

Зависимость термодинамических параметров потока охлаждающего воздуха от угла атаки профиля в аппарате предварительной закрутки

© А.В. Самойлов, М.В. Силуянова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Исследовано влияния угла атаки профиля аппарата предварительной закрутки на термодинамические параметры потока охлаждающего воздуха в системе охлаждения турбины высокого давления двухконтурного газотурбинного двигателя. Предложена математическая модель течения сжимаемого вязкого воздуха, основанная на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS), замыкаемых двухпараметрической моделью турбулентности SST $k-\omega$, которая обеспечивает высокую точность расчета в пристеночной области и в ядре потока. Уравнения сохранения импульса и энергии представлены в цилиндрической системе координат с учетом вращения элементов конструкции и диссипативных процессов. Особое внимание уделено корректному описанию граничных условий на входе в аппарат предварительной загрузки и на выходе из него. Верификация модели выполнена путем сопоставления численных результатов с экспериментальными данными и результатами расчетов в ANSYS CFX. В ходе параметрического исследования установлены количественные зависимости степени закрутки, коэффициента потерь полного давления, температуры на выходе, скорости потока и степени турбулентности от угла атаки профиля в диапазоне 10–35°. Показано, что увеличение угла атаки свыше 30° приводит к замедлению прироста закрутки и возрастанию диссипативных потерь из-за интенсификации отрывных течений на спинке профиля. Определен оптимальный диапазон углов атаки (20–25°), обеспечивающий баланс между эффективностью закрутки и гидравлическими потерями. Предложены эмпирические соотношения для инженерных расчетов. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании и оптимизации систем охлаждения перспективных авиационных двигателей.

Ключевые слова: аппарат предварительной закрутки воздуха, турбина высокого давления, система охлаждения, численное решение

Введение. Система охлаждения двухконтурного газотурбинного двигателя существенно влияет на его ресурс. Для того чтобы обеспечить надежную и долговременную работу турбины высокого давления (ТВД), необходима эффективная система охлаждения рабочих лопаток, снижающая тепловую нагрузку и предотвращающая преждевременный износ и разрушение элементов турбины. При наиболее нагруженных режимах работы двигателя, таких как «взлетный», температура в камере сгорания достигает максимального значения, в связи с чем требуется повышенное количество охлаждающего воздуха для ТВД. Однако при этом чем больше отбор воздуха из компрессора, тем

меньше КПД двигателя. Для улучшения характеристик воздуха, отбираемого из компрессора в схему подвода, применяется аппарат закрутки [1].

В схемах охлаждения турбин высокого давления широко используются аппараты предварительной закрутки (АПЗ), предназначенные для формирования закрученного потока охлаждающего воздуха с заданными аэродинамическими характеристиками (рис. 1).

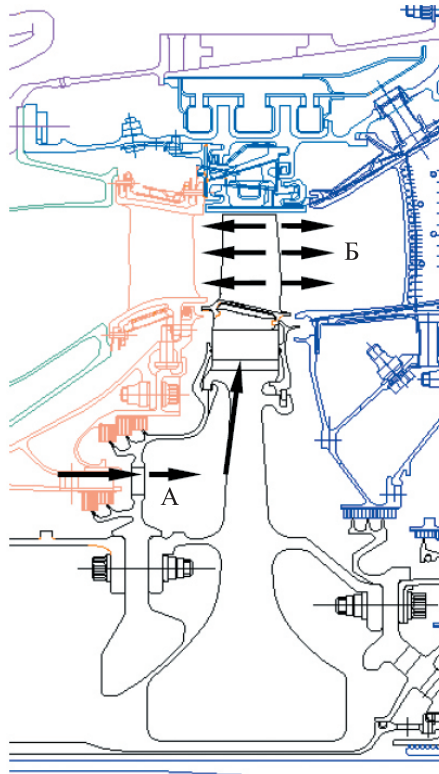


Рис. 1. Схема подвода охлаждающего воздуха к турбине высокого давления:

- А — подвод охлаждающего воздуха через АПЗ и покрывной диск ТВД;
- Б — выход охлаждающего воздуха через рабочую лопатку ТВД

Аппараты предварительной закрутки обеспечивают направленное и равномерное распределение охлаждающего воздуха по каналу лопаток, что существенно повышает эффективность теплоотвода. Важнейший параметр, влияющий на характеристики потока в АПЗ, — угол атаки профиля лопаток аппарата. Его варьирование приводит к изменению структуры потока, распределения скоростей, давления и температуры, что непосредственно отражается на термодинамических параметрах охлаждающего воздуха. Неоптимальный угол атаки профиля в АПЗ ухудшает эффективность закрутки, вследствие чего снижается теплоотвод и повышаются потери давления, в связи с чем

уменьшается расход охлаждающего воздуха и возникают отрывные зоны, а в результате всего этого неравномерно охлаждается лопатка.

Изучение зависимости термодинамических параметров потока охлаждающего воздуха от угла атаки профиля в АПЗ имеет критическое значение для оптимизации конструктивных и эксплуатационных параметров систем охлаждения. Правильный выбор угла атаки позволяет минимизировать потери давления, повысить равномерность охлаждения и снизить вероятность возникновения локальных перегревов рабочих лопаток. Это, в свою очередь, способствует увеличению ресурса и надежности турбины, а также улучшению общего КПД двигателя.

Для численного моделирования потока в АПЗ применяется математическая модель, основанная на решении уравнений Навье — Стокса для сжимаемого турбулентного потока. Особое внимание уделяется учету сжимаемости среды, поскольку в условиях высоких скоростей и температур охлаждающего воздуха изменение плотности и температуры оказывает существенное влияние на структуру и характеристики потока. В качестве модели турбулентности была выбрана модель SST $k - \omega$, которая сочетает преимущества двух моделей $k - \omega$: одну — вблизи стенок и другую — в свободном потоке, что обеспечивает высокую точность при расчете сложных аэродинамических режимов с учетом сжимаемости.

Для верификации и повышения достоверности численного решения результаты моделирования сопоставляются с экспериментальными данными и/или результатами, полученными другими численными методами. Такое комплексное сравнение позволяет оценить адекватность выбранной математической модели и выявить влияние угла атаки профиля АПЗ на термодинамические параметры потока с высокой степенью точности.

Цель данной работы — выявление взаимосвязи между углом атаки профиля аппарата предварительной закрутки и основными термодинамическими параметрами потока охлаждающего воздуха в системах охлаждения турбин высокого давления двухконтурных газотурбинных двигателей (ГТД). Полученные результаты позволят обосновать рекомендации по оптимизации конструкции и режимов работы АПЗ, направленные на повышение эффективности охлаждения и эксплуатационной надежности турбинных секций.

Постановка задачи. Отобранный от компрессора воздух поступает в АПЗ, где его скорость и направление изменяются вследствие закручивания потока лопатками. Рассматривается наиболее нагруженный режим двигателя — взлетный, с течением дозвуковым охлаждающего воздуха с массовым расходом $G_{\text{охл}}$ и температурой $T_{\text{охл}}$. С проходящим через тракт АПЗ воздухом происходит преобразование его

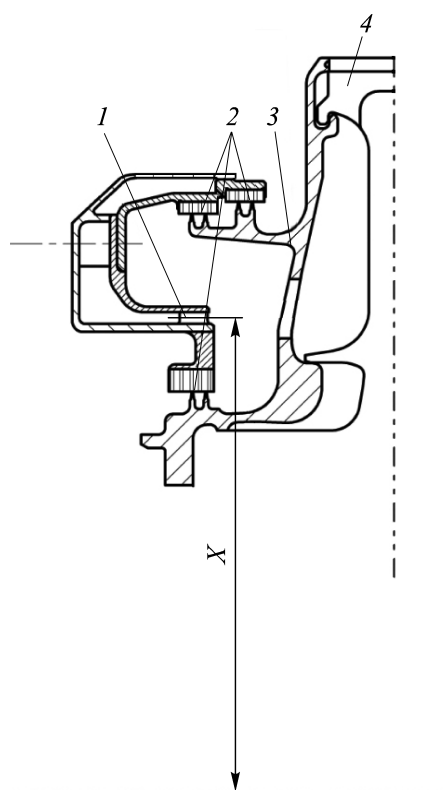


Рис. 2. Расчетная схема с аппаратом предварительной закрутки:

1 — аппарат предварительной закрутки воздуха; 2 — лабиринтное уплотнение; 3 — покрывной диск турбины высокого давления; 4 — диск турбины высокого давления

исходного прямолинейного потока в закрученный (вихревой) поток с заданными направлением и интенсивностью вращения. Расчетная схема с АПЗ представлена на рис. 2. Аппарат предварительной закрутки состоит из лопаток, профили которых расположены под определенным углом атаки относительно направления входящего потока. При прохождении воздуха через этот аппарат перераспределяется кинетическая энергия потока воздуха, изменяются направление и значение его скорости, а также значения давления и температуры [2].

Во время движения через АПЗ поток воздуха контактирует со стенками, имеющими низкую температуру благодаря системе охлаждения. Теплота передается от горячего воздуха к стенкам, что снижает температуру потока. В результате взаимодействия потока с профилями АПЗ формируется закрученный поток с увеличенной тангенциальной составляющей скорости, что способствует

более равномерному распределению охлаждающего воздуха по каналу лопаток турбины и повышению эффективности теплоотвода. Основным механизмом, обеспечивающий теплообмен, — конвекция. Движущийся по межлопаточному каналу воздух отводит теплоту от стенок АПЗ. Значение коэффициента теплоотдачи зависит от скорости и направления потока, а также от температуры стенок [3, 4].

Угол атаки профиля оказывает влияние на подъемную силу и сопротивление, а это критически важно для обеспечения эффективного потока охлаждающего воздуха через лопатки турбины. Определение оптимального угла атаки позволяет максимизировать теплообмен между охлаждающим воздухом и стенками лопаток, что способствует более эффективному охлаждению. Анализ зависимости угла атаки от термодинамических параметров потока помогает понять, как изменение значений скорости, давления и температуры влияет на устойчивость

и характеристики потока, а также на распределение давления по поверхности лопатки. При изменении угла атаки изменяется и подъемная сила, что может, в свою очередь, привести к изменению направления потока и, следовательно, термодинамических параметров. Для оценки эффективности АПЗ используются термодинамические параметры потока: давление, степень турбулентности, температура, потери давления.

Математическая модель. Рассмотрим трехмерный поток сжимаемого вязкого газа (воздуха) в аппарате закрутки [5]. Для того чтобы решить задачу течения потока в аппарате закрутки, будет использована система уравнений.

1. Поскольку поток проходит через тракт, следует принять, что он неразрывен, представив это следующим уравнением:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \bar{v}) = 0, \quad (1)$$

где ρ — плотность воздуха; $\bar{v}$ — вектор скорости потока воздуха.

2. Уравнение импульса описывает, как сила давления, вязкость и инерция изменяют скорость и направление движения воздуха при прохождении через профиль АПЗ. Это позволяет смоделировать формирование закрученного (вихревого) потока, возникающего при изменении угла атаки. С помощью уравнения импульса определяется поле давления, что важно для оценки потерь давления в аппарате и влияния угла атаки на аэродинамические характеристики. В индексной форме уравнение для трехмерного пространства ($i = x, y, z$) и сжимаемой среды будет иметь такой вид:

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho F_i, \quad (2)$$

где p — статическое давление; τ_{ij} — компоненты тензора вязких напряжений, позволяющие учесть внутренние силы, влияющие на вязкость; x_i — координата; F_i — компонента массовой силы;

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} (\nabla \cdot v) \right), \quad (3)$$

где μ — динамическая вязкость воздуха; δ_{ij} — символ Кронекера.

Поскольку геометрия рассматриваемой области представлена телами вращения, для удобства следует переписать уравнение сохранения импульса в цилиндрических координатах (r, θ, z):

для радиальной компоненты (r)

$$\begin{aligned} & \rho \left(v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_\theta}{r} \frac{\partial v_r}{\partial \theta} + v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} - \frac{v_\theta^2}{r} \right) = \\ & = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{rr}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{r\theta}}{r \partial \theta} + \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial z} + \frac{\tau_{rr} - \tau_{\theta\theta}}{r} + F_r; \end{aligned} \quad (4)$$

для тангенциальной компоненты (θ)

$$\begin{aligned} & \rho \left(v_r \frac{\partial v_\theta}{\partial r} + \frac{v_\theta}{r} \frac{\partial v_\theta}{\partial \theta} + v_z \frac{\partial v_\theta}{\partial z} - \frac{v_\theta v_r}{r} \right) = \\ & = -\frac{\partial p}{r \partial \theta} + \frac{\partial \tau_{\theta r}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{\theta\theta}}{r \partial \theta} + \frac{\partial \tau_{\theta z}}{\partial z} + \frac{2\tau_{\theta r}}{r} + F_{r\theta}; \end{aligned} \quad (5)$$

для осевой компоненты (z)

$$\begin{aligned} & \rho \left(v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} + \frac{v_\theta}{r} \frac{\partial v_z}{\partial \theta} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) = \\ & = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{zr}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{z\theta}}{r \partial \theta} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \frac{2\tau_{zr}}{r} + F_z. \end{aligned} \quad (6)$$

3. Уравнение сохранения энергии позволяет учесть тепловые процессы, возникающие при взаимодействии охлаждающего воздуха с горячими элементами турбины. Данное уравнение дает возможность установить в модели распределение температуры, оценить эффективности охлаждения лопаток и учесть изменение вязкости и плотности воздуха при нагреве:

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E \cdot \bar{v}) = -\nabla \cdot (p \cdot \bar{v}) + \nabla \cdot (\bar{\tau} \cdot \bar{v}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + \rho \bar{F} \cdot \bar{v} + S_e, \quad (7)$$

где E — полная энергия на единицу массы, $E = e + \frac{\bar{v}^2}{2}$ (e — внутренняя энергия); k — коэффициент теплопроводности; T — статическая температура; $\bar{F}$ — вектор массовых сил; S_e — источник теплоты (в случае АПЗ $S_e = 0$).

Если обозначить $\bar{\tau} \cdot \bar{v}$ как Φ , можно представить уравнение энергии в цилиндрических координатах:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial (\rho E v_r)}{r \partial r} + \frac{\partial (\rho E v_\theta)}{r \partial \theta} + \frac{\partial (\rho E v_z)}{\partial z} = -\frac{\partial (r p v_r)}{r \partial r} - \frac{\partial (p v_\theta)}{r \partial \theta} - \frac{\partial (p v_z)}{\partial z} + \\ & + \frac{\partial (r q_r)}{r \partial r} + \frac{\partial (q_\theta)}{r \partial \theta} + \frac{\partial (q_z)}{\partial z} + \Phi + \rho (v_r F_r + v_\theta F_\theta + v_z F_z), \end{aligned} \quad (8)$$

где q_r — радиальный поток теплоты, $q_r = -k \frac{\partial T}{\partial r}$; q_θ — окружной поток теплоты, $q_\theta = -\frac{k \partial T}{r \partial \theta}$; q_z — осевой поток теплоты, $q_z = \frac{-k \partial T}{\partial z}$.

Теперь следует уточнить диссипативную функцию Φ для цилиндрических координат:

$$\Phi = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{r(\tau_{rr}v_r + \tau_{r\theta}v_\theta + \tau_{rz}v_z)}{\partial r} \right) + \frac{(\tau_{\theta r}v_r + \tau_{\theta\theta}v_\theta + \tau_{\theta z}v_z)}{r \partial \theta} + \frac{(\tau_{zr}v_r + \tau_{z\theta}v_\theta + \tau_{zz}v_z)}{\partial z}. \quad (9)$$

В рассматриваемом случае необходимо учитывать влияние закрутки, чем больше v_θ , тем выше Φ и в зоне высоких градиентов диссипация может повышать температуру на 10...20K.

4. Уравнение состояния для рабочего тела можно записать так:

$$p = \rho RT, \quad (10)$$

где R — газовая постоянная; T — температура.

Для численного решения системы уравнений, состоящей из четырех уравнений: неразрывности потока (1), сохранения импульса (2), сохранения энергии (7) и состояния (10), используется модель турбулентности SST $k - \omega$. Она включает в себя уравнение переноса кинетической энергии турбулентности и уравнение переноса удельной скорости диссипации.

Данная модель объединяет в себе преимущества модели $k - \omega$ (хорошо работает вблизи стенок) и модели $k - \varepsilon$ (устойчива в свободном потоке). Для сжимаемых потоков вносятся ряд поправок, учитывающих влияние сжимаемости на турбулентные пульсации [5–9].

1. Уравнение переноса кинетической энергии турбулентности имеет следующий вид

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial k (\mu + \sigma_k \mu_t)}{\partial x_j} \right), \quad (11)$$

где ρ — плотность воздуха; k — турбулентная кинетическая энергия; ω — удельная скорость диссипации; P_k — генерация турбулентности; μ — динамическая вязкость; μ_t — турбулентная вязкость; σ_k — турбулентное число Прандтля для k , в SST модели $k = 0,85$; β — эмпирическая константа, $\beta \approx 0,09$.

В закрученных потоках, в которых тангенциальная составляющая скорости потока v_θ , генерация P_k увеличивается из-за высоких сдвиговых напряжений.

2. Уравнение переноса удельной скорости диссипации ω представлено так:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j \omega)}{\partial x_j} = & \alpha \frac{P_k}{\partial t} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial \omega (\mu + \sigma_\omega \mu_t)}{\partial x_j} \right) + \\ & + \frac{2(1-F_1)\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \left(\frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \left(\frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right), \end{aligned} \quad (12)$$

где α — эмпирический коэффициент; β — эмпирическая константа; σ_ω — константа ($\sigma_\omega = 0,5$ в модели SST); F_1 — функция смешивания (переход между $k — \omega$ и $k — \varepsilon$); $\sigma_{\omega 2}$ — константа для $k — \varepsilon$ режима ($\sigma_{\omega 2} \approx 0,856$); k — турбулентная кинетическая энергия.

Для АПЗ вблизи стенок работает $k — \omega$ модель ($F_1 \approx 1$), в ядре потока $k — \varepsilon$ ($F_1 \approx 0$).

В формуле (12) эмпирические коэффициенты (α , β) зависят от функции смешивания F_1 :

$$\alpha = F_1 \alpha_1 + (1 - F_1) \alpha_2; \quad (13)$$

$$\beta = F_1 \beta_1 + (1 - F_1) \beta_2, \quad (14)$$

где $\alpha_1 = 0,553$ ($k — \omega$); $\alpha_2 = 0,44$ ($k — \varepsilon$); $\beta_1 = 0,075$ ($k — \omega$); $\beta_2 = 0,0828$ ($k — \varepsilon$).

В закрученных потоках, характерных для АПЗ, генерация P_k возрастает из-за высоких сдвиговых напряжений, что приводит к увеличению ω и, как следствие, к росту диссипативных потерь.

Граничные условия для решения системы уравнений методом численного моделирования CFD представлены ниже.

1. Граничные условия на входе в АПЗ: давление воздуха на входе $p = 1,2$ МПа; температура воздуха на входе $T = 700$ К; осевая скорость потока $v_z = 100$ м/с; тангенциальная скорость потока $v_\theta = 35$ м/с; турбулентная интенсивность $I = 3$ %; высота канала $h_{\text{кан}} = 30$ мм.

На входе в АПЗ можно рассчитать турбулентную кинетическую энергию k через турбулентную интенсивность I , подставив их значения в приведенную ниже формулу:

$$k = \frac{3}{2} (I v_z)^2 = 13,5 \text{ м}^2/\text{с}^2. \quad (15)$$

Следовательно, на входе в АПЗ нужно задать значение кинетической энергии: $k = 13,5$ Дж/кг.

Теперь можно определить удельную скорость диссипации ω через кинетическую энергию k , подставив полученное значение в следующую формулу:

$$\omega = \frac{\sqrt{k}}{\frac{1}{C_\mu^4 l}} = 1597 \text{ с}^{-1}, \quad (16)$$

где $C_\mu = 0,09$; $l \approx 0,07 D_{\text{г.кан}}$ ($D_{\text{г.кан}}$ — гидравлический диаметр канала).

Результаты расчета, полученные с помощью формул (13) и (14), используется в качестве граничного условия на входе в АПЗ.

2. На стенках АПЗ установлено условие без прилипания: тепловой поток $Q = 180 \text{ кВт/м}^2$, турбулентная энергия $k = 0$.

3. Условия на выходе из АПЗ: давление на выходе из АПЗ с учетом потерь $P_{\text{вых}} = 1,08 \text{ МПа}$; адиабатический выход $Q_{\text{вых}} = 0$.

Геометрия аппарата предварительной закрутки отличается от геометрии рабочих лопаток. Как правило, профили АПЗ не несущие и не охлаждаемые. Перед ними стоит более простая аэродинамическая задача, поэтому для ее решения можно использовать несложные и технологичные в изготовлении профили, концептуально близкие к профилям соплового аппарата турбины, но меньшей кривизны. Они имеют переменную толщину, поскольку зачастую основаны на модифицированных дугах окружности или стандартных аэродинамических профилях. В качестве профиля для АПЗ было принято решение взять классический профиль симметричной толщины, без подъема, потому что АПЗ — охлаждающий аппарат, профиль которого должен быть близок к плоскому или слегка выпуклому. Распределение толщины по хорде было принято по формуле средней линии и толщины NASA 4-digit. При такой геометрии профиля средняя линия плоская, так как угол атаки задается поворотом всего профиля (рис. 3). На рис. 4 представлены профили в АПЗ.

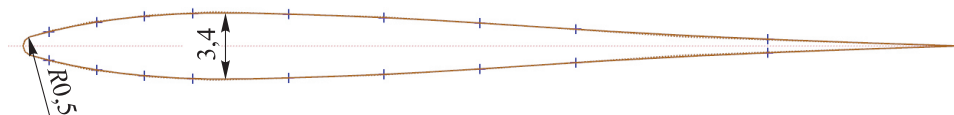


Рис. 3. Эскиз плоского профиля

При получении численных результатов и сравнении с расчетом методом CFD в ANSYS CFX анализируется влияние угла атаки про-

филя на термодинамические параметры потока на выходе из АПЗ: степень закрутки Ss , потери давления ΔP , температура на выходе $T_{\text{вых}}$ [10].

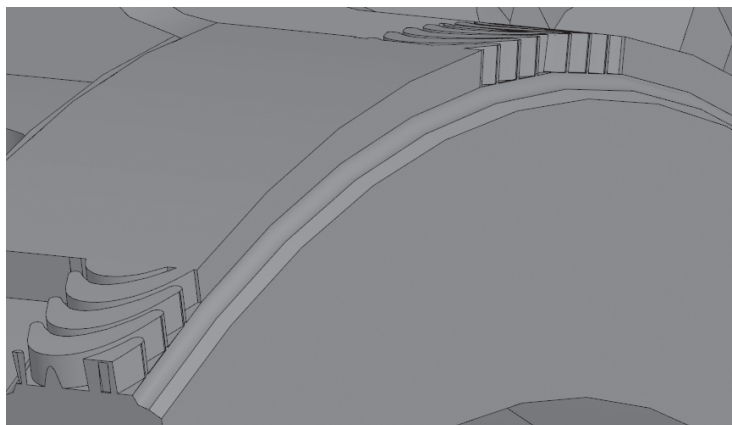


Рис. 4. Твердотельная модель АПЗ

Степень закрутки, характеризующая интенсивность вращения потока в аппарате закрутки, рассчитывается по формуле

$$Ss = \frac{P_{\Phi}}{RP_x}, \quad (17)$$

где P_{Φ} — момент количества движения, $P_{\Phi} = \rho v R^2 \sin \alpha$ (ρ — плотность потока; v — скорость потока; R — радиус расположения АПЗ; α — угол атаки профиля); P_x — осевой импульс, $P_x = \rho v F$ (F — поперечная площадь сечения канала).

Подставив выражение момента количества движения P_{Φ} и выражение осевого импульса P_x в уравнение (15), можно получить зависимость степени закрутки Ss от угла атаки α :

$$Ss = \frac{\rho v R^2 \sin \alpha}{R \rho v \pi R^2} = \frac{\sin \alpha}{\pi}. \quad (18)$$

Потери давления в АПЗ, зависящие от угла атаки и скорости потока, определяются по следующей формуле:

$$\Delta p = \varepsilon \frac{\rho v^2}{2}, \quad (19)$$

где ε — коэффициент потерь, зависящий от угла атаки α ; ρ — плотность воздуха; v — скорость потока.

Коэффициент потерь ε можно представить в виде эмпирического выражения:

$$\varepsilon = 0,1 + 0,05\alpha. \quad (20)$$

Температура на выходе из АПЗ определяется по формуле

$$T_{\text{вых}} = T_{\text{вх}} - \frac{\Delta p}{\rho C_p}, \quad (21)$$

где C_p — теплоемкость воздуха при заданной температуре.

Полученные результаты расчетов приведены в таблице.

Результаты расчета модели АПЗ

Угол атаки α , град	Степень закрутки Ss	Коэффициент потерь давления ε	Потери давления Δp , кПа	Температура потока воздуха на выходе из АПЗ $T_{\text{вых}}$, К	Скорость потока v , м/с	Степень турбулентности потока TI , %
10	0,05	0,6	2,7	697,4	52	1,0
20	0,10	1,1	6,2	694,8	75	2,0
25	0,13	1,35	8,6	692,9	88	2,5
30	0,16	1,6	11,5	690,6	100	3,0
35	0,18	1,85	15,1	687,9	115	3,5

При увеличении угла атаки поток вынужден совершить больший поворот, чтобы войти в межлопаточный канал. Это приводит к увеличению окружной скорости и коэффициента закрутки на выходе из АПЗ. Можно заметить, что степень закрутки растет с увеличением угла атаки, но после $\alpha = 30^\circ$ прирост замедляется. Угол атаки влияет на распределение давления вдоль профиля. При увеличении угла атаки возрастает и подъемная сила, что может привести к изменению направления потока. Потери давления Δp увеличиваются с ростом угла атаки, что снижает эффективность системы. Температура $T_{\text{вых}}$ снижается с ростом потерь давления, что улучшает охлаждение лопаток. Скорость v растет с увеличением угла атаки, но при $\alpha > 30^\circ$ становится неустойчивой. Степень турбулентности TI увеличивается с расширением угла атаки, что улучшает теплообмен, но может вызывать вибрации.

Основными явлениями, влияющими на эффективность работы АПЗ, являются отрыв потока и ударные потери. На стороне профиля с усиленным разрежением градиент давления становится слишком большим, поэтому пограничный слой не может преодолеть его и отрывается от поверхности, в результате чего образуются зоны рециркуляции и вихри. Возникают ударные потери (срыв на входе): поток не

плавно входит на кромку лопатки, а ударяется о нее, вызывая локальные скачки уплотнения и потери на трение. Оба явления приводят к интенсивной диссипации энергии потока в теплоту. Эта энергия черпается из запаса полного (напорного) давления воздуха.

Заключение. В процессе работы была разработана и верифицирована математическая модель, позволяющая детально исследовать аэродинамику и теплообмен в аппарате предварительной закрутки. Установлено, что вариация угла атаки профиля в диапазоне $10\text{--}35^\circ$ существенно изменяет структуру течения: при малых углах преобладает безотрывное обтекание, тогда как превышение порога в 30° инициирует формирование обширных отрывных зон на спинке лопатки, что ведет к резкому росту диссипативных потерь и снижению эффективности закрутки. Показано, что оптимальные аэродинамические характеристики достигаются при углах атаки $20\text{--}25^\circ$, когда угол закрутки близок к максимальному, а потери давления остаются в допустимых пределах (до 8 %). Предложенные эмпирические соотношения для степени закрутки, потерь давления и температуры на выходе могут служить основой для инженерных методик расчета на ранних стадиях проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Диденко Р. А., Пиралишвили Ш. А., Виноградов К. А. Теория и расчет течения в системе подвода воздуха к рабочей лопатке турбины. *Тепловые процессы в технике*, 2020, т. 12, № 7, с. 314.
- [2] Аббаварам Р.Р., Нестеренко В.Г. Конструктивные методы совершенствования критичных узлов системы охлаждения современных высокотемпературных ТВД авиационных ГТД. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2018, № 5, с. 73–77.
- [3] Силуянова М.В. *Основы проектирования, конструкция и расчет основных характеристик авиационных газотурбинных двигателей*. Москва, Изд-во «Доброе слово и Ко», 2023, 166 с.
- [4] Диденко Р.А., Пиралишвили Ш.А., Виноградов К.А. Теория и расчет течения в системе подвода воздуха к рабочей лопатке турбины. *Тепловые процессы в технике*, 2020, т. 12, № 7, с. 314–324.
- [5] Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. *Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей*. 2-е изд., доп. и испр. Самара, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2009, 202 с. ISBN 978-5-7883-0714-5. EDN TITKSF.
- [6] Патанкар С. *Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости*. Москва, Энергоатомиздат, 1984, 150 с.
- [7] Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Земляная В.А. Исследование теплообмена в системах охлаждения теплонапряженных конструкций. *Теплоэнергетика*, 2017, № 1, с. 39–44. DOI: 10.1134/S0040363617010106 EDN: UYJMMN
- [8] Флетчер К. *Вычислительные методы в динамике жидкостей*. В 2-х томах. Москва, Мир, 1991, 1056 с.
- [9] Кузьмин В.А. и др. Моделирование теплового излучения гетерогенных продуктов сгорания в камере сгорания модельного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2016, № 1, с. 92–97.

- [10] Кофман В.М. *Методология и опыт экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности узлов ГТД по параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков. Монография.* Уфа, УГАТУ, 2013, 400 с.

Статья поступила в редакцию 21.01.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Самойлов А.В., Силуянова М.В. Зависимость термодинамических параметров потока охлаждающего воздуха от угла атаки профиля в аппарате предварительной закрутки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 3. EDN NBNNIW

Самойлов Андрей Васильевич — аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: asamandrei@yandex.ru

Силуянова Марина Владимировна — профессор, д-р техн. наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: dc2mati@yandex.ru

Dependence of Thermodynamic Parameters of the Cooling Air Flow on the Profile Attack Angle in the Preliminary Swirl Apparatus

© A.V. Samoylov, M.V. Siluyanova

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The article is devoted to the influence of the pre-swirl vane (PWV) angle of attack on the thermodynamic parameters of the cooling-air flow in the high-pressure turbine cooling system of a two-spool gas-turbine engine. A mathematical model of compressible viscous air flow was proposed, based on the solution of Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) equations, closed by a two-parameter turbulence model SST $k-\omega$, which provides high calculation accuracy both in the wall-boundary region and in the flow core. The momentum and energy conservation equations are written in a cylindrical coordinate system with account for rotation of structural elements and dissipative processes. Special attention was paid to the correct specification of boundary conditions at the PWV inlet (total pressure 1.2 MPa, temperature 700 K, axial velocity 100 m s^{-1} , tangential velocity 35 m s^{-1} , turbulence intensity 3 %) and at its exit. The model is verified by comparison with experimental data and ANSYS CFX computations. A parametric study yields quantitative correlations between the swirl angle, total-pressure-loss coefficient, exit temperature, flow velocity and turbulence intensity and the vane angle of attack in the $10\text{--}35^\circ$ range. It is shown that increasing the angle beyond 30° slows the growth of swirl and raises dissipative losses due to intensified separation on the vane suction side. An optimum angle-of-attack range of $20\text{--}25^\circ$ is identified that balances swirl effectiveness and hydraulic losses. Empirical correlations suitable for engineering design are proposed. The results can be used in the design and optimization of cooling systems for advanced aero-engines.

Keywords: preliminary air swirl apparatus, cooling system, numerical solution

REFERENCES

- [1] Didenko R.A., Pirališvili Š. A., Vinogradov K. A. Teoriya i raschet tehnicheskoy sistemy podvoda vozdukh k rabochey lopatke turbiny [Theory and calculation of flow in the air supply system to the turbine working blade]. *Teplovyye protsessy v tekhnike — Thermal processes in Engineering*, 2020, vol. 12, no. 7, p. 314.
- [2] Abbavaram R.R., Nesterenko V.G. Konstruktivnye metody sovershenstvovaniya kritichnykh uzlov sistemy okhlazhdeniya sovremennykh vysokotemperaturnykh TVD aviatsionnykh GTD [Design methods for improving critical nodes of the cooling system of modern high-temperature axial-flow gas turbines]. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik Povolzh'ya — Scientific and Technical Volga Region Bulletin*, 2018, no. 5, pp. 73–77.
- [3] Siluyanova M.V. Osnovy proektirovaniya, konstruktsiya i raschet osnovnykh kharakteristik aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Fundamentals of design, construction and calculation of main characteristics of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Dobroe Slovo i Ko. Publ., 2023, 166 p.
- [4] Didenko R.A., Pirališvili Sh.A., Vinogradov K.A. Teoriya i raschet tehnicheskoy sistemy podvoda vozdukh k rabochey lopatke turbiny [Theory and calculation of the flow in the air supply system to the turbine blade]. *Teplovyye protsessy v tekhnike — Thermal processes in Engineering*, 2020, vol. 12, no. 7, pp. 314–324.

- [5] Grigoriev V.A., Zhdanovskiy A.V., Kuzmichev V.S. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Selection of parameters and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines]. 2nd ed., rev. and enl. Samara, Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev, 2009, 202 p. EDN TITKSF ISBN 978-5-7883-0714-5.
- [6] Patankar S. *Chislennyye metody resheniya zadach teploobmena i dinamiki zhidkosti* [Numerical methods for solving heat transfer and fluid dynamics problems] Moscow, Energoatomizdat, 1984, 150 p.
- [7] Vikulin A.V., Yaroslavtsev N.L., Zemlyanaya V.A. Issledovanie teploobmena v sistemakh okhlazhdeniya teplonapryazhennykh konstruktsiy [Investigation of heat transfer in cooling systems of thermally stressed structures]. *Teploenergetika*, 2017, no. 1, pp. 39–44. EDN UYJMMN <https://doi.org/10.1134/S0040363617010106>.
- [8] Fletcher K. *Computational Methods in Fluid Dynamics*. [In Russ.: Fletcher K. Vychislitelnye metody v dinamike zhidkostey. In 2 vols. Moscow, Mir Publ., 1991, 1056 p.].
- [9] Kuz'min V.A., et al. Modelirovanie teplovogo izlucheniya geterogennykh produktov sgoraniya v kamere sgoraniya model'nogo dvigatelya. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 2016, no. 1, pp. 92–97.
- [10] Kofman V.M. *Metodologiya i opyt eksperimental'no-raschetnogo opredeleniya pokazateley gazodinamicheskoy effektivnosti uzlov GTD po parametram neravnomernykh vozdushnykh i gazovykh potokov* [Methodology and experience of experimental and calculation determination of gas-dynamic efficiency indices of gas-turbine engine components from non-uniform air and gas flow parameters]. Monograph. Ufa, Ufa State Aviation Technical University Publ., 2013, 400 p.

Samoylov A.V., Postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: zagorodnikovsergey@yandex.ru

Siluyanova M.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor of the Department “Technology of Production and Operation of Aircraft Engines”, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: dc2mati@yandex.ru