


Научная статья
УДК 621.452.32
DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ НА РЕЖИМАХ АВТОРОТАЦИИ

Маргарита Владимировна Рожкова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия
rozhkova_margarita@bk.ru 

Аннотация. Особенность работы компрессоров газотурбинных двигателей авторотирующего двигателя заключается во вращении роторов лишь под действием скоростного напора набегающего потока при отсутствии подвода механической мощности от турбины [1]. Выполнено моделирование рабочего процесса компрессора низкого давления, а также определены частоты вращения ротора турбовентилятора при авторотации. Представлены результаты расчета характеристики компрессора по CFD-технологии на этих режимах в FlowVision 3.12.01 и NUMECA Fine Turbo 8.9.1.

Ключевые слова: авторотация газотурбинных двигателей, осевой компрессор, напорная характеристика компрессора, турбинный режим работы компрессора, частота вращения ротора

Для цитирования: Рожкова М.В. Исследование рабочего процесса компрессора низкого давления на режимах авторотации // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 91–98. DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98

Original article

STUDYING WORKING PROCESS OF THE LOW-PRESSURE COMPRESSOR AT THE WINDMILL MODES

Margarita V. Rozhkova

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia
rozhkova_margarita@bk.ru

Abstract

The engine cut-off may occur in flight in a number of cases such as compressor surging, a bird ingress, or the crew error. In spite of the fact that the engine cut-off does not occur frequently, the possibility of its restarting in flight is one of the certification requirements, and comprehension of axial turbo-machines operation and characteristics at the extremely off-design modes gains more and more significant importance.

Following the engine cut-off in flight, rotation frequency of the engine rotors decreases to the steady-state value called the windmill rotation speed $n_{windmill}$. The compressor rotates herewith due solely to the impact pressure of the air incoming to the engine (the combustion chamber is off, the engine does not produce power). There is free windmilling, as well as locked wingmilling (the auto wingmilling at the rotor cranking by the starter). In the first case, which is being considered in the article, the engine shafts rotate with the speed depended on the flight Mach number, friction losses, angle of attack, the flow separation etc. In the second case, the initial shaft rotation is hampered since the ram air creates a torque not enough for the rotor cranking. At the modes where the speed is lower than at the rated idle compressor may run as a compressor (the energy is being transferred from the rotor to the liquid, which leads to the total pressure and temperature increase), a stirrer (total temperature rises in the compressor, but the total pressure falls), of a turbine (the temperature and pressure at the outlet are lower than at the inlet, and the power is being taken off the flow).

Numerical modeling in the 3D setting to obtain the subsonic ventilator characteristics at the windmill modes of was performed with the software complexes FlowVision 3.12.01 and NUMECA Fine Turbo 8.9.1 using the Spalart-Allmaras

(SA) turbulence model. The simulation was performed for the following flight mode: the flight altitude of 11 000 m, and Mach number of 0.2–0.6.

The availability of the engine subassemblies characteristics is necessary to elaborate a technique for the parameters estimation of the turbojet engine at the windmill modes. As for now, there are no exact mathematical models allowing reliable description of these modes.

The purpose of this work consists in developing a technique for creating characteristics of a low-pressure compressor in windmill modes. Further research will be aimed at obtaining performances of turbines and other engine subassemblies as well as the development of the above-mentioned technique.

Keywords: gas turbine engines windmilling, axial-flow compressor, compressor head-capacity characteristic, turbine mode of compressor, rotor speed

For citation: Rozhkova M.V. Studying Working Process of the Low-Pressure Compressor at the Windmill Modes. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 91–98. DOI: 10.34759/vst-2023-2-91-98

Введение

Современный уровень развития авиационной техники предъявляет новые повышенные требования к газотурбинным двигателям (ГТД). От них требуются не только высокая надежность и эффективность на расчетном режиме [5], но и оптимизация параметров двигателя и двигательной установки во всем диапазоне эксплуатационных режимов, включая нерасчетный процесс приемистости, сброса газа, а также запуск двигателя в полете (режим авторотации) и др. К одним из важнейших требований Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) относится безопасность полетов. Поэтому исследование характеристик узлов при не работающем в полете двигателе, а также определение возможности его повторного запуска является актуальной задачей.

Авторотация – одна из разновидностей установившихся режимов двигателя, на которых отсутствует подогрев рабочего тела в камере сгорания (КС) [6], т. е. полная температура на выходе из КС равна полной температуре на выходе из компрессора $T_r^* = T_k^*$. При этом роторы ГТД вращаются лишь под действием скоростного напора воздушного потока или за счет подачи сжатого воздуха на вход в двигатель для имитации полетных условий при стендовых испытаниях. Эти режимы для турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) характеризуются только числом Маха M_n , а приведенный расход топлива $G_{т.пр} = 0$ [7]. Таким образом, характерные параметры ТРДД будут зависеть только от M_n .

Режимы авторотации определяют работоспособность самолета при неработающем двигателе [8], а именно сопротивление авторотирующего двигателя для оценки характеристик летательного аппарата, параметры рабочего тела на входе в камеру сгорания для оценки и отработки высотных запусков двигателя, мощность ротора двигателя, частоты вращения двигателя, необходимые для нормальной работы вспомогательных агрегатов. Следует отметить, что основное влияние на запуск ГТД в таких условиях оказывают параметры воздуха за компрессором.

Запуск с режима авторотации осуществляется для различных классов двигателей: одно- и двухконтурных тур-

бореактивных двигателей, турбореактивного двигателя с форсажной камерой (ТРДФ) или турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДФ) с авторотирующим газогенератором при включенной форсажной камере, маршевых вертолетных [9], судовых ГТД [10, 11], для летательных аппаратов, запуск которых осуществляется методом свободного сброса [12], и др.

Первой и практически применяемой до настоящего времени математической моделью ГТД на режимах авторотации (при условии $T_r^* = T_k^*$) является система уравнений, включающая: характеристики элементов двигателя, частный баланс мощностей турбомашин без подвода тепла в КС, баланс расходов воздуха через компрессор и турбину, условия равенства частот вращения компрессора и турбины, степеней сжатия и расширения.

Основной вклад в теоретическое исследование режимов авторотации для различных конструктивных схем ГТД в отечественной практике внес В.И. Кузнецов [13, 14]. Предложенный им метод основан на применении уравнения общего баланса мощностей для замыкания системы уравнений, содержащей характеристики элементов двигателя. Проблема практического использования данного метода заключается в отсутствии достоверных характеристик элементов двигателя, а также в недостаточном количестве экспериментальных данных для полноразмерного ГТД.

Ряд экспериментальных исследований компрессора и турбины полноразмерного турбовального ГТД-3Ф при авторотации проведены В.И. Дайнеко [3, 15]. В ходе испытаний фиксировались заторможенные параметры потока (давление и температура) за каждой ступенью компрессора, на основе чего сделан вывод о наличии турбинных режимов работы ступеней компрессора на таких глубоко нерасчетных режимах. Также на основе анализа планов скоростей турбомашин В.И. Дайнеко был представлен подход к получению зависимости потребляемой мощности авторотирующего ГТД от условий полета. Однако математическая модель режимов авторотации не была построена.

Метод получения характеристики компрессора на режимах авторотации, представленный Захосом [16], основан на расчете напорных линий при нулевой

частоте вращения и при $n_{пр} = 0,3 \dots 0,6$ с последующей интерполяцией вдоль условных β -линий. Эти линии выполняют роль координат, связывающих друг с другом точки на напорных ветках характеристики. Определенным достоинством данного метода является возможность расчета характеристик при степени повышения давления π_k^* , меньшей единицы. Следует отметить, что для режимов с $\pi_k^* \leq 1$ и температурой $T_k^* \leq T_{вх}^*$ определение эффективности компрессора невозможно, поэтому определяется моментная характеристика $M_k = f(G_b, n)$ [17, 18]. Позже было установлено, что результаты расчета с помощью метода интерполяции на основе напорной характеристики при $n_{пр} = 0$ не соответствовали данным стендовых испытаний. Таким образом, для уточнения процесса интерполяции и получения достоверных результатов необходимо увеличить число расчетных точек вдоль β -линий [19].

Цель данной работы заключается в разработке и представлении подхода к расчету характеристик компрессора низкого давления (КНД) (на основе четырехступенчатого КНД) на режимах авторотации по CFD-технологии с использованием программных комплексов FlowVision 3.12.01 и NUMECA Fine Turbo 8.9.1.

Дальнейшее исследование будет посвящено расчету характеристик компрессора высокого давления, турбин высокого и низкого давления, а также разработке инженерной методики оценки параметров ГТД на режимах авторотации, пригодной для практического использования.

Моделирование рабочего процесса на режимах авторотации

Программный комплекс FlowVision 3.12.01 позволяет рассчитать свободное вращение ротора компрессора под действием набегающего потока. Один из способов моделирования такого рода задач основан на прямом моделировании с использованием модификатора «подвижное тело».

Геометрическая модель расчетной области с модификатором «подвижное тело» (ротор), подготовленная в сторонней CAD-программе, представлена на рис. 1. Параметры расчетной сетки нулевого уровня измельчения заданы в элементе «начальная сетка». Количество ячеек по осям X, Y, Z составляет 82, 78

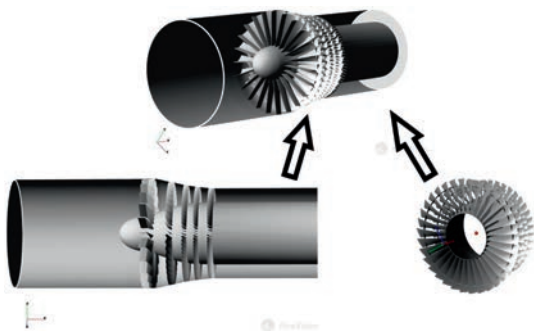


Рис. 1. Геометрическая модель расчетной области с модификатором «подвижное тело»

и 84 соответственно. Разбивка расчетной сетки до 3-го уровня выполнена с помощью элемента «адаптация» на граничных условиях Inlet, Outlet и Wall, которые описаны ниже.

Опорные значения давления и температуры составляют 22699,99 Па и 216,774 К, что соответствует высоте полета $H = 11000$ м. В качестве модели турбулентности была выбрана однопараметрическая модель турбулентности Spalart-Allmaras.

Граничные условия, накладываемые на расчетные переменные на границах подобласти:

- Inlet (тип ГУ Вход/Выход): относительная температура (0 К), норм. скорость с давлением (скорость 60, 80, 100...200 м/с; относительное статическое давление 0 Па);
- Outlet (тип ГУ Свободный выход): температура (нулевой градиент); относительное статическое давление (0 Па);
- Wall (тип Стенка): температура (нулевой градиент), скорость (логарифмический закон).

Закон вращательного движения «подвижного тела» (ротора) в проекции на каждую координатную ось (X, Y, Z) задается в трех временных интервалах. На первом временном интервале тело покоится. На втором временном интервале вращательное движение ротора происходит с заданной угловой скоростью (время начала действия угловой скорости (Время скорости) равно нулю; скорость вращения соответствует заданному числу оборотов $n_{пр} = 0,2; 0,25; 0,3 \dots 0,5$. На третьем вращательное движение «подвижного тела» определяется действием моментом сил $T_{ext} + T_{hydr}$ и демпфирующим коэффициентом O_ω :

$$\omega_{(n+1),i} = O_\omega \{ J_{(n+1)}^{-1} J_n \omega_{n,i} + J_{(n+1)}^{-1} [T_{ext}(t) + T_{hydr}(t)] \tau \},$$

где $i = x, y, z$ – индекс координатной оси, для которой задаются значения проекции скорости, n – номер шага по времени, ω – угловая скорость в интервале времени, J – момент инерции «подвижного тела», $T_{ext}(t)$ – сторонний момент вращения, $T_{hydr}(t)$ – гидродинамический момент вращения, действующий на тело в абсолютной системе координат, τ – длительность шага по времени [20].

Во втором временном интервале, например при заданной угловой частоте вращения 480 рад/с, соответствующей $n_{пр} = 0,45$, определены моменты, действующие на ротор со стороны жидкости. После получения установившегося решения (расход воздуха $G_b = 12,367$ кг/с) из условия равенства нулю суммарного момента, действующего на лопатки ротора определяется угловая скорость вращения при авторотации $\omega_{авт} = 472,5393$ рад/с (рис. 2) – третий временной интервал. Результаты расчета $\omega_{авт}$ представлены в таблице.

В программном комплексе FlowVision 3.12.01 выполнено моделирование режима полного запираия компрессора при авторотации (для $n_{пр} = 0,25 \dots 0,5$), на котором степень повышения давления π_k^* минимальна, а расход воздуха G_b , который может пропустить

через себя компрессор (пропускная способность), максимален. Из результатов расчета при $n_{пр} = 0,45$, представленных на рис. 3, видно, что первые ступени компрессора повышают давление и работают в компрессорном режиме, третья ступень работает в режиме «мешалки», а последняя – в турбинном режиме, т. е. сообщая ротору вращающий момент (скорость потока воздуха повышенного давления больше скорости лопаток, поэтому он увлекает их, заставляя вращаться

ротор). Также следует отметить, что на режиме авторотации компрессор работает не в режиме потребления, а в режиме создания вращающего момента [3, 15], поэтому работа ступени в турбинном режиме еще значительно сказывается на эффективности работы компрессора.

Дальнейшее моделирование выполнено в программном пакете NUMECA Fine Turbo 8.9.1. В отличие от геометрии, рассматриваемой во FlowVision,

		Подвижное тело	ROTOR
Имя	Значение	Центр вращения X	1293
Данные с солвера	Есть	Центр вращения Y	0
Номер шага	22056	Центр вращения Z	0
Время	0.47833585308004619	Скорость X	0
		Скорость Y	0
		Скорость Z	0
Переменная	VEL	Угловая скорость X	472.53932361919
Блок	Движение	Угловая скорость Y	0
Фаза	Все фазы	Угловая скорость Z	0
		М центр Z	0
Подобласть	STATOR	М жидк. X	-650.60125202619
Площадь	4.2489070469683	М жидк. Y	172.27152706236
Массовый расход+	0	М жидк. Z	-85.539305393955
Массовый расход-	0	Поворот X X	-1
Объемный расход+	0	Поворот X Y	0
Объемный расход-	0	Поворот X Z	0
М центр X	0	Поворот Y X	0
М центр Y	0	Поворот Y Y	0.88159850177348
М центр Z	0	Поворот Y Z	0.47200008651562
М жидк. X	650.60125202619	Поворот Z X	0
М жидк. Y	172.27152706236	Поворот Z Y	0.47200008651562
М жидк. Z	85.539305393955	Поворот Z Z	-0.8815985017734

Рис. 2. Характеристика модификатора «подвижное тело»

Результаты расчета угловой скорости авторотации в FlowVision

$n_{пр}$	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5
$\omega_{авт}$, рад/с	198,17	304,75	357,98	415,04	472,54	547,52
n , об/мин	1892,44	2910,21	3418,49	3963,29	4512,41	5228,42

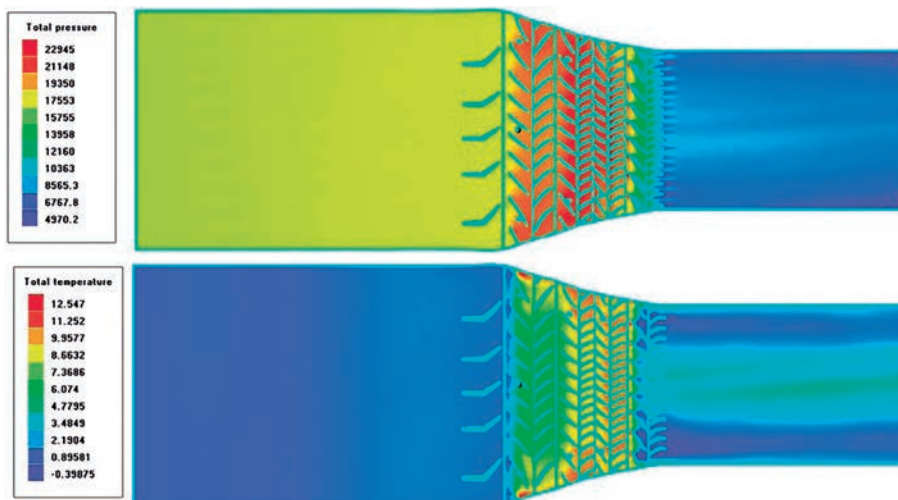


Рис. 3. Поля распределений полного давления и полной температуры в программном комплексе FlowVision 3.12.01

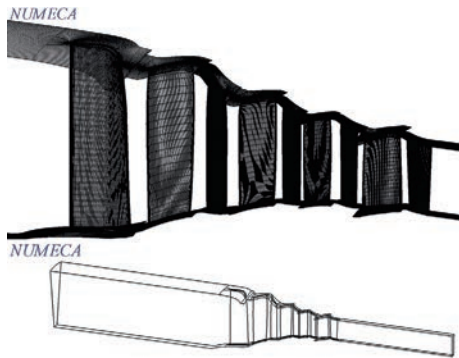


Рис. 4. Поверхностная сетка и расчетный объем КНД в Numeca Fine Turbo

в данном случае для венцов лопаток первой, второй и третьей ступени отсутствуют antivибрационные полки. Создание конечно-объемной модели, представленной на рис. 4, осуществлено в NUMECA AutoGrid 5.

Из формы напорной линии можно заключить, что ни одна из пар граничных условий не применима для расчета характеристики во всем диапазоне параметров. Задание расхода на выходной границе G_b не позволяет корректно описать вертикальную ветвь [21]. Задание статического давления p не позволяет описать горизонтальную ветвь. Поэтому в качестве граничных условий использовались:

- Inlet: полное давление p^* (Па), полная температура T^* (К);
- Outlet: статическое давление p (Па) — для вертикальной ветви, расход воздуха G_b (кг/с) — для горизонтальной;
- Periodic: выполняется, как правило, автоматическая проверка периодических условий;
- Solid: частота вращения ротора выбиралась в соответствии с таблицей, для статора устанавливалась равной нулю.

Расчет напорных веток характеристики компрессора в NUMECA Fine Turbo выполнялся при частотах вращения, установленных на первом этапе работы в программном обеспечении FlowVision (см. таблицу).

NUMECA Fine Turbo позволяет производить расчет различных типов турбомашин. Для получения установившегося решения необходимо вручную распределить давление на периодических границах ротор–статор, не допуская понижения давления между ступенями компрессора т. е. $p_{1ст} < p_{2ст} \dots < p_{(z ст)}$. На режимах авторотации при $\pi_k^* \approx 1$, тем более при $\pi_k^* < 1$ статическое давление на выходе из компрессора $p_{вых}$ ниже, чем давление на входе $p_{вх}$. Это связано с тем, что поток воздуха повышенного давления поступает на вход в компрессор, однако его скорость больше скорости лопаток, т. е. поток воздействует на рабочие лопатки, заставляя вращаться ротор. При этом последние ступени компрессора работают в режиме «мешалки» либо в турбинном режиме $\pi_{ст(z)}^* \leq 1$, что вызвано повышенным расходом воздуха, уменьшением площади

проходных сечений вдоль проточной части компрессора.

Специализированные программные обеспечения для расчета лопаточных машин (ЛМ) (в которых выбирается тип ЛМ), такие как Numeca, Ansys (Turbo), не позволяют производить расчет компрессоров, работающих на турбинных режимах, где основными параметрами является создаваемая (а не потребляемая) мощность и крутящий момент. Также одной из самых распространенных причин «разрушения» расчета режимов авторотации являются ошибки «уменьшение плотности в расчетной области» (density negative in domain) и «падение давления в расчетной области» (pressure negative in domain), что объясняется соотношением статических давлений входа и выхода в компрессоре, о котором говорилось выше: $p_{вых} < p_{вх}$.

Таким образом, при $\pi_k^* \leq 1$ после определения частоты вращения на режиме авторотации $n_{авт}$ целесообразней использовать для расчетов другие программные пакеты (модули), не нацеленные исключительно на расчет ЛМ, такие как Ansys Fluent, SmoothC, FlowVision, позволяющие рассматривать вращение тела в канале по заданному закону движения.

В данной работе расчет выполнялся в Numeca при $\pi_k^* > 1$ и $p_{вых} > p_{вх}$. На рис. 5 представлены результаты расчета в программном пакете NUMECA Fine Turbo при $n_{пр} = 0,45$.

В результате расчетов получены напорные ветки характеристики КНД на режимах авторотации при $n_{пр} = 0,25, 0,3 \dots 0,5$, а также при $n_{пр} = 0,5$ и $0,6$ (рис. 6). Следует отметить, что NUMECA Fine Turbo также позволяет определять потребляемую (или создаваемую) мощность и вращающий момент [2], т. е. основные параметры, характеризующие эксплуатационные показатели компрессора газотурбинного двигателя на различных режимах его работы, в том числе на режимах авторотации.

Выводы

Существуют методики оценки авторотации по данным на расчетном (максимальном, бесфорсажном) режиме «нулевого уровня» [8]. Для разработки методики оценки «первого уровня» обязательным условием является наличие характеристик элементов двигателя на низких частотах вращения. В данной статье представлен способ получения характеристики компрессора низкого давления в 3D-постановке при использовании программных комплексов FlowVision 3.12.01 и NUMECA Fine Turbo 8.9.1. С помощью этой характеристики можно получить оценку частот вращения роторов двигателя, необходимых для выбора схемы коробки приводов, производительности топливных и масляных насосов, определить мощность, которую можно отобрать от ротора на самолетные нужды, и ряд других характеристик, что является целью дальнейшего исследования. Также важным вопросом, который будет рассматриваться в последующих работах, является получение характеристик на режимах авторотации при $\pi_k^* \leq 1$.

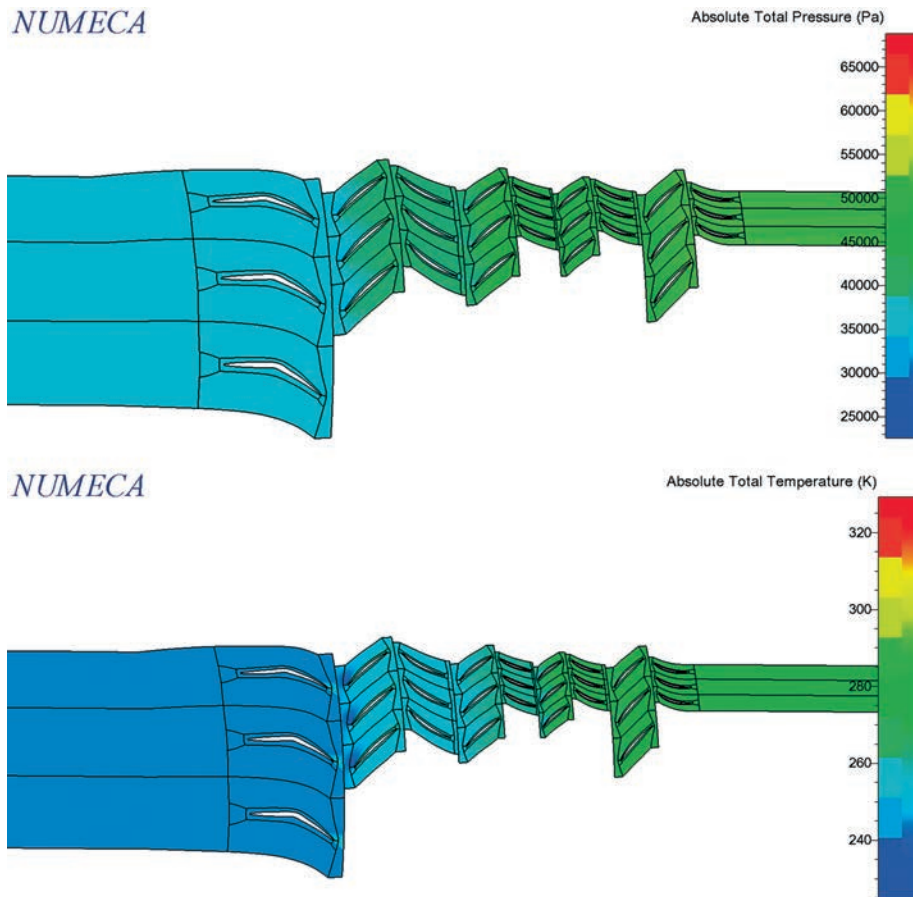


Рис. 5. Поля распределений полного давления и полной температуры в программном комплексе NUMECA Fine Turbo. 8.9.1

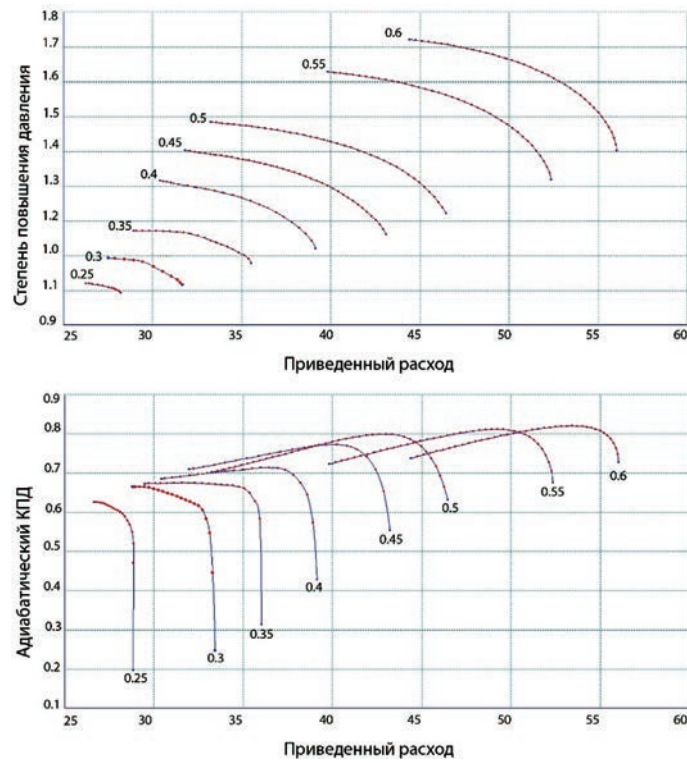


Рис. 6. Характеристика компрессора низкого давления на режимах авторотации

Список источников

1. Новосельцев Д.А. Рабочий процесс компрессоров в системе ГТД на режимах авторотации: Дисс. ... канд. техн. наук. — Омск, 2002. — 182 с.
2. Барсуков С.И., Кузнецов В.И. Авторотация газотурбинных двигателей. — Иркутск: Изд-во Иркут. ун-та, 1983. — 91 с.
3. Дайнеко В.И. Авторотация компрессорных ступеней ГТД // Вестник двигателестроения. 2006. № 3. С. 17–20.
4. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method // Proceedings of GPPS Forum (10-12 January 2018, Zurich).
5. Эзрохи Ю.А., Гусманова А.А. Об учете коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 77–87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
6. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Изд-во МАИ, 2003. — 688 с.
7. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1970. — 610 с.
8. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1968. — 228 с.
9. Морозов А.А., Илюхин С.Н., Хлупнов А.И. Анализ применения авторотации при натурных испытаниях безопасной посадки // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 185–195. DOI: 10.34759/vst-2020-2-185-195
10. Кузнецов В.В. Основы теории судовых турбомашин: Учеб. пособие. — М.: Инфа-М, 2019. — 176 с.
11. Горелов А.П. Эксплуатация корабельных газотурбинных установок. — М.: Воениздат, 1972. — 310 с.
12. Дуняшев Д.А., Голдовский А.А., Правидло М.Н. Проблемы проектирования системы старта малогабаритного беспилотного летательного аппарата методом свободного сброса // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 27–35. DOI: 10.34759/vst-2022-1-27-35
13. Кузнецов В.И. Замкнутая математическая модель рабочего процесса ГТД // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Труды МНТК. Самара: Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С.П. Королева, 2003. Ч. II. С. 116–122.
14. Кузнецов В.И. Источники энергии на привод компрессора ГТД на режиме авторотации // Омский научный вестник. 2002. № 20. С. 123–124.
15. Дайнеко В.И. К вопросу определения потерь давления в компрессоре ГТД на режимах авторотации // Авиационная техника. 1986. № 4. С. 84–86.
16. Zachos P.K. Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling; Altitude Relight and Windmilling. Ph. D. Thesis. - UK: Cranfield University, 2010. — 239 p.
17. Riegler C., Baue M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations // Journal of Turbomachinery. 2001. Vol 123(2), pp. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123
18. Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчета пусковых и авторотационных режимов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двигателей // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 7. С. 36–44.
19. Zachos P.K., Aslanidou I., Pachidis V., Singh, R. A sub-idle compressor characteristic generation method with enhanced physical background // Journal of Engineering for Gas Turbine and Power. 2011. Vol. 133. No. 8: 081702. DOI: 10.1115/1.4002820
20. FlowVision 3.12.01 Руководство пользователя. — М.: ТЕСИС, 2020. — 1547 с.
21. Батурич О.В., Колмакова Д.А., Матвеев В.Н., Попов Г.М. Расчетное определение характеристик ступени компрессора с помощью методов вычислительной газовой динамики: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2013. — 64 с.

References

1. Novosel'tsev. *Rrabochii protsess kompressorov v sisteme GTD na rezhimakh avtorotatsii* (Compressors workflow within the gas turbine engine system at autorotation modes). Ph.D thesis, Omck, OmGTU, 2002, 182 p.
2. Barsukov S.I., Kuznetsov V.I. *Avtorotatsiya gazoturbinnnykh dvigatelei* (Windmilling of gas turbine engines), Irkutsk, Irkutskii universitet, 1983, 91 p.
3. Daineko V.I. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2006, no. 3, pp. 17-20.
4. Ferrer-Vidal L.E., Pachidis V., Tunstall R.J. An enhanced compressor sub-idle map generation method. *Proceedings of GPPS Forum (10-12 January 2018, Zurich)*.
5. Ezrokhi Y.A., Gusmanova A.A. On accounting for turbine efficiency, while gas turbine engine parameters determining. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no 2, pp. 77-87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
6. Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, MAI, 2003, 688 p.
7. Kholshchevnikov K.V. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* (Theory and calculation of aviation impeller machines), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 610 p.
8. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Launch of aviation gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 228 p.
9. Morozov A.A., Ilyukhin S.N., Khlupnov A.I. Autorotation application analysis for the safe-landing field-tests. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 2, pp. 185-195. DOI: 10.34759/vst-2020-2-185-195
10. Kuznetsov V.V. *Osnovy teorii sudovykh turbomashin* (Basics of the theory of marine turbomachines), Moscow, Infa-M, 2019, 176 p.
11. Gorelov A.P. *Ekspluatatsiya korabel'nykh gazoturbinnnykh ustanovok* (Operation of ship gas turbine plants), Moscow, Voenizdat, 1972, 310 p.
12. Duniyashev D.A., Goldovskii A.A., Pravidlo M.N. Design problems of a small-size unmanned aerial vehicle launching system by free fall method. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 27-35. DOI: 10.34759/vst-2022-1-27-35
13. Kuznetsov V.I. "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya". *Sbornik statei Samara, Vestnik SGAU*, 2003. Part II, pp. 116-122.
14. Kuznetsov V.I. *Omskii nauchnyi vestnik*, 2002, no. 20, pp. 123-124.
15. Daineko V.I. *Aviatsionnaya tekhnika*, 1986, no. 4, pp. 84-86.
16. Zachos P.K. Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling; Altitude Relight and Windmilling. *Ph. D. Thesis. UK, Cranfield University*, 2010, 239 p.

17. Riegler C., Baue, M., Kurzke J. Some aspects of modeling compressor behavior in gas turbine performance calculations. *Journal of Turbomachinery*, 2001, vol 123(2), pp. 372-378. DOI: 10.1115/1.1368123
18. Leshchenko I.A., Vovk M.Yu., Burov M.N. Polet. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2022, no. 7, pp. 36-44.
19. Zachos P.K., Aslanidou I., Pachidis V., Singh, R. A sub-idle compressor characteristic generation method with enhanced physical background. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 2011, vol. 133, no. 8: 081702. DOI: 10.1115/1.4002820
20. *FlowVision 3.12.01 User Manual*, Moscow, TESIS, 2020, 1547 p.
21. Baturin O.V., Kolmakova D.A., Matveev V.N., Popov G.M. *Raschetnoe opredelenie kharakteristik stupeni kompressora s pomoshch'yu metodov vychislitel'noi gazovoi dinamiki* (Computational determination of compressor stage performances by means of computational gas dynamics methods), Samara, SGAU, 2013, 64 p.

Статья поступила в редакцию 24.11.2022; одобрена после рецензирования 09.12.2022; принята к публикации 28.12.2022.

The article was submitted on 24.11.2022; approved after reviewing on 09.12.2022; accepted for publication on 28.12.2022.