

УДК 621.438

Исследование зависимости параметров охлаждающего воздуха от угла закрутки в системе охлаждения турбины высокого давления двухконтурных газотурбинных двигателей

Самойлов Андрей Васильевич

asamandrei@yandex.ru

SPIN-код: 6550-3260

Силуянова Марина Владимировна

dc2mati@yandex.ru

SPIN-код: 9675-7360

Московский авиационный институт, Москва, Россия

Аннотация. Исследование посвящено изучению влияния угла закрутки потока охлаждающего воздуха в аппарате предварительной закрутки системы охлаждения турбины высокого давления двухконтурного газотурбинного двигателя (ГТД). Основная цель работы заключается в определении оптимального угла закрутки, обеспечивающего максимальную эффективность теплообмена и минимизацию температурных напряжений в лопаточном венце турбины.

Ключевые слова: газодинамика, турбина высокого давления, угол закрутки

Введение. Система охлаждения турбины является критически важной частью конструкции ГТД, поскольку высокие температуры рабочего газа оказывают значительное влияние на надежность и ресурс двигателя. Эффективность охлаждения зависит от множества факторов, включая геометрию каналов, скорость течения воздуха и угол закрутки потока. Оптимизация угла закрутки позволяет повысить КПД охлаждения, снизить температуру материала лопаток и увеличить срок службы двигателя [1].

Методы и материалы; результаты. Первым этапом было создание точной геометрической модели системы охлаждения турбины высокого давления. Использовались САД-программы для построения детализированных конструкций камеры сгорания, подводящего канала, корпуса ротора и аппаратов предварительной закрутки [2, 3]. Далее создавалась сетка расчета (meshing), состоящая из тетраэдральных и призматических ячеек, распределенных таким образом, чтобы обеспечить высокую точность расчетов именно в зонах высоких градиентов скорости и температуры. Применялись уравнения Навье — Стокса для описания движения вязкого сжимаемого газа, дополненные моделями турбулентности (например, $k-\varepsilon$ или $k-\omega$ модели), позволяющие учесть влияние пограничных слоев и возмущений [4, 5]. Теплообмен в данном случае имеет сложный характер и определяется рядом факторов: конвекция в канале охлаждения; радиация между горячим рабочим телом и холодным воздухом; теплопроводность через стенки лопаток.

Расчеты выполнялись с применением закона Ньютона — Рихмана для учета конвективного переноса тепла и решения дифференциальных уравнений Фурье — Пуассона для оценки теплопроводности.

Изменяя углы закрутки потока охлаждающего воздуха в диапазоне от 0 до 30°, была проведена серия вычислений, фиксирующих изменения коэффициентов теплоотдачи (α), средней температуры лопаток ($T_{\text{л}}$), давления и расхода воздуха. По каждому углу строились профили распределения температур и скоростей, а также рассчитывались интегральные значения теплового потока (Q) и мощности охлаждения ($P_{\text{охл}}$). По результатам проведенных исследований были получены зависимости температуры охлаждающего воздуха от угла закрутки. Установлено, что оптимальная величина угла закрутки составляет около 15°, при которой обеспечивается минимальное значение средней температуры металла лопаток и одновременно низкие потери напора. Дальнейшее увеличение угла закрутки приводит к резкому ухудшению распределения температуры и возрастанию потерь энергии.

Заключение. Проведенное исследование подтвердило ключевую роль угла закрутки охлаждающего воздуха в обеспечении надежной и эффективной работы двигательной установки гражданского самолета. Полученные результаты представляют ценность для конструкторов и инженеров, занимающихся разработкой и модернизацией авиационных двигателей нового поколения. Оптимизированная конструкция системы охлаждения повышает надежность, долговечность и экономичность эксплуатации авиадвигателей всех рассмотренных типов. Угол закрутки оказывает существенное влияние на распределение температуры вдоль поверхности лопаточного венца. Существует оптимальный диапазон углов закрутки, при котором достигается наилучший баланс между эффективностью охлаждения и гидравлическими потерями. Увеличение угла закрутки сверх определенного предела ведет к росту градиентов температуры и увеличению вероятности возникновения тепловых трещин.

Список источников

- [1] Щукин А.И., Михайлов Н.Н., Пронин Ю.С. *Газовые турбины авиационных двигателей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.
- [2] Павленко И.А., Попов Е.П. *Современные технологии анализа газодинамических процессов в авиационных двигателях*. Воронеж, Научная книга, 2019.
- [3] Андреев К.К., Денисова Э.Г. *Совершенствование конструкции систем охлаждения лопаток турбин авиационных двигателей*. Самара, Самарский государственный аэрокосмический университет, 2020.
- [4] Anderson J.D. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York, McGraw-Hill Education, 2010.
- [5] Owen M.P. *Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology*. Boca Raton, CRC Press, 2016.