

УДК 621.438-762

Ю.А. Зеленый, В.Н. Денисюк, О.А. Петрова, И.В. Бережная*ГП “Ивченко-Прогресс”, Украина*

ДАЛЬНЕЙШАЯ МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК СОПЛОВОГО АППАРАТА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25ТЛ

Рассмотрены вопросы возможности улучшения теплового состояния внутренней бандажной полки лопаток соплового аппарата первой ступени турбины двигателя АИ-25ТЛ с целью повышения их работоспособности и ресурса. Выполнены расчетные оценки по возможности реализации мероприятий, направленных на снижение температуры внутренней полки и ее температурной неравномерности. Проведена экспериментальная проверка при испытаниях на полноразмерном двигателе, путем сравнительного термометрирования лопатки с исходной системой охлаждения и при введении дополнительного мероприятия по модернизации ее системы охлаждения.

Лопатка соплового аппарата, бандажная полка, температура, температурная неравномерность поля газа, термометрирование, датчики ИМТК, модернизация, система охлаждения, двигатель, турбина

Введение

Двухконтурный турбореактивный двигатель (ДТРД) АИ-25ТЛ, разработки 60-х годов и выпускаемый серийно с 1973 года установлен на учебно-тренировочный самолет (УТС) Л-39.

Самолет Л-39 предназначен для первоначального обучения летного состава, что формирует определенные особенности эксплуатации его силовой установки.

В процессе эксплуатации двигателя АИ-25ТЛ, при осмотрах, и при его ремонтах, выявлены дефекты лопаток соплового аппарата (СА) первой ступени турбины, заключающиеся в окислениях и подгарах элементов профиля пера и полок.

На двигателе уже введены проверенные сравнительным термометрированием мероприятия, по улучшению температурного состояния профиля пера [1]. Однако продолжают проявляться дефекты на внутренней полке сопловых лопаток, выражающиеся в коррозийно-эрозионном износе и прогарах. Особенно это проявляется при эксплуатации самолета в условиях тропического климата.

Причиной таких дефектов может быть совокупность различных факторов, один из которых недостаточная стабильность и повышенная температура газа на выходе из камеры сгорания в пристеночных зонах у внутренней полки на входе в СА.

С целью улучшения работоспособности полок лопаток СА разработаны специальные конструктивно технологические мероприятия, снижающие их повреждаемость.

Одним из мероприятий является мероприятие, направленное на снижение температуры внутренней полки за счет более эффективного ее охлаждения.

1. Концепция исследований

Анализ существующей конструкции лопаток СА 1 ступени, ее системы охлаждения, выявляемых дефектов за время эксплуатации двигателя и особенностей технологии ремонта позволил найти решения, позволяющие устранить или снизить дефекты на внутренней полке.

Одно из таких решений, это снижение температуры внутренней полки лопаток СА 1 ступени за счет более эффективного ее охлаждения.

Предполагается введение дополнительного пленочного охлаждения за счет выдува воздуха на внутреннем корпусе на входе в СА.

Однако такой дополнительный выдув воздуха может изменить радиальную эпюру температурного поля газа на выходе из камеры сгорания, температурное состояние и прочность деталей и узлов турбины, находящихся дальше по газовому потоку.

С целью проверки правильности и оценки эффективности выбранного мероприятия, были проведены специальные испытания, позволяющие оценить влияние дополнительного выдува на температурное состояние внутренних полок лопаток СА 1 ступени, рабочих лопаток 1 ступени и на температурное поле газа на выходе из камеры сгорания.

Испытания проводились на полноразмерном двигателе собранном в исходном профиле и в профиле с предлагаемым мероприятием.

2. Содержание и результаты исследований

Для проверки эффективности и количественной оценки предлагаемого мероприятия, выполнялся анализ существующих конструкций.

Проведены гидравлические расчеты для определения расхода выдуваемого воздуха и геометрии отверстий выдува и их окружного расположения.

Цель такого анализа и расчета заключается в обеспечении дополнительного выдува таким образом, чтобы улучшить температурное состояние внутренних полок СА 1 ступени, не ухудшая при этом температурное состояние рабочих лопаток и температурное поле газа на входе в турбину.

Для этого на двигателе выполнялись специальные доработки и препарировка для измерения:

- температурного поля газа на входе в турбину;
- температурного состояния внутренних полок лопаток СА 1 ступени;
- температурного состояния рабочих лопаток 1 ступени;
- температурного состояния наружного и внутреннего корпусов СА 1 ступени.

Измерения температуры на внутренней полке лопаток соплового аппарата 1 ступени, профиля пера рабочих лопаток 1 ступени и температурного поля газа на выходе из камеры сгорания выполнялись датчиками ИМТК в соответствии с технологией, отработанной на предприятии.

Для оценки температурного состояния внутреннего и наружного корпусов соплового аппарата наносились многопереходные термокраски.

Испытания проводились по специальной программе в два этапа, на двигателе в исходном профиле и на том же двигателе, но с выполненными доработками. Узел камеры сгорания при этом не разбирался. Программа испытаний была построена с учетом применяемых средств измерения температур - датчики ИМТК и термокраски.

Схемы препарировки деталей турбины представлены на рисунках 1-3:

- лопаток соплового аппарата для измерения температурного поля газа на рис. 1;
- внутренних полок лопаток СА 1 ступени на рис. 2;
- рабочих лопаток 1 ступени на рис. 3.

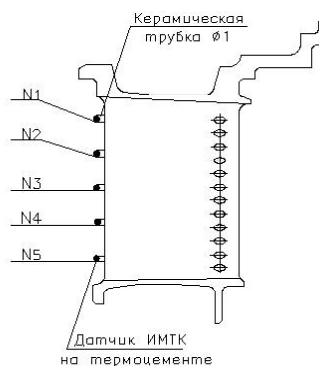


Рис. 1. Схема препарировки лопаток СА1 ступени турбины для измерения температурного поля газа

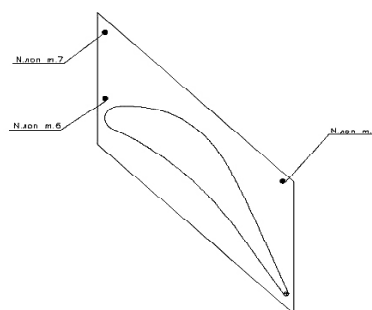


Рис. 2. Схема препарировки внутренних полок лопаток СА1 ступени турбины

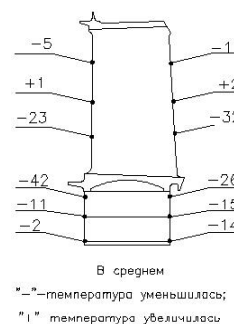


Рис. 3. Схема препарировки рабочих лопаток 1 ступени турбины и изменение ее температурного состояния

В результате проведенных испытаний получено измеренное температурное поле газа на выходе из камеры сгорания на максимальном режиме работы двигателя.

Измеренное температурное поле пересчитано и приведено в относительном виде:

$$\theta_{РАД} = (T_{Г\text{ СР }Г}^* - T_{К}^*) / (T_{Г\text{ СР }Г}^* - T_{К}^*);$$

$$\theta_{ОКР} = (T_{Г\text{ МАХ }Г}^* - T_{К}^*) / (T_{Г\text{ СР }Г}^* - T_{К}^*), \text{ где}$$

T_K^* – температура воздуха за компрессором высокого давления;

$T_{Г\text{СР}}^*$ – средняя температура газа на входе в СА 1 ступени по всем точкам измерения;

$T_{Г\text{СР}i}^*$ – средняя замеренная температура газа в i -том поясе;

$T_{Г\text{МАХ}i}^*$ – максимальная температура газа в i -том поясе.

Пересчет радиальной эпюры проводился с учетом экстраполяции замеренных температур до полков соплового аппарата и интерполяции результатов измерений по равновеликим площадям.

Радиальная и окружная температурные неравномерности камеры сгорания для исходного варианта и для варианта с дополнительным выдувом воздуха представлены на рис. 4.



Рис. 4. Относительные радиальная и окружная неравномерности температурного поля камеры сгорания

Измерено температурное состояние внутренних полков лопаток СА 1 ступени турбины исходного двигателя и при введении дополнительного охлаждения.

Величина снижения температуры внутренней полки в точках измерения приведена на рис. 5.

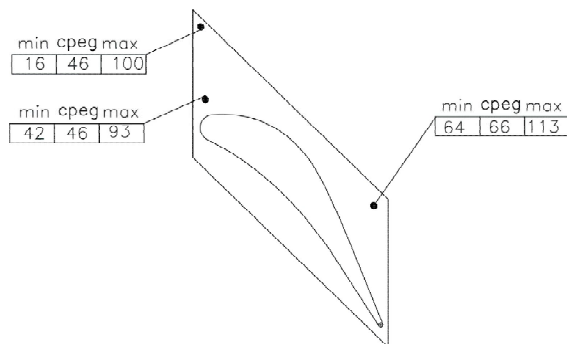


Рис. 5. Снижение температуры внутренней полки лопаток СА 1 ступени при введении дополнительного охлаждения

Получено температурное состояние хвостовика и профиля пера рабочей лопатки 1 ступени в исходном профиле и при введении дополнительного охлаждения полков СА 1 ступени.

Введение дополнительного выдува воздуха для охлаждения внутренней полки СА 1 ступени турбины приводит к:

- снижению температуры внутренней полки сопловых лопаток первой ступени турбины на 16...113 °С (рис. 5);

- снижению температуры хвостовика рабочей лопатки 1 ступени турбины на 2...42 °С;

- снижению температуры пера в корневом сечении рабочей лопатки 1 ступени турбины на 23...32 °С;

- температура в среднем и периферийном сечениях пера рабочей лопатки 1 ступени турбины практически не изменилась (рис. 3);

- радиальная эпюра температурного поля газа на входе в турбину практически не изменилась (рис. 4), наблюдается незначительное улучшение у внутренней полки;

- окружная эпюра температурного поля газа на входе в турбину улучшилась, особенно у внутренней полки.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- выдув дополнительного воздуха не привел к ухудшению температурного поля газа на входе в турбину;

- температурное состояние рабочей лопатки 1 ступени турбины в среднем сечении и на периферии осталось практически неизменным, а в корневом сечении снизилось на 23...32 °С;

- снизилось температурное состояние хвостовика и замка рабочей лопатки;

- улучшилась окружная температурная неравномерность внутреннего корпуса соплового аппарата первой ступени.

Данное мероприятие может быть внедрено при ремонте методом доработки имеющейся матчасти.

Заключение

Анализ выполненных расчетно-экспериментальных работ показывает, что предлагаемое мероприятие по снижению температуры внутренней полки соплового аппарата 1 ступени турбины, привело к положительному результату.

Введение дополнительного охлаждения внутренних полков не приводит к ухудшению температурного поля газа на выходе из камеры сгорания и температурного состояния рабочих лопаток 1 ступени турбины.

Рекомендовать внедрение дополнительного охлаждения внутренних полков лопаток СА 1 ступени в конструктивный профиль двигателя.

Перечень ссылок

1. Модернизация системы охлаждения лопаток соплового аппарата первой ступени турбины двигателя АИ25ТЛ/ Ю.А. Зеленый, В.Н. Дени-

сюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2004. – № 7(15).
Конструкция и прочность – С. 111–113.

Поступила в редакцию 01.06.2010 г.

Yu. A. Zelyony, V.N. Denisyuk, O.A. Petrova, I.V. Berezhnaya

**FURTHER UPGRADING OF COOLING SYSTEM FOR AI-25TL ENGINE
TURBINE STAGE 1 N.G.VS**

Розглянуті питання можливостей покращання теплового стану внутрішньої бандажної полиці лопаток соплового апарату першого ступеня турбіни двигуна АИ-25ТЛ з метою підвищення їх працездатності і ресурсу. Виконані розрахункові оцінки про можливості реалізації заходів, направлених на зниження температури внутрішньої полиці та її температурної нерівномірності.

Проведена експериментальна перевірка при випробуваннях на повнорозмірному двигуні шляхом порівняльного термометрування лопатки з початковою системою охолодження і при введенні додаткових заходів по модернізації її системи охолодження.

Лопатка соплового апарату, бандажна полиця, температура, температурна нерівномірність поля газу, термометрування, датчики МТК, модернізація, система охолодження, двигун, турбіна

The problems related to a possible improvement of thermal state of inner shroud of the AI-25TL turbine stage 1N.G.Vs performed to extend their service life and serviceability have been studied. Calculation assessment of the possibilities to implement procedures aimed at reduction of temperature and temperature non-uniformity of the inner shroud was performed. Experimental check was completed during the tests on a full-size engine by applying a comparative thermomentering of parts featuring an original cooling system and at introducing an additional procedure of upgrading a cooling system.

N.G.V., shroud, temperature, gas field temperature non-uniformity, thermomentering, sensors of crystal maximum temperature metering unit, upgrading, cooling system, engine, turbine