УДК 532.6

И.Ф. КРАВЧЕНКО, С.А. ХОМЫЛЕВ, П.П. ВАРВАРУК, Е.Л. ПИКА

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАТУРБИННОГО КАНАЛА ТРДД

Приведены некоторые результаты экспериментального и расчетного исследования течения в затурбинном канале авиационного двигателя. Рассматриваемый канал включает в себя проточную часть задней опоры турбины с раскручивающей решеткой и сопло внутреннего контура. Экспериментальные исследования проведены на полноразмерном двигателе. Определена аэродинамическая эффективность узла при нерасчетных условиях работы. Предложены мероприятия по усовершенствованию затурбинного канала с целью снижения потерь в нем и уменьшения закрутки потока на выходе из сопла внутреннего контура.

Ключевые слова: затурбинный канал, угол входа, потери полного давления, отрыв

Введение

Повышение аэродинамической нагруженности последних ступеней турбин приводит к увеличению закрутки потока на входе в затурбинный канал (ЗТК). Из теории двигателей известно, что небольшая закрутка потока (до 10 градусов) является оправданной, как с точки зрения КПД и размеров турбины, так и с точки зрения эффективности затурбинных устройств [1]. Если же закрутка потока более значительна, возникает необходимость в применении раскручивающей решетки (РР) компрессорного типа. Основное назначение РР - с минимальными потерями выпрямить поток для получения максимальной тяги сопла внутреннего контура или сопла двигателя (если имеет место смешение потоков). Очевидно, аэродинамическая эффективность ЗТК оказывает непосредственное и существенное влияние на экономичность двигателя.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального и расчетного исследования ЗТК авиационного двигателя, выполнен анализ течения в нем и предложены мероприятия по повышению его аэродинамической эффективности.

1. Объект исследования

Объектом исследования является ЗТК авиационного ТРДД с малой степенью двухконтурности и со смешением потоков. Рассматриваемый канал включает в себя проточную часть задней опоры турбины и сопло внутреннего контура (рисунок 1). Шесть стоек задней опоры выполнены «холодными», они размещены внутри профилированных обтекателей. Стойки имеют осевой навал против потока. Обтекатели стоек совместно с шестью промежуточными обтекателями образуют раскручивающую решетку компрессорного типа. Оба типа профилей в



Рис. 1. Схема препарирования затурбинного канала

[©] И.Ф. Кравченко, С.А. Хомылев, П.П. Варварук, Е.Л. Пика

решетке имеют постоянное по высоте сечение, одинаковые хорды, геометрические углы входа и выхода, но различаются величиной максимальной толщины (далее «толстая» и «тонкая» стойка). В результате чего, в решетке присутствует два типа каналов. В межлопаточных каналах расположены 12 штатных термопар.

Расчетный угол входа потока в РР составляет примерно 68 градусов и мало меняется на основных рабочих режимах. Геометрический угол входа профиля составляет 70 градусов, таким образом, решетка спроектирована под небольшой положительный угол атаки. Расчетный угол выхода из РР составляет 90 градусов. Приведенная скорость газа на входе в затурбинный канал составляет примерно 0,5 на основных расчетных режимах.

Геометрическая площадь среза сопла внутреннего контура на 6% больше площади на входе в затурбинный канал. Таким образом, рассматриваемый канал диффузорного типа.

Расчетный коэффициент восстановления полного давления в затурбинном канале на взлетном режиме на этапе проектирования составлял 0,977.

В ходе выполнения работы исследован затурбинный канал исходного профиля и различные варианты его аэродинамического усовершенствования путем изменения профилей обтекателей и трактовых образующих канала.

2. Экспериментальное исследование

Исследование течения в затурбинном канале проведено на полноразмерном двигателе, на стенде предприятия. В ходе экспериментальных работ выполнены замеры полного давления и полной температуры на выходе из ТНД радиальными гребенками (рисунок 1) в различном окружном положении; замер статических давлений на внутренней и наружной стенках канала перед и за стойками опоры, траверсирование потока на выходе из ТНД комбинированным приемником давления и температуры при помощи координатника поворота и погружения с определением углов и скорости потока по высоте канала; замер полного давления на выходе из стоек шаговыми гребенками в различных окружных и радиальных положениях. Кроме того, измерялись штатные параметры работы двигателя и дополнительные параметры потока, позволяющие определить условия работы ТНД и затурбинного канала. Замер параметров выполнялся с использованием автоматической системы регистрации. В процессе испытаний также выполнена визуализация потока на стенках канала термоиндикаторами плавления, что позволило получить дополнительную информацию о структуре течения в ЗТК.

В результате замера шаговыми гребенками получено поле полного давления на выходе из стоек и определены потери полного давления в канале. Замер показал, что за стойками поток имеет существенную окружную и радиальную неравномерность.

На рис. 2, для примера, показано распределение относительного полного давления вдоль шага решетки на среднем радиусе за «тонкой» стойкой в различных испытаниях. Стойки генерируют следы (провалы полного давления в средней части графика), интенсивность которых возрастает в направлении от среднего сечения к корню и к периферии.



Рис. 2. Относительное полное давление на выходе из «тонкой» стойки на среднем радиусе

На рис. З показано распределение коэффициента восстановления полного давления по высоте канала, рассчитанного как отношение осредненного полного давления, замеренного шаговой гребенкой в соответствующем сечении за стойкой, к осредненному полному давлению за ТНД. Из графика видно, что наибольшие потери давления происходят в нижней части стоек. Примечательно, что потери давления, замеренные за «тонкими» стойками оказались выше, чем за «толстыми», на большей части высоты канала.

По результатам испытаний также определено, что потери на стойках увеличиваются с уменьшением угла и увеличением приведенной скорости потока на выходе из ТНД, что соответствует теоретическим представлениям о работе ЗТК

Осредненное значение коэффициента восстановления полного давления в ЗТК на взлетном режиме составило (0,955...0,959), что примерно на 2 % меньше проектного значения. Чтобы объяснить причину этого отличия, проанализированы условия работы узлов двигателя с использованием результатов траверсирования потока за ТНД и математических моделей узлов.

Анализ показал, что на рассматриваемом этапе доводки двигатель имеет повышенную температуру



Рис. 3. Коэффициент восстановления полного давления за стойками опоры

газа. Вследствие этого ТНД работает с пониженной приведенной частотой вращения (примерно на 10%). Согласно расчетной характеристике ТНД это, в свою очередь, приводит к уменьшению угла и увеличению приведенной скорости выхода потока (в среднем на 8 градусов и 11 % соответственно).

На рис. 4 показано экспериментальное распределение по радиусу углов выхода потока из ТНД в различных окружных положениях. Из рисунка видно, что зависимость имеет подобный характер по всей окружности. Такое распределение углов обуславливает нерасчетное обтекание спрямляющей решетки. У корня положительные углы атаки на стойки могут достигать 15 градусов, в среднем сечении до (6...9) градусов, а на периферии получены отрицательные углы атаки до (-5...-9) градусов.

Осредненный угол потока на взлетном режиме составил около 63 градусов, а приведенная скорость потока 0,54. Таким образом, нерасчетные условия работы ТНД обусловили и нерасчетные условия работы затурбинного канала. Наличие углов атаки на стойки и увеличенная скорость потока на входе в ЗТК, по-видимому, и являются основными причинами повышенных потерь в нем. Для того, чтобы понять механизм возникновения дополнительных потерь, выполнено численное моделирование течения в ЗТК с использованием экспериментальных данных о структуре течения.

3. Расчетное исследование

Расчетное исследование затурбинного канала выполнено численным моделированием трехмерного течения идеального вязкого сжимаемого газа с применением различных CFD кодов. Ниже представлены результаты, полученные посредством программного комплекса *ANSYS CFX* [2, 3]. В расчетах использовались следующие параметры моделирования.

Расчетная область представляла собой сектор в 60 градусов и включала «толстую» и «тонкую» стой-



Рис. 4. Абсолютный угол выхода потока из ТНД в различных окружных положениях

ки, на боковых поверхностях действовали условия периодичности. Область описана структурированной гексаэдрической сеткой H-O типа с более 3 млн. ячеек. Пограничный слой описан 30 ячейками. Среднее значение параметра Y⁺ у стенок не превышало 10.

Расчеты проведены в стационарной постановке. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством k- ω (SST) модели Ментера [4]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности.

В качестве исходных данных для расчетов приняты эпюры полного давления, полной температуры и углов потока на входе и статическое давление на выходе из расчетной области, полученные осреднением по окружности экспериментальных данных, что в рассматриваемой задаче может быть значительным допущением.

На рис. 5, а показаны поверхностные линии тока на внутренней стенке рассматриваемого канала и на стойках со стороны спинки. На поверхности стоек и на трактовой поверхности хорошо видны следы интенсивных вихревых течений. Анализ результатов расчета показал, что течение имеет сложный пространственный характер. Нерасчетные углы на входе провоцируют возникновение отрывов потока на стойках. Для «толстой» стойки отрыв возникает в районе максимальной толщины профиля у корня и далее развивается вниз по потоку со смещением вверх по радиусу. На «тонкой» стойке поток отрывается у корня ближе к передней кромке. Далее отрыв интенсивно развивается вдоль обеих стенок канала и на выходе из стоек занимает около половины высоты стоек и больше половины шага решетки, обуславливая большие потери полного давления в этой области. Отрывные зоны «затеняют» проходное сечение канала, оттесняя поток к корытцу соседней стойки и вверх по радиусу.

Согласно расчету «тонкая» стойка оказалась менее устойчивой к нерасчетным углам натекания, потери на ней оказались больше, что подтверждается и экспериментом.



Рис. 5. Линии тока на поверхностях ЗТК исходного (а) и модернизированного (б) профиля

На рис. 6 представлено расчетное распределение коэффициента восстановления полного давления в ЗТК по высоте канала. Данная картина имеет качественное согласование с экспериментом в том, что наибольшие потери полного давления получены в нижней части канала. Как было сказано, они обусловлены отрывом потока на стойках.

Расчетный осредненный коэффициент восстановления полного давления в ЗТК составил 0,974. Осреднение давлений выполнено по площадям, что в большей степени соответствует обработке экспериментальных данных. Расчетные потери полного давления оказались меньше экспериментальных.

Отличие расчетных данных от эксперимента можно частично объяснить следующим. Во-первых, расчетная модель существенно упрощена, относительно реального течения в ЗТК. Как указано выше, предыстория потока здесь учтена частично. Напри-

1,0 0,8 0,6 0,6 0,4 0,4 0,2 0,0 0,85 0,90 0,95 1,00 1,05

Рис. 6. Коэффициент восстановления полного давления за стойками опоры: сплошная линия – исходный профиль, пунктирная – модернизированный профиль

мер, не учтена окружная неравномерность потока, наличие вращающегося РК ТНД вверх по потоку и др. Во-вторых, известно, что интенсивные отрывные течения являются нестационарными, поэтому стационарные решения для них не всегда существует. При значительных отрывных явлениях используемая в данной работе модель течения может зафиксировать наличие отрывов потока, но точная оценка количественных характеристик (например, коэффициента потерь) затруднена. Это обусловлено неадекватным моделированием турбулентности при описании такого рода процессов. Тем ни менее, даже такая постановка задачи позволяет выявить «проблемные зоны» течения, разобрать их структуру и дать некоторую количественную оценку. Значит, такой подход может быть использован для сравнительных расчетов.

На рис. 7 показано распределение угла потока на входе и выходе из ЗТК.



Рис. 7. Геометрические и газовые углы решетки:
1 – газовый угол входа, 2, 3 – газовый угол выхода,
4, 5 – геометрический угол входа;
сплошная линия – исходный профиль,
пунктирная – модернизированный профиль

Описанный выше характер течения приводит к тому, что раскручивающая решетка работает не эффективно и на срезе сопла внутреннего контура имеется остаточная закрутка потока в среднем около -10 градусов (локально – до -25 градусов).

Таким образом, рассмотренный затурбинный канал имеет существенный потенциал для повышения аэродинамической эффективности, как путем снижения потерь полного давления, так и путем выравнивания потока. С этой целью были проведены расчетно-конструкторские работы по усовершенствованию геометрии ЗТК.

На рис. 8 пунктирными линиями схематично показаны различные направления поиска оптимальной конструкции ЗТК. Усовершенствование конструкции проводилось, в первую очередь, в направлении устранения (или уменьшения) углов атаки на решетку по всей высоте. Далее, выравнивался поток на выходе из решетки. Для этого рассматривалось увеличение густоты решетки (путем изменения осевой хорды) и индивидуальное профилирование выходной кромки (угол выхода, угол отгиба) для каждого рассматриваемого сечения. В результате такого профилирования получена оригинальная форма модернизированных стоек с переменными по высоте углами входа и выхода и шириной решетки.

В ходе модернизации варьировалась также форма трактовых образующих ЗТК с целью получения более рационального изменения площади вдоль оси канала и формирования более благоприятной структуры потока на срезе сопла внутреннего контура.

Основные результаты аэродинамического усовершенствования ЗТК показаны на рис. 5, б, 6 и 7. Из рис. 5 видно, что в модернизированной решетке отсутствуют крупные вихревые течения. Вероятный отрыв потока удалось оттянуть и локализовать у выходной кромки стоек. Линии тока на внутренней стенке канала за решеткой имеют более определенную структуру и направление.

На рис. 6 видно, что потери полного давления в нижней части канала стали существенно меньше. Среднее значение коэффициента восстановления полного давления составило 0,99, что на 1,6 % больше, чем в исходном профиле. Хотя это снижение потерь все еще меньше требуемого для получения проектного значения, оно уже может быть ощутимым для двигателя в целом. Кроме того, анализ течений показал, что основной потенциал повышения эффективности ЗТК реализован и дальнейшее снижение потерь в нем представляется затруднительным.

Из рис. 7 следует, что новая решетка позволила приблизить поток к осевому направлению по всей высоте канала. Среднемассовый угол потока на срезе сопла составляет 89 градусов, а его локальное отклонение от оси не превышает (-4...+6) градусов.

Таким образом, согласно расчету основные цели усовершенствования ЗТК достигнуты. Однако, с учетом сказанного выше расчетные данные должны быть обязательно подтверждены экспериментально. Поэтому для проверки эффективности принятых решений модернизированная проточная часть прошла конструкторскую и технологическую проработку, запланировано изготовление материальной части и проведение сравнительных испытаний двигателя с замером параметров потока в затурбинном канале.

Заключение

Выполнено расчетно-экспериментальное исследование течения в затурбинном канале авиационного двигателя, которое позволило определить его аэродинамические характеристики. Выявлено, что реальная эффективность канала ниже проектной из-за нерасчетных условий его работы, а именно, нерасчетных углов и приведенной скорости потока газа на выходе из турбины. Выполнено сопоставление расчетных и экспериментальных данных, которое показало удовлетворительное согласование с учетом сделанных допущений в численном моделировании. На основе полученных результатов предложены мероприятия по повышению аэродинамической эффективности затурбинного канала, путем перепрофилирования обтекателей стоек опоры и изменения формы меридионального сечения проточной части.



Рис. 8. Схема модернизации геометрии ЗТК

Проведенная работа показала, что, несмотря на существенный прогресс в численном моделировании течений, экспериментальные исследования остаются все еще определяющими при проектировании узлов авиадвигателей. Для получения наилучших результатов проектирования необходимо применять разумное сочетание расчетных и экспериментальных методов исследований.

Благодарности

Авторы выражают благодарность ведущему конструктору А.С. Нечипоренко, ведущим инженерам Ю.А. Фокину, Ю.П. Кухтину, инженерам-конструкторам А.М. Карпенко, А.В. Люсиной за активное участие в экспериментальных и расчетных исследованиях.

Литература

 Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1 [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М., Машиностроение, 1977. – 312 с. 2. ANSYS CFX-Pre User's Guide, Release 13.0 [Электронный ресурс]. – ANSYS, Inc., 2010. –344 р. – Режим доступа: ftp://ftp.stru.polimi.it/incoming/ Mirzazadeh/cfx%20docs/cfx_pre.pdf. – 12.02.2013 г.

3. ANSYS CFX Tutorials, Release 13.0 [Электронный pecypc]. – ANSYS, Inc., 2010. – 636 р. – Режим доступа: ftp://ftp.stru.polimi.it/incoming/ Mirzazadeh/cfx%20docs/cfx_tutr13.pdf. – 12.02.2013.

4. Menter, F.R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F.R. Menter // AIAA J. – 1994. – V. 32, N_{2} 11. – P. 1299–1310.

Поступила в редакцию 02.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник С.В. Ершов, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАТУРБІННОГО КАНАЛУ ТРДД

І.Ф. Кравченко, С.О. Хомилєв, П.П. Варварук, Є.Л. Піка

Наведено результати експериментального та розрахункового дослідження течії у затурбінному каналі авіаційного двигуна. Канал, що розглянуто, складається з проточної частини задньої опори турбіни, що містить випрямляючу решітку, та сопло внутрішнього контуру. Експериментальні дослідження проведено на повнорозмірному двигуні. Визначено аеродинамічну ефективність вузла в умовах, що відрізняються від розрахункових. Запропоновано заходи удосконалення затурбінного каналу з метою зниження втрат у ньому та зменшення закрутки потоку на виході з сопла внутрішнього контуру.

Ключові слова: затурбінний канал, кут входу, втрати повного тиску, відрив.

THE NUMERICAL AND EXPEREMENTAL RESEARCH OF TURBINE EXHAUST DUCT OF TURBOFAN ENGINE

I.F. Kravchenko, S.A. Khomylyev, P.P. Varvaruk, E.L. Pika

The results of numerical and experimental research of flow in the turbine exhaust duct of turbofan aero engine are presented. The duct includes the turbine support flow path with outlet guide vane and internal contour nozzle. Experiments were carried out on full-scale engine. The aerodynamic efficiency of duct in off-design conditions detected. The arrangements to improve of the turbine exhaust duct with purpose decrease of losses and increase of exit flow angle are suggested

Key words: turbine exhaust duct, inlet angle, total pressure losses, separation.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, Генеральный конструктор, руководитель предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Хомылев Сергей Александрович – ведущий конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com, s.a.khomylev@gmail.com.

Варварук Петр Петрович – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.

Пика Елена Леонидовна – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.