

Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике современных турбореактивных двухконтурных двигателей

© В.Х. Нгуен

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), г. Долгопрудный, Московская обл., 141701, Россия

С развитием современных двухконтурных авиационных турбореактивных двигателей происходят изменения в их облике и характеристиках: увеличивается диаметр, сокращается длина воздухозаборника, снижаются температура и шум струи. В силу этого при проектировании необходимо учитывать взаимодействие между вентилятором и воздухозаборником в составе компоновки. Подход на основе нестационарного трехмерного моделирования с учетом полных венцов лопаток необходим для анализа, но является ресурсоемким. В ряде случаев для исследования аэродинамической интерференции можно использовать подход на основе граничного условия «активный диск». В работе рассмотрена валидированная расчетная методика на основе граничного условия «активный диск» с учетом структуры потока перед вентилятором. Представлены результаты расчетного исследования характеристик модели вентилятора в мотогондоле, анализ вариантов граничного условия «активный диск» и их применение к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике при условиях бокового ветра.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, вентилятор, воздухозаборник, «активный диск», боковой ветер, методика расчета

Введение. Для современных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) гражданской авиации характерно увеличение степени двухконтурности и, как следствие, диаметра [1–4]. Увеличение диаметра вентилятора и мотогондолы ведет к увеличению сопротивления, которое возможно частично компенсировать сокращением длины воздухозаборника (ВЗ). В этом случае роль аэродинамического взаимодействия между ВЗ и вентилятором возрастает в условиях интерференции в составе компоновки и особенно при наличии бокового ветра [3–5].

Нестационарное трехмерное моделирование потока с учетом полного венца вентилятора позволяет получить ясное представление и достоверные характеристики взаимодействия, в частности возможность оценивать шум вентилятора и аэроупругие эффекты [3–6]. Но ресурсоемкость подхода пока высока для широкого использования в проектировании. Кроме того, в этом случае необходима полная информация о геометрических параметрах ступени вентилятора, доступ

к которой ограничен производителем. В силу этого возможность моделировать поток в ВЗ при расчетных и нерасчетных условиях с минимизацией использования геометрической информации о вентиляторе является актуальной.

Как известно, в ряде случаев для моделирования аэродинамической интерференции можно использовать граничное условие «активный диск» (ГУ «АД»). Обычно в качестве такого условия используют вариант с фиксацией расхода массы, значение которого определяется либо из условия согласования с соплом, либо задается. Однако такой вариант не отражает полностью реальную структуру потока в воздухозаборнике при наличии вентилятора [4]. Использование ГУ «АД» с контролем как расхода массы, так и профилей ключевых переменных позволит достаточно достоверно моделировать поток в ВЗ в условиях слабой и умеренной аэродинамической интерференции.

Целью работы является изучение вариантов граничного условия «активный диск» с учетом структуры потока перед вентилятором и их применение к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике при условиях бокового ветра.

Расчетное исследование характеристик вентилятора в мотогондоле. Характеристики вентилятора в мотогондоле изучаются с использованием одноступенчатого модельного осевого компрессора stage 65 двигателя JT8D (массовое семейство, модификации используются на самолетах Boeing 727, Boeing 737, DC-9, MD-80). Для него была спроектирована мотогондола, и имеются подробные экспериментальные данные, в том числе при наличии бокового ветра. Форма ВЗ двигателя JT8D представлена на рис. 1, *а*, проточная часть ступени stage 65 — на рис. 1, *б*. Проточная часть stage 65 включает входной направляющий аппарат (ВНА, 23 лопатки), рабочее колесо (РК, 34 лопатки), разделитель потоков, перепускной и подпорный каналы со статорами. Геометрические параметры и характеристики ступени stage 65 описаны в [7], информация о ВЗ двигателя JT8D содержится в [8].

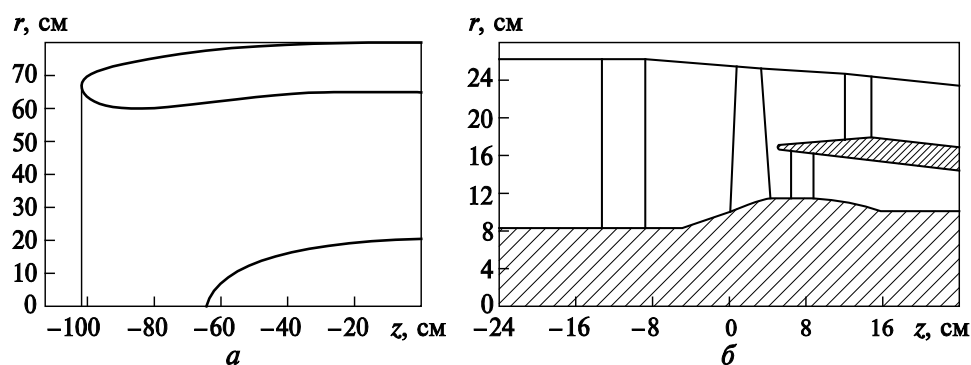


Рис. 1. Форма воздухозаборника мотогондолы в полном масштабе (*а*) и проточная часть ступени stage 65 двигателя JT8D в масштабе 0,4066 (*б*)

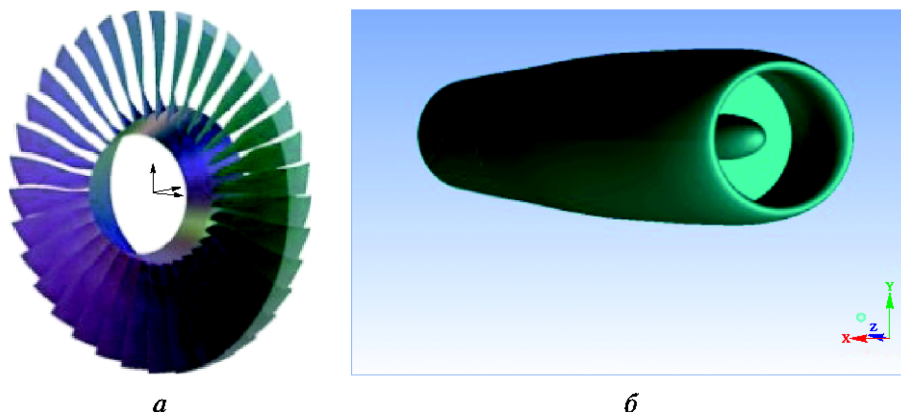


Рис. 2. Вид геометрических моделей рабочего колеса (а) и мотогондолы (б)

Расчеты в данной работе проведены с помощью программных пакетов ANSYS: геометрическая модель РК построена с помощью пакета BladeGen, а мотогондолы — с помощью пакета DesignModeler. Для всех подобластей построены блочно-структурированные расчетные сетки с учетом критериев качества и разрешения пограничного слоя на стенках. Расчетная сетка для области вокруг лопатки РК построена с помощью пакета TurboGrid, для внешней области — с помощью ПО Pointwise Gridgen.

Ранее была проведена валидация расчетной методики во всем диапазоне режимов работы ступени stage 65 и получены результаты, соответствующие данным эксперимента [7]. Также были проведены расчетные исследования характеристик ступени stage 65 в мотогондоле с определением влияния последней [9].

Расчетная модель РК в мотогондоле была получена путем объединения расчетных сеток для лопатки РК и внешней области (рис. 2, 3), при этом лопатка ВНА была исключена. Рассматривались варианты с исходным положением РК (рис. 3, б) и смещенным вперед положением РК (рис. 3, в).

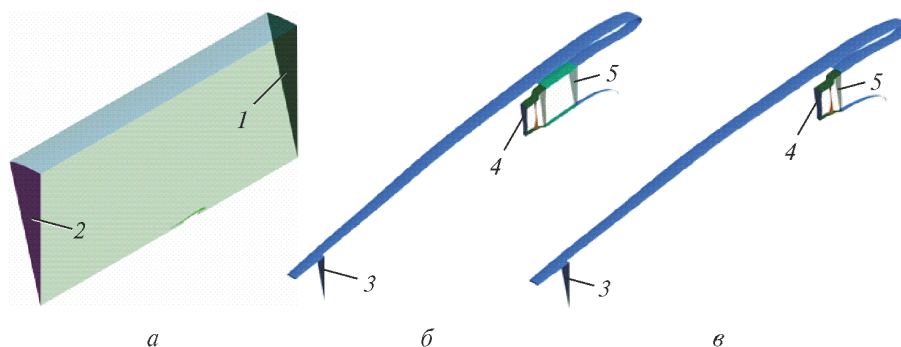


Рис. 3. Расчетные модели рабочего колеса в мотогондоле:

1 — вход; 2 — выход; 3 — сопло; 4 — выход ступени; 5 — воздухозаборник

Расчетная модель представляет набор дискретных моделей для решаемых уравнений и граничных условий на данной расчетной сетке, а также численные методы интегрирования по времени. Для подобласти, содержащей лопатку РК, определено вращение с заданной частотой (в уравнения включены источники вследствие неинерциальности). Граничные условия включают условия на твердых стенках, входах (расчетная область и сопло), выходах (внешний поток и ступень), периодические интерфейсы и интерфейс между неподвижной и вращающейся подобластями. На входах расчетной области 1 и сопловой части мотогондолы 3 заданы полные параметры (p_0, T_0), которые соответствуют режиму полета (для поверхности 1) и режиму работы двигателя (для 3), направление вектора скорости, а также параметры турбулентности. Среднее статическое давление $\langle p \rangle$ задано на внешнем выходе 2 и на выходе ступени 4, в первом случае оно равно окружающему давлению (для 2), во втором случае согласовано с режимом работы ступени (для 4). Поверхность 5 в ВЗ служила для контроля параметров потока и впоследствии использовалась для постановки ГУ «АД». На периодических границах областей определены периодические интерфейсы между боковыми сторонами. На границе сопряжения РК с ВЗ задан интерфейс между вращающейся и неподвижной подобластями, который проводит окружное осреднение и интерполяцию с сохранением полных параметров. Данная задача требует правильного учета свойств внешнего и внутреннего потоков с точки зрения выбора единой системы координат: необходимо выбрать неподвижную систему координат как общую для всех областей. Рассматриваемая задача является нестационарной вследствие взаимодействия внутреннего и внешнего потоков, поэтому расчетная модель чувствительна к начальным условиям. При ее решении необходимо применять подходящие начальные данные, построенные с помощью оценок для течения в ступени и профилей переменных в типичной струе. Для повышения точности моделирования следует учитывать эффекты закрутки потока с помощью варианта модели турбулентности SST-CC [10]. Интегрирование по времени осуществляется по неявным схемам первого и второго порядка точности, что позволяет вести устойчивый расчет при разумных ограничениях на шаг по времени. На финальной стадии расчета необходимо использовать схемы повышенной точности для всех уравнений законов сохранения.

Расчетная модель была проверена на режиме $N = 0,7N_{\text{расч}}$. В табл. 1 представлены данные для сравнения основных характеристик РК в мотогондоле и ступени компрессора в мотогондоле [9]. Видно небольшое снижение степени повышения полного давления при увеличении расхода и снижение адиабатического КПД для РК в мотогондоле. Это объясняется тем, что ВНА формирует более благоприятный

Основные параметры РК и ступени компрессора в мотогондоле

Параметр	$p_{\text{вых}} = 96\ 300\ \text{Па}$	$p_{\text{вых}} = 100\ 300\ \text{Па}$	$p_{\text{вых}} = 104\ 300\ \text{Па}$	$p_{\text{вых}} = 108\ 300\ \text{Па}$
$\pi_{\text{в}}^*$	1,2150/1,2167	1,2454/1,2473	1,2815/1,2837	1,3002/1,3070
$\tau_{\text{в}}^*$	1,0622/1,0623	1,0699/1,0699	1,0794/1,0795	1,0900/1,0907
$\eta_{\text{ад,в}}$	0,9172/0,9234	0,9228/0,9296	0,9230/0,9274	0,8627/0,8745
$G_{\text{в}}$	29,381/28,895	28,688/28,240	27,526/27,054	24,205/23,958

Примечание. В числителе указаны значения для РК в мотогондоле, в знаменателе — для ступени компрессора в мотогондоле.

с точки зрения эффективности РК входной угол потока. На рис. 4 показаны интегральные характеристики РК и ступени компрессора в мотогондоле с учетом данных эксперимента для ступени stage 65. Линии характеристик для РК в мотогондоле сдвигаются в сторону повышения расхода, т. е. без ВНА запас устойчивости работы РК уменьшается, так как оно спроектировано с учетом направляющей ступени.

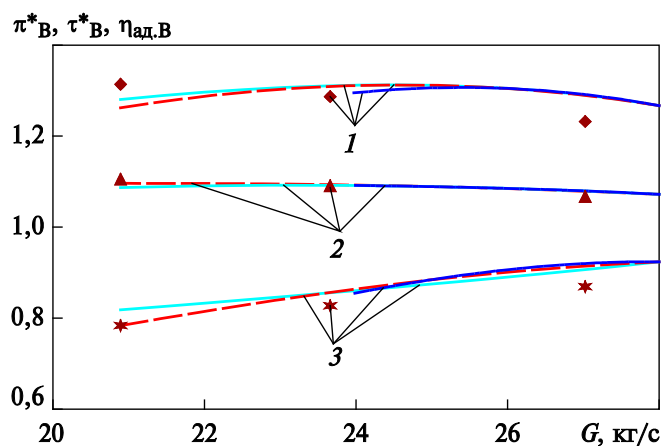


Рис. 4. Интегральные характеристики:

1 — степень повышения полного давления $\pi_{\text{в}}^*$; 2 — степень подгрева $\tau_{\text{в}}^*$; 3 — адиабатический КПД $\eta_{\text{ад,в}}$; (---) — РК; (—) — ступень компрессора в мотогондоле; расчетные (—) и экспериментальные (точки) ступени компрессора без мотогондолы

Проверка влияния положения РК в ВЗ на структуру потока и интегральные характеристики выполнена с помощью сопоставления двух конфигураций, представленных на рис. 3, б, в. Для анализа вариантов заднего и переднего положений РК выбраны шесть секций (рис. 5).

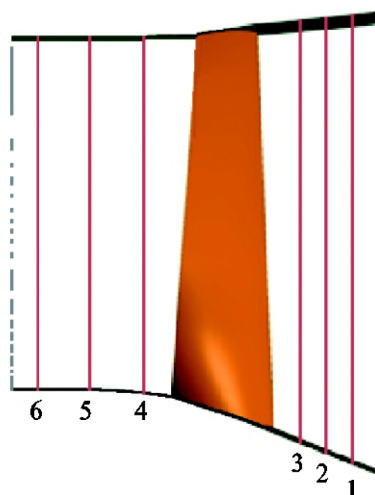


Рис. 5. Характерные сечения рабочего колеса:
 1 — расстояние от передней кромки РК $\Delta z = -0,03$ м;
 2 — $\Delta z = -0,02$ м; 3 — $\Delta z = -0,01$ м; 4 — $\Delta z = 0,05$ м;
 5 — $\Delta z = 0,07$ м; 6 — $\Delta z = 0,09$ м

Результаты сравнения основных параметров для этих двух вариантов приведены на рис. 6, а, б. Параметры в сечениях усреднены по окружной координате и представлены в виде распределений по радиальной координате $\bar{r} = (r - r_{\min}) / (r_{\max} - r_{\min})$, где r_{\max} и r_{\min} — максимальное и минимальное значения в данном сечении. Здесь v_a , v_τ , v_r — осевая, окружная и радиальная составляющие скорости в цилиндрической системе координат; p , T — статическое давление и температура.

При сравнении видим, что для задачи с осевой периодичностью положение РК в ВЗ слабо влияет на картину течения вблизи РК. Для данной модели окружная составляющая скорости перед РК незначительна в сопоставлении с осевой и быстро затухает вверх по потоку, а радиальная составляющая вносит заметный вклад. Поэтому при моделировании, в котором используется информация о поле скорости перед вентилятором, нужно учитывать все компоненты скорости для получения наиболее корректного решения, доминирующую роль при этом играет осевая (нормальная к границе) компонента скорости.

Поскольку вентиляторы современных ТРДД работают в диапазоне дозвуковых скоростей, расчеты модели с передним положением РК были проведены на пониженных оборотах (режимы $N = 0,5N_{\text{расч}}$, $N = 0,55N_{\text{расч}}$ и $N = 0,60N_{\text{расч}}$). Для этих режимов также были рассмотрены распределения параметров потока в окрестности РК. Подробно

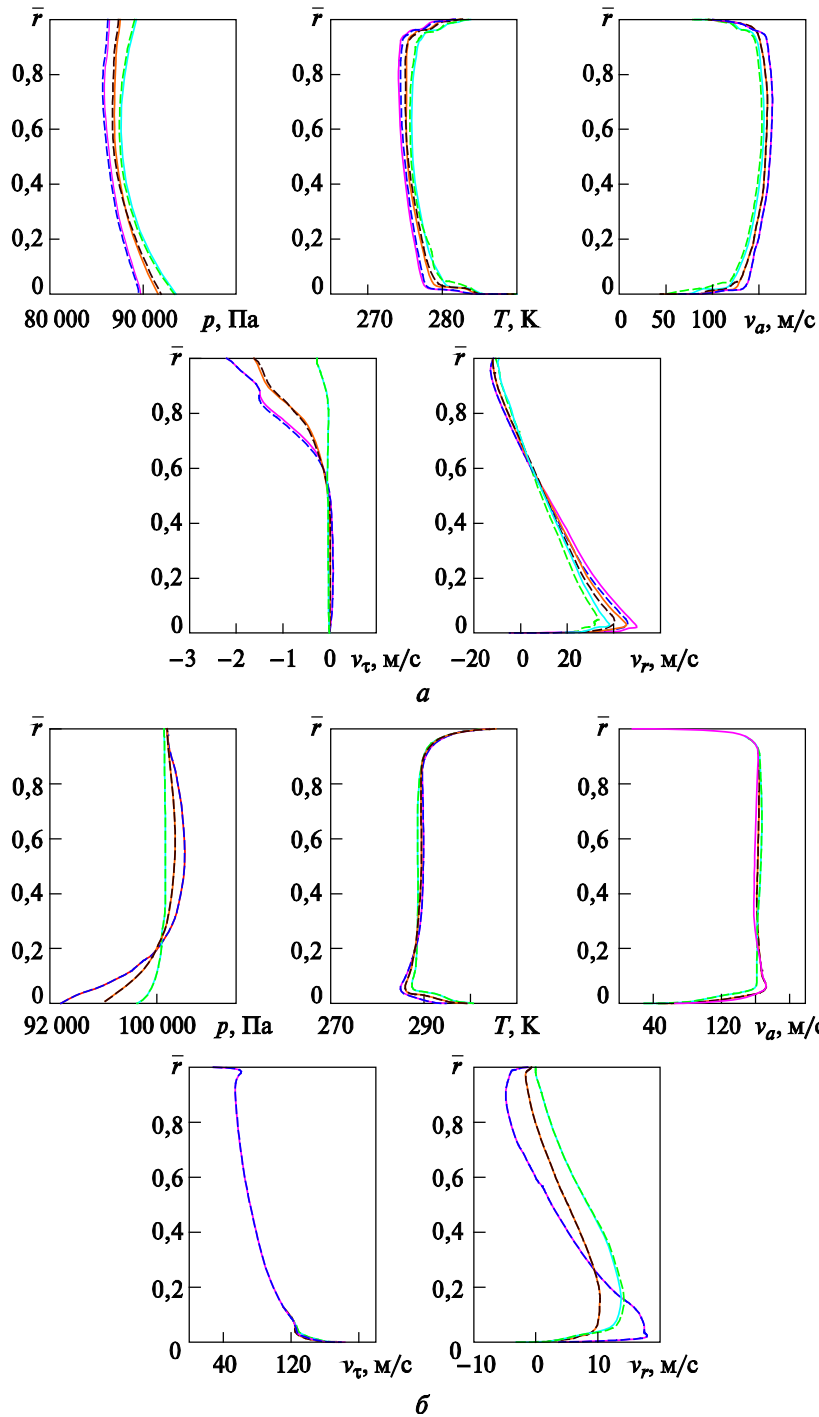


Рис. 6. Распределения основных параметров потока в сечениях перед (а) и позади (б) РК для заднего (---) и переднего (—) положения на режиме $N = 0,7N_{\text{расч}}$
 (---), (—) — сечения 1 и 6; (---), (—) — 2 и 5; (---), (—) — 3 и 4

рассмотрены распределения в секции 2 ($z = -0,02$ м от передней кромки лопатки РК), которые взяты за основу при создании ГУ «АД» и могут выступать для оценки его качества. На рис. 7, а, б представлены распределения параметров в секции 2 на различных режимах ($N = 0,5N_{\text{расч}}$, $N = 0,55N_{\text{расч}}$, $N = 0,6N_{\text{расч}}$). На рис. 7, а, б первый график соответствует статическому давлению p , второй — статической температуре T , третий — осевой составляющей скорости v_a , четвертый — окружной составляющей скорости v_τ , пятый — радиальной составляющей скорости v_r . На рис. 7, б безразмерные параметры:

$$\bar{p} = p/\langle p \rangle, \quad \bar{T} = T/\langle T \rangle, \quad \bar{v}_a = v_a/\langle v_a \rangle, \quad \bar{v}_\tau = v_\tau/v_{\tau, \max}, \quad \bar{v}_r = v_r/v_{r, \max}. \quad (1)$$

Видно, что безразмерные профили осевой и радиальной компонент скорости и статической температуры при данных условиях самоподобны, что позволяет использовать для них аппроксимации, не зависящие от режима работы двигателя.

Для профилей статического давления и окружной компоненты скорости имеется зависимость от режима, но при этом сохраняется возможность описывать распределения единым образом, для них предлагаются следующие достаточно простые функции:

$$\begin{cases} \bar{p} = 1 - \bar{r}_0(1 - \bar{r}) + \bar{r}_1(1 - \bar{r})^2; \\ v_\tau = -Ae^{-B(1 - \bar{r})^2}; \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \bar{v}_a = C_1 \left(1 - \frac{|\bar{r} - \bar{r}_{va \max}|}{\bar{r}_{va \max}} \right)^{\frac{1}{n}} & \text{при } 0 \leq \bar{r} \leq \bar{r}_{va \max}; \\ \bar{v}_a = C_2 \left[1 - \left(\frac{|\bar{r} - \bar{r}_{va \max}|}{\bar{r}_{va \max}} \right)^{(N+1)} \right] & \text{при } \bar{r}_{va \max} \leq \bar{r} \leq 1. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь C_1 , C_2 — постоянные; n и N — коэффициенты степени профиля скорости. Для рассматриваемого случая: $C_1 = C_2 = 1,085$; $n = 11$; $N = 9$; $\bar{r}_{va \max} = 0,53$, коэффициенты аппроксимаций (2) на режимах работы $N = 0,5N_{\text{расч}}$, $N = 0,55N_{\text{расч}}$, $N = 0,6N_{\text{расч}}$ приведены в табл. 2. Видно, что коэффициенты в (2) и (3) зависят от конфигурации и режима течения [11]. Аппроксимации вида (2) можно использовать для различных вентиляторов с предварительным подбором коэффициентов на основе имеющейся информации.

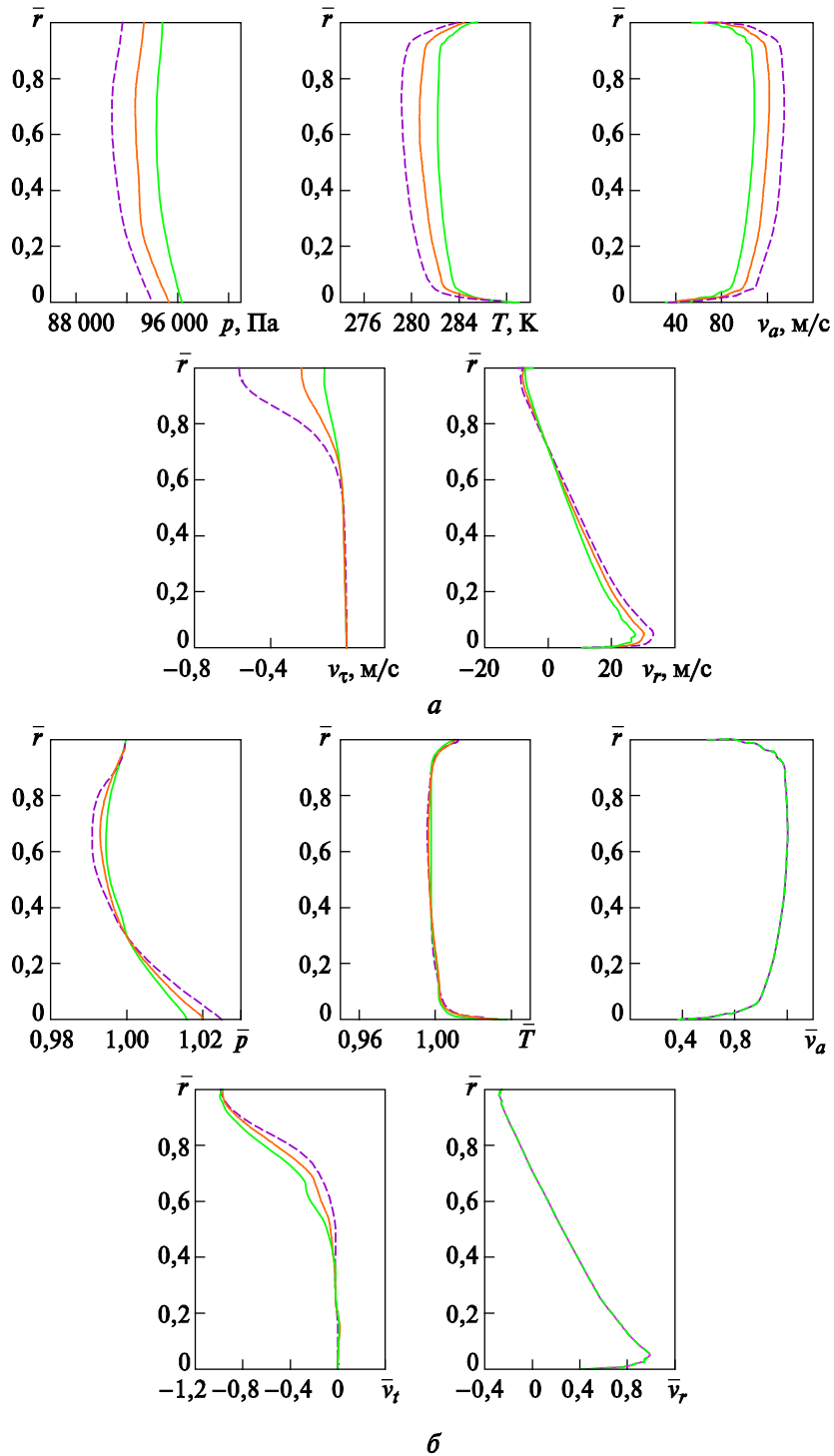


Рис. 7. Распределения размерных (а) и безразмерных (б) параметров в секции 2 на режимах работы $N = 0,5N_{\text{расч}}$ (—), $N = 0,55N_{\text{расч}}$ (-·-·-), $N = 0,6N_{\text{расч}}$ (- - -)

Коэффициенты аппроксимаций (2)

Режим	\bar{r}_0	\bar{r}_1	A	B
$N = 0,5N_{\text{расч}}$	0,035	0,050	0,12	11
$N = 0,55N_{\text{расч}}$	0,045	0,064	0,24	14
$N = 0,6N_{\text{расч}}$	0,055	0,078	0,57	17

Анализ вариантов граничного условия «активный диск» при моделировании потока в ВЗ с условием осевой периодичности. Рассмотрены граничные условия, заменяющие вентилятор в мотогондоле при условиях осевой периодичности. Расчетная модель включает 1/4 часть области. Расчетная сетка имеет около 6 млн узлов, является блочно-структурированной, с подробным разрешением области внутри ВЗ.

Граничные условия соответствуют описанным выше при моделировании РК в мотогондоле. ГУ «АД» ставится на выходе ВЗ (рис. 8). Для анализа вариантов ГУ «АД» были выбраны пять характерных сечений (рис. 9).

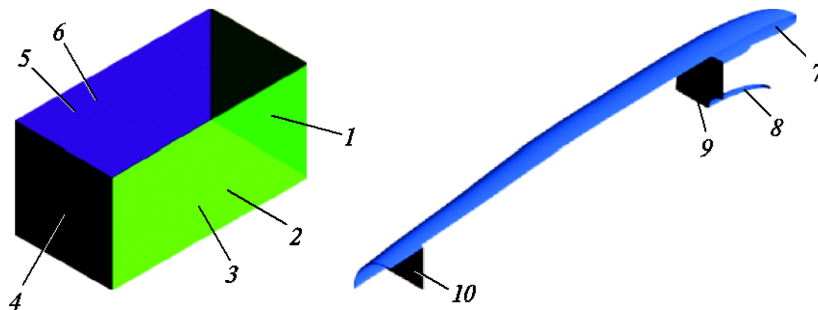


Рис. 8. Расчетная модель с граничным условием «активный диск»: 1 — вход; 2, 3 — симметрия; 4 — выход; 5 — верх; 6 — левая; 7 — мотогондола; 8 — носок; 9 — выход ВЗ; 10 — сопл

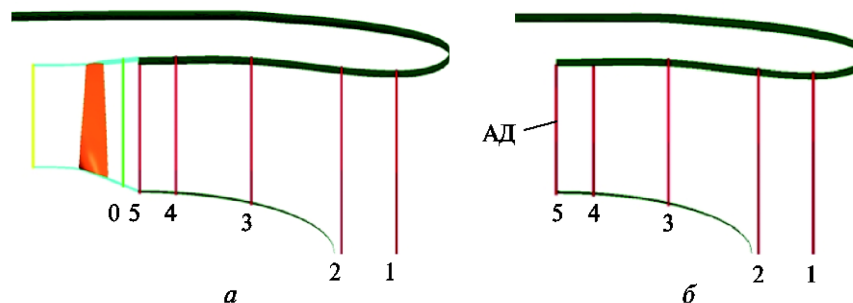


Рис. 9. Характерные сечения при сравнении модели РК в мотогондоле (а) и модели с использованием граничного условия «активный диск» (б):

1 — в горле; 2 — перед носком; 3, 4 — в ВЗ; 5 — на поверхности граничного условия; 0 — сечение, дающее данные для граничного условия

Рассмотрены три варианта ГУ «АД»: с фиксацией распределений статического давления (АД- p), с фиксацией распределений компонент скорости (АД- v), с фиксацией интегрального массового расхода (АД- G) [3]. Опишем некоторые особенности граничных условий с точки зрения характеристических свойств системы законов сохранения [12].

Если в граничном условии задан профиль статического давления (АД- p), то остальные параметры определяются потоком, покидающим область через границу. При этом плотность вычисляется на основе профилей статического давления и температуры. С точки зрения характеристических свойств экстраполируемыми параметрами являются энтропия, касательные компоненты скорости и инвариант Римана, покидающий область. Скорость звука и входящий инвариант связаны с заданным давлением, по этим переменным вычисляются остальные параметры. Граничное условие АД- p обеспечивает хорошую устойчивость расчета [12], однако данный подход контролирует расход массы косвенно.

Результаты исследований показывают, что вне пограничного слоя компоненты скорости имеют более универсальный профиль, чем давление (см. рис. 7, б) [1, 5, 13]. Если в граничном условии заданы профили компонент скорости (АД- v), то экстраполируемыми параметрами являются энтропия и инвариант Римана, покидающий область. Скорость звука, давление и входящий инвариант вычисляются с использованием заданной нормальной компоненты скорости, после чего определяются остальные параметры. Преимущество использования этого граничного условия состоит в том, что управление расходом намного проще — можно установить среднюю скорость на основе текущего значения средней плотности. Плотность, как правило, варьируется не столь существенно на границе, поэтому итерационный процесс достаточно устойчив. Также важно, что профиль безразмерной осевой скорости слабо зависит от режима работы двигателя (см. рис. 7, б). Сходимость численных решений с моделью АД- v лучше, чем у других вариантов.

Граничное условие с заданием расхода массы (АД- G) является самым простым и одновременно самым приближительным (по сути, оно не учитывает влияния вентилятора). Плотность на границе экстраполируется изнутри расчетной области, и, поскольку массовый расход через границу задан, вычисляется нормальная компонента скорости. Далее вычисляются температура и давление на границе. Такой алгоритм пригоден для расчета полей течения с сильными и заранее неизвестными возмущениями в ВЗ, но при больших значениях расхода сталкивается с проблемой преждевременного «запирания» границы. Причина этого явления заключается в том, что на начальном

этапе расчета может происходить чрезмерное падение плотности в ВЗ, что ведет к нефизическому увеличению скорости. Данный недостаток может быть исправлен за счет контроля плотности на поверхности граничного условия — расчет необходимо начинать при уменьшенном расходе, затем, когда плотность стабилизируется, постепенно увеличивать расход. Если плотность упадет ниже критического уровня, расход фиксируется до стабилизации средней плотности, затем цикл повторяется.

При моделировании работы ВЗ и элементов ТРДД важным фактором является выдерживание режима работы двигателя, т. е. расхода воздуха через ВЗ. Для этого профили параметров используются в виде произведения профиля безразмерного параметра на среднее значение данного параметра, которое контролируется расходом:

$$p = \bar{p} \langle p \rangle, v_a = \langle V_a \rangle,$$

где $\langle v_a \rangle = K_G G / (\langle r \rangle F)$, $\langle p \rangle = p_{cp} K_p$ (K_G, K_p — поправочные коэффициенты для скорости и статического давления; p_{cp} — среднее значение статического давления, полученное из результата расчета вентилятора в мотогондоле. При его отсутствии можно задать предварительное значение, которое в процессе расчета скорректируется коэффициентом K_p).

Основные параметры в сечениях приведены в табл. 3: полученные данные для граничного условия (сечение 0) и в сечении граничного условия (сечение 5). Для сравнения с данными о РК в мотогондоле (NR) на рис. 10 представлены результаты для различных вариантов ГУ «АД».

Таблица 3

Параметры потока в сечениях 0 и 5 для различных вариантов ($N = 0,5N_{расч}$)

Секция	NR	АД- v	АД- p	АД- G	NR	АД- v	АД- p	АД- G
0	G , кг/с				ρ , кг/м ³			
	21,638	–	–	–	1,166	–	–	–
5(АД)	21,637	21,643	21,533	21,640	1,173	1,172	1,173	1,170
0	p , Па				T , К			
	94 621	–	–	–	282,61	–	–	–
5(АД)	95 353	95 298	95 353	95 043	283,17	283,14	283,18	282,92
0	p_0 , Па				T_0 , К			
	101 081	–	–	–	287,98	–	–	–
5(АД)	101 136	101 150	101 162	100 848	287,98	288,00	288,00	287,75

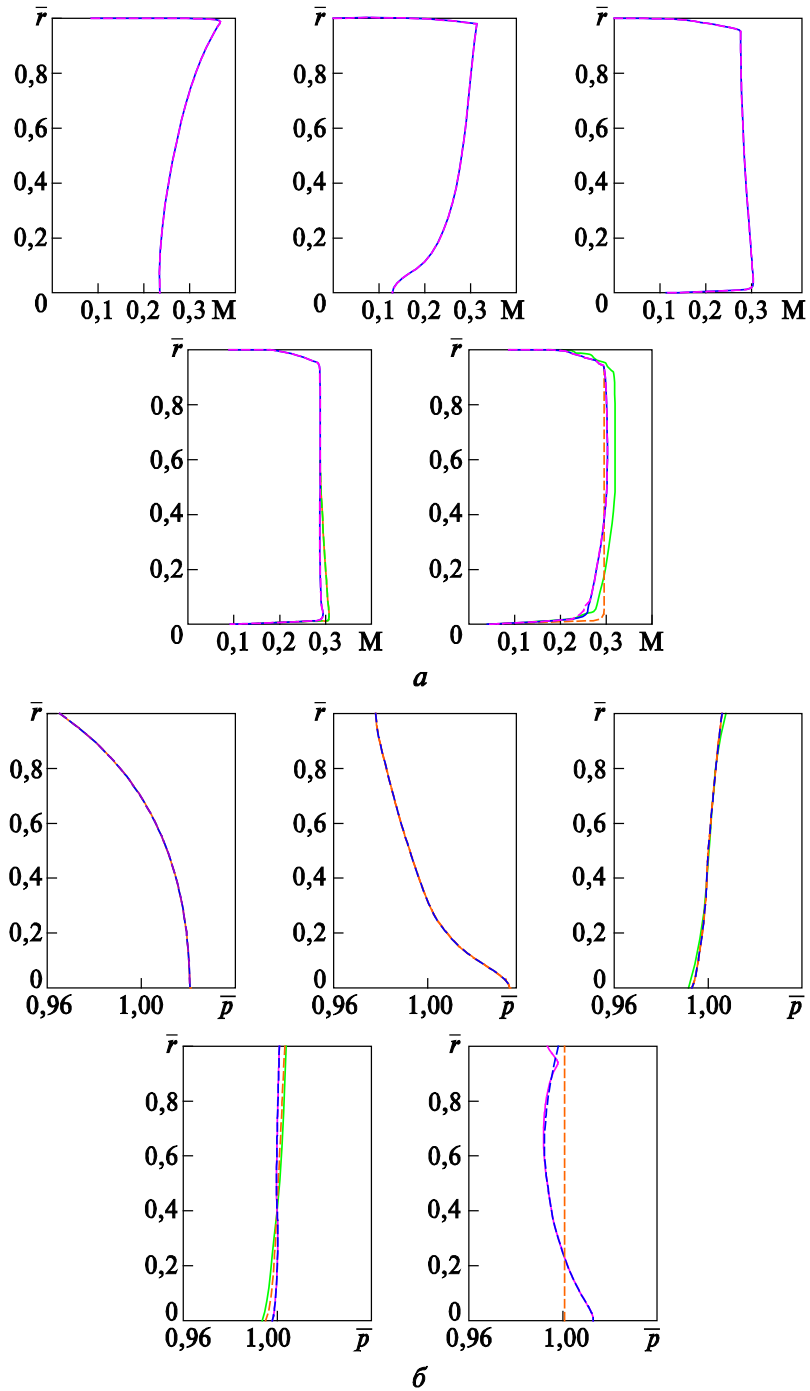


Рис. 10 (начало). Распределения параметров потока в сечениях 0–5 для моделей NR (—), АД- p (—*) , АД- v (---•) и АД- G (---) на режиме $N = 0,5N_{\text{расч}}$.

a — числа Маха M ; b — относительных статических параметров (\bar{p}_0 и \bar{T}_0)

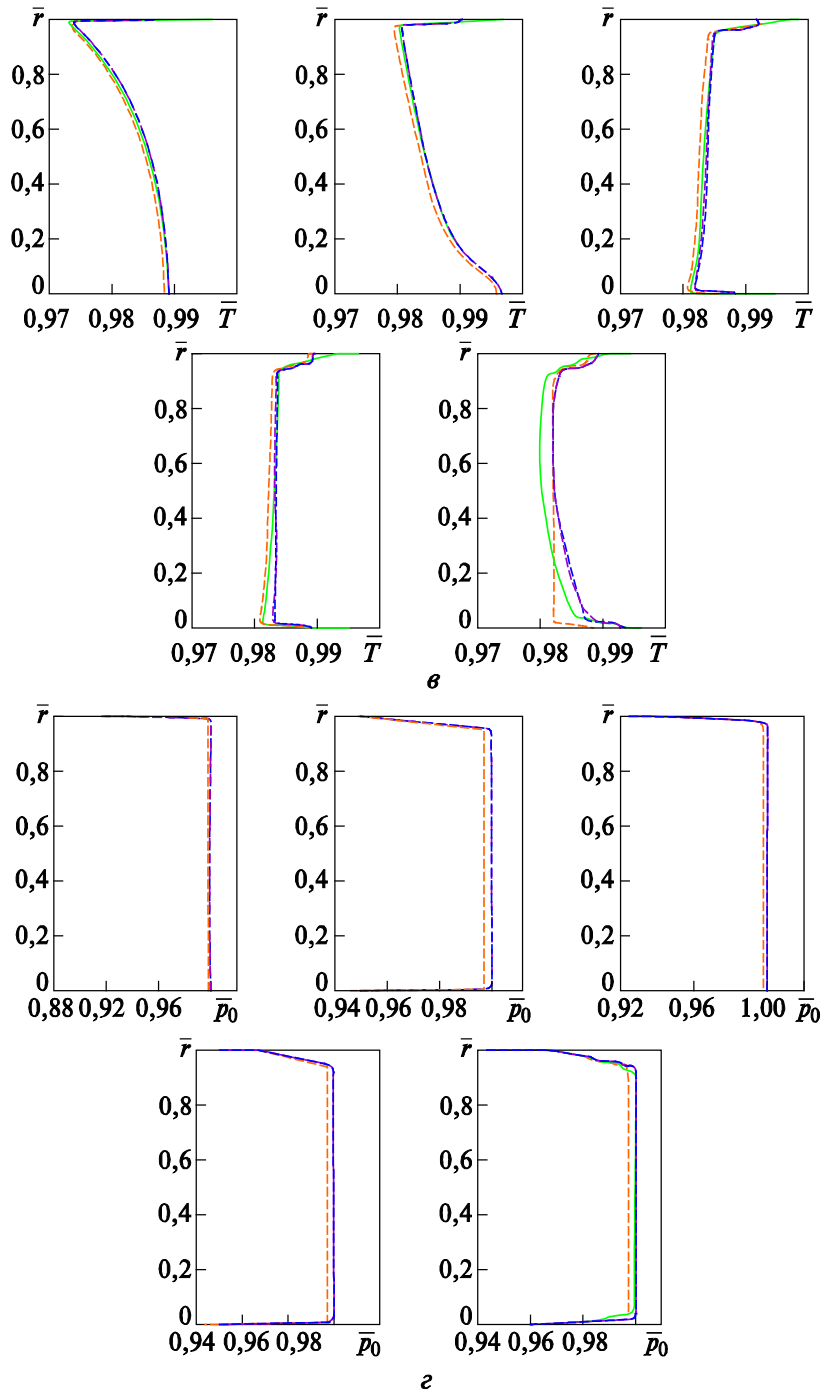


Рис. 10 (продолжение). Распределения параметров потока в сечениях 0–5 для моделей NR (—), АД-р (—*), АД-ν (—•—) и АД-Г (—) на режиме $N = 0,5N_{\text{расч}}$:
 в — относительных статических параметров (\bar{p}_0 и \bar{T}_0); з — относительных полных параметров (\bar{p}_0 и \bar{T}_0)

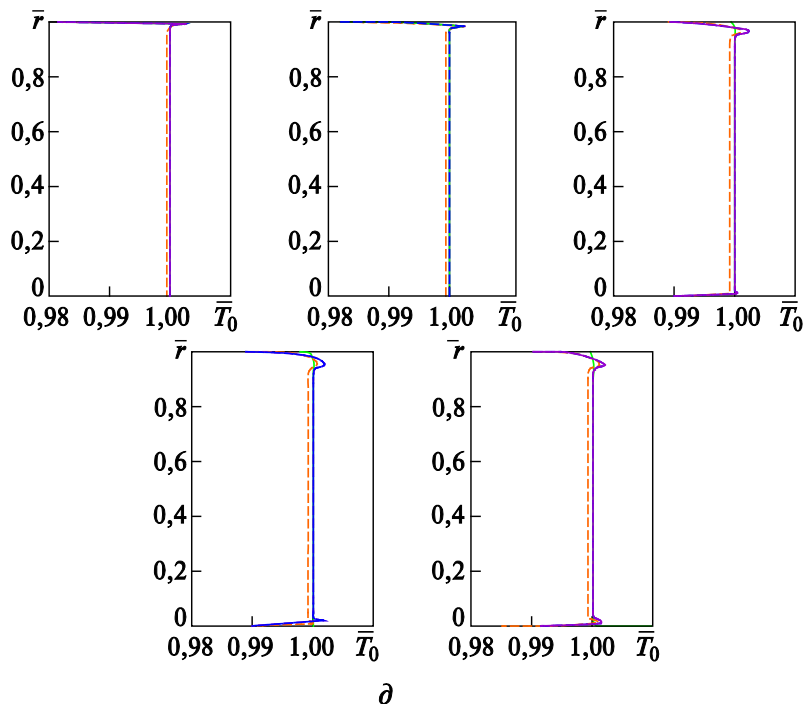


Рис. 10 (окончание). Распределения параметров потока в сечениях 0–5 для моделей NR (—), АД-р (—*), АД-ν (—·) и АД-Г (—) на режиме $N = 0,5N_{\text{расч}}$:
 δ — относительных полных параметров (\bar{p}_0 и \bar{T}_0)

Все варианты ГУ «АД» хорошо согласуются по интегральным характеристикам (с относительной погрешностью в пределах 1 %). С точки зрения воспроизведения поля течения в ВЗ лучшими являются АД-ν, АД-р.

Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике при условиях бокового ветра. Рассмотрим два режима обтекания мотогондолы боковым ветром. Первый режим связан с «сильным» боковым ветром, решение получено с помощью граничного условия АД-Г с учетом его валидации. Второй режим связан со «слабым» боковым ветром, решение получено с помощью граничных условий АД-Г и АД-ν.

Из формулировки условий АД-р и АД-ν следует, что их возможно применять для слабовозмущенного потока в ВЗ, т. е. при небольшом отклонении от условий, при которых получены профили переменных. При сильных возмущениях корректное решение позволяет получить условие АД-Г.

Для расчетов использовалась расчетная сетка, полученная копированием описанной выше и объединением копии и оригинала, с общим количеством узлов 12 млн. При наличии бокового ветра граничные условия на внешних границах ставятся с учетом положения гра-

ницы к направлению потока (рис. 11). Для наветренных границ, как и ранее, фиксируются полные параметры (p_0 , T_0), направление вектора скорости, а также параметры турбулентности. Для подветренных границ фиксируется статическое давление с экстраполяцией направления потока. ГУ «АД» ставится в сечении на выходе ВЗ, данная граница может быть искусственно слегка углублена внутрь ВЗ для повышения устойчивости расчета и снижения влияния граничного условия.

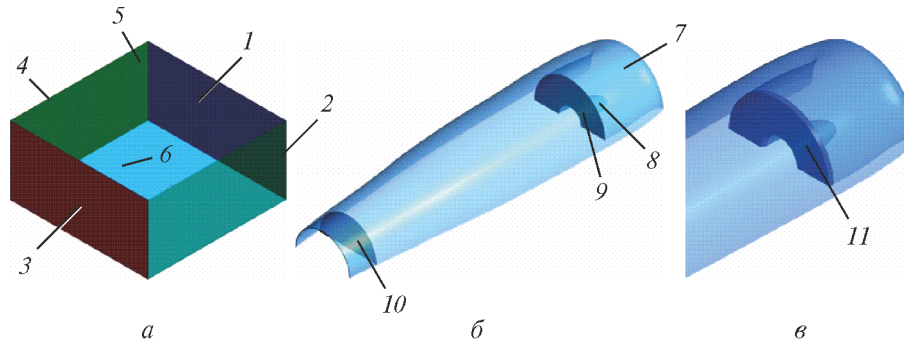


Рис. 11. Расчетная модель с граничным условием «активный диск»:

1 — вход; 2 — правая сторона; 3 — выход; 4 — левая сторона; 5 — верх; 6 — симметрия; 7 — мотогондола; 8 — носок; 9 — ВЗ; 10 — сопло; 11 — входная часть вентилятора

Обтекание с сильным боковым ветром $v_w = 10,2$ м/с рассмотрено с использованием граничного условия АД-Г на режиме $N = N_{\text{расч}}$ (100 %). Для сравнения с экспериментом на рис. 12, *a* представлены изолинии поля коэффициента восстановления полного давления в ВЗ [8].

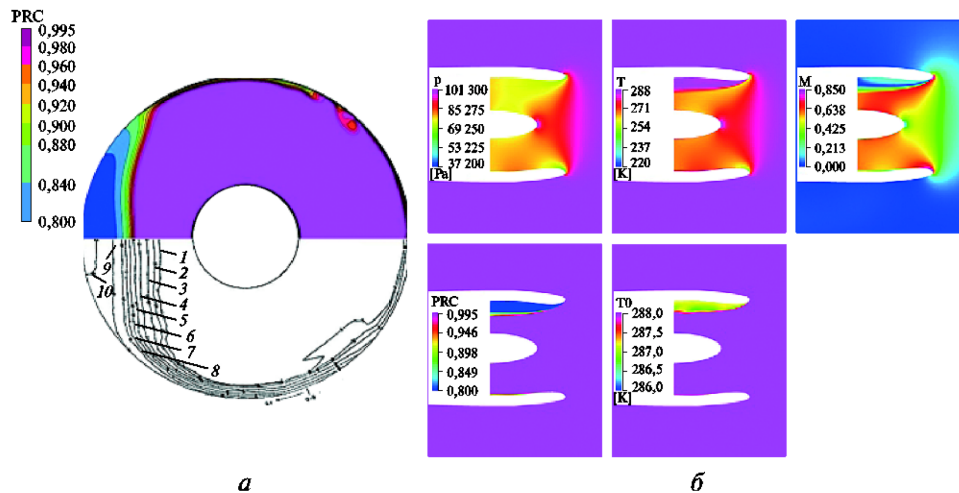


Рис. 12. Контуры коэффициента восстановления полного давления в ВЗ (*a*) и поля основных параметров (*б*) на режиме $N = N_{\text{расч}}$ при боковом ветре $v_w = 10,2$ м/с:

a — расчет (вверху) и эксперимент (внизу); изолинии 1–10 соответствуют значениям $\sigma_{\text{ВЗ}} = 0,995; 0,990; 0,980; 0,960; 0,940; 0,920; 0,900; 0,880; 0,840; 0,800$

Граница зоны больших потерь ($\sigma_{ВЗ} < 0,94$) воспроизводится, но зона умеренных потерь ($0,94 < \sigma_{ВЗ} < 0,98$) расчетом корректно не воспроизводится. Это объясняется неучетом ряда геометрических факторов (ВНА, модельный фюзеляж) и ограниченными возможностями условия АД-Г. На рис. 12, б представлены поля основных параметров потока в ВЗ.

Наконец, для сравнения приведены результаты расчетов с использованием граничных условий АД-Г и АД-У (проводились от одного начального состояния и не зависят друг от друга). В расчетной модели с АД-У добавлен небольшой фрагмент расчетной сетки для «углубления» поверхности постановки граничного условия внутрь ВЗ (рис. 11, в), сдвиг выбран с учетом изменения толщины пограничного слоя в пределах 5 %.

Изолинии коэффициента восстановления полного давления в ВЗ на рис. 13 представлены на режиме $N = 0,6N_{расч}$ для АД-Г и АД-У при $v_w = 5,62$ м/с (рис. 13, а) и $v_w = 10,2$ м/с (рис. 13, б).

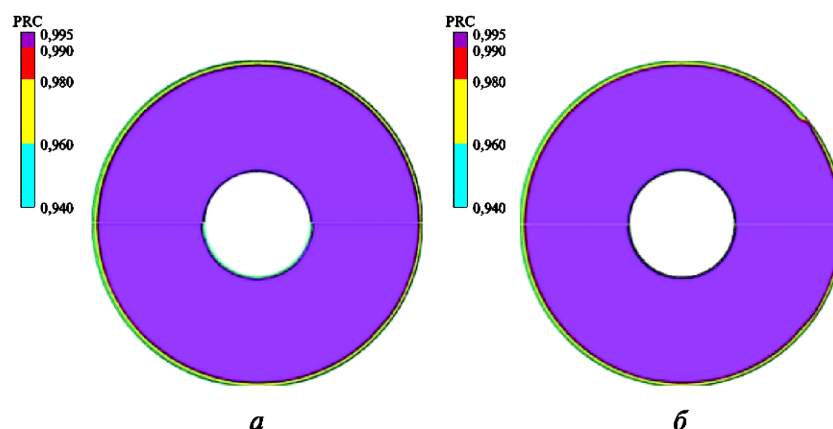


Рис. 13. Контуры коэффициента восстановления полного давления в сечении выхода ВЗ для модели с АД-Г (вверху) и для модели с АД-У (внизу) на режиме $N = 0,6N_{расч}$ при боковом ветре со скоростью $v_w = 5,62$ м/с (а) и $v_w = 10,2$ м/с (б)

Для более наглядной иллюстрации на рис. 14, а показаны поля основных параметров потока в канале ВЗ при $v_w = 5,62$ м/с, на рис. 14, б — при $v_w = 10,2$ м/с. На рисунках видно, что при небольшой скорости бокового ветра два варианта ГУ «АД» дают практически одинаковый результат; при скорости $v_w = 10,2$ м/с в модели с АД-У зона потерь немного меньше, чем в модели с АД-Г [13–15]. Это свидетельствует о работоспособности обоих граничных условий и с учетом предшествующих результатов позволяет рекомендовать их взаимодополняющее применение в задачах аэродинамической интерференции.

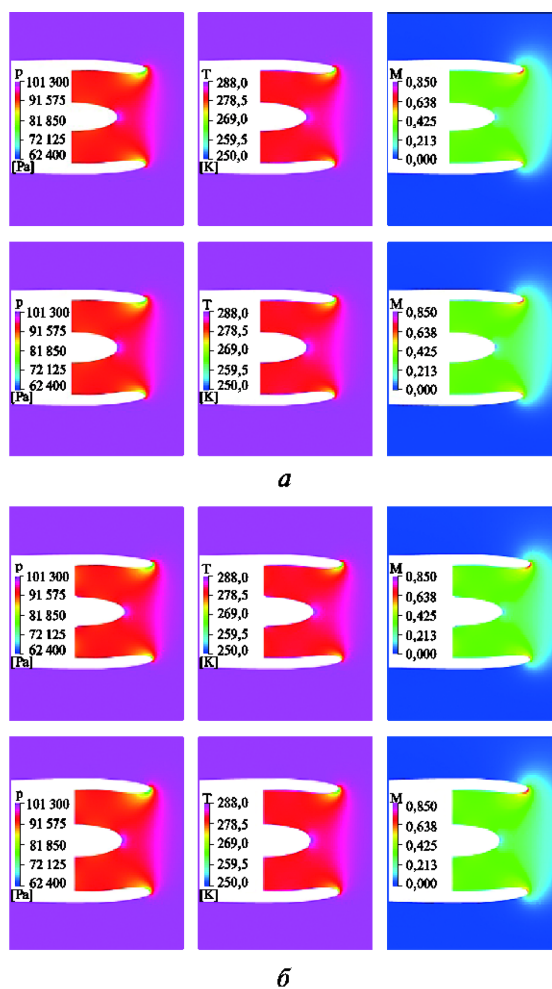


Рис. 14. Поля основных параметров течения в ВЗ для модели с АД-*G* (вверху) и для модели с АД-*v* (внизу) на режиме $N = 0,6N_{\text{расч}}$ при боковом ветре $v_w = 5,62$ м/с (а) и $v_w = 10,2$ м/с (б)

Заключение. Расчетное исследование работы вентилятора в мотогондоле показало, что при отсутствии внешних возмущений его положение слабо влияет на характеристики потока в ВЗ, при этом без ВНА запас устойчивости работы вентилятора снижается.

Расчетная методика для моделирования вентилятора в мотогондоле на основе ГУ «АД» показала себя как работоспособная, с учетом использования достаточно простых профилей безразмерных переменных. Все рассмотренные варианты ГУ «АД» дают хорошее воспроизведение интегральных характеристик. С точки зрения воспроизведения поля течения в ВЗ наилучшими вариантами оказываются АД-*p* и АД-*v*. Если сечение, дающее данные для постановки усло-

вия, совпадает с сечением граничного условия и не требуется контроль расхода, то АД-р является предпочтительным вариантом. При необходимости регулирования расхода и оценки границы устойчивой работы с учетом вклада вентилятора предпочтителен вариант АД-в. Вариант АД-G полезен для ситуаций, когда информация о распределениях переменных отсутствует, особенно в случаях сильновозмущенных течений в ВЗ.

Показаны возможности применения ГУ «АД» к моделированию неоднородного потока в длинных и умеренных ВЗ, получены достоверные результаты для слабо и умеренно возмущенного потоков.

Рекомендуется взаимодополняющее применение рассмотренных вариантов ГУ «АД» в задачах аэродинамической интерференции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Mileschin V. A Review of New Experimental Technologies for the Development of Advanced Fans with High Bypass Ratio. *J. Turbomach. Propuls. Power*, 2018, vol. 3, no. 21.
- [2] Kestner B.K., Schutte J.S., Gladin J.C., Mavris D.N. Ultra High Bypass Ratio Engine Sizing and Cycle Selection Study for a Subsonic Commercial Aircraft in the N+2 Timeframe. *Proceedings of ASME Turbo Expo*, 2011, GT2011-45370.
- [3] Schnell R., Corroyer J. Coupled Fan and Intake Design Optimization for Installed UHBR-Engines with Ultra-Short Nacelles. *ISABE*, 2015, paper 2015_20034.
- [4] Peters A., Spakovszky Z.S., Lord W.K., Rose B. Ultrashort Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors. *Journal of Turbomachinery*, 2014, TURBO-14-1120.
- [5] Schoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet Distortion Sensitivity of Fans with Different Pressure Ratios. *ISABE*, 2015. Paper 2015_20095.
- [6] Schoenweitz D., Beckery R.-G., Schnell R., Schroll M. Aerodynamic Performance Characteristics of the Installed V2527 Fan at Ground Operation. *AIAA SciTech, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [7] 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.
- [8] Schuehle A.L. *727 Airplane Side Inlet Low-Speed Performance Confirmation Model Test for Refanned JT8D Engines*. NASA CR-134609, 1974, 80 p.
- [9] 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 (710), с. 36–49.
DOI: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49
- [10] 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
- [11] Stigler J. Analytical Velocity Profile in Tube for Laminar and Turbulent Flow. *Engineering Mechanics*, 2014, vol. 21, no. 6, pp. 371–379.
- [12] Rodriguez D., Aftosmis M., Nemecek M. Formulation and Implementation of Inflow/Outflow Boundary Conditions to Simulate Propulsive Effects. *AIAA SciTech Forum, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.

- [13] Carnevale M., Wang F., Mare L. D. Lip Stall Suppression in Powered Intakes. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, vol. 32, no. 1, pp. 161–170.
- [14] Kennedy S., Robinson Th., Spence S., Richardson J. Computational Investigation of Inlet Distortion at High Angles of Attack. *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 2, pp. 361–376.
- [15] Cao T., et al. Fan-Intake Interaction under High Incidence. *J. Eng. Gas Turbines Power*, 2016, vol. 139(4), 10 p. DOI: 10.1115/1.4034701

Статья поступила в редакцию 04.07.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Нгуен В.Х. Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике современных турбореактивных двухконтурных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 8.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-8-1909>

Нгуен Вьет Хунг — аспирант кафедры компьютерного моделирования, МФТИ.
e-mail: viethung1581@gmail.com

Application of the “actuator disk” boundary condition to calculation of a non-uniform flow in the air intake of modern turbofan engines

© V.H. Nguyen

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University),
Dolgoprudny, Moscow Region, 141701, Russia

As the degree of bypass ratio of modern aviation turbofan engines increases, their appearance and characteristics change as well: the nacelle diameter increases, the air intake length decreases, and the temperature and jet noise reduce. Due to these circumstances, the design must take into account the interaction between the fan and the air intake as part of configuration. An approach based on unsteady three-dimensional modeling with account for full blade tips is necessary for the analysis, but is resource-intensive. In some cases, an approach based on the “actuator disk” boundary condition can be used to study aerodynamic interference. The paper considers a validated computational technique based on the “actuator disk” boundary condition with flow structure in front of the fan taken into account. The results of the computational study of the characteristics of the fan model in the engine nacelle are given, as well as the analysis of options for the “actuator disk” boundary condition and their application to the calculation of a non-uniform flow in the air intake under side wind conditions.

Keywords: turbofan engine, fan, air intake, «actuator disk», side wind, computational technique

REFERENCES

- [1] Mileschin V. A Review of New Experimental Technologies for the Development of Advanced Fans with High Bypass Ratio. *J. Turbomach. Propuls. Power*, 2018, vol. 3, no. 21.
- [2] Kestner B.K., Schutte J.S., Gladin J.C., Mavris D.N. Ultra High Bypass Ratio Engine Sizing and Cycle Selection Study for a Subsonic Commercial Aircraft in the N+2 Timeframe. *Proceedings of ASME Turbo Expo*, 2011, GT2011-45370.
- [3] Schnell R., Corroyer J. Coupled Fan and Intake Design Optimization for Installed UHBR-Engines with Ultra-Short Nacelles. *ISABE*, 2015, paper 2015_20034.
- [4] Peters A., Spakovszky Z.S., Lord W.K., Rose B. Ultrashort Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors. *Journal of Turbomachinery*, 2014, TURBO-14-1120.
- [5] Schoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet Distortion Sensitivity of Fans with Different Pressure Ratios. *ISABE*, 2015. Paper 2015_20095.
- [6] Schoenweitz D., Beckery R.-G., Schnell R., Schrollly M. Aerodynamic Performance Characteristics of the Installed V2527 Fan at Ground Operation. *AIAA SciTech, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [7] 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.
- [8] Schuehle A.L. *727 Airplane Side Inlet Low-Speed Performance Confirmation Model Test for Refanned JT8D Engines*. NASA CR-134609, 1974, 80 p.

- [9] Voronich I.V., Nguyen V.H. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 5 (710), pp. 36–49. DOI: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49
- [10] 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
- [11] Stigler J. Analytical Velocity Profile in Tube for Laminar and Turbulent Flow. *Engineering Mechanics*, 2014, vol. 21, no. 6, pp. 371–379.
- [12] Rodriguez D., Aftosmis M., Nemec M. Formulation and Implementation of Inflow/Outflow Boundary Conditions to Simulate Propulsive Effects. *AIAA SciTech Forum, 2018. AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.
- [13] Carnevale M., Wang F., Mare L.D. Lip Stall Suppression in Powered Intakes. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, vol. 32, no. 1, pp. 161–170.
- [14] Kennedy S., Robinson Th., Spence S., Richardson J. Computational Investigation of Inlet Distortion at High Angles of Attack. *Journal of Aircraft*, 2014, vol. 51, no. 2, pp. 361–376.
- [15] Cao T., et al. Fan-Intake Interaction under High Incidence. *J. Eng. Gas Turbines Power*, 2016, vol. 139 (4), 10 p. DOI: 10.1115/1.4034701

Nguyen V.H., post-graduate student, Department of Computer Modeling, Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University).
e-mail: viethung1581@gmail.com