

УДК 519.248

doi 10.54708/19926502_2025_29210845

Влияние пылезащитного устройства на параметры вертолетного двигателя

А.В. Зырянов*, А.Х. Рахимов

ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНиТ), г. Уфа, Россия

Аннотация. Пылезащитное устройство (ПЗУ) играет ключевую роль в обеспечении надежной работы авиационных газотурбинных двигателей, особенно в условиях, где присутствуют высокие уровни пыли и песка. Грибковое устройство, как один из типов ПЗУ, использует свою геометрию для создания центробежных сил, которые помогают отделять частицы пыли от потока воздуха, направляемого в двигатель. Проведенные газодинамические расчеты с использованием программного комплекса Ansys позволяют получить детализированное представление о поведении воздушного потока при использовании грибкового ПЗУ. Результаты, показывающие незначительное влияние на давление и поток воздуха на входе в двигатель, подтверждают эффективность конструкции устройства.

Ключевые слова: пылезащитное устройство, проектирование, входное устройства, авиационный двигатель, ANSYS.

*aleksfox@inbox.ru

Введение

Пылевая эрозия элементов проточной части авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и накопление пыли приводят к снижению мощности, повышению температуры газа перед турбиной, поломкам ослабленных эрозией лопаток, помпажу и другим неисправностям. Частицы пыли, попадающие в двигатель, не только изменяют форму профилей лопаток, но и оседают во входной части компрессора, что затрудняет надежную работу вертолета [6]. В результате налипания пыли на лопатках компрессора их собственная частота колебаний может снизиться на 45%, что вызывает недопустимое увеличение напряжений в лопатках и может привести к их обрыву. Поэтому на практике применяются пылезащитные устройства, использующие инерционность для отделения пыли от воздуха [1, 3].

В настоящее время для защиты от пыли в средних вертолетах применяются различные пылезащитные устройства (ПЗУ). Одним из таких устройств является ПЗУ грибкового типа, отличающегося от других типов своей конструкцией и принципом функционирования [4, 7].

Актуальность

ПЗУ рассматривается как ключевой компонент для поддержания функционирования вертолетных двигателей в условиях запыленного воздуха. Интенсивность эрозии элементов газозащитного тракта газотурбинного двигателя определяется множеством факторов, включая твердость и химический состав пылевых частиц, их фракционный состав, концентрацию песка, а также режим работы двигателя и другие параметры [2, 5].

Постановка задачи

Целью данной работы является оценка влияния ПЗУ и входного устройства (ВУ) на параметры двигателя.

Оценка влияния ПЗУ на параметры двигателя

Для оценки влияния ПЗУ на параметры турбовального двигателя (ТВаД) была разработана термогазодинамическая модель (Рис. 1) и в программе Gazturb был выполнен расчет во взлетном режиме ($H = 0$, $M = 0$) для верификации.

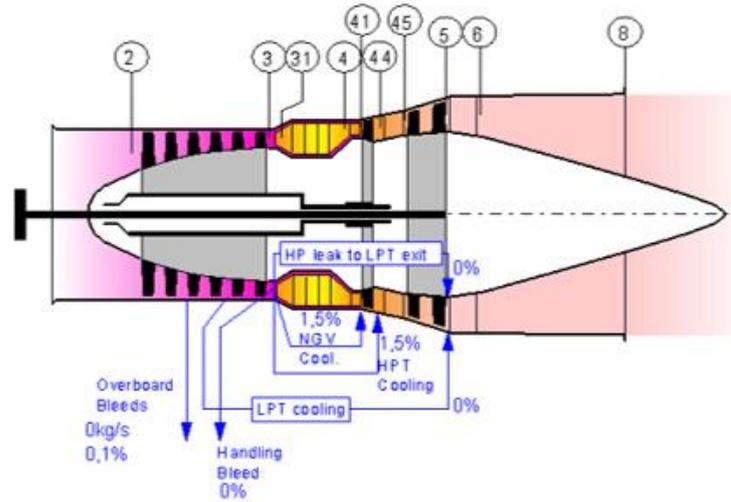


Рисунок 1. Схема математической модели двигателя.

Расчет двигателя проводится в условиях стандартной атмосферы (МСА). Входные данные представлены в Табл. 1.

Таблица 1. Входные данные

Высота	m	0
Дельта Т	К	0
Относительная влажность, %		0
Число маха		0
Приведенный расход возд. на вх.	kg/s	9,029
К-т полного давл. во ВУ		1
Степ. пов. полн. давл. в компр		9,24
Темп. газов на вых. из КС	К	1180,7
К-т полноты сгорания		0,98
Параметр нагруженности КС		1,6
Теплотворная способность топл.	MJ/kg	42,914

Результаты расчета двигателя в программном комплексе «GasTurb» представлены в виде таблицы, которая включает значения температур, давлений, расходов воздуха, а также приведенные расходы воздуха в расчетных сечениях проточной части двигателя. Также указаны значения КПД компрессора и турбины, механические КПД, мощность, приведенный и удельный расход топлива и степень повышения давления компрессора. На Рис. 2 показаны распределения параметров потока по тракту двигателя без ПЗУ.

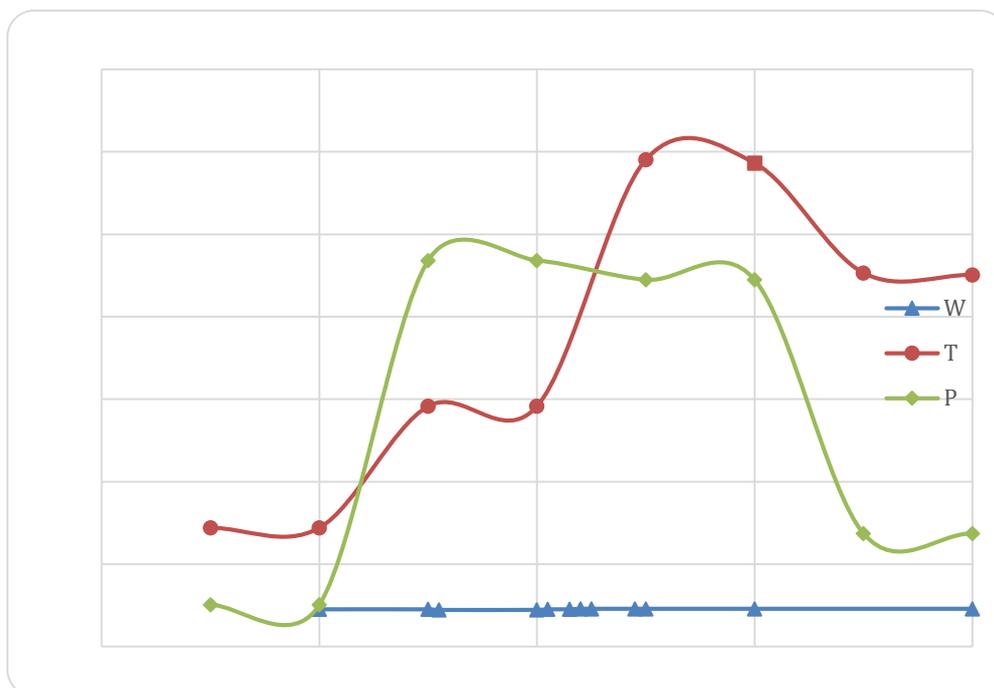


Рисунок 2. Распределения параметров потока по тракту двигателя без ПЗУ.

Трехмерное моделирование течения во входном устройстве проводится в ПО ANSYS CFX. На Рис. 3 изображены граничные условия для расчета потока в системе. Границы, обозначенные как Inlet и Outlet, определяют вход и выход потока, что позволяет задавать такие параметры, как скорость и давление на этих участках. Необозначенные границы по умолчанию рассматриваются как стенка, на них устанавливаются условия нулевой скорости потока (что означает отсутствие движения потока вдоль стенки) и нулевого теплового потока (что подразумевает отсутствие теплообмена через стены).

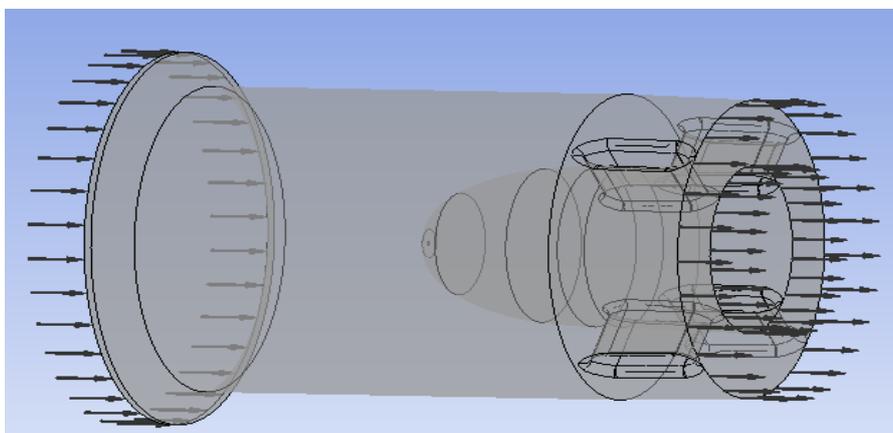


Рисунок 3. Графическое обозначение граничных условий.

Наиболее надежным вариантом граничных условий (ГУ) является задание скорости или массового расхода на входе и статического давления на выходе расчетной области. В этом случае полное давление на входе вычисляется в процессе расчета.

Также достаточно устойчивым является вариант, при котором задается полное давление на входе и скорость или расход на выходе. В этом случае статическое давление на выходе и скорость на входе определяются расчетом. Однако комбинация полного давления на входе со статическим давлением на выходе оказывается чувствительной к начальным условиям, при этом массовый расход в данной ситуации также рассчитывается.

В процессе расчетов было принято решение создать монитор для отслеживания параметра расхода воздуха на выходе. Для этого в разделе Output Control необходимо указать нужный параметр для мониторинга и задать границы.

Таким образом, изменяется разряжение давления на выходе до тех пор, пока не будет достигнуто требуемое значение расхода воздуха. На Рис. 4 представлен монитор, который отслеживает заданный параметр и его необходимое значение.

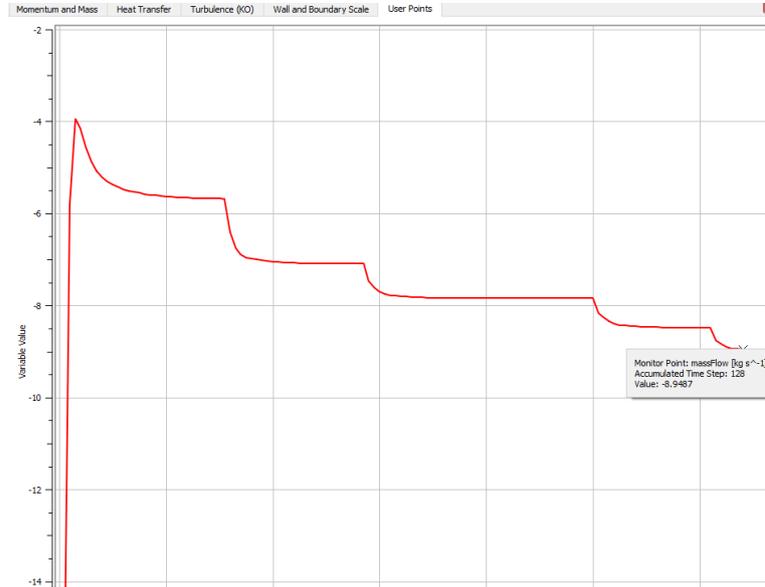


Рисунок 4. Монитор отслеживания заданного параметра.

После того как необходимый параметр давления на выходе получен, для обеспечения значения расхода воздуха, задаем новые граничные условия, представленные на Рис. 5. Воздух принимается за идеальный газ (уравнение Менделеева-Клапейрона). Границы типа стенка (Wall) не имеют никакого обозначения. Все неназначенные границы по умолчанию считаются стенкой.

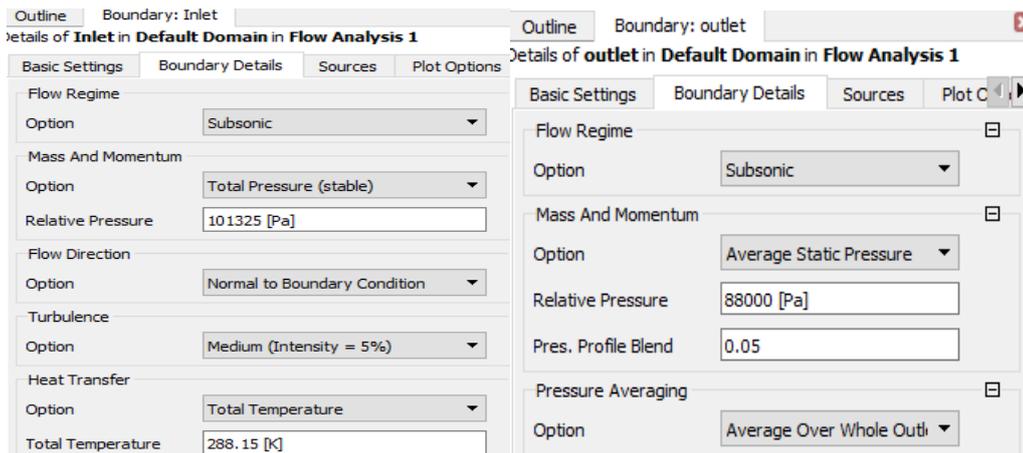


Рисунок 5. Граничные условия входа и выхода.

Результаты расчета геометрической модели ВУ в ANSYS CFX представлены на Рис. 6, 7.

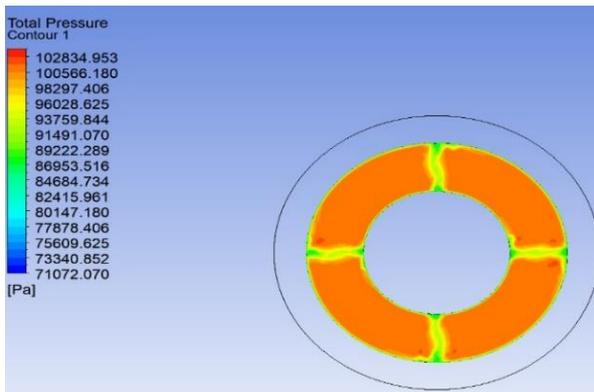


Рисунок 6. Распределение абсолютного давления в сечении.

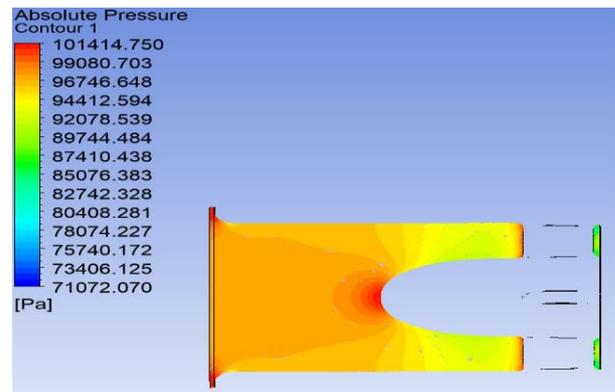


Рисунок 7. Распределение давлений на выходе.

На Рис. 8 представлены результаты расчетов по параметрам: полное давление, массовый расход и скорость. Полученные данные соответствуют условиям на этапе взлета.

Results	
Mass Flow on Inlet	9.02678 [kg s ⁻¹]
Mass Flow on Outlet	-9.02661 [kg s ⁻¹]
Mass Flow Average of Total Pressure on Inlet	101310 [Pa]
Mass Flow Average of Total Pressure on Outlet	100618 [Pa]
Mass Flow Average of Velocity on Outlet	146.509 [m s ⁻¹]

Рисунок 8. Результаты расчета.

Затем выполняется термогазодинамический расчет в программе «GasTurb», принимая во внимание потери на входе в двигатель. Потери полного давления во входном устройстве.

$$\sigma_{\text{ВХ}} = \frac{P_2}{P_1} = 100618/101310 = 0,993.$$

После расчета ВУ было смоделировано ПЗУ, на Рис. 9 показана модель ВУ с ПЗУ.

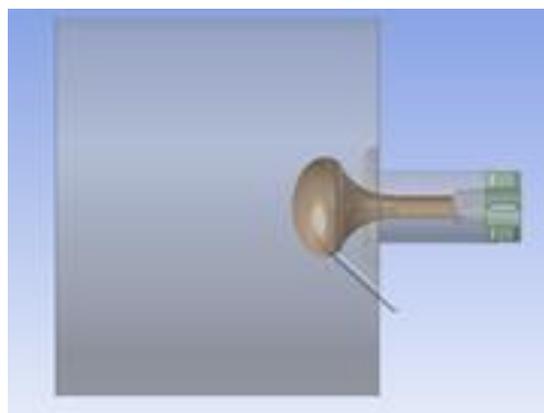


Рисунок 9. Схематический вид начального проекта с ПЗУ в ANSYS Design Modeler.

После проведения расчета модели ВУ с ПЗУ в ANSYS CFX, получены следующие результаты (Рис. 10, 11).

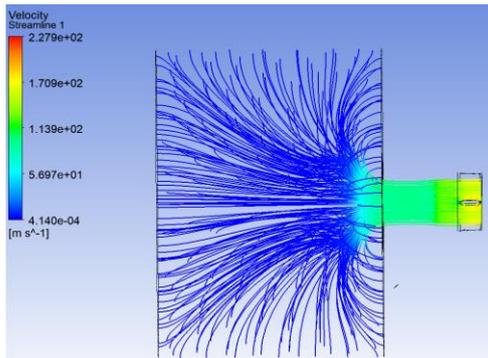


Рисунок 10. Распределение абсолютного давления в сечении.

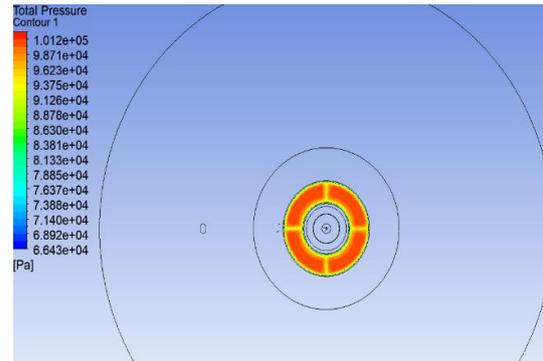


Рисунок 11. Распределение давлений на выходе.

На основе полученных данных рассчитываются потери полного давления с ПЗУ в выключенном состоянии, а затем проводим расчет в программном комплексе «GasTurb». Потери полного давления с ПЗУ при его отключении.

$$\sigma_{\text{ВХ}} = \frac{P_2}{P_1} = 99783,6/101301 = 0,985$$

Сравнения основных параметров двигателей приведены в Табл. 2. На Рис. 12 представлена диаграмма влияния ПЗУ на мощность двигателя.

Таблица 2. Сравнение параметров

Двигатель Параметр	ТВаД			
	Без ВУ	С ВУ	С выкл. ПЗУ	С вкл. ПЗУ
N , кВт	1763,9	1739,0	1710,8	1552,3
$C_{уд}$, кг/кВт*ч	0,29890	0,3010	0,3035	0,3228
G_B , кг/с	9,029			
π_K^*	9,240			
$\sigma_{\text{ВХ}}$	1	0,9930	0,9850	



Рисунок 12. Диаграмма влияния ПЗУ на мощность двигателя.

Заключение

В данной статье численным моделированием проведена оценка влияния инерционного ПЗУ грибкового типа на потери давления на входе в вертолетный двигатель. Установлено, что на направления линий тока в наличие ПЗУ влияние не оказывает.

В ПК «GasTurb» выполнен термогазодинамический расчет вертолетного двигателя с учетом расчетных значений потери полного давления возникающих при работе ПЗУ.

Установлено, что влияние ПЗУ приводит к снижению мощности двигателя и увеличению расхода топлива на 7%.

Литература:

1. Гишваров А.С., Рахимов А.Х. Обоснование геометрических параметров пылезащитного устройства газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21. № 2. С. 7–15. [Gishvarov A.S., Rakhimov A.Kh. Justification of geometric parameters of the engine air particle separator // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2022. Vol. 21. No. 2. P.7–15 (in Russian)].
2. Степанов Г.Ю., Зицер И.М. Инерционные воздухоочистители. М.: Машиностроение, 1986. 184 с. [Stepanov G.Yu., Zicer I.M. The inertial air cleaners. Moscow: Mashinostroenie, 1986. 184 p. (in Russian)].
3. Гишваров А.С., Аитов Р.Р., Айтумбетов А.М. Исследование эффективности пылезащитных устройств вертолетных газотурбинных двигателей // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19. № 2(68). С. 100–110. [A.S. Gishvarov, R.R. Aitov, A. M. Aytumbetov. Study the effectiveness of the dust devices // Vestnik UGATU. 2015. Vol. 19. No. 2(68). P. 100–110 (in Russian)].
4. Гишваров А.С., Салимзянова А.А., Рахимов А. Х. Исследование влияния геометрии вертолетного пылезащитного устройства на его эффективность // Мавлютовские чтения: материалы XI Всероссийской молодежной научной конференции. 2017. Т. 7. С. 62–67. [Gishvarov A.S., Salimzyanova A.A., Rakhimov A.A. Investigation of the influence of the geometry of a helicopter dustproof device on its effectiveness // Mavlyutov Readings: Proceedings of the XI All-Russian Youth Scientific Conference. 2017. Vol. 7. P. 62–67].
5. Железина Г.Ф., Соловьева Н.А., Макрушин К.В., Рысин Л.С. Полимерные композиционные материалы для изготовления пылезащитного устройства перспективного вертолетного двигателя // Авиационные материалы и технологии 2018. № 1(50). С. 58–63. [Zhelezina G.F., Solovieva N.A., Makrushin K.V., Rysin L.S. Polymer composite materials for manufacturing engine air particle separation of advanced helicopter engine // Aviation Materials and Technologies. 2018. No. 1(50). P. 58–63 (in Russian)].
6. Мушик Э., Мюллер П. Методы принятия технических решений. М.: Мир, 1990. 208 с. [Mushik E., Miuller P. Techniques for making technical decisions. Moscow: Mir, 1990. 208 p. (in Russian)].
7. Гишваров А.С. Совмещенные ресурсные испытания технических систем. Уфа: Гилем, 2002. 268 с. [Gishvarov A.S. Combined life tests of technical systems. Ufa: Gilem, 2002. 268 p. (in Russian)].

Об авторах:

ЗЫРЯНОВ Алексей Викторович, канд. технич. наук по электроракетн. двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (УГАТУ, 2008), заведующий кафедрой авиационных двигателей Уфимского университета науки и технологий, 32, ул. Заки Валиди, г. Уфа, Республика Башкортостан, 450076, Россия, alexsfox@inbox.ru.

РАХИМОВ Абдусаттор Хасанович, старший преподаватель кафедры авиационных двигателей Уфимского университета науки и технологий, 32, ул. Заки Валиди, г. Уфа, Республика Башкортостан, 450076, Россия, mr.abdusattor@list.ru.

Metadata:

Title: Influence of the particle separator on the helicopter engine parameters.

Author 1: Alexey Viktorovich Zyryanov, Can. Sci. in electric jet engines and power installations of the aircraft (Ufa State Aviation Technical University, 2008). Head of the Department of Aviation Engines, Ufa University of Science and Technology, 32 Zaki Validi st., Ufa, Republic of Bashkortostan, 450076, Russia, alexsfox@inbox.ru.

Author 2: Abdusattor Hasanovich Rahimov, Senior Lecturer at the Department of Aviation Engines, Ufa University of Science and Technology, 32 Zaki Validi st., Ufa, Republic of Bashkortostan, 450076, Russia, mr.abdusattor@list.ru.

Abstract: Aircraft Engine Particle Separator (EAPS) does play a key role in the reliable operation of aircraft gas turbine engines, especially in environments where high levels of dust and sand are present. A mushroom device, as one type of EAPS, utilizes its geometry to create centrifugal forces that help separate dust particles from the airflow to the engine. The gas dynamic calculations performed using ANSYS software provide a detailed understanding of the airflow behavior when using a mushroom EAPS. The results showing insignificant influence on the pressure and airflow at the engine inlet confirm the efficiency of the device design.

Keywords: particle separator, design, input device, aircraft engine, ANSYS.