

Повышение эффективности конвертированного ГТД путем замены направляющих аппаратов компрессора

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

В газоперекачивающих агрегатах компрессорных станций и энергетических установках широко применяются газотурбинные приводы, конвертированные из авиационных двигателей. Диапазон рабочих режимов компрессора конвертированного ГТД в составе газоперекачивающего агрегата уже, чем у компрессора авиационного ГТД, и локализуется в области низких приведенных частот вращения газогенератора, когда первые ступени компрессора работают с повышенными углами натекания, а последние – с пониженными. Исследовано влияние изменения углов установки направляющих аппаратов первых ступеней компрессора низкого давления конвертированного ГТД на его параметры и запасы устойчивой работы. Показано, что уменьшение угла установки НА первых ступеней компрессора позволяет не только улучшить экономичность двигателя, но и существенно расширить область устойчивой работы КНД. Исследование выполнено с помощью математической модели газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора. **Ключевые слова:** конверсия, газотурбинный двигатель, эксплуатационные характеристики, математическая модель, граница газодинамической устойчивости, направляющий аппарат, угол натекания.

1. Введение и формулирование проблемы

Конвертированные из авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) газотурбинные приводы широко применяются в энергетических установках и газоперекачивающих агрегатах (ГПА) компрессорных станций [1].

В вертолетных ГТД температура на входе t_B изменяется от -56 до $+50^\circ\text{C}$, поэтому режимы работы компрессора изменяются в широком диапазоне приведенных частот вращения ротора газогенератора. Наземные ГТД работают в более узком, по сравнению с авиационным двигателем, диапазоне температур циклового воздуха t_B на входе в компрессор. Обычно $t_B \geq +5^\circ\text{C}$, что обеспечивается подогревом циклового воздуха выхлопными газами привода в холодное время года [2, 3].

Известно, что при повышенных приведенных частотах вращения n_{np} углы натекания i на лопатки первых ступеней компрессора имеют пониженные значения, а на лопатки последних ступеней – повышенные [4, 5]. При пониженных n_{np} распределение углов натекания по ступеням противоположное. Повышенные углы натекания приводят к уменьшению КПД компрессора η_K^* и коэффициента запаса устойчивой работы компрессора ΔK_u . Пониженные углы натекания вызывают уменьшение напорности ступеней и компрессора в целом, что приводит к уменьшению внутреннего КПД.

Выбор расчетных углов натекания в компрессоре авиационного ГТД обусловлен широким диапазоном режимов работы (компрессора) и носит компромиссный характер – это средневзвешенные величины между максимальным и минимальными значениями углов натекания. Поскольку диапазон изменения n_{np} в конвертированном ГТД меньше, чем в вертолетном, то и диапазон изменения уг-

3. Результаты исследования

Исследовалось уменьшение углов натекания в первых ступенях КНД путем уменьшения углов установки лопаток ВНА и НА первой, второй и третьей ступенях на 5, 3,75, 2,5 и 1,25°, соответственно.

На рис. 2 и 3 представлены характеристики КНД и КВД с линиями рабочих режимов (ЛРР). Видно, что положение ЛРР слабо зависит от характеристик компрессора, однако изменяется положение рабочих точек на ЛРР при одних и тех же значениях T_G^* и внешних условиях. Кроме того, существенно изменяется положение ГУР: область устойчивой работы КНД заметно расширяется при пониженных значениях n_{np} .

Для объяснения изменения положения рабочих точек на характеристиках компрессоров необходимо рассмотреть баланс мощностей компрессоров и турбин высокого и низкого давлений:

$$L_{ТВД}^* = f(T_G^*, \pi_{ТВД}^*, \eta_{ТВД}^*), \quad (1)$$

а

$$\begin{aligned} L_{ТНД}^* &= f(T_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*) = f(T_G^*, L_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*) = \\ &= f(T_G^*, \pi_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*, \eta_{ТВД}^*). \end{aligned} \quad (2)$$

Степени понижения давления в турбине высокого давления (ТВД) $\pi_{ТВД}^*$ и турбине низкого давления (ТНД) $\pi_{ТНД}^*$ зависят от геометрии и режима течения в сопловых аппаратах (СА) первых ступеней ТВД, ТНД и силовой турбины (ТС). Так как площади горл сопловых аппаратов турбин неизменны ($F_{с.а.в} = const$, $F_{с.а.н} = const$), а на большинстве режимов работы ГТД в СА реализуются сверхкритические режимы ($q(\lambda_{с.а.в}) = 1$, $q(\lambda_{с.а.н}) = 1$), то

$$\begin{aligned} \pi_{ТВД}^* &= const \left[\frac{q(\lambda_{с.а.н})F_{с.а.н}}{q(\lambda_{с.а.в})F_{с.а.в}} \right]^{\frac{2n_v}{n_v+1}} = const, \\ \pi_{ТНД}^* &= const \left[\frac{q(\lambda_{с.а.ТС})F_{с.а.ТС}}{q(\lambda_{с.а.н})F_{с.а.н}} \right]^{\frac{2n_n}{n_n+1}} = const. \end{aligned}$$

КПД турбин высокого $\eta_{ТВД}^*$ и низкого $\eta_{ТНД}^*$ давления могут изменяться только из-за изменения приведенной окружной скорости: $\lambda_{uТВД} \propto n_{ВД} / \sqrt{T_G^*}$ и $\lambda_{uТНД} \propto n_{НД} / \sqrt{T_{ТВД}^*}$ [3], и этим изменением можно пренебречь. Тогда из зависимостей (1) и (2) следует, что при одних и тех же значениях T_G^* работа турбин

высокого $L_{ТВД}^*$ и низкого $L_{ТНД}^*$ давлений остается неизменной независимо от геометрии НА компрессоров.

Следствием неизменности $L_{ТНД}^*$ является постоянство работы КНД:

$$L_{КНД}^* = f(T_B^*, \pi_{КНД}^*, \eta_{КНД}^*). \quad (3)$$

Режим работы газогенератора высокого давления при замене статорных лопаток КНД не меняется, поскольку для него неизменны внешние условия $T_{ВВД}^* = f(T_B^*, L_{КНД}^*)$, $\pi_{ТВД}^*$, геометрия проточной части и $T_{Г}^*$.

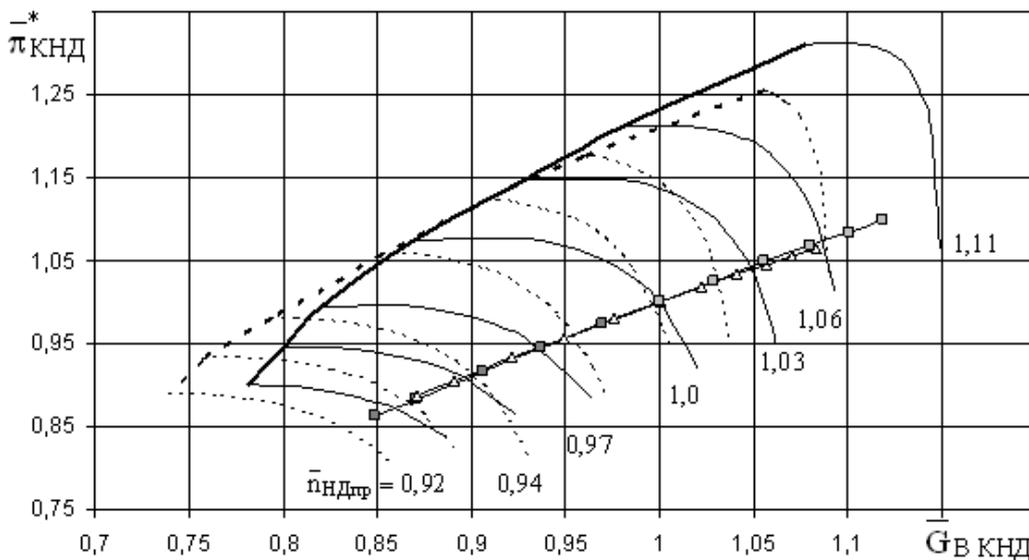


Рис. 2. Характеристики компрессора низкого давления:

- — исходный вариант;
- - -△- - вариант с уменьшенными углами установки лопаток ВНА и НА

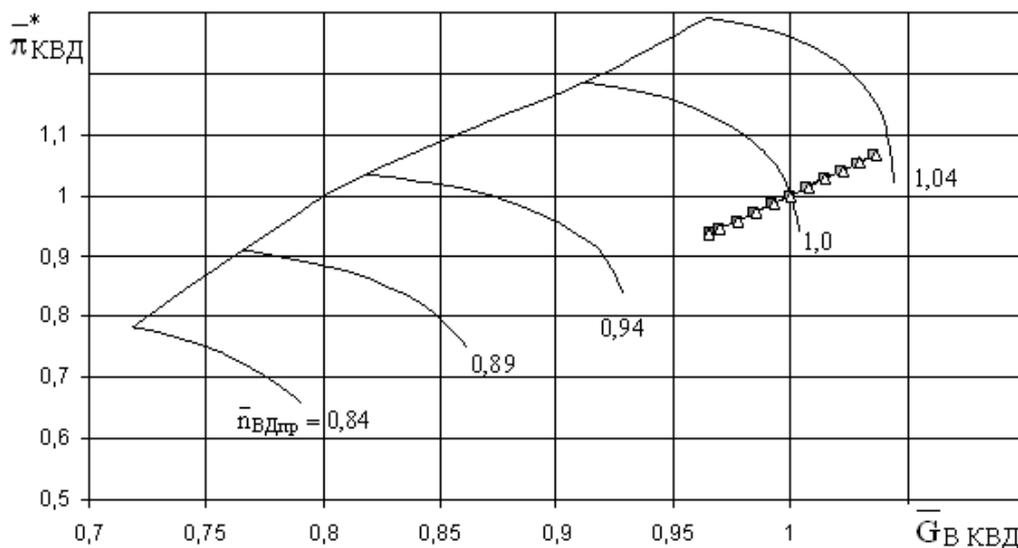


Рис. 3. Характеристики компрессора высокого давления

- — исходный вариант;
- - -△- - вариант с уменьшенными углами установки лопаток ВНА и НА

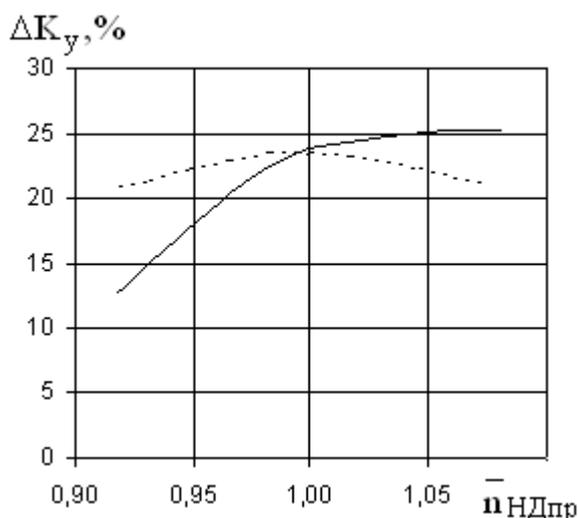


Рис. 5. Изменение запаса устойчивости КНД вдоль линии рабочих режимов
 ————— — исходный вариант;
 - - - - - — вариант с уменьшенными углами установки лопаток ВНА и НА

4. Заключение

Полученные результаты показывают, что в конвертированных ГТД, используемых в наземных условиях, в которых температура циклового воздуха более $+5^\circ\text{C}$, целесообразно уменьшать угол установки НА первых ступеней КНД. Такая мера позволяет не только улучшить экономичность ГТД, но и существенно расширить область устойчивой работы КНД.

Дальнейшее совершенствование конвертированного ГТД возможно за счет оптимизации углов поворота лопаток НА КНД, а также изменения углов установки лопаток НА последних ступеней КВД.

Список литературы

1. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения [Текст] / Е. А. Гриценко, В. Л. Данильченко, С. В. Лукачев и др. — Самара: СНЦ РАН, 2004. — 266 с.
2. Ревзин, Б. С. Газотурбинные установки с нагнетателями для транспорта газа [Текст] / Б. С. Ревзин, И. Д. Ларионов. — М.: Недра, 1991. — 303 с.
3. Ермошкин, А. Г. Зарубежные ГПА / А. Г. Ермошкин, И. И. Радчик и др. — М.: Недра, 1979. — 247с.
4. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: в 2 ч. Ч. 2 / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1978. — 336 с.
5. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Г. М. Горбунов и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1975. — 568 с.
6. Бойко, Л. Г. Метод расчета газотермодинамических параметров ГТД с повенцовым описанием осевого многоступенчатого компрессора [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко, Ю. Ф. Ахтеменко. // Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та. — 2013. — № 3 (41). — С.31–39.

7. Lieblein. S. Loss and Stall Analysis of Compressor cascade [Текст] / S. Lieblein. // Trans. ASME, s. D V. 81. – 1959. – № 3. – P. 387–400.

8. Тарабрин, А. П. Определение начала отрыва потока на лопатках рабочих колес компрессора по критерию "степень диффузорности" [Текст] / А. П. Тарабрин, В. Б. Поляков. // Тр. ЦКТИ. – 1973. – № 117. – С. 42–45.

Поступила в редакцию 15.05.2015

Підвищення ефективності конвертованого ГТД шляхом заміни напрямних апаратів компресора

У газоперекачувальних агрегатах компресорних станцій та енергетичних установках широко застосовуються газотурбінні приводи, конвертовані з авіаційних двигунів. Діапазон робочих режимів компресора конвертованого ГТД у складі газоперекачувального агрегата вужчий, ніж у компресора авіаційного ГТД, і локалізується в області низьких зведених частот обертання газогенератора, коли перші ступені компресора працюють з підвищеними кутами натікання, а останні – з низькими. Досліджено вплив зміни кутів установлення напрямних апаратів перших ступенів компресора низького тиску конвертованого ГТД на його параметри і запаси стійкої роботи. Показано, що зменшення кута встановлення НА перших ступенів компресора дозволяє не тільки поліпшити економічність двигуна, але й істотно розширити область стійкої роботи КНД. Дослідження виконано за допомогою математичної моделі газотурбінного двигуна з повинцевим описом багатоступеневого осьового компресора.

Ключові слова: конверсія, газотурбінний двигун, експлуатаційні характеристики, математична модель, границя газодинамічної стійкості, напрямний апарат, кут натікання.

Increase of Efficiency Conversion GTE by Replacing the Compressor Guide Vanes

Gas-turbine actuators converted from aircraft engines are widely used in power plants and gas-pumping units of compressor stations. The operating range of the compressor working in the conversion gas-turbine engine (GTE) system as part of gas-pumping units is narrower than that of the aircraft engine compressor, and is localized in the area of low reduced gas generator rotational frequencies when the first compressor stages are running with increased incidence angle, the last stages running at decreased angles. The effect of changing the guide vane setting angles of the first-stages low-pressure compressor (LPC) on GTE parameters margin of steady operating has been investigated. A decrease in the guide vanes setting angles at the compressor first stages allows not only improving the engine efficiency, but also significantly expanding the range of LPC stability operation. The study was performed using the mathematical model of a gas turbine engine with multistage axial compressor blade rows description.

Keywords: conversion, gas-turbine engine, operating characteristics, mathematical model, surging boundary, guide vane, incidence angle.