

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.452.3; 533.697.2

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-10-83-93

Расчетное исследование характеристик модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора двигателя JT8D в контексте тестового эксперимента

И.В. Воронич, В.Х. Нгуен

МФТИ, 141701, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация, Институтский пер., д. 9

A Computational Study of Characteristics of the JT8D Transonic Single-Stage Axial Compressor Engine in the Test Experiment Context

I.V. Voronich, V.H. Nguyen

Moscow Institute of Physics and Technology, 141701, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation, Institutskiy lane, Bldg. 9

 e-mail: voronich.iv@mipt.ru, viethung1581@gmail.com

i Совершенствование турбореактивных двухконтурных двигателей зависит от возможностей методик моделирования трехмерных вязких течений в проточной части турбомашин в сопряжении с внешним обтеканием. Такие методики могут давать информацию, дополняющую экспериментальные данные. Ключевым этапом разработки методики является ее валидация во всем диапазоне режимов на основе тестовых экспериментов. Создана рациональная методика и проведено расчетное исследование полей течения в уменьшенной модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора двигателя JT8D с сопоставлением расчетных и экспериментальных данных. Моделирование укороченной области компрессора показало хорошее согласие расчета с экспериментом по массовому расходу воздуха и степени повышения полного давления вентилятором. Относительная погрешность в основном не превышала 1 %. Сформулированы базовые требования к компонентам методики и направления ее совершенствования. Выполнен анализ распределения полных параметров и составляющих скорости потока в проточной части компрессора для последующего моделирования его работы в воздухозаборнике.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, осевой компрессор, воздухозаборник, тестовый эксперимент, расчетная методика, газодинамические параметры

i Enhancement of bypass turbojets depends on the potential of techniques for modelling three-dimensional viscous flows in the flow paths of turbomachine in conjunction with the external flow. These techniques can provide information that complements experimental

data. The key stage in the development of these techniques is their validation in the whole range of operating modes on the basis of test experiments. A rational technique is developed, and a computational study is performed to investigate flow fields in a small-scale model of a transonic single-stage axial compressor of the JT8D engine. The calculation and the experimental data are compared. The simulation of a shortened domain shows a good agreement of the calculations with the experiment on mass flow rate and fan total pressure ratio, with a relative error generally not exceeding 1 %. Basic requirements to the technique components are formulated along with the directions for its improvement. An analysis of distribution of the total parameters and flow velocity components in the flow path of the compressor is performed for subsequent modeling of the compressor operation in the air intake.

Keywords: bypass turbojet engine, axial compressor, air intake, test experiment, modeling technique, gas-dynamic parameters

В настоящее время одноступенчатые осевые вентиляторы и компрессоры широко применяют в авиационных двигателях для получения необходимой тяги при высокой газодинамической эффективности, что привлекательно с точки зрения топливной экономичности и конкурентоспособности изделия в целом [1–4]. Также для улучшения характеристик компрессора необходимо расширить диапазон его устойчивой работы [5, 6]. Полноценно решить эти задачи можно на основе детального анализа течений, что прямо связано с возможностями методик моделирования трехмерных вязких течений в проточной части и венцах турбомашин.

На этапе предварительного проектирования компрессора используют традиционные методы, базирующиеся на двумерных теоретических моделях [1, 2]. Этап уточнения проекта предполагает трехмерное моделирование турбулентных течений. Большую роль при этом играют тестовые эксперименты для некоторых стандартных конфигураций. Проверенная во всем диапазоне режимов работы расчетная методика позволяет избежать ошибок при проектировании компрессора и улучшить его характеристики до проведения испытаний.

Финальный этап проектирования компрессора включает в себя экспериментальную проверку и доводку натурных образцов или их моделей. Длительность и стоимость экспериментов, возможность получения высокого коэффициента полезного действия (КПД) и нужного диапазона устойчивой работы компрессора определяются совершенством методов проектирования.

В настоящее время программные пакеты вычислительной аэродинамики пригодны для трехмерного проектирования турбомашин [3–

6]. Численный эксперимент имеет ряд достоинств: обычно он дешевле натурального, легко повторяем, позволяет изучать отдельные факторы или идеализированные ситуации. К основным недостаткам численного эксперимента относятся несовершенство моделирования турбулентности и погрешности дискретных моделей, что влечет за собой зависимость результатов от расчетной сетки и необходимость контроля точности и корректности получаемых решений.

В 70-х годах прошлого столетия ведомство NASA совместно с компанией Pratt & Whitney реализовывали проект с целью значительного снижения уровня шума турбореактивных двухконтурных двигателей JT8D при сохранении их характеристик. Это семейство двигателей является самым массовым среди таковых с низкой степенью двухконтурности. Модификации ТРДД JT8D применяют в самолетах B727, B737, DC-9 и MD-80.

Проектирование нового вентилятора было подчинено удовлетворению требований по шуму и стремлению минимизировать количество модификаций. Действующий двухступенчатый вентилятор заменили одноступенчатым для использования вместе с существующим компрессором низкого давления, имеющего дополнительные подпорные ступени. Увеличили диаметр вентилятора, а также расстояние между ротором и статором. Чтобы получить подробные характеристики новой конструкции, построили модель stage 65 в масштабе 1:0,4066 для тестирования в компрессорной установке центра Льюиса [7].

Цели работы — создание рациональной методики и расчетное исследование полей течения в уменьшенной модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора (ТООК) двигателя JT8D с сопоставлением расчетных и

экспериментальных данных, а также анализ распределения полных параметров в проточной части для последующего моделирования работы ТООК в воздухозаборнике.

Описание объекта моделирования. Проточная часть ТООК stage 65 включает в себя входной направляющий аппарат (ВНА), вентилятор с рабочим колесом (РК), разделитель потоков, перепускной и подпорный каналы со статорами. ВНА содержит 23 лопатки, РК — 34, перепускной статор — 83, подпорный статор — 56. Лопатки ВНА, перепускного и подпорного статоров построены с использованием профиля серии NASA-65. Периферийное сечение ВНА направлено в сторону вращения ротора, ступичное сечение — в противоположную сторону. Лопатки вентилятора спрофилированы на основе дуг окружности. Схема проточной части ТООК stage 65 с положением измерительных секций 0–6 приведена на рис. 1 [7], где r — радиус, z — осевое расстояние (отсчет от передней кромки ступени).

Результаты измерений получены при частоте вращения ротора n , равной 40...100 % ее расчетного значения $n_{расч}$ ($n = (0,4...1,0) n_{расч}$). Данные снимали в одиннадцати радиальных положениях ВНА и РК, в семи радиальных положениях перепускного статора и в трех радиальных положениях подпорного статора.

Основные параметры расчетного режима ТООК stage 65

Коэффициент восстановления полного давления:

ВНА $\sigma_{ВНА}$	0,992
подпорного контура σ_I	0,980
перепускного контура σ_{II}	0,984

Степень повышения полного давления:

в вентиляторе $\pi^*_в$	1,704
в подпорном контуре π^*_I	1,642
в перепускном контуре π^*_{II}	1,672

Степень двухконтурности m

Частота вращения ротора n , мин⁻¹

Адиабатический КПД:

вентилятора $\eta_{ад,в}$	0,861
подпорного контура $\eta_{ад,I}$	0,855
перепускного контура $\eta_{ад,II}$	0,815

Массовый расход воздуха $G_в$ через вентилятор, кг/с

Окружная скорость конца лопатки вентилятора U , м/с

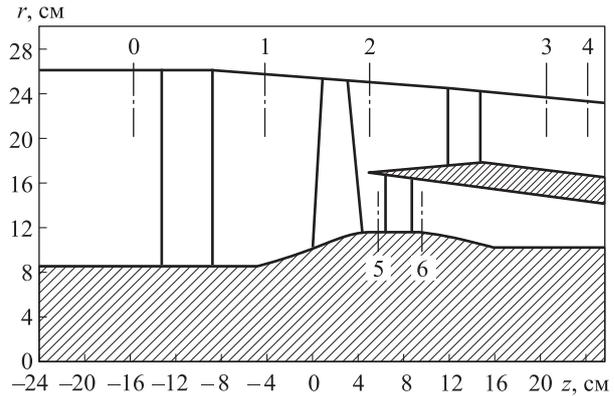


Рис. 1. Проточная часть ТООК stage 65 с положением секций 0–6

Ключевые параметры определяются следующими выражениями:

- степень повышения полного давления

$$\pi^* = p_{0TE} / p_{0LE};$$

- адиабатический КПД

$$\eta_{ад} = (\pi^{*(k-1)/k} - 1) / (\tau^* - 1);$$

- степень двухконтурности

$$m = G_{II} / G_I,$$

где p_{0TE} и p_{0LE} — полное давление перед ступенью и за ней; k — показатель адиабаты рабочего газа; τ^* — степень подогрева, $\tau^* = T_{0TE} / T_{0LE}$ (T_{0TE} и T_{0LE} — температура газа перед ступенью и за ней); G_{II} и G_I — массовый расход воздуха через перепускной и подпорный контур.

Вычислительная модель и методика расчета.

Рассмотрим особенности построения расчетных сеток для элементов компрессора в программном комплексе ANSYS CFX. На рис. 2 показаны виды геометрических моделей ВНА и РК, созданных с применением пакета BladeGen [8].

Для всех составляющих модели ТООК с помощью модуля TurboGrid [8] получены блочно-структурированные сетки различной подробности. Построение сеток для каждого элемента осуществлялось для одного лопаточного сектора. Сетки выполнены в многоблочной топологии типа H/J/C/L с O-блоком вокруг лопаток.

На рис. 3 приведены виды расчетных сеток для ВНА и РК. Параметры качества расчетных сеток выдержаны на следующих уровнях: минимальный угол грани элемента — 24°, скорость роста размеров элементов в любом координатном направлении — не более 1,3.

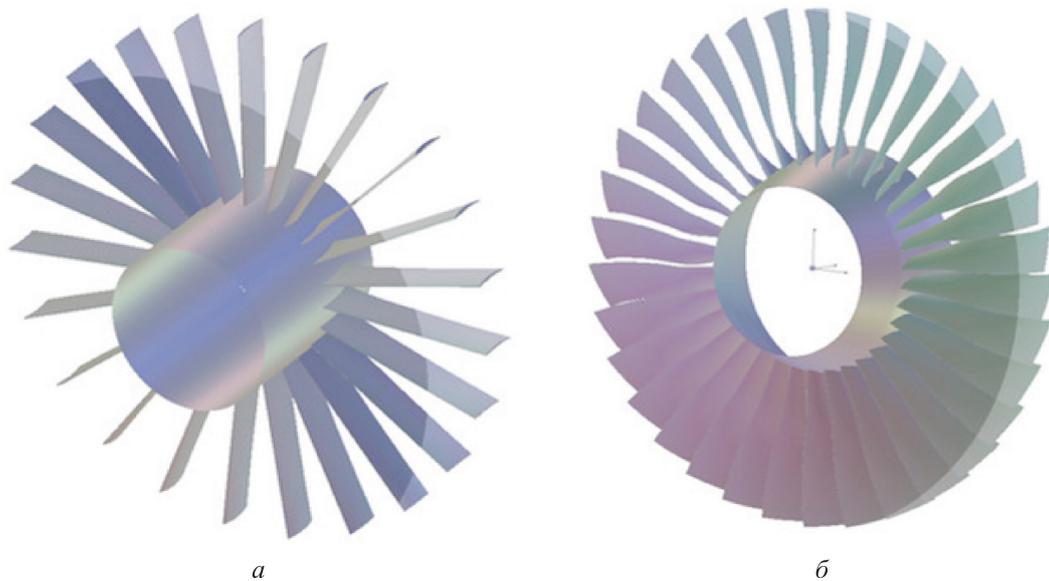


Рис. 2. Виды геометрических моделей ВНА (а) и РК (б)

Сгущение расчетной сетки к поверхностям проводилось для удовлетворения критерия разрешения пограничных слоев пристенной ячейкой на уровне $\langle y^+ \rangle \sim 0,1$. При построении выполнялась автоматическая оптимизация сетки.

После предварительного исследования был выяснен уровень сеточной зависимости численных решений. Для компонентов ТООК

строились структурированные многоблочные расчетные сетки, каждая из которых содержала около 4 млн узлов. На рис. 4 изображены собранные из таких сеток в модуле CFX-Pre расчетные области укороченных и полной моделей ТООК.

Следует отметить некоторые особенности расчета транс- и сверхзвуковых компрессоров методами вычислительной аэродинамики, влияющие на способы задания граничных и начальных условий. Скорость потока в проточной части компрессора достигает нескольких сот метров в секунду, что может при старте вычислений с «неудачного» начального состояния привести к расходимости расчета. Это объясняется тем, что при большой окружной составляющей скорости конца лопатки ротора необходима достаточно большая осевая составляющая скорости потока в проточной части при соответствующем статическом давлении. Поэтому если в начальный момент в расчетной области газ неподвижен или имеет низкую скорость, в движущихся областях могут возникать большие градиенты параметров течения и завышенные значения скорости потока, что может вызвать сбой расчета. В силу этого в начале итерационного процесса следует задавать адекватное начальное приближение.

Расчеты течения потока в ТООК достаточно надежны, если их начинать при граничных условиях, близких к режиму запираания по расходу воздуха. После получения решения его можно использовать в качестве начального

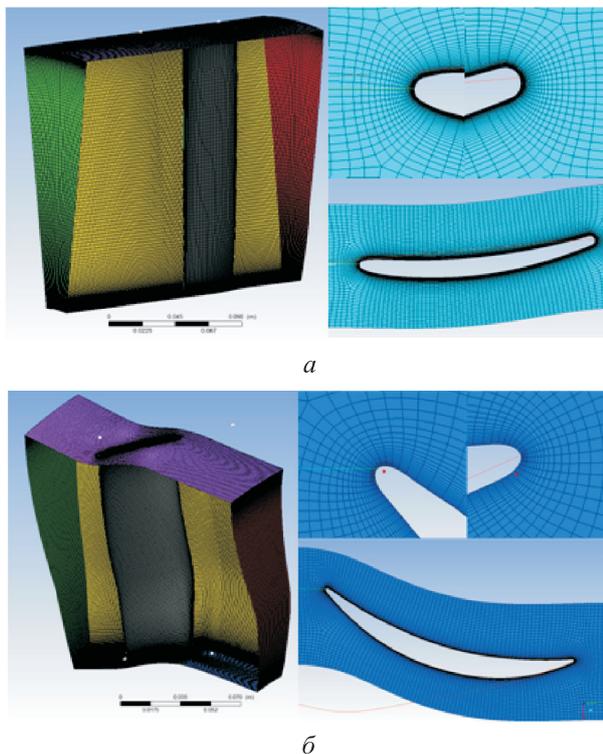


Рис. 3. Виды расчетных сеток для ВНА (а) и РК (б)

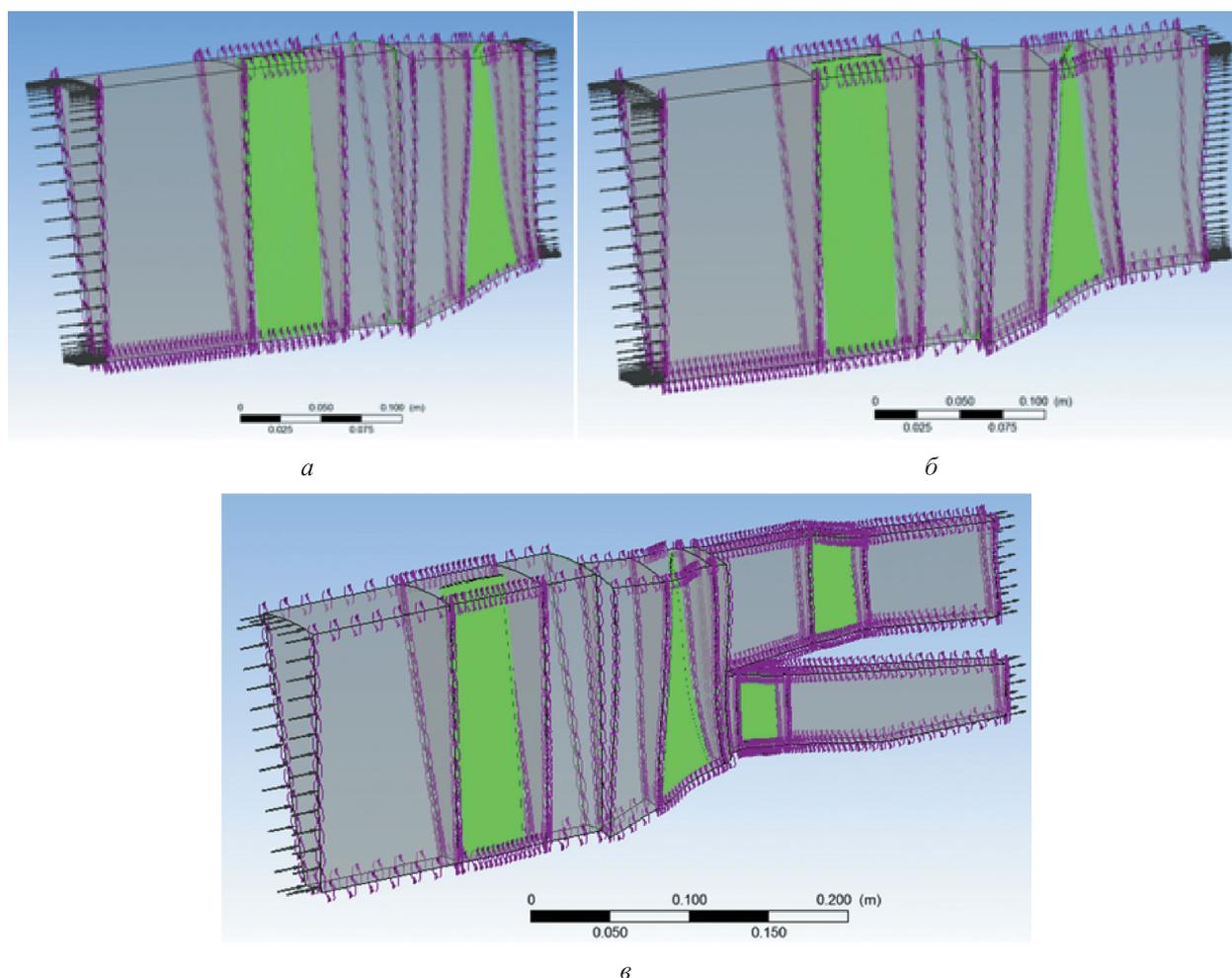


Рис. 4. Расчетные области укороченной (а), укороченной с продолжением (б) и полной (в) моделей ТООК

приближения для следующей точки, соответствующей меньшему расходу воздуха на напорной характеристике [9–11]. Такая процедура выполняется до тех пор, пока напорная характеристика не будет пройдена полностью.

По мере приближения к границе срыва необходимо уменьшать шаг изменения параметров граничных условий, поскольку такое мгновенное изменение является возмущением, которое вносится в проточную часть при старте расчета. При относительно большом значении этого возмущения ТООК может перейти в режим неустойчивой работы. Если это произошло, следует вернуться к предыдущей точке на характеристике и от нее выполнять расчеты с меньшим шагом изменения граничных условий.

Интегрирование по времени осуществляется по неявным схемам первого и второго порядка точности, что позволяет вести достаточно устойчивый расчет при разумных ограничениях на шаг по времени. На финальной стадии

расчета для аппроксимации пространственных производных необходимо использовать схемы повышенной точности для всех уравнений системы законов сохранения.

В описываемых вычислениях шаг по времени, выбранный с учетом максимальной скорости газа и характерных размеров областей течения, составил примерно 10^{-5} с.

Критерием сходимости расчета является достижение среднеквадратичной невязкой уровня $10^{-6} \dots 10^{-5}$ или ниже в совокупности с установлением интегральных характеристик, что обычно достигалось за несколько тысяч шагов по времени.

Вычислительная модель строилась с использованием уравнения состояния, уравнений движения полностью сжимаемого газа (осредненных уравнений Навье — Стокса с замыканием по модели турбулентности SST), набора численных граничных условий и параметров численного метода. Для области расчета,

содержащей лопатку РК, определялось вращение с заданной частотой (во вращающейся системе координат). Граничные условия включали в себя условия на твердых стенках, на входе и выходе ступени, а также периодические интерфейсы и интерфейсы между вращающимися и неподвижными областями.

Граничные условия на твердых стенках (поверхностях лопаток, втулки, корпуса) определялись как условие прилипания на гладкой адиабатической стенке. Граничные условия на выходе ступени задавались с фиксацией среднего по площади статического давления $\langle p \rangle$, а граничные условия на входе ступени — с фиксацией расхода воздуха G_B или полного давления p_0 и температуры T_0 , а также параметров турбулентности и направления вектора скорости.

На периодических границах расчетных областей определялся периодический интерфейс между боковыми сторонами, а на сопряженных границах областей, принадлежащих к разным венцам, — интерфейс между вращающейся и неподвижной областями, который проводит интерполяцию между сопрягающимися расчетными сетками с учетом изменения системы координат и сохранения полных параметров [8].

Начальные условия задавались с учетом оценок осевой скорости течения газа и статического давления в потоке.

Анализ результатов расчета. Результаты численного моделирования сравнивали с данными эксперимента [7]. На рис. 5 приведены зависи-

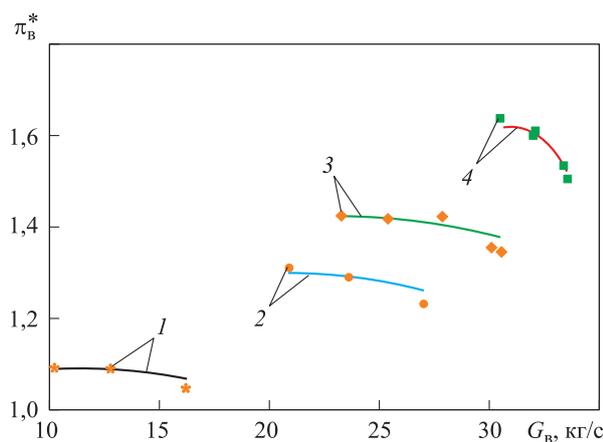


Рис. 5. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) зависимости степени повышения полного давления π_B^* от массового расхода воздуха G_B при различных значениях частоты вращения ротора:
1 — $n = 0,4n_{расч}$; 2 — $n = 0,7n_{расч}$; 3 — $n = 0,8n_{расч}$;
4 — $n = 0,9n_{расч}$

мости степени повышения полного давления π_B^* от массового расхода воздуха G_B при различных значениях частоты вращения ротора. В расчетах использованы укороченные модели (см. рис. 4, а и б). Обнаружено, что с ростом частоты вращения укороченная модель с продолжением дает лучшие результаты, чем обычная укороченная модель.

На рис. 6 приведены расчетные и экспериментальные зависимости характеристик вентилятора — степени повышения полного давления π_B^* , степени подогрева воздуха τ_B^* и адиабатического КПД $\eta_{ад.в}$ от массового расхода воздуха G_B при частоте вращения $n = 0,9n_{расч}$.

Результаты моделирования и эксперимента при частотах вращения ротора $n = 0,9n_{расч}$ и $n = n_{расч}$ приведены в таблице. Для режима $n = 0,9n_{расч}$ получено хорошее согласие расчетных и экспериментальных данных по массовому расходу воздуха G_B и степени повышения полного давления π_B^* в вентиляторе. Как видно из таблицы, относительная погрешность в основном не превышает 1 %.

Для моделирования расчетного режима ($n = n_{расч}$) задача построения адекватной вычислительной модели оказывается сложнее вследствие устройства проточной части ТООК и близости ротора к разделителю потоков. Лучшего согласования расчетных и экспериментальных данных (см. таблицу) удалось достигнуть при использовании полной геометрической модели, включающей в себя разветвленную проточную часть (см. рис. 4, в).

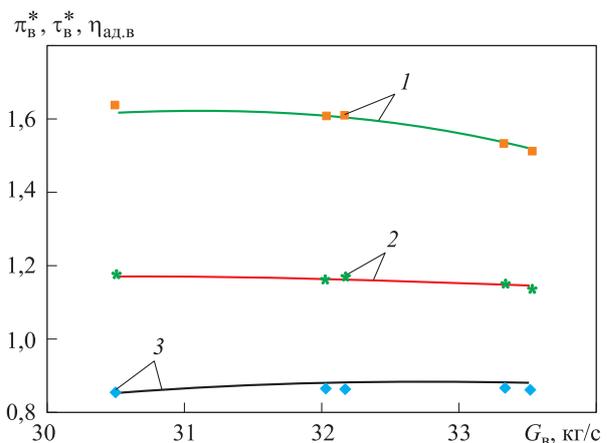


Рис. 6. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) зависимости степени повышения полного давления π_B^* (1), степени подогрева воздуха τ_B^* (2) и адиабатического КПД $\eta_{ад.в}$ (3) от массового расхода воздуха G_B при частоте вращения ротора $n = 0,9n_{расч}$

Результаты моделирования и эксперимента при различных значениях частоты вращения ротора

Параметр	Значение		Погрешность, %
	расчетное	экспериментальное	
$n = 0,9n_{расч}$			
$\sigma_{ВНА}$	0,997	0,995	0,20
π_B^*	1,595	1,611	0,99
τ_B^*	1,161	1,169	0,68
$\eta_{ад.в}$	0,883	0,863	2,30
G_B	32,390	32,160	0,72
$n = n_{расч}$			
$\sigma_{ВНА}$	0,997	0,992	0,50
π_B^*	1,693	1,704	0,65
τ_B^*	1,194	1,191	0,27
$\eta_{ад.в}$	0,836	0,861	2,96
G_B	35,014	35,010	0,01

Для расчетного режима представлены радиальные распределения основных газодинамических параметров в проточной части в различных сечениях. Радиальные распределения в сечениях даны по безразмерному параметру \bar{r}

$$\bar{r} = \frac{r - r_{hub}}{r_{shroud} - r_{hub}},$$

где r — текущая радиальная координата; r_{hub} и r_{shroud} — радиальная координата втулки и стенки канала (периферии).

На рис. 7 показаны расчетные и экспериментальные распределения полной температуры T_0 и числа Маха M перед ВНА (в сечении 0) и за ВНА (в сечении 1).

На рис. 8 приведены расчетные и экспериментальные распределения степени подогрева воздуха τ_B^* и степени повышения полного давления π_B^* в сечениях 1 и 2 (см. рис. 1).

На рис. 9 представлены расчетные и экспериментальные распределения числа Маха в абсолютном и относительном движениях потока в сечениях, расположенных перед вентилятором и за ним.

Для моделирования взаимодействия между воздухозаборником и вентилятором необходимы специальные граничные условия с учетом режима работы двигателя. Полная модель такого типа, содержащая соответствующие венцы, является наиболее реалистичной, но чрезмерно

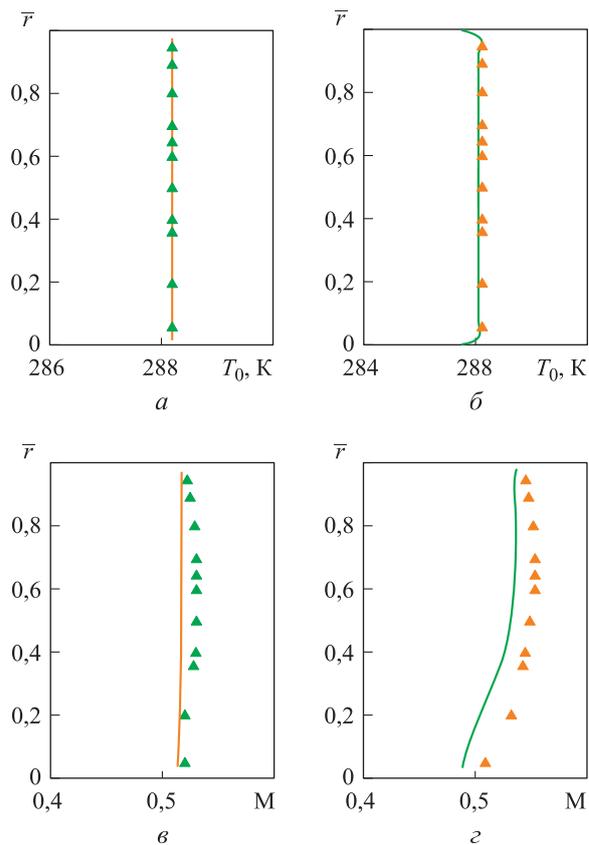


Рис. 7. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) распределения полной температуры T_0 (а, б) и числа Маха M (в, г) в сечениях, расположенных перед (а, в) и за ВНА (б, г)

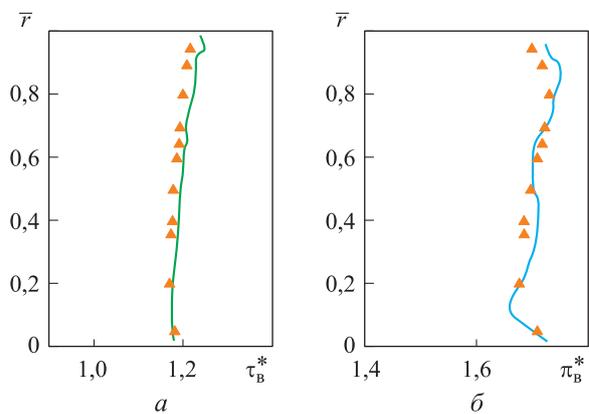


Рис. 8. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) распределения степени подогрева воздуха τ_B^* (а) и степени повышения полного давления π_B^* (б) в сечениях 1 и 2

затратной с точки зрения вычислительных ресурсов. В целях экономии ресурсов часто используют условие «активный диск», заменяющее вентилятор, чтобы имитировать нужный поток в воздухозаборнике для решения задач интеграции [12]. Но условие такого типа с воспроизведением только массового расхода через

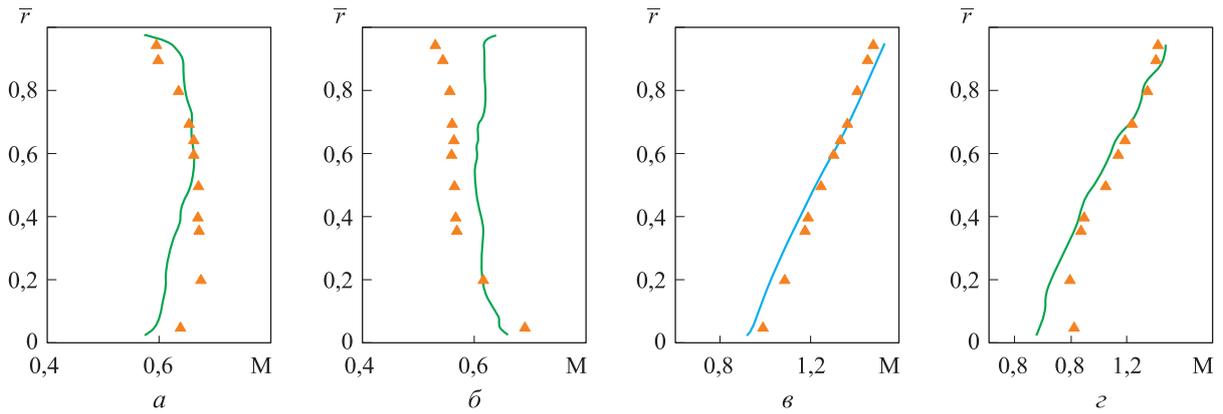


Рис. 9. Расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) распределения числа Маха M в абсолютном (а, б) и относительном (в, г) движениях потока в сечениях, расположенных перед (а, в) и за вентилятором (б, г)

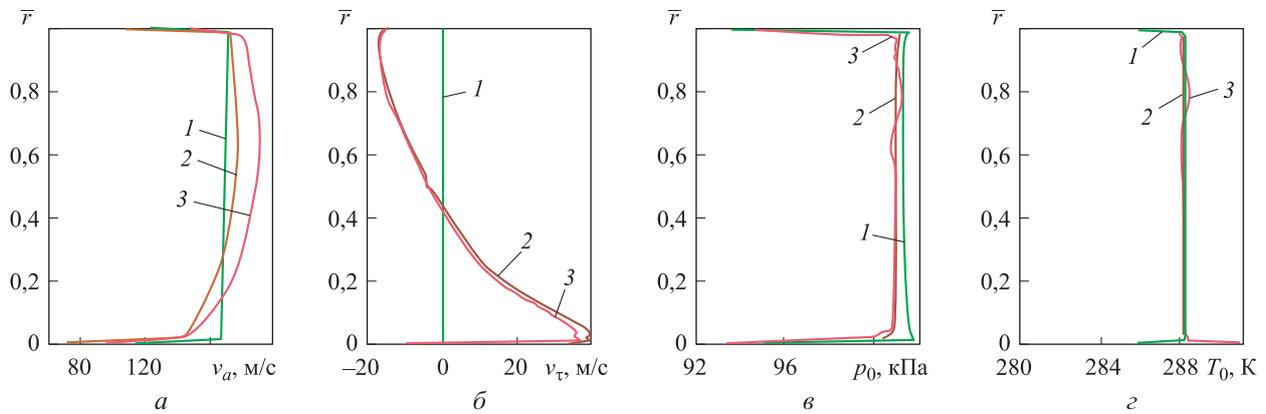


Рис. 10. Радиальные распределения осевой v_a (а) и тангенциальной v_τ (б) составляющих скорости потока, полного давления p_0 (в) и полной температуры T_0 (г) в сечениях, расположенных перед ВНА (1), за ВНА (2) и перед ротором (3)

воздухозаборник оказывается недостаточным для реалистичного моделирования. Полноценное условие «активный диск» должно включать в себя эффекты закрутки потока, а также учитывать распределения полных параметров в проточной части, т. е. их профили.

Для расчетного режима на рис. 10 приведены радиальные распределения осевой и окружной компонент скорости и полных параметров (давления и температуры) в сечениях, расположенных перед ВНА ($z = -17$ см), за ВНА ($z = -6$ см) и перед ротором ($z = -2$ см).

Профили полных параметров в сечениях, расположенных перед и за ВНА, близки к постоянным с учетом пристенных эффектов и средней потери полного давления в ВНА. Профили осевой и окружной составляющих скорости потока имеют специфичный для данного устройства вид. Очевидно, что профили скорости необходимо моделировать для согласования работы ТООК с воздухозаборником. При прохождении потока через ВНА окружная со-

ставляющая скорости резко изменяется: ее профиль в рассматриваемом случае формируется ВНА, после него он достаточно устойчив в проточной части вплоть до ротора.

Выводы

1. Расчетное исследование газодинамических характеристик уменьшенной модели ТООК двигателя JT8D показало хорошее согласие с экспериментальными данными по массовому расходу G_v и степени повышения полного давления π_v^* в вентиляторе при всех рассмотренных частотах вращения. Для укороченных моделей относительная погрешность в основном не превышала 1 %.

2. Сходимость расчетных и экспериментальных данных по адиабатическому КПД составила 2...3 %, что объясняется погрешностями моделирования и недостаточной физической адекватностью этого параметра, вместо которого обычно используют политропный КПД.

3. Анализ радиальных распределений переменных показал, что недостатки численного решения сосредоточены в районе втулки перед ротором (резкое сужение проточной части) и в области периферии за ротором. При совершенствовании расчетной методики эти данные будут учтены вместе с рекомендациями по исследованию нерасчетных режимов [10, 11].

4. Базовыми требованиями к современным методикам являются: необходимость применения подробных структурированных многоблочных расчетных сеток с разрешением ламинарного подслоя на твердых поверхностях, использование методов повышенной точности по

всем переменным, а также моделей турбулентности, пригодных для описания вращающихся вихревых течений сложной структуры [12–17].

5. Профили полных параметров перед и за ВНА близки к постоянным с учетом пристенных эффектов и средней потери полного давления в ВНА. Профили осевой и окружной составляющих скорости потока имеют специфичный для данного устройства вид, их необходимо моделировать для согласования работы ТООК с воздухозаборником. Профиль окружной компоненты скорости в рассматриваемом случае формируется ВНА, после него он устойчив в проточной части вплоть до ротора.

Литература

- [1] Шляхтенко С.М., ред. *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1987. 568 с.
- [2] Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. *Aircraft engine design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 684 p.
- [3] Biollo R., Benini E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, vol. 56, pp. 1–18.
- [4] Mileshein V.I. Challenges in fan and high pressure compressor development. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2014, paper 2014_1026.
- [5] Shivayogi A.K., Nagpurwala Q.H., Deshpande M.D. Numerical studies on the effect of slotted casing treatment on the performance of a transonic axial flow compressor. *SASTECH Journal*, 2009, vol. 8, no. 2, pp. 63–70.
- [6] Qizar M.A., Mansour M.L., Goswami S. Study of steady state and transient blade row CFD methods in a moderately loaded NASA transonic high-speed axial compressor stage. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2013, vol. 6B, paper GT2013-94739.
- [7] Moore R.D., Kovich G., Tysl E.R. *Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D re-fan stage*. NASA TM X-3356, 1976. 156 p.
- [8] *Compression and gas moving*. ANSYS, Inc. URL: <https://www.ansys.com/solutions/solutions-by-industry/industrial-equipment-and-rotating-machinery/compression-and-gas-moving> (дата обращения 15 мая 2018).
- [9] Терещенко Ю.М., Кулик Н.С., Ластивка И.А., Волянская Л.Г., Дорошенко Е.В., Терещенко Ю.Ю. *Аэродинамические следы в компрессорах газотурбинных двигателей*. Киев, НАУ, 2012. 232 с.
- [10] Epsipha P., Mohammad Z., Kamarul A.A. CFD investigation of transonic axial compressor rotor blade at various off-design conditions. *Pertanika Journal of Science and Technology*, 2016, vol. 24, pp. 451–463.
- [11] Kim D., Kim K., Choi J., Son C. A comparative study of numerical methods on aerodynamic characteristics of a compressor rotor at near-stall condition. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2015, vol. 16, no. 2, pp. 157–164.
- [12] Godard B., De Jaeghere E., Nasr N.B., Marty J., Barrier R., Gourdain N. A review of inlet-fan coupling methodologies. *Proceedings ASME Turbo Expo*, 2017, vol. 2B, paper GT2017-63577.
- [13] Mileshein V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to design turbomachinery blade rows. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference, HT/FED 2004*, vol. 2B, 2004, pp. 881–889.
- [14] Ma S.-B., Heo M.-W., Kim K.-Y., Choi J. Aerodynamic investigation of a single-stage axial compressor with a casing groove and tip injection using fluid-structure interaction analysis. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2015, vol. 2B, paper GT2015-42121.

- [15] Rajendran A.K., Shobhavathy M.T., Kumar R.A. CFD analysis to investigate the effect of vortex generators on a transonic axial flow compressor stage. *ASME 2015 Gas Turbine India Conference*, 2015, paper GTINDIA2015-1313. 8 p.
- [16] Cinnella P., Michel B. Toward improved simulation tools for compressible turbomachinery: assessment of residual-based compact schemes for the transonic compressor NASA Rotor 37. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2014, vol. 28, no. 1-2, pp. 31–40.
- [17] Блинов В.Л. *Разработка принципов параметрического профилирования плоских решеток осевых компрессоров ГТУ на основании результатов многокритериальной оптимизации*. Дис. ... канд. техн. наук. Екатеринбург, Уральский федеральный университет, 2015. 168 с.

References

- [1] Shlyahtenko S.M. *Teoriya i raschet vozdušno-reaktivnyh dvigateley* [Theory and calculation of air-jet engines]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1987. 568 p.
- [2] Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. *Aircraft engine design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 684 p.
- [3] Biollo R., Benini E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, vol. 56, pp. 1–18.
- [4] Mileshin V.I. Challenges in fan and high pressure compressor development. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2014, paper 2014_1026.
- [5] Shivayogi A.K., Nagpurwala Q.H., Deshpande M.D. Numerical studies on the effect of slotted casing treatment on the performance of a transonic axial flow compressor. *SASTECH Journal*, 2009, vol. 8, no. 2, pp. 63–70.
- [6] Qizar M.A., Mansour M.L., Goswami S. Study of steady state and transient blade row CFD methods in a moderately loaded NASA transonic high-speed axial compressor stage. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2013, vol. 6B, paper GT2013-94739.
- [7] Moore R.D., Kovich G., Tysl E.R. *Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D re-fan stage*. NASA TM X-3356, 1976. 156 p.
- [8] *Compression and gas moving*. ANSYS, Inc. Available at: <https://www.ansys.com/solutions/solutions-by-industry/industrial-equipment-and-rotating-machinery/compression-and-gas-moving> (accessed 15 May 2018).
- [9] Tereshchenko Yu.M., Kulik N.S., Lastivka I.A., Volyanskaya L.G., Doroshenko E.V., Tereshchenko Yu.Yu. *Aerodinamicheskie sledy v kompressorah gazoturbinyh dvigateley* [Aerodynamic traces in the compressors of gas turbine engines]. Kiev, NAU publ., 2012. 232 p.
- [10] Epsipha P., Mohammad Z., Kamarul A.A. CFD investigation of transonic axial compressor rotor blade at various off-design conditions. *Pertanika Journal of Science and Technology*, 2016, vol. 24, pp. 451–463.
- [11] Kim D., Kim K., Choi J., Son C. A comparative study of numerical methods on aerodynamic characteristics of a compressor rotor at near-stall condition. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2015, vol. 16, no. 2, pp. 157–164.
- [12] Godard B., De Jaeghere E., Nasr N.B., Marty J., Barrier R., Gourdain N. A review of inlet-fan coupling methodologies. *Proceedings ASME Turbo Expo*, 2017, vol. 2B, paper GT2017-63577.
- [13] Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to design turbomachinery blade rows. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*, HT/FED 2004, vol. 2B, 2004, pp. 881–889.
- [14] Ma S.-B., Heo M.-W., Kim K.-Y., Choi J. Aerodynamic investigation of a single-stage axial compressor with a casing groove and tip injection using fluid-structure interaction analysis. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2015, vol. 2B, paper GT2015-42121.
- [15] Rajendran A.K., Shobhavathy M.T., Kumar R.A. CFD analysis to investigate the effect of vortex generators on a transonic axial flow compressor stage. *ASME 2015 Gas Turbine India Conference*, 2015, paper GTINDIA2015-1313. 8 p.
- [16] Cinnella P., Michel B. Toward improved simulation tools for compressible turbomachinery: assessment of residual-based compact schemes for the transonic compressor NASA Rotor 37. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2014, vol. 28, no. 1-2, pp. 31–40.

- [17] Blinov V.L. *Razrabotka printsiptov parametricheskogo profilirovaniya ploskih reshetok osevykh kompressorov GTU na osnovanii rezul'tatov mnogokriterial'noy optimizatsii*. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of the principles of parametric profiling of flat grids of axial compressors of GTU on the basis of the results of multi-criteria optimization. Cand. techn. sci. diss.]. Ekaterinburg, Ural'skiy federal'nyy universitet publ., 2015. 168 p.

Статья поступила в редакцию 05.09.2018

Информация об авторах

ВОРОНИЧ Иван Викторович (Жуковский) — кандидат физико-математических наук, доцент кафедры компьютерного моделирования. МФТИ (140180, Жуковский, Московская область, Российская Федерация, ул. Гагарина, д. 16, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).

НГУЕН Вьет Хунг (Жуковский) — аспирант кафедры компьютерного моделирования. МФТИ (140180, Жуковский, Московская область, Российская Федерация, ул. Гагарина, д. 16, e-mail: viethung1581@gmail.com).

Information about the authors

VORONICH Ivan Victorovich (Zhukovskiy) — Candidate of Science (Physics and Math), Associate Professor, Department of Computer Modeling. Moscow Institute of Physics and Technology (140180, Moscow Region, Zhukovskiy, Gagarin St., Bldg. 16, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).

NGUYEN Viet Hung (Zhukovskiy) — Postgraduate, Department of Computer Modeling. Moscow Institute of Physics and Technology (140180, Moscow Region, Zhukovskiy, Gagarin St., Bldg. 16, e-mail: viethung1581@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронич И.В., Нгуен В.Х. Расчетное исследование характеристик модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора двигателя JT8D в контексте тестового эксперимента. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 10, с. 83–93, doi: 10.18698/0536-1044-2018-10-83-93.

Please cite this article in English as:

Voronich I.V., Nguyen V.H. A Computational Study of Characteristics of the JT8D Transonic Single-Stage Axial Compressor Engine in the Test Experiment Context. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 10, pp. 83–93, doi: 10.18698/0536-1044-2018-10-83-93.



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие

В.В. Бондарева

«Анализ защищенности и мониторинг компьютерных сетей. Методы и средства»

Изложены теоретические вопросы, связанные с архитектурой и принципами работы систем обнаружения и предотвращения атак в компьютерных сетях. Приведены методы, приемы и инструменты, применяемые при защите компьютерных систем и сетей от атак. Содержание учебного пособия соответствует программе и курсу лекций, читаемых автором в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов, обучающихся по направлению подготовки «Информационная безопасность автоматизированных систем», а также слушателей факультета повышения квалификации. Может представлять интерес для специалистов в области использования современных средств и методов обеспечения информационной безопасности.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;

press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru