

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.452.3; 533.697.2

doi: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49

Расчетное исследование характеристик потока в воздухозаборнике модельного осевого компрессора с учетом различных вариантов граничного условия «активный диск»

И.В. Воронич, В.Х. Нгуен

МФТИ

A Computational Study of the Intake Flow Characteristics in a Model Axial Compressor with Regard to Different Variants of the “Active Disk” Boundary Condition

I.V. Voronich, V.H. Nguyen

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University)

Аэродинамическое взаимодействие компрессора (вентилятора) с воздухозаборником — характерная особенность современных турбореактивных двухконтурных двигателей гражданской авиации. Подход на основе нестационарного трехмерного моделирования потока с учетом полных венцов лопаток необходим для анализа, но является слишком ресурсоемким при проектировании. В ряде случаев для исследования аэродинамической интерференции двигателя с элементами планера самолета можно использовать подход на основе граничного условия «активный диск». В настоящей работе изучены характеристики потока в воздухозаборнике модельного осевого компрессора JT8D и проведено сравнение различных вариантов граничного условия «активный диск», способного заменить компрессор в воздухозаборнике. Приведены результаты расчетного исследования характеристик модели осевого компрессора в мотогондоле на основе предварительно валидированной методики. Выполнен анализ интегральных характеристик и профилей переменных в различных сечениях при частоте вращения ротора, составляющей 70, 80 и 90 % расчетного значения. Проведено сравнение данных, полученных с помощью различных вариантов граничного условия «активный диск», среди которых выбран предпочтительный. Для рассмотренной конфигурации методика показала работоспособность и точность.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, воздухозаборник осевого компрессора, активный диск, распределения переменных, методика расчета

Aerodynamic interaction between the compressor (fan) and the air intake is a characteristic feature of modern turbojet engines of civil aviation. An approach based on unsteady three-dimensional modeling of the flow taking into account full blade rows is necessary for analysis but is too resource-intensive for design. In some cases, an approach based on the "active disk" boundary condition can be successfully used to analyze aerodynamic

interference of the engine with airframe elements. In the present work, the flow characteristics in the air intake of a model axial compressor JT8D are studied and different variants of the "active disk" boundary condition that can replace the compressor in the air intake are compared. The results of the computational study of characteristics of the axial compressor model in nacelle based on a pre-validated technique are presented. An analysis of integral characteristics and profiles of variables in different cross-sections at rotational speeds constituting 70, 80 and 90 % of the design value is performed. The results obtained using different variants of the "active disk" boundary condition are compared, and a preferred variant is selected. For the configuration in question, the method has proven to be efficient and accurate.

Keywords: turbojet engine, axial compressor air intake, active disk, variables profiles, computational technique

К характерным особенностям современных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) гражданской авиации относятся повышение степени двухконтурности и тягового КПД, а также снижение степени повышения полного давления вентилятора и уровня шума [1–5]. Это ведет к увеличению диаметра, уменьшению длины ТРДД и более сильному взаимодействию компрессора (вентилятора) с воздухозаборником (ВЗ), которое имеет и негативные последствия [6].

Подход на основе нестационарного трехмерного моделирования потока с учетом полных венцов лопаток необходим для анализа, но пока является слишком ресурсоемким при повседневном проектировании [7, 8]. В ряде случаев для анализа аэродинамической интерференции ТРДД с элементами планера самолета может быть успешно использован подход на основе граничного условия «активный диск» (АД).

Рассмотрена работа модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора (ТООК) двигателя JT8D в мотогондоле при частоте вращения ротора, составляющей 70, 80 и 90 % расчетного значения $n_{расч}$. Для этого модельного компрессора ранее проведено исследование газодинамических характеристик [9] в контексте тестового эксперимента [10]. Было получено согласие расчетных и экспериментальных данных по массовому расходу воздуха G_v и степени повышения полного давления π_v^* в вентиляторе с относительной погрешностью, в основном не превышающей 1 %, при использовании укороченных расчетных областей (не содержащих разделителя потоков и соответствующих каналов).

Дальнейшее моделирование работы ТООК в мотогондоле сфокусировано на исследовании совместной работы компрессора и ВЗ. Данные расчета этой модели использованы для разработки АД при моделировании потока в ВЗ и являются основой для оценки качества АД.

Цель работы — изучение характеристик потока в воздухозаборнике модельного ТООК двигателя JT8D и сравнение различных вариантов граничного условия АД, которое может заменять компрессор в ВЗ.

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 [10]. ВНА содержит 23 лопатки, РК — 34. Для этого компрессора спроектирована мотогондола с воздухозаборником [11]. Исследуемый ВЗ (в полном масштабе) имеет следующие основные геометрические параметры: диаметр по передней кромке $D_{HL} = 1,3261$ м; диаметр горла $D_{TH} = 1,1862$ м; диаметр поверхности на выходе из ВЗ $D_M = 1,2725$ м; диаметр кока на выходе из ВЗ $D_N = 0,4064$ м; длину кока $L_N = 0,6401$ м. Соотношение площадей между поверхностью на выходе из ВЗ и поверхностью горла $S_M/S_{TH} = 1,034$; соотношение между длиной ВЗ и диаметром на выходе из ВЗ $L_{IN}/D_M = 0,8$; коэффициент сужения ВЗ $S_{HL}/S_{TH} = 1,25$ (S_{HL} — площадь проточной поверхности на передней кромке ВЗ).

Вычислительная модель и методика расчета.

Геометрические модели проточной части и элементов ТООК построены с помощью программного пакета (ПП) ANSYS BladeGen [12] (рис. 1 а, б), геометрическая модель мотогондолы — ПП DesignModeler (рис. 1, в). Для элементов компрессора в ПП TurboGrid получены подробные блочно-структурированные расчетные сетки с соблюдением следующих необходимых критериев качества: минимальный угол грани элемента — 24° , скорость роста размеров элементов в любом координатном направлении — не более 1,3.

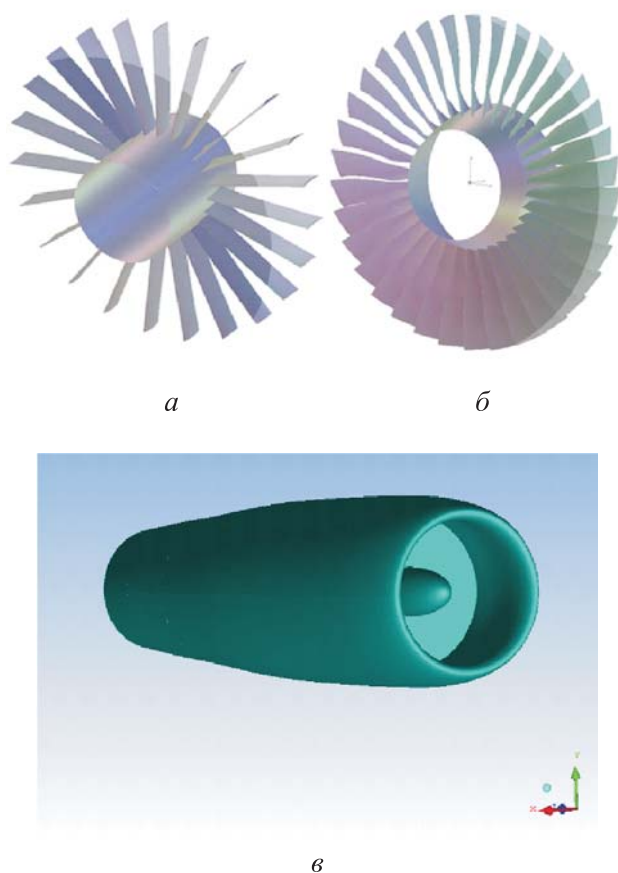


Рис. 1. Вид геометрических моделей ВНА (а), РК (б) и мотогондолы (в)

В целях удовлетворения критерия разрешения пограничных слоев пристенной ячейкой на уровне $\langle y^+ \rangle \sim 0,1$ (y^+ — безразмерное расстояние от первого узла сетки до стенки в масштабе длины, определяемом напряжением трения) проведено сгущение расчетной сетки к твердым поверхностям. Для наружной расчетной области с использованием ПП Pointwise Gridgen по-

строена блочно-структурированная расчетная сетка. Расчетные области объединены в единую расчетную модель в модуле CFX-Pre (рис. 2).

Расчетная модель получена с помощью 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 компрессора, определено вращение с заданной частотой (во вращающейся системе координат).

Граничные условия включают в себя условия на твердых стенках, входах (расчетная область и сопло), выходах (внешний поток и ступень), периодические интерфейсы и интерфейс между неподвижной и вращающейся областями. На входе расчетной области INLET заданы полное давление p_0 и температура T_0 , направление вектора скорости, а также параметры турбулентности.

На выходе ступени OUTLET FAN задано среднее по площади статическое давление $\langle p \rangle$, определяющее режим ее работы (массовый расход G_v в мотогондole не фиксировался, так как эта величина является результатом решения).

В сопловой части мотогондолы EXHAUST задано граничное условие входа, в котором фиксированы полное давление и температура в соответствии с режимом работы и параметры турбулентности.

На внешнем выходе OUTLET задано условие дозвукового выхода потока со средним по площади статическим давлением $\langle p \rangle$, равным окружающему давлению. На периодических границах расчетных областей определены периодические интерфейсы между боковыми сторонами. На сопряженных границах обла-

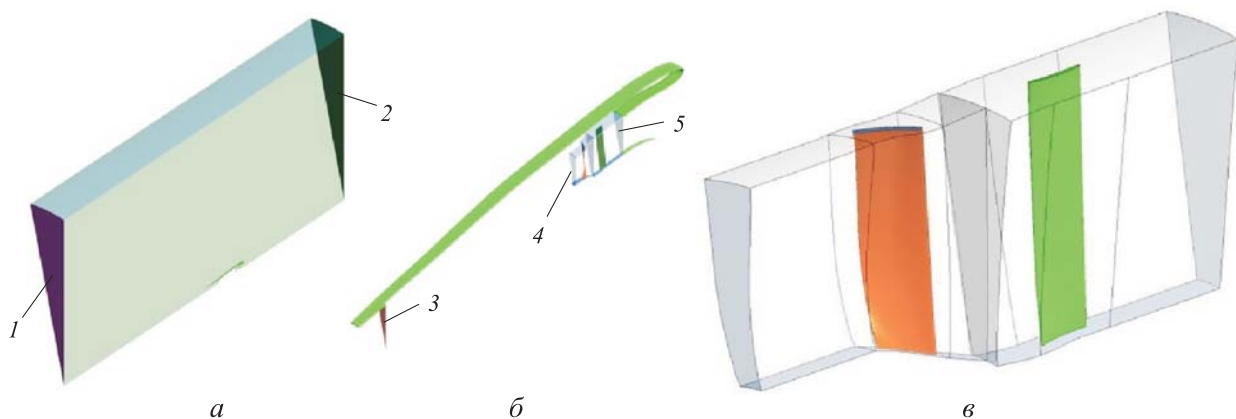


Рис. 2. Расчетные модели ступени компрессора в мотогондole (а, б) и «чистой» ступени компрессора (в): 1 — OUTLET; 2 — INLET; 3 — EXHAUST; 4 — OUTLET FAN; 5 — FAN FACE

стей, принадлежащих к разным венцам, задан интерфейс между вращающейся и неподвижной областями, который проводит интерполяцию между сопрягающимися расчетными сетками с учетом изменения системы координат и сохранения полных параметров.

Моделирование компрессора в мотогондоле требует правильного учета свойств внешнего и внутреннего потоков с точки зрения выбора единой системы координат. Для этого необходимо выбрать неподвижную систему координат как общую для всех областей.

Рассматриваемая задача работы ступени компрессора в мотогондоле является нестационарной вследствие взаимодействия внутреннего и внешнего потоков. Поэтому при ее решении необходимо применять подходящие начальные данные, построенные с использованием решения задачи о течении потока в компрессоре и профилей переменных в типичной струе. Также для повышения точности моделирования следует учитывать эффекты закрутки потока с помощью модели турбулентности SST-CC [13, 14].

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 необходимо использовать схемы повышенной точности для всех уравнений системы законов сохранения.

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

Анализ результатов моделирования ступени компрессора в мотогондоле. Основные интегральные характеристики модели ступени компрессора в мотогондоле, полученные при расчете, сравнивали с результатами для «чистой» модели (без мотогондолы) и с экспериментальными данными.

На рис. 3 приведены расчетные и экспериментальные зависимости характеристик компрессора — степени повышения полного давления π_v^* , степени подогрева воздуха τ_v^* и адиабатического КПД $\eta_{ад.в}$ от массового расхода воздуха G_v

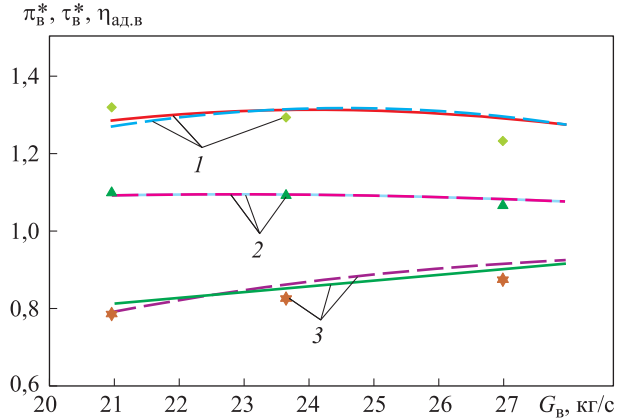


Рис. 3. Расчетные и экспериментальные зависимости степени повышения полного давления π_v^* (1), степени подогрева воздуха τ_v^* (2) и адиабатического КПД $\eta_{ад.в}$ (3) от массового расхода воздуха G_v с учетом и без учета мотогондолы

тического КПД $\eta_{ад.в}$ — от массового расхода воздуха G_v при наличии и отсутствии мотогондолы. Сплошными линиями показаны данные для «чистой» модели, штриховыми — для модели компрессора в мотогондоле, а точками — результаты эксперимента для «чистой» модели.

Интегральные характеристики рассматриваемой ступени компрессора в обоих расчетных вариантах близки. Различия максимальных значений степени повышения полного давления π_v^* и степени подогрева воздуха τ_v^* незначительны, при минимальном массовом расходе воздуха они составляют 1...2%. Для модели компрессора в мотогондоле граница устойчивой работы немного смещена в сторону большего массового расхода воздуха.

Зависимость коэффициента восстановления полного давления ВЗ $\sigma_{ВЗ}$ от массового расхода воздуха G_v на режиме $n = 0,7n_{расч}$ показана на рис. 4. Во всем диапазоне работы расчетные значения коэффициента восстановления полного давления составляют около 0,999, что немного лучше экспериментальных.

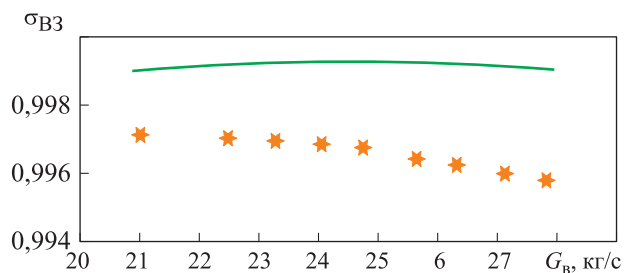


Рис. 4. Расчетная (—) и экспериментальная (*) зависимости коэффициента восстановления полного давления ВЗ $\sigma_{ВЗ}$ от массового расхода воздуха G_v при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{расч}$

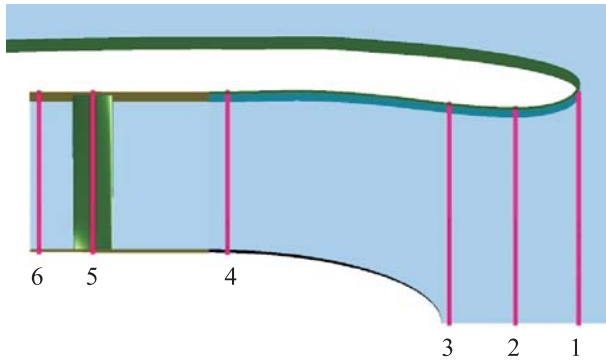


Рис. 5. Характерные сечения для анализа параметров потока

Для оценки влияния работы компрессора на течение потока в канале ВЗ проведен анализ распределений тангенциальной и осевой составляющих скорости потока перед ВНА. С этой целью выбраны шесть характерных сечений в осевом направлении (рис. 5): 1 — передняя кромка ВЗ ($z = -0,414$ м); 2 — горло ВЗ ($z = -0,343$ м); 3 — перед носком кока ($z = -0,269$ м); 4 — перед ВНА ($z = -0,021$ м); 5 — середина ВНА ($z = 0,130$ м); 6 — за ВНА ($z = 0,190$ м), где z — осевое расстояние (отсчет от выходного сечения ВЗ).

Расчеты выполнены при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{\text{расч}}$, $0,8n_{\text{расч}}$ и $0,9n_{\text{расч}}$. Полученные результаты представлены в виде зависимостей тангенциальной v_τ и осевой v_a составляющих скорости потока от безразмерной радиальной координаты $\bar{r} = (r - R_{\text{min}}) / (R_{\text{max}} - R_{\text{min}})$. Здесь и далее газодинамические параметры с верхней чертой представляют собой отношение локального значения к максимальному в данном сечении.

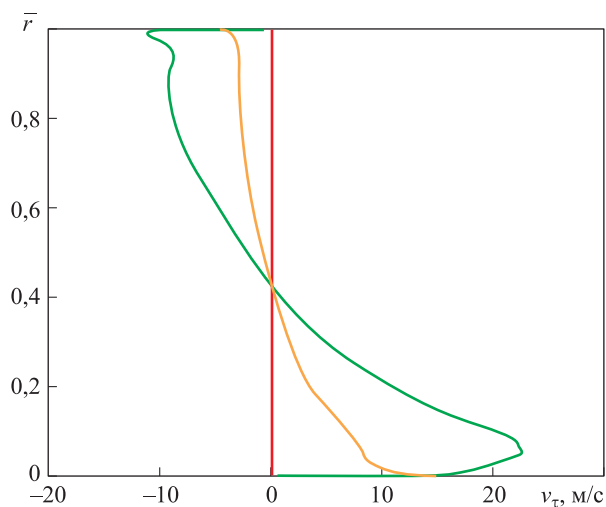


Рис. 6. Распределения тангенциальной составляющей скорости потока v_τ в сечениях, расположенных за ВНА (—), в середине ВНА (—) и перед ВНА (—), при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{\text{расч}}$

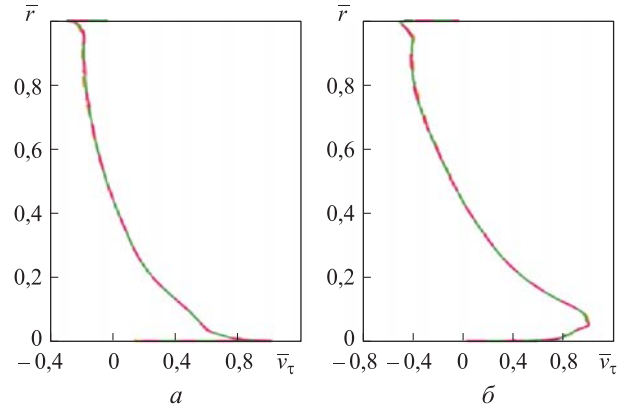


Рис. 7. Распределения безразмерной тангенциальной составляющей скорости потока \bar{v}_τ в сечениях, расположенных в середине ВНА (а) и за ВНА (б) при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{\text{расч}}$ (—), $0,8n_{\text{расч}}$ (—) и $0,9n_{\text{расч}}$ (—)

При прохождении потока через ВНА тангенциальная составляющая скорости резко изменяется (рис. 6), до ВНА ее абсолютное значение мало (в данной конфигурации поток в ВЗ слабо закручен). Поэтому для конфигураций с ВНА можно не учитывать закрутку потока в ВЗ, вызванную работой компрессора.

В ВНА формируется профиль тангенциальной составляющей скорости потока v_τ , причем его форма для различных режимов эксплуатации компрессора универсальна (рис. 7).

Профили осевой скорости v_a достаточно однородны вблизи ВНА, градиентные зоны сосредоточены в пограничных слоях на стенках (рис. 8).

Расчетное исследование с использованием различных вариантов граничного условия АД, заменяющего компрессор в мотогондоле. При моделировании взаимодействия ВЗ с вентилятором необходимы специальные граничные условия с учетом режима работы ТРДД. Полная модель такого типа, содержащая соответствующие венцы, наиболее реалистична, но чрезмерно затратна с точки зрения вычислительных ресурсов [7, 8, 15].

В целях экономии ресурсов часто применяют условие АД, заменяющее вентилятор, чтобы имитировать нужный поток в ВЗ для решения задач интеграции [16]. Условие такого типа с воспроизведением только массового расхода воздуха через ВЗ оказывается недостаточным для реалистичного моделирования. Полноценное условие АД должно включать в себя профили ключевых параметров.

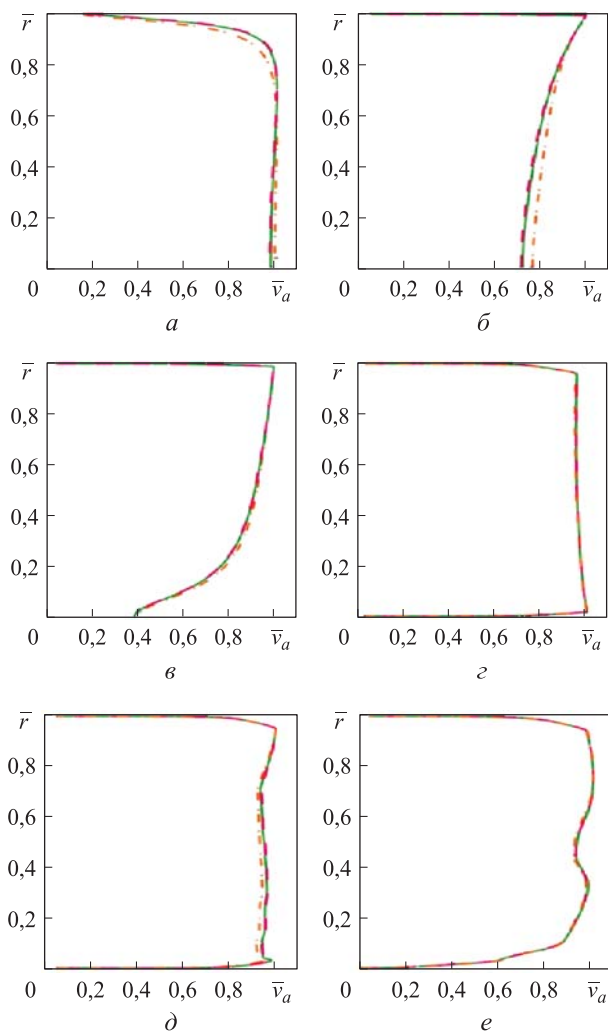


Рис. 8. Распределения безразмерной осевой составляющей скорости \bar{v}_a в различных сечениях при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{расч}$ (---), $0,8n_{расч}$ (—) и $0,9n_{расч}$ (---):
 а — на передней кромке ВЗ; б — в горле ВЗ; в — перед носком кока; г — перед ВНА; д — на середине ВНА; е — за ВНА

В данной работе АД представляет собой выходной интерфейс, на котором заданы необходимые параметры, соответствующие полученным из расчета модели с компрессором в соответствующей секции. Существуют три основных типа граничного условия для выходного интерфейса: с заданием статического давления, составляющих скорости потока и массового расхода воздуха [10].

При проектировании мотогондолы необходимо рассмотреть проблемы, связанные с ее работой под воздействием возмущений. В этих случаях моделирование течения в ВЗ с граничным условием АД может быть корректным, когда граничное условие задано вне зоны возмущений. Поэтому эффективность расчетной модели с АД во многом зависит от выбора варианта граничного условия и его места.

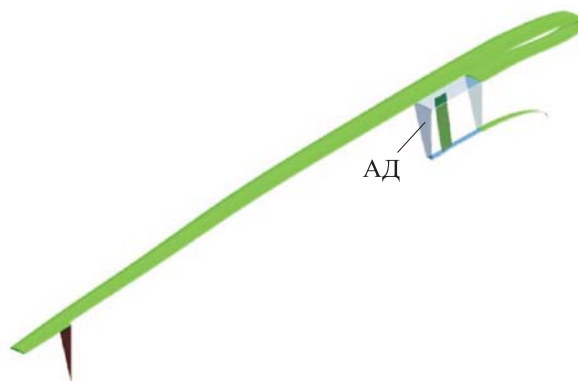


Рис. 9. Расчетная модель мотогондолы с АД

С учетом исследуемой конфигурации поверхность за ВНА выбрана для постановки граничного условия (рис. 9) с целью минимизации воздействия АД на параметры потока в ВЗ. Для постановки граничного условия АД использованы распределения параметров, полученные методом усреднения по окружной координате в данной секции поля течения модели компрессора в мотогондоле.

Рассмотрены варианты граничного условия АД с фиксацией: распределения статического давления (АД- p), распределения составляющих скорости (АД- v) и интегрального массового расхода воздуха (АД- G_b). В граничном условии АД- p использованы профили статических давления и температуры, в АД- v — профили составляющих скорости и статической температуры, в АД- G_b — массовый расход воздуха. Остальные граничные условия определены так же, как и для модели компрессора в мотогондоле.

Для сравнения моделей компрессора и АД выбраны четыре характерных сечения (рис. 10): 1 — в ВЗ ($z = -0,124$ м); 2 — в ВЗ ($z = -0,010$ м); 3 — перед ВНА ($z = 0,090$ м); 4 — за ВНА ($z = 0,190$ м).

Результаты, полученные для различных вариантов АД, сравнены с данными для модели компрессора в мотогондоле. Очевидно, что все варианты АД дают хорошее согласие по интегральным характеристикам (с относительной погрешностью, в основном не превышающей 1 %). С точки зрения воспроизведения поля течения в ВЗ наилучшим вариантом оказывается АД- p , хотя вариант АД- v практически ему не уступает.

Фиксация массового расхода является самым грубым вариантом граничного условия и не подходит для тонкого анализа задач аэродинамической интерференции, но при этом остается необходимым и полезным вариантом граничного условия АД для ситуаций, когда информация о распределениях переменных отсутствует.

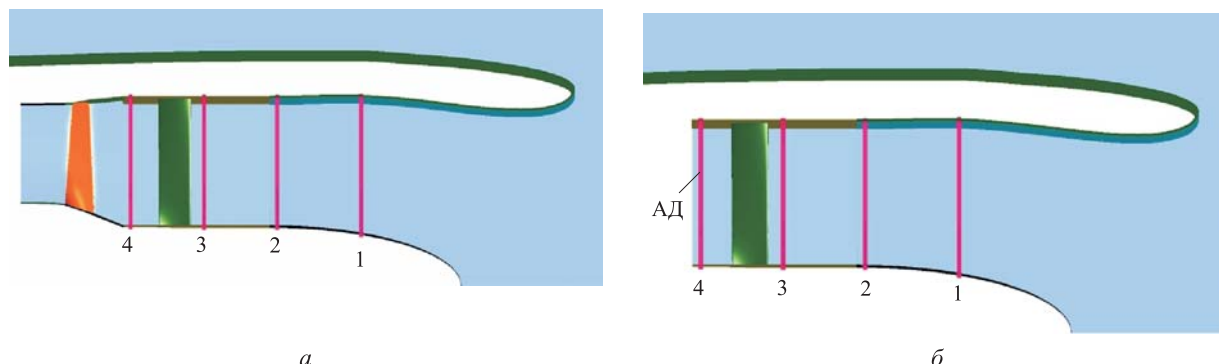


Рис. 10. Расчетные модели компрессора (а) и АД (б) с положением сечений 1–4

Полученные распределения параметров потока в сечениях 1–4 (см. рис. 10) при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{\text{расч}}$ для моделей NR (модели компрессора в мотогондоле), АД-р, АД-в и АД-Г_в приведены на рис. 11, а–д, где первый рисунок соответствует сечению 1, второй — 2, третий — 3, четвертый — 4.

Для проверки правильности варианта АД-р расчеты с ним проведены при всех выбранных значениях частоты вращения ротора. Получен-

ные при моделировании основные параметры потока в характерных сечениях сравнены с результатами расчета модели компрессора в мотогондоле (табл. 1).

Распределения параметров потока в сечениях 1–4 (см. рис. 10) при различных значениях частоты вращения ротора для моделей NR и АД-р приведены на рис. 12, а–д, где первый рисунок соответствует сечению 1, второй — 2, третий — 3, четвертый — 4.

Таблица 1

Параметры потока в сечениях 1–4 для моделей NR и АД-р при различных значениях частоты вращения ротора

Сечение	G_b , кг/с	ρ , кг/м ³	v_a , м/с	v_r , м/с	p_0 , Па	T_0 , К	p , Па	T , К
$n = 0,7n_{\text{расч}}$								
4	1,2994	1,1085	144,419	-2,9799	100 614	287,953	88 288,2	277,409
	1,3076	1,1097	144,703	-2,9970	100 757	288,027	88 399,3	277,467
3	1,2993	1,1154	142,495	0,0004	100 860	287,954	88 965,7	277,822
	1,3076	1,1157	143,257	0,0016	101 004	288,026	88 981,7	277,791
2	1,2992	1,1173	142,158	0,0011	100 987	287,959	89 137,3	277,878
	1,3076	1,1177	142,868	0,0023	101 126	288,026	89 159,6	277,852
1	1,2992	1,1240	137,244	0,0005	101 038	287,970	89 868,2	278,496
	1,3076	1,1248	137,622	0,0017	101 163	288,026	89 942,1	278,515
$n = 0,8n_{\text{расч}}$								
4	1,4221	1,0796	162,253	-3,4225	100 482	287,970	85 130,8	274,662
	1,4255	1,0810	162,000	-3,3717	100 561	288,013	85 274,0	274,773
3	1,4221	1,0886	159,783	0,0004	100 793	287,972	86 017,8	275,233
	1,4255	1,0888	160,095	0,0002	100 872	288,013	86 036,2	275,227
2	1,4221	1,0910	159,335	0,0013	100 945	287,974	86 233,1	275,311
	1,4255	1,0913	159,619	0,0011	101 022	288,013	86 255,5	275,308
1	1,4222	1,0995	153,554	0,0006	100 995	287,976	87 163,1	276,117
	1,4255	1,1001	153,681	0,0004	101 068	288,013	87 214,6	276,140
$n = 0,9n_{\text{расч}}$								
4	1,4979	1,0596	174,137	-3,7846	100 502	288,082	82 974,1	272,750
	1,4960	1,0613	173,169	-3,7098	100 456	288,013	83 145,8	272,881
3	1,4981	1,0704	171,186	0,0005	100 860	288,083	84 034,7	273,462
	1,4960	1,0707	170,850	0,0002	100 813	288,013	84 057,9	273,452
2	1,4983	1,0731	170,665	0,0015	101 031	288,084	84 280,6	273,556
	1,4960	1,0736	170,273	0,0012	100 983	288,013	84 314,4	273,557
1	1,4985	1,0831	164,274	0,0007	101 084	288,084	85 360,8	274,508
	1,4960	1,0838	163,704	0,0004	101 036	288,014	85 429,3	274,541

Примечание. В числителе дроби указаны значения для модели NR, в знаменателе — для модели АД-р.

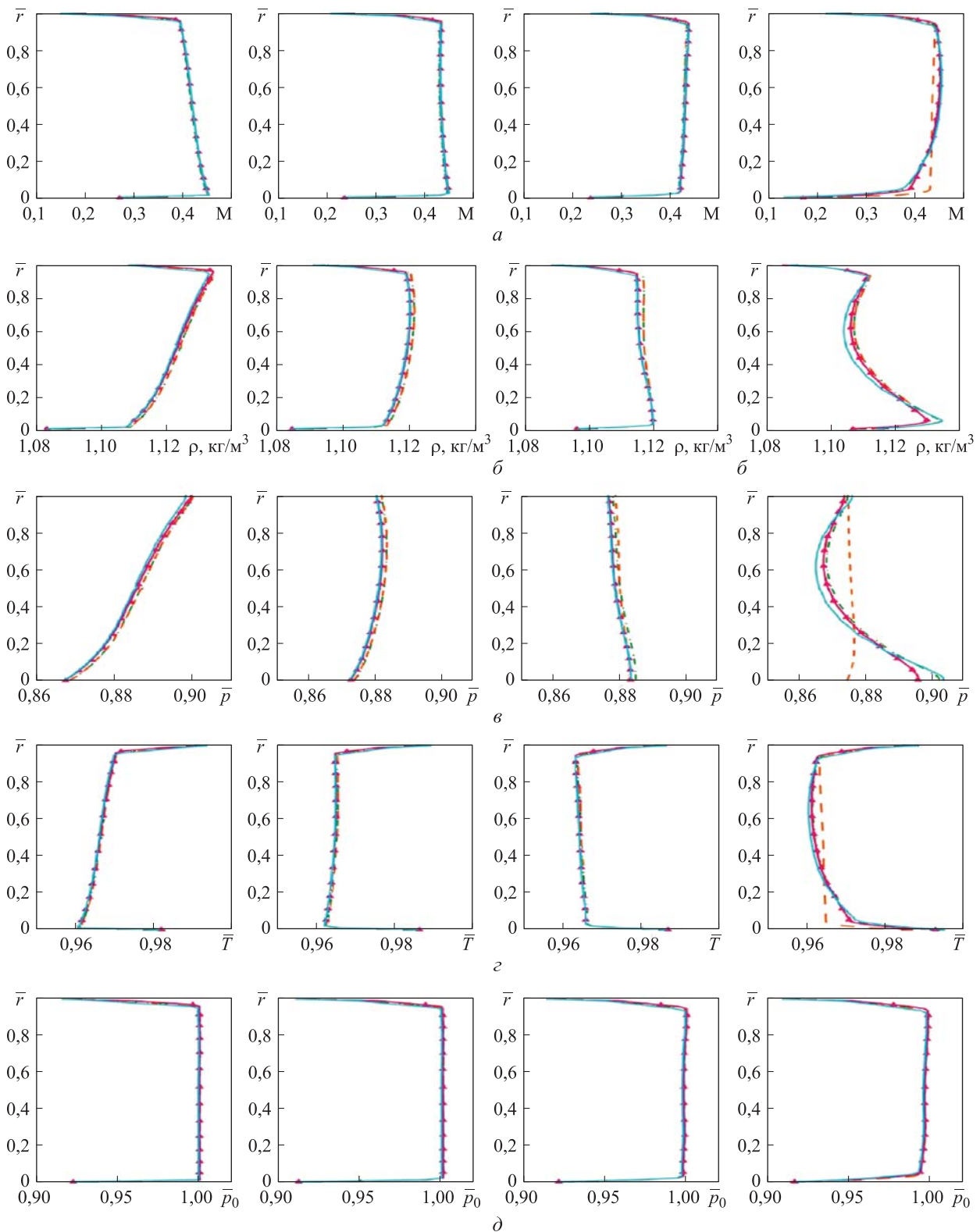


Рис. 11. Распределения параметров потока в сечениях 1–4 при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{\text{расч}}$ для моделей NR (—), АД-р (---), АД- v (---) и АД- G_v (---):
 а — числа Маха M ; б — плотности воздуха ρ ; в и з — относительных статических давления \bar{p} и температуры \bar{T} ;
 д — относительного полного давления \bar{p}_0

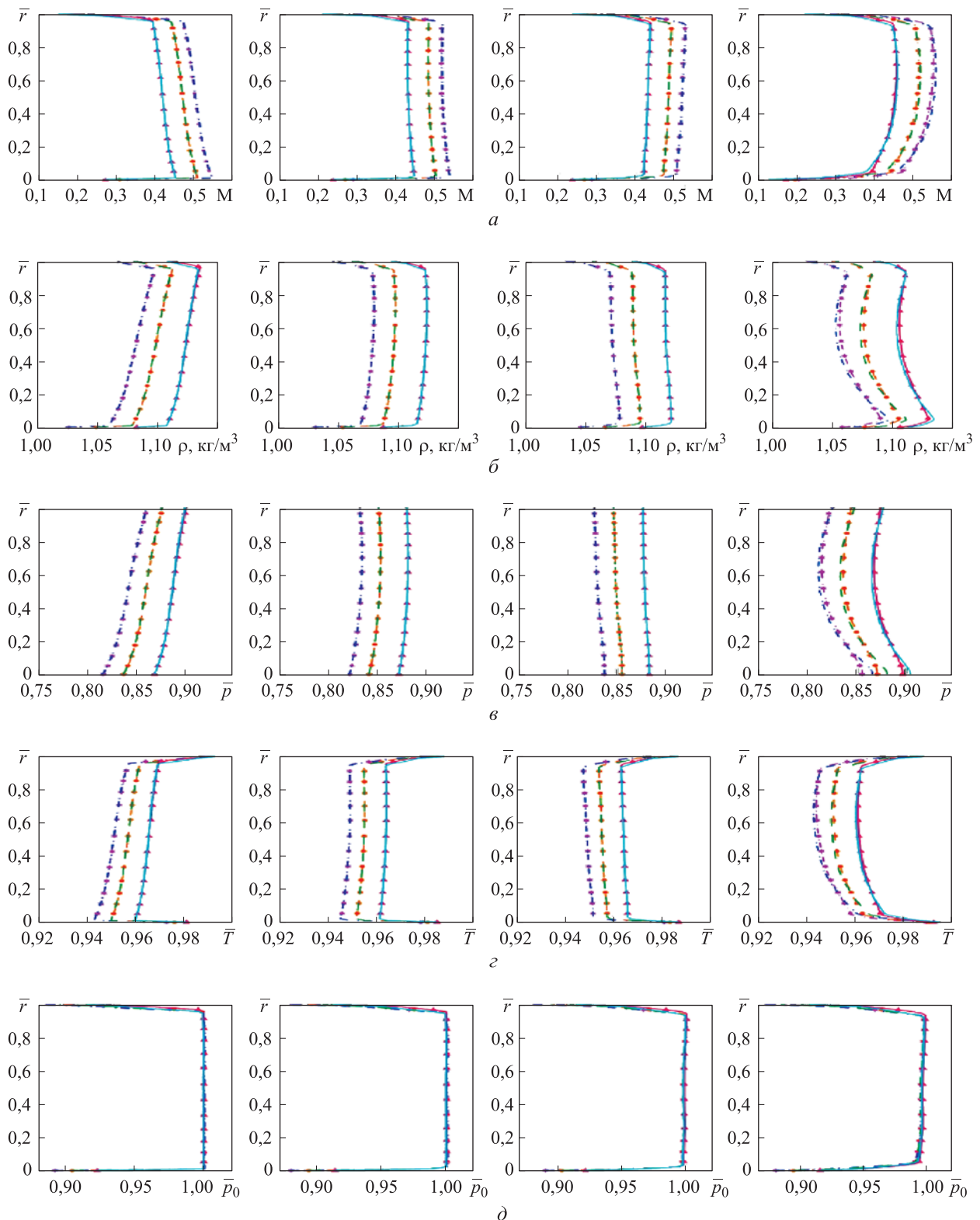


Рис. 12. Распределения числа Маха M (*a*), плотности воздуха ρ (*б*), относительных статического давления \bar{p} (*в*), статической температуры \bar{T} (*г*) и полного давления \bar{p}_0 (*д*) в сечениях 1–4 для различных моделей и частот вращения ротора:

— NR при $n = 0,7n_{\text{расч}}$; — АД-р при $n = 0,7n_{\text{расч}}$; — NR при $n = 0,8n_{\text{расч}}$; — АД-р при $n = 0,8n_{\text{расч}}$;
 — NR при $n = 0,9n_{\text{расч}}$; — АД-р при $n = 0,9n_{\text{расч}}$

Таблица 2

Параметры потока в сечениях моделей NR и АД-р_noIGV

Модель	G_b , кг/с	ρ , кг/м ³	v_τ , м/с	v_a , м/с	p_0 , Па	T_0 , К	p , Па	T , К
$n = 0,7n_{расч}$								
NR	<u>1,2994</u>	<u>1,1240</u>	<u>0,0005</u>	<u>137,244</u>	<u>101 038</u>	<u>287,970</u>	<u>89 868,2</u>	<u>278,496</u>
	1,2993	1,1173	0,0011	142,158	100 987	287,959	89 137,3	277,878
АД-р_noIGV	<u>1,3009</u>	<u>1,1240</u>	<u>0,0006</u>	<u>137,414</u>	<u>101 069</u>	<u>287,994</u>	<u>89 870,4</u>	<u>278,497</u>
	1,3009	1,1174	0,0005	142,290	101 023	287,992	89 149,4	277,892
$n = 0,8n_{расч}$								
NR	<u>1,4222</u>	<u>1,0995</u>	<u>0,0006</u>	<u>153,554</u>	<u>100 995</u>	<u>287,976</u>	<u>87 163,1</u>	<u>276,117</u>
	1,4221	1,0910	0,0013	159,335	100 945	287,974	86 233,1	275,311
АД-р_noIGV	<u>1,4233</u>	<u>1,0997</u>	<u>0,0007</u>	<u>153,649</u>	<u>101 031</u>	<u>288,005</u>	<u>87 179,5</u>	<u>276,131</u>
	1,4233	1,0911	0,0007	159,411	100 977	288,005	86 248,9	275,330
$n = 0,9n_{расч}$								
NR	<u>1,4985</u>	<u>1,0831</u>	<u>0,0007</u>	<u>164,274</u>	<u>101 084</u>	<u>288,084</u>	<u>85 360,8</u>	<u>274,508</u>
	1,4983	1,0731	0,0015	170,665	101 031	288,084	84 280,6	273,556
АД-р_noIGV	<u>1,4936</u>	<u>1,0833</u>	<u>0,0007</u>	<u>163,700</u>	<u>100 988</u>	<u>288,002</u>	<u>85 379,4</u>	<u>274,522</u>
	1,4936	1,0733	0,0007	170,067	100 927	288,002	84 299,3	273,576

Примечание. В числителе дроби указаны значения для сечения 1 ($z = -0,124$), в знаменателе — для сечения 2 ($z = -0,010$).

Распределения параметров потока в сечениях 1–4 (см. рис. 10) при различных значениях частоты вращения ротора для моделей NR и АД-р приведены на рис. 12, а–д, где первый рисунок соответствует сечению 1, второй — 2, третий — 3, четвертый — 4.

При решении задачи интеграции ТРДД с элементами планера летательного аппарата нередко встречаются ситуации, при которых поток в ВЗ слабо возмущен. В таких случаях для сокращения ресурсоемкости расчетов можно задать необходимые граничные условия непосредственно в выходном сечении ВЗ. Так часто и по-

ступают, но без контроля точности граничных условий (их влияния на искомое решение).

Рассмотрим вариант постановки граничного условия, при котором расчетные сетки элементов ступени вентилятора удалены, граничное условие АД-р с фиксацией статического давления поставлено на выходе ВЗ (рис. 13). Расчеты этой модели проведены при частоте вращения ротора $n = 0,7n_{расч}$, $0,8n_{расч}$ и $0,9n_{расч}$. Для оценки качества модели выбраны сечения 1 ($z = -0,124$ м) и 2 ($z = -0,010$ м).

В табл. 2 приведены результаты сравнения основных параметров потока в сечениях 1 и 2 (см. рис. 13) для модели с АД без ВНА (АД-р_noIGV) и модели компрессора в мотогондоле.

Распределения основных параметров потока в сечениях 1 и 2 (см. рис. 13) для моделей NR и АД-р_noIGV при различных значениях частоты вращения ротора приведены на рис. 14, а–м, где — NR при $n = 0,7n_{расч}$; —▲— АД-р_noIGV при $n = 0,7n_{расч}$; — NR при $n = 0,8n_{расч}$; —●— АД-р_noIGV при $n = 0,8n_{расч}$; — NR при $n = 0,9n_{расч}$; —*— АД-р_noIGV при $n = 0,9n_{расч}$. Результаты расчетов показывают, что данный вариант АД воспроизводит поток в ВЗ примерно с таким же качеством, как и АД за ВНА.

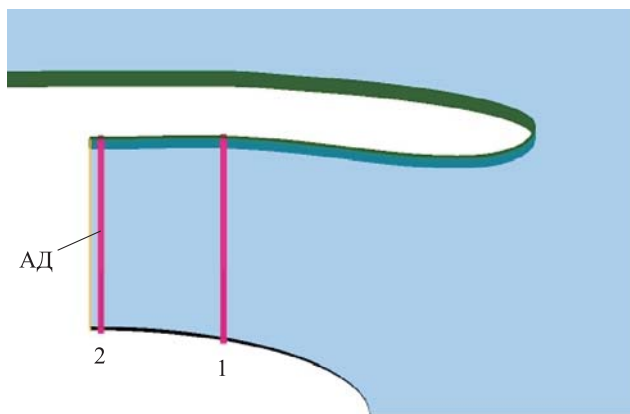


Рис. 13. Расчетная модель мотогондолы с АД без ВНА

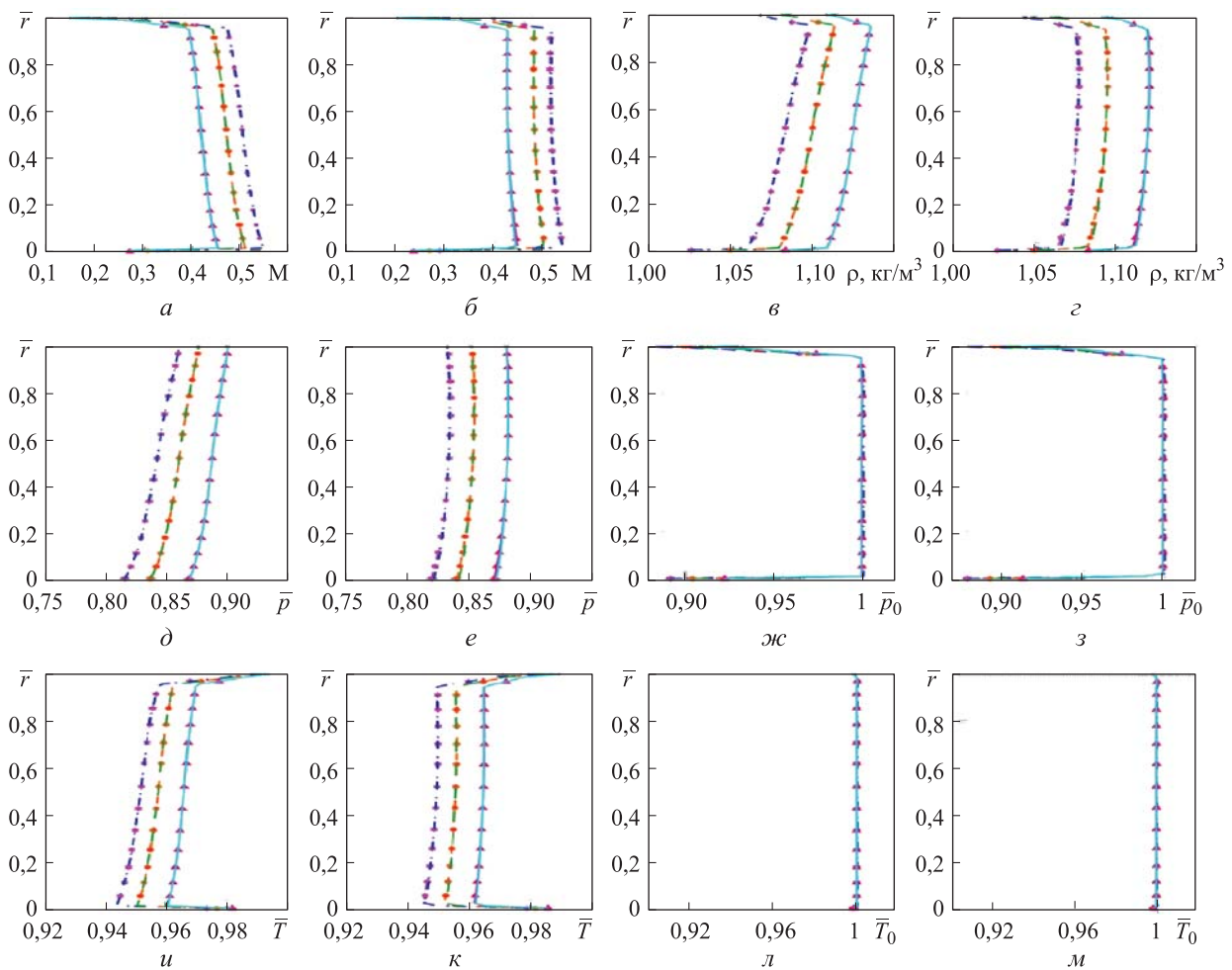


Рис. 14. Распределения параметров потока в характерных сечениях для моделей NR и АД- p_{noIGV} при различных значениях частоты вращения ротора:

a и b — числа Маха M в сечениях 1 и 2; v, z — плотности воздуха ρ в сечениях 1 и 2; d, e и $ж, з$ — относительных статического \bar{p} и полного \bar{p}_0 давлений в сечениях 1 и 2 соответственно; $и, к$ и $л, м$ — относительных статической \bar{T} и полной \bar{T}_0 температур в сечениях 1 и 2 соответственно

Выводы

1. Интегральные характеристики компрессора с учетом и без учета ВЗ близки (максимальные значения степени повышения полного давления и степени подогрева отличаются на 1...2%). Различия потока сосредоточены в основном в пристенных областях.

2. Профили полных параметров за ВНА близки к постоянным с учетом пристенных эффектов и потерь полного давления в ВНА. Профиль тангенциальной составляющей скорости в рассмотренном случае формируется в ВНА, после него он устойчив в проточной части вплоть до ротора.

3. Все исследованные варианты АД дают хорошее воспроизведение интегральных характе-

ристик. С точки зрения воспроизведения поля течения в ВЗ наилучшим вариантом оказывается АД- p , хотя ему практически не уступает вариант АД- v . Вариант АД- G_v полезен для ситуаций, когда информация о распределениях переменных отсутствует, но является самым грубым и не подходит для тонкого анализа задач аэродинамической интерференции.

4. Методику с применением граничного условия АД следует создавать на основе предварительного моделирования компрессора в ВЗ с целью получения реалистичных распределений переменных. Методика может быть рекомендована как работоспособная для задач с не очень сильным взаимодействием, когда считается, что используемые профили переменных пригодны при наличии возмущений в ВЗ.

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] Гельмедов Ф.Ш., Ланшин А.И., Челомбитко А.В., Швец Л.И. Эффективность управления направляющими аппаратами КНД в ТРДД с приводом вентилятора через редуктор. *Двигатель*, 2012, № 3(81), с. 1–4.
- [4] Owens R., Hasel K., Mapes D. Ultra high bypass turbofan technologies for the twenty-first century. *26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, 1990, paper AIAA-90-2397, 9 p.
- [5] Hall C.A., Crichton D. Engine design studies for a silent aircraft. *Journal of Turbomachinery*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 479–487, doi: 10.1115/1.2472398
- [6] Larkin M.J., Schweiger P.S. *Ultra high bypass nacelle aerodynamics: inlet flow-through nacelle high angle of attack distortion test*. NASA CR-189149, 1992. 73 p.
- [7] Yao J., Gorrell S.E., Wadia A.R. High-Fidelity Numerical Analysis of Per-Rev-Type Inlet Distortion Transfer in Multistage Fans – Part I: Simulations with Selected Blade Rows. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2008, vol. 6, iss. PART A, pp. 469–480, doi: 10.1115/GT2008-50813
- [8] Fidalgo V.J., Hall C.A., Colin Y. A Study of Fan-Distortion Interaction within the NASA Rotor 67 Transonic Stage. *Journal of Turbomachinery*, 2012, vol. 134, no. 5, p. 1, doi: 10.1115/1.4003850
- [9] Воронич И.В., Нгуен В.Х. Моделирование характеристик осевого компрессора в контексте тестового эксперимента. *Тр. 59-й Всерос. науч. конф. МФТИ, Долгопрудный*, 21–26 ноября 2016, Долгопрудный, Изд-во МФТИ, 2016.
- [10] Moore R.D., Kovich G., Tysl E.R. *Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D refan stage*. NASA TM X-3356, 1976. 156 p.
- [11] Schuehle A.L. *727 Airplane Side Inlet Low-Speed Performance Confirmation Model Test for Refanned JT8D Engines*. NASA CR-134609, 1974. 80 p.
- [12] *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 декабря 2018).
- [13] Liu B., An G., Yu X. Assessment of curvature correction and reattachment modification into the shear stress transport model within the subsonic axial compressor simulations. *Journal of Power and Energy*, 2015, vol. 229(8), pp. 910–927, doi: 10.1177/0957650915595168
- [14] Zhao Y., Wang G.Y., Huang B., Hu C.L. Applications of a curvature correction turbulent model for computations of unsteady cavitating flows. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2015, vol. 72, iss. forum 2, no. art. 022006, doi: 10.1088/1757-899X/72/2/022006
- [15] Shcoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet Distortion Sensitivity of Fans with Different Pressure Ratios. *ISABE*, 2015, paper 2015_20095. URL: <https://drc.libraries.uc.edu/handle/2374.UC/745699> (дата обращения 15 декабря 2018).
- [16] Godard B., De Jaeghere E., Ben Nasr N., Marty J., Barrier R., Gourdain N. A review of inlet-fan coupling methodologies. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2017, paper GT2017-63577, doi: 10.1115/GT2017-63577

References

- [1] *Teoriya i raschet vozduшно-reaktivnykh dvigateley* [Theory and calculation of air-jet engines]. Ed. Shlyakhtenko S.M. Moscow, Mashinostroyeniye 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] Gel'medov F.Sh., Lanshin A.I., Chelombit'ko A.V., Shvets L.I. Efficiency of control of KND guide vanes in turbofan engines with fan drive through a reducer. *Engine*, 2012, no. 3(81), pp. 1–4 (in Russ.).

- [4] Owens R., Hasel K., Mapes D. Ultra high bypass turbofan technologies for the twenty-first century. *26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, 1990, paper AIAA-90-2397, 9 p.
- [5] Hall C.A., Crichton D. Engine design studies for a silent aircraft. *Journal of Turbomachinery*, 2007, vol. 129, no. 3, pp. 479–487, doi: 10.1115/1.2472398
- [6] Larkin M.J., Schweiger P.S. *Ultra high bypass nacelle aerodynamics: inlet flow-through nacelle high angle of attack distortion test*. NASA CR-189149, 1992. 73 p.
- [7] Yao J., Gorrell S.E., Wadia A.R. High-Fidelity Numerical Analysis of Per-Rev-Type Inlet Distortion Transfer in Multistage Fans – Part I: Simulations with Selected Blade Rows. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2008, vol. 6, iss. PART A, pp. 469–480, doi: 10.1115/GT2008-50813
- [8] Fidalgo V.J., Hall C.A., Colin Y. A Study of Fan-Distortion Interaction within the NASA Rotor 67 Transonic Stage. *Journal of Turbomachinery*, 2012, vol. 134, no. 5, p. 1, doi: 10.1115/1.4003850
- [9] Voronich I.V., Nguyen V.H. Modeling the characteristics of an axial compressor in the context of a test experiment. *Materials 59 scientific conference MIPT* [Proceedings of the 59th All-Russian Scientific Conference MIPT]. Dolgoprudny, 2016.
- [10] Moore R.D., Kovich G., Tysl E.R. *Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D refan stage*. NASA TM X-3356, 1976. 156 p.
- [11] Schuehle A.L. *727 Airplane Side Inlet Low-Speed Performance Confirmation Model Test for Refanned JT8D Engines*. NASA CR-134609, 1974. 80 p.
- [12] *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 December 2018).
- [13] Liu B., An G., Yu X. Assessment of curvature correction and reattachment modification into the shear stress transport model within the subsonic axial compressor simulations. *Journal of Power and Energy*, 2015, vol. 229(8), pp. 910–927, doi: 10.1177/0957650915595168
- [14] Zhao Y., Wang G.Y., Huang B., Hu C.L. Applications of a curvature correction turbulent model for computations of unsteady cavitating flows. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2015, vol. 72, iss. forum 2, no. art. 022006, doi: 10.1088/1757-899X/72/2/022006
- [15] Shcoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet Distortion Sensitivity of Fans with Different Pressure Ratios. *ISABE*, 2015, paper 2015_20095. Available at: <https://drc.libraries.uc.edu/handle/2374.UC/745699> (accessed 15 December 2018).
- [16] Godard B., De Jaeghere E., Ben Nasr N., Marty J., Barrier R., Gourdain N. A review of inlet-fan coupling methodologies. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2017, paper GT2017-63577, doi: 10.1115/GT2017-63577

Статья поступила в редакцию 01.02.2019

Информация об авторах

ВОРОНИЧ Иван Викторович — кандидат физико-математических наук, доцент кафедры компьютерного моделирования. МФТИ (141701, Московская область, Долгопрудный, Институтский пер., д. 9, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).

НГУЕН Вьет Хунг — аспирант кафедры компьютерного моделирования. МФТИ (141701, Московская область, Долгопрудный, Институтский пер., д. 9, e-mail: viethung1581@gmail.com).

Information about the authors

VORONICH Ivan Victorovich — Candidate of Science (Physics and Math), Associate Professor, Department of Computer Modeling, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University) (141701, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation, Institutskiy lane, Bldg. 9, e-mail: voronich.iv@mipt.ru).

NGUYEN Viet Hung — Postgraduate, Department of Computer Modeling, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University) (141701, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation, Bldg. 9, Institutskiy lane, e-mail: viethung1581@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронич И.В., Нгуен В.Х. Расчетное исследование характеристик потока в воздухозаборнике модельного осевого компрессора с учетом различных вариантов граничного условия «активный диск». *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 5, с. 36–49, doi: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49

Please cite this article in English as:

Voronich I.V., Nguyen V.H. A Computational Study of the Intake Flow Characteristics in a Model Axial Compressor with Regard to Different Variants of the “Active Disk” Boundary Condition. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 5, pp. 36–49, doi: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышла в свет монография
А.А. Смердова

**«Оптимизация композитных структур
в ракетно-космической технике.
Краткий курс в тринадцати лекциях»**

В курсе лекций приведены основные положения теории оптимального проектирования конструкций, рассмотрены методы проектных расчетов композитных материалов и простейших элементов конструкций, а также несущих композитных оболочек различных конструктивных схем и размеростабильных композитных космических конструкций. Представлены алгоритмы расчета типовых композитных элементов конструкций, которые могут быть самостоятельно использованы студентами при выполнении курсовых и дипломных проектов.

Курс лекций предназначен для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов». Материал отдельных лекций может быть также использован при изучении смежных дисциплин, таких как «Проектные расчеты композитных конструкций ракетно-космической техники», «Строительная механика ракет» и «Строительная механика космических аппаратов».

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