

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

© 2006 Е.Л. Михеенков

Самарское конструкторское бюро машиностроения

В статье приводятся сведения о проявлении дефекта охлаждения сопловых лопаток I ступени турбины силовой установки и комплексе мероприятий по обеспечению требуемого уровня надежности работы этого узла и двигателя в целом. Предложены мероприятия по устранению причин прогара лопаток первого соплового аппарата турбины.

Одним из основных элементов высокотемпературных газовых турбин, оказывающих существенное влияние на показатели безотказности двигателя в целом, являются лопатки первых ступеней турбин.

В статье приводятся сведения о проявлении дефекта охлаждения сопловых лопаток I ступени турбины силовой установки и комплексе мероприятий по обеспечению требуемого уровня надежности работы этого узла и двигателя в целом.

Порядок исследования и устранения дефектов работы лопаток турбины соответствовал системе борьбы с дефектами, разработанной под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова.

Дефект прогара лопаток I соплового аппарата (ИСА) произошел в полете и был воспроизведен в ходе стендовых периодических испытаний. Результатом прогара лопаток ИСА стало разрушение рабочих лопаток I ступени турбины, что было выявлено в полете по росту уровня вибраций. Двигатель был отключен в полете. Повторение дефекта произошло и в ходе периодических испытаний на стенде комиссионного изделия, подтверждавшего надежность работы партии двигателей в эксплуатации. В соответствии

с требованиями обеспечения надежности был оформлен межведомственный план работ по исследованию и устранению дефекта.

Комплекс исследований охватывал не только доводку охлаждения лопаток ИСА, но и оценку характеристик температур газов на стенде и в условиях эксплуатации.

Причина и характер разрушения рабочей лопатки стал понятен уже при осмотре через лючки эндоскопом сопловых и рабочих лопаток турбины высокого давления. Начало разрушения шло от разгара материала лопаток первого соплового аппарата. В развитой фазе происходило разрушение тела лопатки и дефлектора охлаждения. Подвод охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам первой ступени турбины осуществлялся от того же канала, что и на сопловые лопатки. После прогара дефлектора горячий газ попадал в систему охлаждения рабочих лопаток, и через какое-то время происходил обрыв рабочей лопатки.

Прогар лопаток ИСА на обоих изделиях имел место в одном и том же месте по окружности.

Характер начала разгара лопаток ИСА приведен на рис.1.

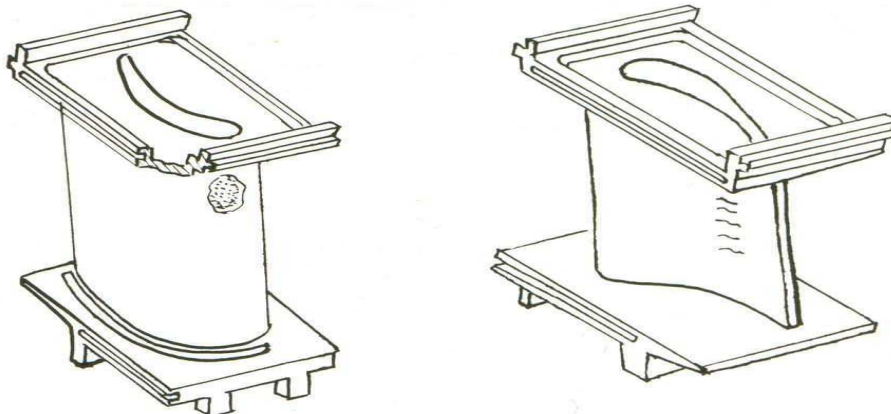


Рис.1. Состояние лопаток I соплового аппарата

Причиной местного повышения окружающей неравномерности температур газа являлся газовый след пониженного давления из-за наличия толстого ребра средней опоры в компрессоре, через которое осуществляется привод основных масляных и топливных агрегатов. Газодинамическим расчетом угла закрутки потока воздуха в компрессоре высокого давления получили совпадение расположения следа пониженного давления с расположением места повышенной окружающей неравномерности температуры газа.

Таким образом, для устранения причины дефекта разгара лопаток ИСА предстояло исследовать и отработать мероприятия по:

- изучению поведения характеристик полей температурной неравномерности газа на входе в турбину высокого давления по режимам на стенде и в полете;

- обеспечению возможности повлиять на окружающую неравномерность путем перестановки топливных форсунок камеры сгорания;

- обеспечению повышения эффективности охлаждения тела лопаток ИСА;

- подтвердить стендовыми длительными испытаниями эффективность разработанных мероприятий.

Были изготовлены на базе первого и второго сопловых аппаратов термогребенки с замером температур газа в 5 точках по высоте тракта. Необходимо сказать, что внутри лопаток второго соплового аппарата расположены приемники замера температур газа, участвующие в регулировании режима работы двигателя. Штатные термопары расположены на одном поясе по высоте лопатки через одну по всей окружности. Число лопаток 2 соплового аппарата - 72, число штатных термопар - 34. Штатные термопары объединены в два жгута - практически от верхней и нижней половин соплового аппарата. Была исследована возможность подключения термопар верхней половины к переносному потенциометру - ЭПП. Было показано, что оставшийся сигнал от нижней половины термопар обеспечивал возможность регулирования двигателя, что позволило во время эксплуатации при гонке дви-

гателей на земле производить замер характеристик окружающей неравномерности температур газа. Замеры температур газов подтвердили воспроизводимость расположения окружающей неравномерности температуры газа по замерам на входе в первый и второй сопловые аппараты по всем сечениям по высоте тракта. Имелась также предсказанная газодинамическим расчетом окружающая закрутка места расположения повышенной окружающей неравномерности температуры газов от входа в турбину высокого давления к входу в турбину низкого давления.

Из теории горения в камере сгорания известно, что характеристики температурных полей на выходе из камеры сгорания при отнесении к разности температуры газа на входе в турбину высокого давления и температуры воздуха за компрессором ВД сохраняют неизменными относительные величины в широком диапазоне режимов работы двигателя по  $T_n$  (температуре окружающей среды на входе в двигатель).

В эксплуатации на нескольких двигателях в течение полугодия набиралась статистика температур по замеру окружающей неравномерности при гонке на земле с помощью ЭПП при подключении ШР от верхней половины штатного замера температуры газов. Характер окружающей неравномерности температуры газа хорошо воспроизводился по измерениям, выполненным при проведении сдаточных и контрольных испытаний двигателей на стенде. Относительная величина окружающей неравномерности хорошо стыковалась с теоретическими предсказаниями. В зоне поддержания программой регулирования постоянной температуры газа в полете температура воздуха за компрессором растет с увеличением числа  $M$  полета. Это приводит к уменьшению разности температур на входе в турбину и на выходе из компрессора, и следовательно, к снижению окружающей неравномерности температуры газа.

Характер соответствия температур газа по замерам вторым сопловым аппаратом-гребенкой и по штатным термопарам показан на рис.2

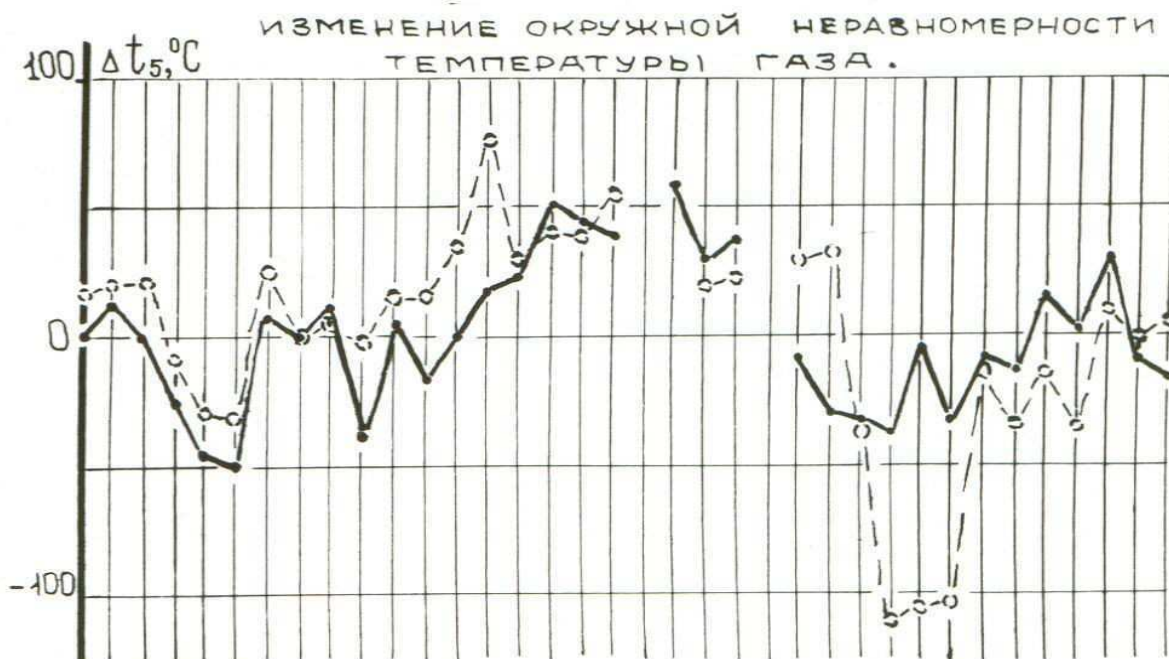


Рис.2. Сравнение поля температур газов на входе в турбину низкого давления. Пунктиром показаны замеры температур газа гребенкой, сплошной линией – замер штатными термопарами

Некоторое различие температур газа объясняется тем, что штатные термопары расположены внутри лопаток, а не находятся в потоке газа, как это выполнено на II сопловом аппарате-гребенке.

Видно, что термопары, расположенные слева, показывают более высокий уровень температуры газов. Именно в этой зоне и располагаются прогоревшие лопатки I соплового аппарата турбины. Кстати, имеется еще одно характерное место уже с пониженным уровнем окружающей неравномерности. Это место соответствует расположению штуцера подвода топлива и, соответственно, отсутствию двух топливных форсунок.

Основным мероприятием по повышению надежности работы лопаток ИСА следует считать перераспределение охлаждающего воздуха с целью направленного улучшения охлаждения лопаток по всему профилю.

Зоны пониженной эффективности охлаждения лопаток видны на рис.1. Схема охлаждения лопаток ИСА турбины высокого давления - конвективная, с вставным дефлектором. Воздух из внутренней полости дефлектора через отверстия в передней части дефлектора натекает на внутреннюю поверхность лопатки. В этой зоне имеются

ребра, повышающие эффективность охлаждения. После охлаждения входной кромки лопатки воздух разделяется на два канала, образованных внутренними стенками лопатки и дефлектором. Характер распределения потоков охлаждающего воздуха вдоль спинки и корытца лопатки определяется гидравлическими сопротивлениями вдоль каналов по спинке и корытцу. Картина распределения потоков осложняется фактом наличия «душевого» охлаждения вдоль каналов охлаждения. Введение поперечных струй воздуха по длине каналов охлаждения повышает турбулентность потока и соответственно эффективность охлаждения лопаток.

На рис. 1 видно, что в улучшении охлаждения нуждается зона перехода от радиуса входной кромки к профилю спинки. Разгары лопаток происходили только в одном сечении по высоте лопатки, что объясняется характером эпюры температур газов по высоте тракта, поэтому интенсификация охлаждения требовалась в верхней части лопаток.

На рис. 1 видно еще одно место – расщепление тела лопаток в зоне выходной кромки лопаток. Сетка трещин совпадала с расположением в выходной кромке дефлек-

тора круглых каналов, образованных выштамповками материала дефлектора типа трубочек. Их назначение – подача свежего охлаждающего воздуха в зону выходной щели. Как известно именно в зоне выходной кромки лопаток в пограничном слое газового потока происходит потеря устойчивости слоя, и течение переходит в турбулентный режим, что вызывает локальное повышение

коэффициента теплоотдачи со стороны газа. Соответственно, со стороны охлаждающего воздуха нужно принимать меры по интенсификации процессов теплообмена.

На рис.3 показаны исходное состояние эффективности охлаждения лопаток и ее изменение за счет внедрения мероприятий по повышению эффективности охлаждения профиля лопаток ИСА.

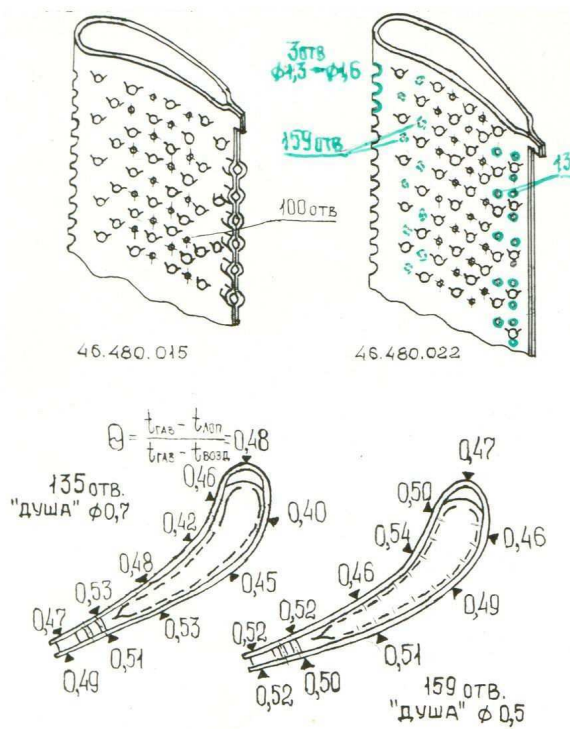


Рис.3. Изменение геометрии дефлектора и эффективности охлаждения лопаток ИСА

Внедренные мероприятия по повышению эффективности охлаждения профиля лопатки исключили в дальнейшем разгар материала лопаток ИСА.

Дополнительными мероприятиями можно считать селективный подбор топливных форсунок камеры сгорания, расположенных в зоне следа пониженного давления за компрессором ВД с меньшим расходом топлива. Аналогично селективно отбирались лопатки ИСА в зоне расположения повышенного уровня окружной неравномерности с более высокой пропускной способностью при продувке вновь собранных лопаток.

Проведенные работы позволили полностью исключить дефект повреждения сопловых лопаток ИСА турбины ВД.

Хочется вкратце остановиться на системе работы над дефектами, разработанной

под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова.

При первых проявлениях понижения работоспособности деталей и узлов двигателей, разрабатываемых в опытном конструкторском бюро или находящихся в серийном производстве, ответственному за узел отделу открывалась карта дефекта. Этот отдел разрабатывал план работ по устранению дефектов. Работа начиналась сразу с подключением всех необходимых подразделений. При проявлении дефекта в эксплуатации или после прохождения периодических (комиссионных) испытаний серийных изделий, как правило, уже были если не полностью готовые мероприятия, то серьезные наработки в направлении устранения дефектов. При проявлении дефекта в эксплуатации конструкторскому бюро, занимающемуся доводкой по надежности серийно выпускаемых двига-

телей (таких как Самарское конструкторское бюро машиностроения) требовалась разработка мероприятий:

- для серии;
- для ремонта;
- для эксплуатации.

Мероприятия *для серии* включали разработку изменения конструкции, материалов и технологии изготовления деталей и узлов по исключению проявления дефекта и подтверждение их длительными стендовыми испытаниями.

Мероприятия *для ремонта* определяли необходимые изменения геометрии деталей и узлов, материалов или технологии изготовления при ремонте двигателей.

Мероприятия *для эксплуатации* должны были обеспечить эксплуатацию двигателей, не имеющих пока мероприятий по обеспечению безотказной работы двигателей. Одно из направлений – обеспечение контроля состояния деталей до достижения предотказного состояния, после чего необходимо было производить обязательный съем двигателя, даже если отказов на нем не было. Досрочный съем двигателей отражался на показателях безотказности по итогам эксплуатации за год. При наличии высоких уровней наработки двигателей в 70-80-е годы после замены всей партии дефектных двигателей показатели безотказности быстро восстанавливались.

## **ENSURING THE RELIABILITY OF THE NOZZLE GUIDE VANE OPERATION OF THE 1<sup>st</sup> STAGE OF HIGH-TEMPERATURE GAS TURBINE**

© 2006 E.L. Mikheyenkov

Samara Machine-Building Design Bureau, J.S.C

The early stage vanes are among the major components of the high-temperature gas turbines that have significant influence on the failure-free operation parameters of the engine as a whole.

The article deals with the data on the occurrence of cooling defect of the nozzle guide vanes of the 1<sup>st</sup> stage of the turbine of the engine unit of the supersonic aircraft, as well as with the set of actions to ensure the required level of reliability of operation for this particular unit and for the engine as a whole.