

УДК 621.438

Е.Н. БОГОМОЛОВ, П.В. КАЩЕЕВА

*Рыбинская государственная авиационная технологическая академия
имени П.А. Соловьева, Россия***ОПТИМИЗАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ, НАЗНАЧАЕМЫХ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СТУПЕНИ ОСЕВОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ ГТД**

Проведено расчетное исследование влияния основных параметров на коэффициент полезного действия турбинной ступени. На основе численного метода оптимизации получены зависимости оптимальных параметров.

ступень газовой турбины, коэффициент полезного действия, оптимальные параметры, степень реактивности, радиальный зазор, нагрузка ступени

Введение

На начальной стадии проектирования газовой турбины возникает вопрос о выборе оптимальных газодинамических и геометрических параметров ступеней. Основными факторами, определяющими параметры турбинной ступени, являются отношение u/cad , степень реактивности ρ , нагрузка ступени λ_{ad} , углы потока на выходе из решеток соплового аппарата α_1 и рабочего колеса β_2 , а также коэффициенты потерь скорости в лопаточных венцах:

$$\varphi = \sqrt{1 - \zeta_{ca}}; \quad (1)$$

$$\psi = \sqrt{1 - \zeta_{pk}}; \quad (2)$$

где ζ_{ca} , ζ_{pk} – коэффициенты потерь кинетической энергии в сопловом аппарате (СА) и рабочем колесе (РК) ступени.

Формулирование проблемы. На практике задача решается путем расчета многочисленных вариантов для конкретных условий проектируемого двигателя, из которых выбирается наилучший и который является основополагающим в дальнейшем проектировании. Иногда для этого требуется достаточно много времени и остается сомнение, что выбран действительно оптимальный вариант. Для того чтобы правильно решить эту задачу, надо знать совместное влияние этих параметров на к.п.д. турбинной ступени, а также степень влияния каждого из них. В

литературе по теории авиационных газовых турбин встречаются подобные зависимости для ступени [1 – 3]. Но так как эти зависимости получены при постоянных значениях коэффициентов потерь, то они в общем некорректны и недостаточны, чтобы использовать их в проектировании.

**1. Описание математической модели
расчета**

Для получения необходимых зависимостей была разработана математическая модель расчета неохлаждаемой турбины. При построении модели был проведен анализ существующих зависимостей по потерям в решетках СА и РК. Для расчета профильных потерь была выбрана эмпирическая зависимость, полученная В.В. Гольцевым и А.П. Кадетовым [4]:

$$\zeta_{np} = \zeta_{np0} + \zeta_{кр}, \quad (3)$$

где ζ_{np0} – коэффициент профильных потерь при нулевой толщине выходных кромок; $\zeta_{кр}$ – коэффициент кромочных потерь;

$$\zeta_{np0} = \frac{3 \cdot 10^{-6}}{K} (120^\circ - \beta_{1k} - \beta_{2k})^2 + \frac{0,022}{K^3} + 0,01475;$$

$$\zeta_{кр} = 0,034 \overline{d_{кр}} + 0,38 \overline{d_{кр}^2}, \quad (4)$$

где β_{1k} , β_{2k} – конструктивные углы на входе и выходе из решетки; $K = \sin(\beta_{1k})/\sin(\beta_{2k})$ – геометрическая конфузурность межлопаточного канала решетки,

$\bar{d}_{кр}$ – относительная толщина выходных кромок лопаток.

Однако при использовании этих данных необходимо внести поправку, учитывающую влияние отклонения коэффициента скорости от его оптимального значения. Использована формула, полученная Е.Н. Богомоловым:

$$\varphi_{ск} = 1 - 0,0375(0,8 - \lambda_{1t})^{1,5} \text{ при } \lambda_{1t}(\lambda_{w2t}) \leq 0,8 ;$$

$$\varphi_{ск} = 1 - 0,0855(\lambda_{1t} - 0,8)^2 \text{ при } \lambda_{1t}(\lambda_{w2t}) > 0,8 ,$$

где λ_{1t} , λ_{w2t} – коэффициенты теоретической скорости газа на выходе СА в абсолютном движении и относительном для РК.

В случае работы решетки в неавтономной области по числу Re использована поправка М.Х. Мухтарова [5]:

$$\Delta\zeta_{np\text{Re}} = \frac{2100}{\text{Re}}, \quad (5)$$

где Re – число Рейнольдса.

Для расчета вторичных потерь использована формула, предложенная В.В. Гольцевым и А.П. Кадетовым [6]:

$$\zeta_{вт} = 1,1 \frac{\zeta_{np0}}{h}, \quad (6)$$

где $\bar{h} = h/l$ – относительная высота лопатки; l – хорда лопатки.

Потери в радиальном зазоре учитывались по формуле Е.Н. Богомолова [7]:

$$\bar{G}_{pз} = \mu_{pз} \bar{F}_{pз} \frac{\lambda_{pз} \sin \alpha_{pз} \gamma_{pз}}{\lambda_{1cp} \sin \alpha_{1cp} \gamma_{1cp}}, \quad (7)$$

где $\mu_{pз}$ – коэффициент расхода радиального зазора; $\bar{F}_{pз}$ – отношение аксиальных площадей радиально-го зазора и проточной части ступени; γ , λ , α – плотность газа, приведенная скорость и угол между окружным направлением и направлением движения газовых потоков в радиальном зазоре («рз») и за сопловым аппаратом на среднем диаметре («1ср»), причем:

$$\frac{\gamma_{pз}}{\gamma_{1cp}} = \frac{\Pi(\lambda_{1m}) \Pi(\lambda_{1cp}) \varepsilon(\lambda_{pз})}{\Pi(\lambda_{1cp}) \Pi(\lambda_{1n}) \varepsilon(\lambda_{1cp})},$$

где индекс «n» указывает на параметры за сопловым аппаратом на периферии проточной части, а индекс «t» – на условия течения в сопловом аппарате при отсутствии потерь.

Для определения оптимального шага решетки использовалась зависимость А.Г. Клебанова и Б.И. Мамаева [8]:

$$\bar{t}_{онм\lambda} = \bar{t}_{онм0} K_{кр} (1 + \bar{\Delta t}_{онм}), \quad (8)$$

где $\bar{t}_{онм0}$ – оптимальный относительный шаг решетки при $\bar{d}_{вых.кр} = 0$, $\lambda_{1t} = 0,8$;

$$\bar{t}_{онм0} = \left(\frac{1,727}{k} - 0,869 \right) \frac{1}{\sqrt[3]{\frac{\pi\theta}{180}}} - \frac{1,71}{k} + 1,604$$

при $1 \leq k \leq 1,5$ и

$$\bar{t}_{онм0} = \frac{0,327}{\sqrt[3]{\frac{\pi\theta}{180}}} k^{0,371} - \frac{0,994}{k^{0,395}} + 1,314$$

при $k \geq 1,5$. Влияние толщины выходной кромки профиля и скорости выхода потока на оптимальный шаг учитываются поправочными коэффициентами:

$$K_{кр} = 1 + (0,0375 \bar{t}_{онм0} - 0,006) \cdot (\bar{d}_{вых.кр} \cdot 100) - 0,0015 \cdot (\bar{d}_{вых.кр} \cdot 100)^2;$$

$$\bar{\Delta t}_{онм} = 0,016 + 0,48 \lambda_t - 0,625 \lambda_t^2.$$

При определении к.п.д. учитывался коэффициент возврата тепла.

Для получения зависимостей оптимальных параметров был использован численный метод многопараметрической оптимизации: метод поиска по деформируемому многограннику Нелдера – Мида, который выбран на основе анализа функции отклика, как наиболее подходящий к решению данной задачи.

2. Анализ влияния основных параметров на к.п.д. ступени

На основе математической модели были получены расчетные зависимости мощностного к.п.д. по параметрам торможения η_u^* (коэффициента полезного действия турбины для двигателей, используя

щих энергию выходной скорости) и η_u (коэффициента полезного действия турбины для двигателей, у которых энергия выходной струи не используется) при различном сочетании определяющих параметров.

Как известно, наибольшее влияние на к.п.д. ступени оказывает отношение u/c_{ad} . Так изменение u/c_{ad} на 0,1 приводит к изменению η_u до 10%, а η_u^* до 2,5%. Сравнение с зависимостями, полученными ранее [1 – 3] показало, что область оптимальных отношений u/c_{ad} , соответствующая максимуму η_u^* сдвигается в сторону больших значений $(u/c_{ad})_{opt} = 0,57 - 0,7$.

Расчетные исследования показали, что влияние параметра нагрузки ступени $\lambda_{адст}$ на η_u^* и η_u при постоянстве других определяющих параметров оказывается слабым. Можно отметить, что влияние $\lambda_{адст}$ на η_u^* больше, чем на η_u .

Существенно влияние степени реактивности ρ и на η_u^* и η_u . Видно, что чем выше отношение $u/c_{ад}$ и угол α_1 , тем больше влияние степени реактивности ρ на η_u^* . Если рассматривать влияние ρ в диапазоне средних значений степеней реактивности [0,2; 0,6], то изменение ρ на 0,1 приводит к изменению η_u^* в пределах до 0,5% при малых α_1 , до 1% – при больших α_1 . Нужно отметить, что при больших углах $\alpha_1 \approx 30^\circ$ и близким к оптимальным $u/c_{ад} \approx 0,6$ целесообразно назначать низкие степени реактивности, так как η_u^* снижается до 5,5%, а η_u – до 30% от оптимальных значений к.п.д.

Высокие значения степени реактивности дают сильное падение к.п.д. ступени η_u^* при малых углах α_1 вследствие высоких потерь в радиальном зазоре.

Как известно уменьшение угла α_1 при прочих неизменных параметрах приводит к увеличению к.п.д. Но в то же время уменьшение угла α_1 приводит к росту потерь в радиальном зазоре. Если целью проектирования является получение высокого η_u^* , то при высоких степенях реактивности целесообразно иметь большие углы α_1 (в области автомодельности по числу Re).

Угол α_1 сильнее влияет на η_u , чем на η_u^* . Чем выше $u/c_{ад}$, тем значительнее влияние угла α_1 на выходную скорость из ступени λ_2 и, соответственно на η_u . А с увеличением степени реактивности влияние угла α_1 на η_u ослабевает. Изменение угла α_1 на 5° вызывает изменение η_u до 6%.

В отличие от влияния α_1 на η_u^* , когда оптимальными углами α_1 являются далеко не самые низкие значения, для η_u оптимальными являются низкие значения угла α_1 .

Как известно, потери в радиальном зазоре прямо пропорциональны величине радиального зазора $\bar{\delta}_{pz} = \delta_{pz}/h$. А коэффициент пропорциональности зависит от степени реактивности, величины угла α_1 , D_{cp}/h_m . Высокие степени реактивности ρ , низкие углы α_1 , невысокие отношения D/h приводят к росту потерь в радиальном зазоре и, следовательно, к снижению к.п.д. ступени.

3. Зависимости оптимальных параметров ступени

Как показал анализ влияния основных параметров на к.п.д. ступени, оптимальное значение $u/c_{ад}$ зависит от степени реактивности и от угла α_1 . Чем меньше степень реактивности, тем меньше оптимальное значение параметра $u/c_{ад}$, при котором η_u максимальна. А оптимальное значение параметра $u/c_{ад}$, при котором η_u^* максимален, сначала возрастает до $\rho = 0,35 - 0,5$, затем падает. С увеличением угла α_1 значение $(u/c_{ад})_{opt}$ снижается. Согласно расчетам существенных различий нет между $(u/c_{ад})\eta_{u\max}$ и $(u/c_{ад})\eta_{u^*\max}$ при степени реактивности $\rho \approx 0,45$. Нужно отметить также, что для низких значений ρ максимуму η_u^* соответствует несколько большее значение $u/c_{ад}$, чем максимуму η_u , а для высоких ρ наоборот.

Согласно расчетам $(u/c_{ад})\eta_{u\max}$ и $(u/c_{ад})\eta_{u^*\max}$ практически не зависят от $\lambda_{адст}$, слабо зависят от геометрии проточной части: отношения $D/h_{вых.ст}$ и угла раскрытия проточной части γ .

Однако оптимальное отношение u/c_{ad} зависит от числа Re . С уменьшением числа Re при низких значениях ρ ($u/c_{ad})_{opt}$ по η_u^* снижается, при высоких ρ – увеличивается. А отношение $(u/c_{ad})_{opt}$ по η_u уменьшается с уменьшением числа Re .

Оптимальная степень реактивности зависит от отношения u/c_{ad} , угла α_1 , нагрузки ступени $\lambda_{ад.ст.}$, относительной величины радиального зазора $\bar{\delta}_{pz}$ и числа Re . Нужно отметить, что оптимальные значения степени реактивности для η_u и для η_u^* практически совпадают при отношении $u/c_{ad} \approx 0,5$, а при пониженных значениях u/c_{ad} для получения высокого η_u требуются низкие значения ρ . Оптимальное значение ρ , соответствующее максимуму η_u тем выше, чем больше отношение u/c_{ad} . При этом само максимальное значение η_u тем выше, чем выше степень реактивности (особенно при больших углах α_1). Сильное влияние оказывает на ρ_{opt} величина относительного радиального зазора $\bar{\delta}_{pz}$, особенно влияние усиливается при малых углах α_1 . С уменьшением числа Re ρ_{opt} растет.

Заключение

Анализ совместного влияния основных газодинамических параметров на коэффициент полезного действия турбинной ступени позволил определить области оптимальных параметров, выявить параметры, оказывающие наиболее существенное влияние. Представляет интерес исследование влияния основных параметров в составе многоступенчатой турбины ГТД.

Литература

1. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1979. – 423 с.
2. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
3. Богомолов Е.Н. Основы теории и выбор параметров авиационных газовых турбин. – Ярославль, 1986. – 233 с.
4. Гольцев В.В., Кадетов А.П. Обобщенные экспериментальные зависимости для определения коэффициента профильных потерь в турбинных решетках // ЦИАМ, 1977. – Труды № 786.
5. Мухтаров М.Х. Характеристики плоских дозвуковых решеток осевых турбин. – ЦИАМ, 1968. – Техн. отчет № 310.
6. Гольцев В.В., Кадетов А.П. Определение потерь в прямых турбинных решетках // ЦИАМ, 1981. – Труды № 975.
7. Богомолов Е.Н. Газодинамическая эффективность авиационных турбин с воздушным охлаждением лопаток. – Рыбинск, 1993. – 322 с.
8. Клебанов А.Г., Мамаев Б.И. Оптимальный шаг турбинной решетки // Теплоэнергетика, 1969. – № 10. – С. 35-41.

Поступила в редакцию 1.06.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Т. Шепель, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск.