

УДК 621.452.3

О ПРОБЛЕМЕ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА ГТД ПРИ КОНВЕРТИРОВАНИИ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В НАЗЕМНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ

Х. С. ГУМЕРОВ¹, Р. Р. НИГМАТУЛЛИН²

¹ profgumerov@yandex.ru, ² nrr81@bk.ru

¹ ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

² Шаранское ЛПУМГ ООО «Газпром трансгаз Уфа»

Поступила в редакцию 2 марта 2014 г.

Аннотация. Рассматриваются два типа конвертированных ГТД для применения в наземной энергетической установке. Описываются проблемы и пути повышения ресурса. Сравниваются параметры рабочего процесса приводов энергоустановок, конвертированных из авиационного и корабельного ГТД.

Ключевые слова: ГТД; ТВД; ресурс; надежность.

Рассматриваются два типа энергетических установок:

- для привода газоперекачивающих агрегатов (ГПА)
- для комплексного производства электрической и тепловой энергии (ГТЭ)

Для обоих типов назначенный ресурс должен составлять не менее 100000 ч, межремонтный ресурс – 25000 ч.

Надежность определяется наработкой на отказ более 3500 ч.

Одной из предпосылок увеличения ресурса при конвертировании является довольно ограниченное число пусков (циклов работы). В так называемом базовом режиме при годовой наработке свыше 6000 ч число пусков определяется порядком 20–100 пусков (до 300 ч непрерывной работы на пуск).

Число пусков (циклов работы) сокращается, практически, на 2 порядка. По опыту конвертирования некоторых двигателей одно это обстоятельство позволяет увеличить ресурс на порядок (например, с 1000 до 10000 ч).

Однако достижение заданных ресурсов и надежности требует проведения достаточно большого объема переделок (собственно конвертирования) для повышения как длительной статической, так и малоцикловой прочности.

Длительная статическая прочность частично увеличивается за счет снижения параметров нагружения основных элементов двигателя, осо-

бенно элементов горячей части: снижения температуры газа перед турбиной и снижения частоты вращения ротора двигателя.

Когда вышеуказанные факторы оказываются недостаточными для выполнения требований по ресурсу и надежности, встает вопрос об изменении конструкции отдельных узлов и деталей. Могут потребоваться серьезные схемные изменения. К числу таких решений можно отнести выполнение турбины высокого давления не в одноступенчатом, а в двухступенчатом варианте.

При одинаковой нагрузке в двухступенчатой турбине, теоретически, можно вдвое снизить окружную скорость, так как удельная работа, согласно уравнению Эйлера, $W = U \cdot \Delta C_U$, где U – окружная скорость, пропорциональная частоте вращения и диаметру турбины —, — изменение окружной составляющей скорости на рабочем колесе.

В качестве предмета исследования, анализа предпосылок достижения большого ресурса, приняты два газотурбинных привода одинаковой номинальной мощности 10 МВт. Оба выполнены по трехвальной схеме.

Первый привод конвертирован из авиационного двигателя, а второй – из корабельного.

Вследствие более высоких требований по габаритам и массе первый двигатель имеет меньший расход воздуха и, следовательно, диаметр входа в компрессор $D_{вх} = 0,678$ м, более высо-

кую температуру газа перед турбиной и одноступенчатую турбину высокого давления (рис. 1).

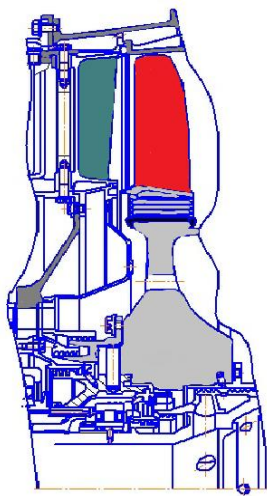


Рис. 1. Одноступенчатая турбина высокого давления двигателя ГТЭ 10/95

Окружная скорость ТВД составляет $U = 300$ М/с. Расход воздуха второго двигателя на 25% больше, соответствен, и диаметр на входе в компрессор $D = 1010$ мм.

При незначительных отличиях в нагрузке турбины высокого давления (степени повышения давления в компрессорах высокого давления 2,5 и 2,7 соответственно) на втором двигателе ТВД выполнена двухступенчатой. Тогда представляется возможность снизить частоту вращения ротора высокого давления до 7377 об/мин по сравнению с 9913 об/мин у первого двигателя.

В предпроектных, ориентировочных расчетах напряженно-деформированное состояние рабочей лопатки турбины характеризуется параметром $\Pi = A \cdot n^2$, где A – ометаемая площадь на входе в рабочее колесо турбины. По этому параметру двигатель с двухступенчатой турбиной высокого давления (рис. 2) характеризуется значительно меньшей величиной. Сравнение параметров и критерия оценки прочности лопаток турбины высокого давления, газотурбинных приводов энергоустановок ГТЭ 10/95 и ДР59Л приведено ниже в таблице.

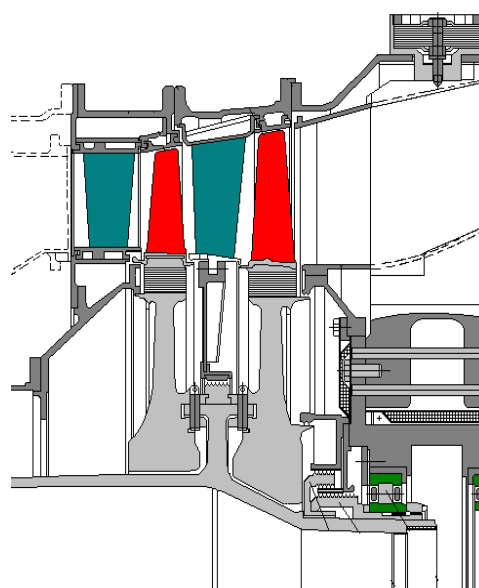


Рис. 2. Двухступенчатая турбина высокого давления двигателя ДР-59Л

Таблица

Параметры рабочего процесса двигателей и турбин

Параметры / ГТП	ГТЭ10/95	ДР-59Л
Номинальная мощность, МВт	10	10
Эффективный КПД	0,278	0,275
Расход воздуха, кг/с	62,3	80,6
Степень повышения давления в компрессоре		
– КНД	3,14	3,42
– КВД	2,50	2,70
– общая	7,85	9,23
Частота вращения, об/мин		
– ТВД	9913	7377
– ТНД	9633	5509
– СТ	3000	4800
Температура газа перед турбиной, К		
– ТВД	1061	996
– ТНД	930	845
Число ступеней		
– ТВД	1	2
– ТНД	1	2
– СТ	3	2
Параметры нагружения ТВД	$6,81 \times 10^6$	$3,92 \times 10^6$
Степень понижения давления в ТВД	1,78	2,01
Удельная работа в ТВД, кДж/кг	163	182

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вероятно, значительно более низкое значение параметра нагружения в двигателе с 2-ступенчатой турбиной в сочетании с более длительным периодом эксплуатации, большим объемом доводочных работ, является определяющим фактором обеспечения выхода на требуемый в наземной энергетике ресурс.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Николаевские** газотурбинные двигатели и установки / ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект»; под общ. ред. д-ра техн. наук В. И. Романова. Николаев: Юг-Информ, 2005. 304 с. [V. I. Romanov (Ed), *Nikolaev Gas Turbine Engines*, Nikolaev: Yug-Inform, 2005.]
2. **Двигатель** ДР-59Л. Техническое описание. 029108200 ТО. 1977. [DR-59L engine. Technical description. 029108200 TD, 1977.]
3. **Гриценко Е. А., Данильченко В. П., Лукачев С. В.** Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения: учеб. пособие. СНЦ РАН, 2004. 266 с. [E. A. Gritsenko, V.P. Danil'chenko, and S. V. Lukachev, *Converting aircraft GTE turbine plants in terrestrial applications*. SNC RAN, 2004.]
4. **Проектирование** авиационных газотурбинных двигателей / под ред. А. М. Ахмедзянова. М.: Машиностроение, 2000. 454 с. [A. M. Akhmedzyanov (Ed), *Design of aircraft gas turbine engines*. Moscow: Mashinostroenie, 2000.]
5. **Энергетические** газотурбинные установки и энергетические установки на базе газопоршневых и дизельных двухтопливных двигателей: отчет / Некоммерческое партнерство «Российское теплоснабжение». Ч. 1. М., 2004. [Energy and gas turbine units of the energy plant based on reciprocating diesel and dual-fuel engines: Report. Moscow: Non-profit partnership "Russian heat", 2004. Part 1.]

ОБ АВТОРАХ

ГУМЕРОВ Хайдар Сагитович, проф. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1958). Д-р техн. наук (УГАТУ, 1989). Иссл. в обл. проектирования, испытания, эксплуатации и надежности энергетических машин.

НИГМАТУЛЛИН Рифат Рафитович, гл. инж. – зам. нач. предприятия. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2003).

METADATA

Title: On the problem of increasing hydraulic turbine engine (HTE) resource for use in the ground power unit.

Authors: Kh. S. Gumerov¹, R. R. Nigmatullin².

Affiliation:

¹ Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

² Gazprom Transgaz Ufa, Russia.

Email: ²nrr81@bk.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 4 (65), pp. 3-5, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Two types of converted HTE are considered for use in the ground power unit. The problems and ways of resource improving are described. Workflow settings of power plant drives converted from aviation and ship HTE are compared.

Key words: HTE; air turbine engine (ATE); resource; reliability.

About authors:

GUMEROV, Khaidar Sagitovich, Prof., Dept. of the Aircraft Engines. Dipl. Mechanical engineer (Ufa Aviation Institute, 1958). Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 1989). Researcher in the field of design, testing, operating and reliability of power machines.

NIGMATULLIN, Rifat Rafitovich, Chief engineer, Deputy Head of Enterprise. Dipl. Mechanical engineer (UGATU, 2003).