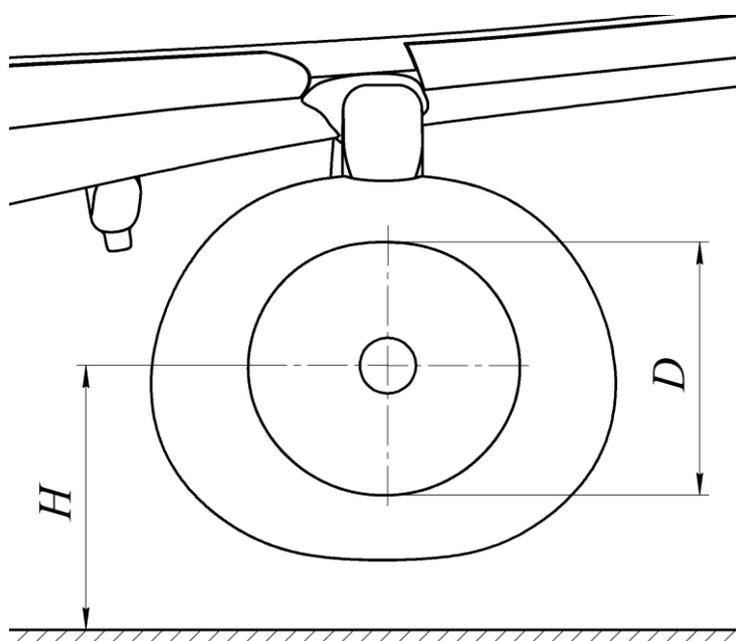


Рис. 1. Геометрические характеристики, влияющие на интенсивность вихревого течения

Большинство магистральных самолетов имеют в своем составе турбовентиляторные двигатели, относительная высота расположения меньше 2 [7]. Также в других работах отмечено, что наиболее устойчивое вихреобразование наблюдается тогда, когда двигатель работает на максимальном взлетном режиме.

2. Моделирование вихревого течения

Для моделирования процесса вихреобразования используется модель внешних обводов дозвукового воздухозаборника. Расположение воздухозаборника в некотором газовоздушном объеме соответствует минимальному расстоянию относительно земли при максимальном взлетном весе самолета, $H_r = 1,1$.

Исследуемый газовоздушный объем вокруг силовой установки был разбит на два региона с различной плотностью тетраэдральных элементов для уменьшения потребных вычислительных мощностей. В зоне предполагаемого вихреобразования максимальный размер тетраэдральных элементов – 15 мм. Остальной газовоздушный объем выполнен тетраэдральной сеткой с максимальным размером элемента – 400 мм. Пограничный слой выполнен 12 слоями (минимальная толщина первого слоя – 0,001 м), толщина каждого слоя увеличивается в 1,2 раза относительно предыдущего.

Граничные условия решаемой задачи представлены на рисунке 2. Расход воздуха силовой установки задан граничным условием Inlet в плоскости вентилятора силовой установки. В работе рассматривается максимальный взлетный режим работы двигателя, что соответствует массовому расходу воздуха силовой установки в 178 кг/с. Скорость бокового ветра задана граничным условием Inlet в левой границе газовой среды в рассматриваемой модели задана граничными условиями Wall и Opening.

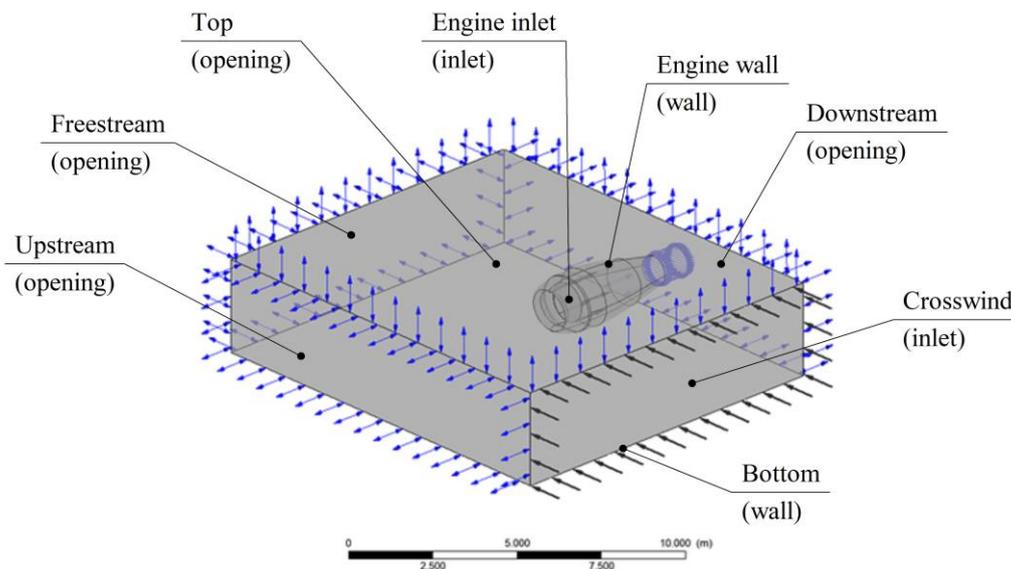


Рис. 2. Граничные условия рассматриваемой задачи

В работе используется решатель ANSYS CFX со следующими заданными параметрами:

- число элементов конечно-объемной сетки – 10 603 333;
- модель турбулентности – SST;
- газоздушный поток задан идеальным газом;
- параметры рассматриваемой среды соответствуют параметрам международной стандартной атмосферы на высоте 0 м. относительно уровня моря.

Описанные параметры остаются неизменными для каждой итерации расчета за исключением скорости бокового ветра. Выполнены расчеты во всем эксплуатационном диапазоне бокового ветра для рассматриваемого прототипа воздушного судна (от 2,5 м/с до 15 м/с с ценой деления 2,5 м/с).

Отображение результатов расчета может быть выполнено в программе ANSYS CFD-Post с использованием инструмента Vortex Core Region, метод Q-критерия. Существование завихренности в исследуемом газоздушном объеме определяется при выполнении условия $Q > 0$. Данный метод позволяет отобразить зоны в которых вращательное движение жидкости или газа преобладает над сдвигом. Так, на рисунке 3 представлены результаты отображения зоны с вихревым течением при помощи инструмента Vortex Core Region, а на рисунке 4 представлены данные, отображающие структуру вихревого течения при помощи инструмента Streamline.

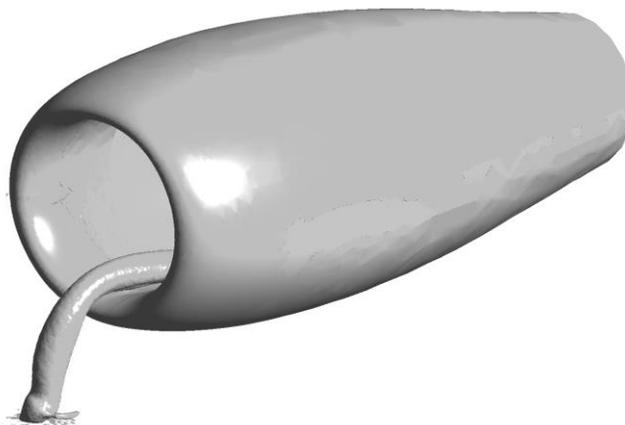


Рис. 3. Зона с интенсивным вихревым течением, инструмент Vortex Core Region

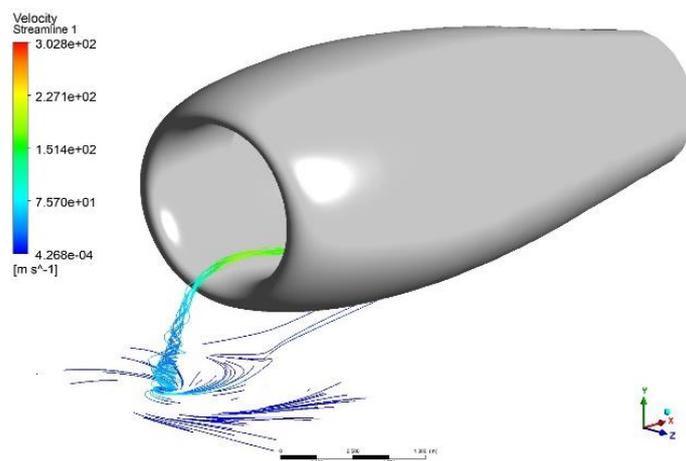


Рис. 4. Структура вихревого течения, инструмент Streamline

Представленные данные позволяют локализовать вихревое течение в исследуемом газовой воздушном объеме и сделать вывод, что с увеличением расстояния от поверхности земли и его приближении к воздухозаборнику скорость вихревого течения значительно увеличивается.

3. Определение интенсивности вихревого течения

Для определения интенсивности вихревого течения необходимо выполнить анализ векторного поля скоростей в приземной поверхности в зоне вихреобразования. Вихревое течение можно считать установившемся тогда, когда векторное поле скоростей отчетливо показывает циркуляцию газовой воздушного потока. Данное явление отображено на рисунке 5.

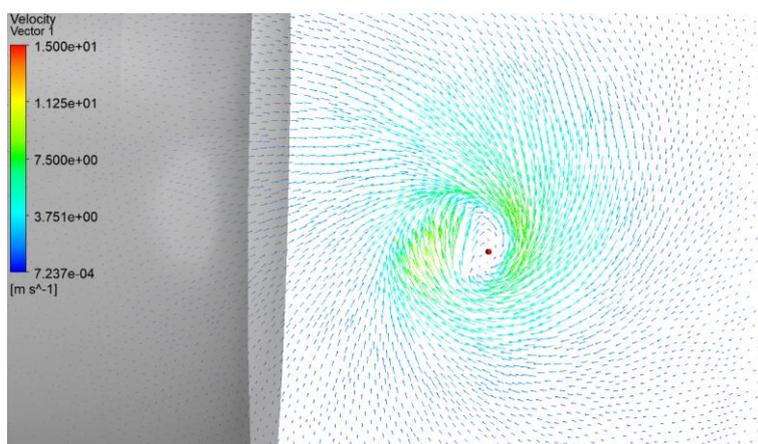


Рис. 5. Векторное поле скоростей в приземной поверхности

В центре вращательного движения газовой воздушного потока можно наблюдать точку, в которой горизонтальная составляющая скорости равно нулю. Данная точка соответствует точке присоединения вихревого жгута к поверхности земли. Анализ векторного поля скоростей позволяет определить максимальное значение горизонтальной составляющей скорости во всем рассматриваемом диапазоне скоростей бокового ветра. Так, результаты расчетов показывают, что во всем эксплуатационном диапазоне скоростей бокового ветра $V_{h \max} \geq 1,5$ м/с. Максимальное значение $V_{h \max}$ определено при скорости бокового ветра 15 м/с и составило 11,78 м/с.

Данные результаты показывают, что во всем рассматриваемом диапазоне скоростей бокового ветра возможен заброс посторонних предметов в проточную часть силовой установки с поверхности аэродрома.

Также определено, что значение горизонтальной составляющей скорости в приземном потоке V_h имеет свойство увеличиваться по мере увеличения скорости бокового ветра. На рисунке 6 показана зависимость абсолютных значений горизонтальной составляющей скорости от изменения расстояния до точки присоединения вихревого жгута к поверхности аэродрома ($V_h = 0$ м/с). Представленный график также позволяет определить расположение точки присоединения вихревого жгута к земной поверхности. Становится возможным точное определение зоны с интенсивным вихревым течением.

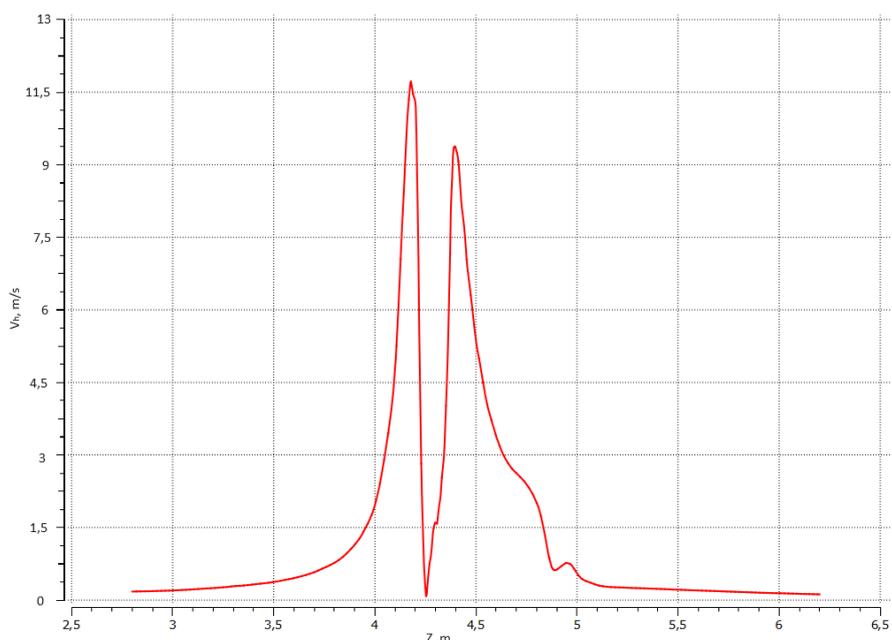


Рис. 6. Распределение горизонтальной составляющей скорости V_h относительно поверхности земли, скорость бокового ветра – 15 м/с

Определение координаты точки присоединения вихревого жгута также как и зоны с интенсивным вихреобразованием – одна из необходимых для решения задач на пути разработки методов защиты двигателя от попадания посторонних предметов.

4. Заключение

Результаты математического моделирования с использованием метода конечного объема – одно из ключевых средств определения характеристик вихревого течения, также как и зоны его существования. В работе показано, что согласно приведенным экспериментальным данным, объект исследования подвержен интенсивному вихреобразованию. Отмечены возможные последствия возникновения интенсивного вихревого течения.

Представленный метод математического моделирования и анализа характеристик вихревого течения может быть использован в качестве начального источника данных для определения возможности существования интенсивного вихревого течения перед воздухозаборником турбовентиляторного двигателя и для разработки методов его защиты 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. – М: МАИ, 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
2. Николаева А.А. Серебрянский С.А. Подход к выбору компоновки воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. №5. – С. 2.
3. 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.
4. Magnus D.G., Slaby M. Intake ground vortex and computational modelling of foreign object ingestion // The Aeronautical Journal. – 2015. №119. – P. 1123-1145.
5. Комов А.А. Оценка защищенности двигателей ПД-14 от повреждений посторонними предметами на самолете МС-21 // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. №4-3. – С.586-591.
6. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов // Тезисы 2-ой Международной конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». – М.: МАИ (НИУ), 2023. – С. 53-56.
7. Ушаков И.О., Серебрянский С.А. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2024. №2. – С. 3.