

Л и т е р а т у р а

1. Л и л л и Д. Обзор работ по горению в закрученных потоках. - Ракетная техника и космонавтика, 1977, № 8, с.12-31.
2. Ш и ш и к и н Н.Е. Эффективность газовых завес при закрученном вдуве воздуха, аргона и гелия. - В сб.: Исследования по гидродинамике и теплообмену. - Новосибирск, СО АН СССР, 1976, с. 124-130.
3. Д о б р о в о л ь с к и й М.В. Жидкостные ракетные двигатели. - М.: Машиностроение, 1968.

УДК 532.525

Н.Б.Болотин, В.П.Данильченко, В.Е.Резник

ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗАКРУЧЕННОГО ПОТОКА В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

У с л о в н ы е о б о з н а ч е н и я

T_r^* - температура торможения газа в критическом сечении соплового аппарата турбины; T_l - температура тела лопатки; T_B^* - полная температура воздуха; δt_l - изменение температуры лопатки; θ_l - безразмерная глубина охлаждения лопатки; π^* - степень понижения полного давления, перепад давления; G - расход газа, воздуха; \bar{g}_B - расход воздуха на охлаждение, отнесенный к расходу воздуха через компрессор; P_{B1}^*, P_{B1} - полное и статическое давления воздуха перед подкручивающей решеткой; P_{B2}^*, P_{B2} - полное и статическое давления воздуха на входе в рабочую лопатку; P_K^* - полное давление воздуха за компрессором; P_r - статическое давление газа за рабочими лопатками; η - к.п.д. сжатия канала, образованного вращающимся дефлектором и диском; U, C_u - окружная скорость рабочего колеса и окружная составляющая скорости потока охладителя; CW - скорость потока охладителя в абсолютном и относительном движениях; A - тепловой эквивалент механической работы; γ - удельная плотность потока; C_p - удельная теплоемкость; n - частота вращения ротора; λ_c - коэффициент приведенной скорости на выходе

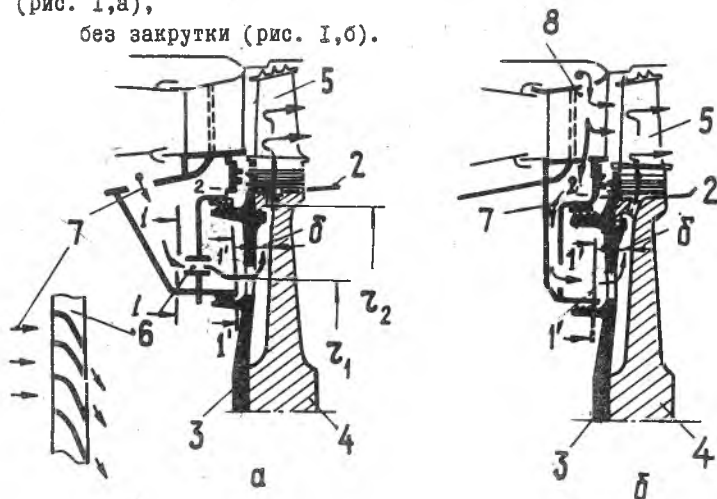
из соплового аппарата турбины; α_c - угол выхода потока из соплового аппарата турбины; φ_c - коэффициент скорости в сопловом аппарате.

И н д е к с ы

О - без закрутки; 1,2 - номер сечения; Г - газ; Л - лопатка; В - воздух; ст - ступень; с - сопло; Р - решетка; ω - относительный; ω - окружной; Т - турбина; К - компрессор.

В практике авиационного двигателестроения в основном применяются два способа подвода воздуха к охлаждаемым лопаткам турбины:

с закруткой потока в направлении вращения ротора турбины (рис. 1,а),
без закрутки (рис. 1,б).



Р и с. 1. Способы подвода воздуха к охлаждаемым лопаткам: а - вариант с закруткой воздуха, б - вариант без закрутки воздуха, 1-1, 2 - расчетные сечения, 3 - дефлектор, 4 - диск, 5 - охлаждаемая лопатка, 6 - подкручивающая решетка, 7 - направление движения охлаждающего воздуха, 8 - вторая полость соплового аппарата

Существенное отличие этих способов, приводящее к неодинаковости параметров состояния потока ($P_{Bw_2}^*$, $T_{Bw_2}^*$) на входе в охлаждаемую лопатку, обусловлено различной величиной работы, подводимой к потоку, и различным к.п.д. сжатия в канале, образованном вращающимся дефлектором и диском, на участке от входа в дефлектор до выхода из обода диска.

В связи с тем, что наблюдается сложная зависимость эффективности охлаждения при наличии закрутки от взаимосвязанных между собой параметров (температуры, давления охлаждающего потока и к.п.д. сжатия), то существует оптимальное сочетание параметров потока, обеспечивающих максимальное снижение температуры лопатки. Основной целью работы было нахождение такого сочетания. Полученные результаты дополняют известные материалы, опубликованные в работах [1, 2, 3].

Эффективность применения того или иного способа подвода воздуха определяется энергетическими затратами на охлаждение лопатки, при обеспечении равных ресурсов. Известно, что при заданных параметрах потока газа на входе, оборотах ротора, выбранных геометрии проточной части турбины и материалах ресурс определяется температурой лопатки.

Для определения температуры охлаждаемой лопатки использована общепринятая зависимость

$$T_L = T_{Гw}^* - \theta_L (T_{Гw}^* - T_{Bw}^*), \quad (1)$$

из которой следует, что на T_L влияют температура газа в относительном движении $T_{Гw}^*$, безразмерная глубина охлаждения θ_L и температура воздуха в относительном движении T_{Bw}^* .

В свою очередь $T_{Гw}^*$ является функцией температуры газа в цикле T_r^* , перепада давления, срабатываемого в сопловом аппарате турбины π_c , угла α_c и количества воздуха, используемого для целей охлаждения G_B . Повышение π_c как средства уменьшения $T_{Гw}^*$ ограничено падением к.п.д. турбины из-за роста λ_c и уменьшения φ_c . Для большинства выполненных конструкций степень расширения в ступени изменяется в пределах $\pi_{ст} = 2,5-3,0$. При анализе рассмотрена ступень турбины с $\pi_{ст} = 2,75$, у которой сопловой аппарат спрофилирован для выходной скорости $\lambda_c \leq 1,1$.

Безразмерная глубина охлаждения, как известно, зависит от конструкции применяемой лопатки, а для выбранного варианта в ос-

новном определяется расходом охлаждающего воздуха. В работе использовалась $\theta_L = f(\bar{q}_B)$ одной из современных лопаток.

Для определения расхода воздуха на охлаждение \bar{q}_B использовалась гидравлическая характеристика тракта охлаждения лопатки, представленная в координатах $\frac{G_B \sqrt{T_{Bw_2}^*}}{P_{Bw_2}^*} = f\left(\frac{P_{Bw_2}^*}{P_r}\right)$, уравнение Эйлера, записанное для участка I-2 системы охлаждения в форме

$$P_{Bw_2}^* = P_{B1}^* + \frac{U_2 C_{u2} - U_1 C_{u1}}{g} \gamma \eta - \frac{\gamma U_2^2}{2g}, \quad (2)$$

и уравнение сохранения энергии (при отсутствии теплообмена), позволяющее получить связь между $T_{Bw_2}^*$ и температурой потока на входе в систему охлаждения T_{B1}^* :

$$T_{Bw_2}^* = T_{B1}^* + \frac{U_2^2 - U_1 C_{u1}}{2g C_p A}. \quad (3)$$

В уравнениях (2) и (3) значения параметров P_{B1}^* и T_{B1}^* зависят от места отбора воздуха, гидравлических потерь и подогрева на участке подвода к решетке, η - к.п.д. сжатия каналов, образованных вращающимся дефлектором и диском на участке от входа в дефлектор до выхода из обода диска.

Экспериментальные зависимости к.п.д. сжатия вращающейся системы диск-дефлектор при отсутствии закрутки потока η_0 [1, 2] показывают, что величина η_0 не превышает 3-5% для встречающихся на практике величин расхода воздуха на охлаждение. Введение закрутки позволяет существенно повысить к.п.д. системы η_0 , что связано со снижением гидравлических потерь из-за уменьшения относительной скорости потока и увеличения коэффициента расхода вращающейся системы.

Уравнения (2) и (3) позволяют определить значения параметров потока $P_{Bw_2}^*$ и $T_{Bw_2}^*$ для системы без подкручивающей решетки, если положить C_{u1} равным нулю.

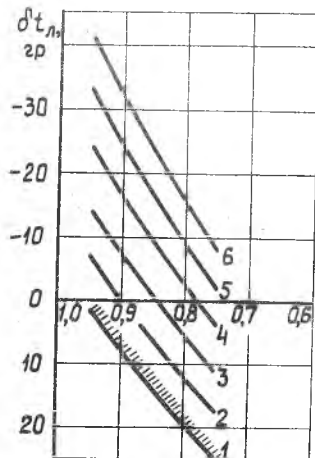
Знание параметров потока на входе в лопатку и величины статического давления за рабочими лопатками P_r (при известном $\mathcal{P}_{ст}$) позволяет найти значения расхода воздуха через лопатку по ее гидравлической характеристике $C_B \sqrt{T_{Bw_2}^*} / P_{Bw_2}^* = f(\mathcal{P}_L)$, а также определить значения θ_L по зависимости $\theta_L = f(\bar{q}_B)$ для принятых T_L .

Сравнение эффективности охлаждения лопаток при двух способах

подвода воздуха к ним выполнено на примере компоновок турбин высокого давления, схематически показанных на рис. 1. Воздух, подводимый к отверстиям в покрывном дефлекторе, мог закручиваться в решетке 6 (см. рис. 1,а) до различных значений окружной скорости C_u . Путь воздуха указан на схемах стрелками, причем в схеме на рис. 1,а отбор воздуха производится из нижнего канала камеры сгорания 7, в схеме на рис. 1,б - из верхнего. Воздух в последней схеме прежде, чем попадает к приемным отверстиям в дефлекторе, участвует в охлаждении соплового аппарата 8.

Эта схема более предпочтительна для случая установки теплообменника на линии подачи охлаждающего воздуха, а схема, представленная на рис. 1,а - для случая подачи закрученного потока воздуха.

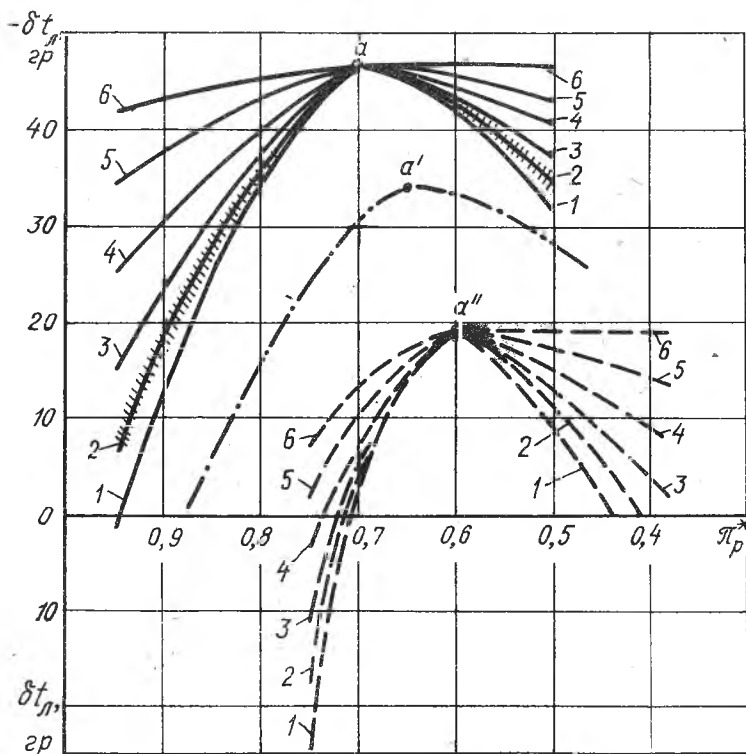
На рис. 2 приведена зависимость изменения температуры лопатки от относительного давления воздуха на входе в отверстия покрывного дефлектора для способа подачи воздуха без предварительной закрутки. Давление в известных конструкциях турбин меняется в довольно широких пределах $P_{в1}^* = (0,6-0,95) P_{к}^*$. Из графиков рис. 2 видно, что при увеличении давления на входе, например, с $\bar{P}_{в1}^* = 0,75$ до $\bar{P}_{в1}^* = 0,95$ температура лопатки снижается на 22° при к.п.д. сжатия, равном $\eta_o = 0$, и на 33° - при к.п.д. $\eta_o = 1,0$. А при одновременном повышении $\bar{P}_{в1}^*$ до 0,95 и к.п.д. до $\eta_o = 1,0$ можно обеспечить снижение температуры лопатки на 66° . В области реальных к.п.д. сжатия, которые не превышают $\eta_o = 0,03-0,05$, максимальное уменьшение температуры лопатки составляет 25° . Известны попытки повышения к.п.д. сжатия в дисковых насосах с 0,05 до 0,25-0,30. Если положить к.п.д. сжатия для системы



Р и с. 2. Изменение температуры охлаждаемой лопатки $\Delta t_{л}$ от относительного давления воздуха на входе в отверстия дефлектора $\bar{P}_{в1}^*$ для способа подвода без закрутки: при различных к.п.д. сжатия η_o ; // - область реальных к.п.д. сжатия вращающейся системы дефлектор-диск по данным работ [1,2], 1-6 - соответствуют $\eta = 0; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0$

подводе без закрутки равным 0,3, то при увеличении давления на входе $P_{в1}^*$ от 0,75 до 0,95 можно ожидать снижения температуры лопатки на 33° .

Заметим, что повышение давления на входе в систему подвода воздуха приводит к снижению температуры лопатки только за счет увеличения расхода воздуха, поступающего в охлаждаемую лопатку, при этом происходит уменьшение к.п.д. турбины из-за роста работы на прокачку охлаждающего воздуха.

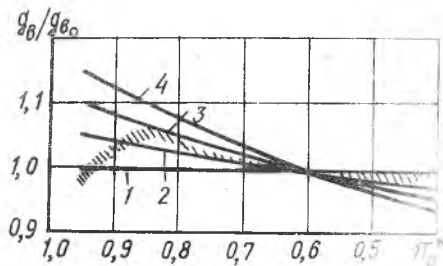


Р и с. 3. Изменение температуры охлаждаемой лопатки δt_l от перепада давления воздуха на соплах подкручивающей решетки π_p^* при различном давлении на входе в решетку и различных к.п.д. сжатия: $P_{в1}^* = 0,95; 0,85; 0,75; \text{//////}$ - область реальных к.п.д. сжатия; 1-6 соответствуют $\eta = 0; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0$

Анализ изменения факторов, влияющих на температуру лопатки для систем с закруткой, показал, что существуют экстремальные значения глубины охлаждения лопаток, не зависящие от к.п.д. сжатия. Как видно из рис. 3, с повышением перепада давления на соплах подкручивающей решетки при любом рассматриваемом значении $P_{вх}^*$ эффективность охлаждения лопаток вначале повышается до точек а (a' , a''), значение δt_n в которых не зависит от к.п.д. сжатия, а затем снижается. Такой сложный характер охлаждения лопатки $\delta t_n = f(\pi_p^*)$ связан с монотонным снижением температуры охлаждающего воздуха по π_p^* и наличием максимального значения пропускной способности системы охлаждения при определенном значении перепада давления на решетке π_p^* (рис. 4).

Из графиков на рис. 3 следует, что даже при прогнозируемых значениях к.п.д. сжатия достигаемый эффект охлаждения лопаток при наличии закрутки воздуха всегда является существенно большим (на 40-50%), чем в системе без закрутки, несмотря на то, что расход охлаждающего воздуха в системе с закруткой может быть меньшим.

В выполненных на практике системах подвода с закруткой часто осуществляют расширение воздуха в решетке до давления за первым сопловым аппаратом, поскольку расширение сопровождается, во-первых, умеренным снижением δt_n на правой ветви кривой $\delta t_n = f(\pi_p^*)$ за точками а (a' , a''), во-вторых, возможностью ликвидировать радиальные втекания охлаждающего воздуха в газозадушный тракт турбины перед ее рабочим колесом. Оба этих фактора обеспечивают повышение к.п.д. и стабильность охлаждения ступени турбины при изменении осевых зазоров.



Р и с. 4. Изменение расхода охлаждающего воздуха для системы подвода воздуха с закруткой и без закрутки от перепада давления на соплах подкручивающей решетки π_p^* : при $P_{вх}^* = 0,95$; $P_{вх}^* = 0,95$; $\eta_0 = 0,4$; $\eta_0 = 0,1$; I-4 соответствуют $\eta = 0,1$; $0,2$; $0,3$; $0,4$

Л и т е р а т у р а

1. К о п е л е в С.З., Г у р о в С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. - М.: Машиностроение, 1978, 208 с.
2. Ш в е ц И.Т., Д ы б а н Е.П. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин. - Киев: Наукова думка, 1974, 314 с.
3. К а б к о в В.Ф. Экспериментальное исследование течения воздуха в зазоре между двумя вращающимися дисками. - В сб.: Теплофизика и теплотехника. - Киев: Наукова думка, 1974, вып. 28, с. 57-61.

УДК 533.9.07:533.527

Э.П.Водчков, И.И.Смульский

АЭРОДИНАМИКА ВИХРЕВОЙ КАМЕРЫ
СО ВДУВОМ ПО БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ
В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДИАМЕТРА ВЫХЛОПА И КРУТКИ

П р и н я т ы е о б о з н а ч е н и я

U, W - тангенциальная и осевая составляющие скорости;
 p - статическое давление, избыточное над атмосферным; R_1, R_k - радиусы выхлопа и камеры; величины с чертой - характерные радиусы, отнесенные к радиусу камеры.

В работе представлены результаты экспериментального исследования гидродинамики вихревой камеры диаметром $D_k = 160$ мм и длиной $L = 200$ мм с плоскими торцовыми крышками при вдуве воздуха через боковую цилиндрическую поверхность - завихритель. По всей длине завихрителя выполнено 12 наклонных пазов (завихрители № 1-5) или просверлены наклонные отверстия (завихритель № 6), угол наклона ($\psi_{\beta x}$) которых к радиусу и общая площадь ($f_{\beta x}$) представлены в таблице. Результаты измерения пневматическим зондом [1] профилей скорости и давления в трех положениях по высоте камеры и при двух расходах представлены на рис. 1. Сопоставление профилей статического давления $x-p$ и тангенциальной скорости U , из-