

Повышение эффективности конвертированного двигателя заменой направляющих аппаратов компрессора

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

Конвертирование авиационных двигателей в наземные газотурбинные приводы является широко распространенной практикой. Диапазон рабочих режимов компрессора конвертированного ГТД меньше, чем у компрессора авиационного ГТД, и локализуется в области низких приведенных частот вращения компрессора. При этом первые ступени компрессора работают с повышенными углами натекания, а последние ступени – с пониженными. В работе исследовано влияние изменения углов установки лопаток направляющих аппаратов последних ступеней компрессора конвертированного ГТД на его параметры, запасы устойчивой работы и ресурс. Показано, что увеличение угла установки лопаток направляющих аппаратов (НА) последних ступеней компрессора позволяет не только улучшить экономичность двигателя и расширить область устойчивой работы КВД на дроссельных режимах, но и увеличить ресурс ГТД. Исследование выполнено с помощью математической модели газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора.

Ключевые слова: конверсия, газотурбинный двигатель, дроссельная характеристика, математическая модель, граница газодинамической устойчивости, направляющий аппарат, угол натекания.

Введение и формулирование проблемы

В работе [1] рассмотрен вопрос повышения эффективности конвертированного газотурбинного двигателя. В результате сравнения диапазонов режимов работы компрессора вертолетного и наземного конвертированного ГТД установлено, что режимы работы последнего сосредоточены в области низких приведенных частот вращения компрессора, когда первые ступени компрессора работают с повышенными углами натекания, а последние ступени – с пониженными [2, 3]. Поэтому для совершенствования наземного конвертированного ГТД было предложено снизить углы натекания на первых ступенях компрессора низкого давления (КНД) путем уменьшения углов установки лопаток направляющих аппаратов (НА) и показано, что это позволяет не только улучшить экономичность двигателя, но и существенно расширить область устойчивой работы КНД. В работе [1] сделан вывод о том, что дальнейшее совершенствование конвертированного ГТД возможно за счет приближения углов натекания последних ступеней компрессора к расчетным значениям при пониженных приведенных частотах вращения компрессора путем изменения углов установки лопаток НА.

Выбор способа изменения углов натекания определяется конструктивной и технологической простотой, а также минимальными стоимостью и временем перепроектирования компрессора.

Для увеличения углов натекания в последних ступенях компрессора требуется увеличение угла установки лопаток НА.

Целью настоящей статьи является оценка влияния изменения углов установки лопаток НА последних ступеней многоступенчатого осевого компрессора на параметры, запас устойчивой работы и ресурс работы наземного конвертированного ГТД.

Результаты исследования

Для решения поставленной задачи выполнено численное исследование влияния углов установки лопаток НА компрессора на параметры турбовального двигателя со свободной турбиной с использованием математической модели двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора [4]. Для определения границы устойчивой работы компрессора (ГУР) использованы критерии, описанные в работах [5, 6].

В качестве объекта исследования выбран ГТД с шестиступенчатым КНД и семиступенчатым КВД, исследовавшийся в работе [1].

Углы установки лопаток НА КНД выбраны такими же, как в работе [1], а углы установки лопаток НА четвертой, пятой и шестой ступеней КВД увеличены на 1,25, 2,5, 3,75°, соответственно.

На рис. 1 и 2 показаны 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.

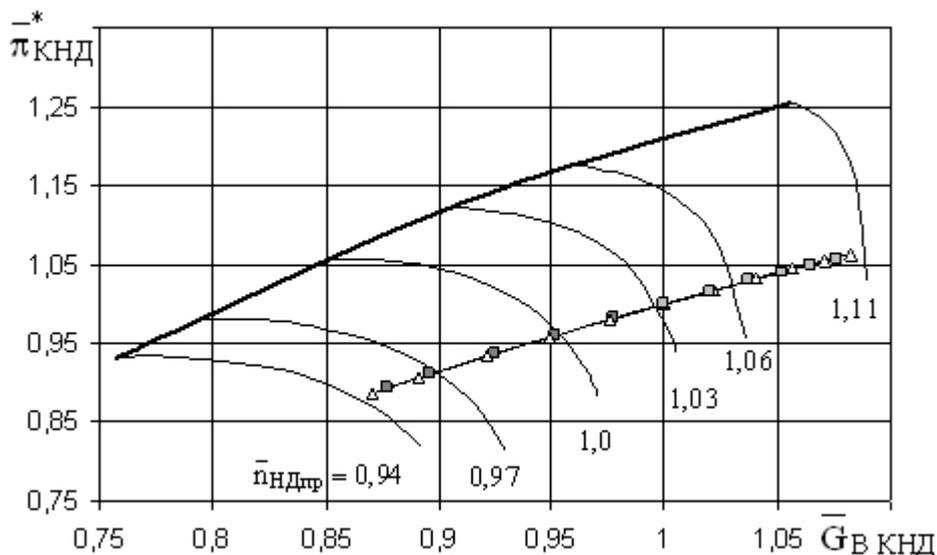


Рис. 1. Характеристика компрессора низкого давления и рабочей линии:

- △— — при расчетных углах установки лопаток НА КВД;
- — при повышенных углах установки лопаток НА КВД

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

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

а

$$L_{ТНД}^* = f(T_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*) = f(T_G^*, L_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*) = f(T_G^*, \pi_{ТВД}^*, \eta_{ТВД}^*, \pi_{ТНД}^*, \eta_{ТНД}^*). \tag{2}$$

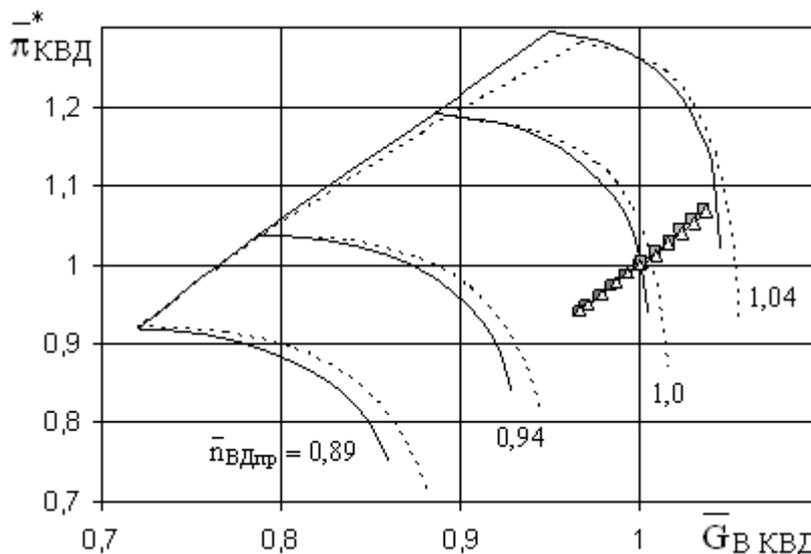


Рис. 2. Характеристики компрессора высокого давления:
 ———— —△——— — при расчетных углах установки лопаток НА КВД;
 - - - - - —■- - - - - — при повышенных углах установки лопаток НА КВД

Степени понижения давления в турбине высокого давления $\pi_{ТВД}^*$ и турбине низкого давления $\pi_{ТНД}^*$ 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

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

$$\pi_{ТНД}^* = const \left[\frac{q(\lambda_{с.а.ТС})F_{с.а.ТС}}{q(\lambda_{с.а.н})F_{с.а.н}} \right]^{\frac{2n_n}{n_n+1}} = const.$$

Тогда КПД турбин высокого $\eta_{ТВД}^*$ и низкого $\eta_{ТНД}^*$ давления могут изменяться только вследствие изменения приведенных окружных скоростей: $\lambda_{uТВД} \sim n_{ВД} / \sqrt{T_{Г}^*}$ и $\lambda_{uТНД} \sim n_{НД} / \sqrt{T_{ТВД}^*}$ [7]. Из-за малого изменения $n_{ВД} / \sqrt{T_{Г}^*}$ и $n_{НД} / \sqrt{T_{ТВД}^*}$ при сохранении $T_{Г}^*$ и замене НА КВД изменением КПД турбин можно пренебречь. Тогда из зависимостей (1) и (2) следует, что при одних и тех же значениях $T_{Г}^*$ работы турбин высокого и низкого давлений ($L_{ТВД}^*$ и $L_{ТНД}^*$) остаются неизменными независимо от геометрии НА компрессоров.

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

$$L_{КНД}^* = L_{ТНД}^* \quad (3)$$

и неизменность полной температуры воздуха перед КВД, поскольку

$$T_{ВВД}^* = T_B^* + L_{КНД}^* / C_p.$$

В соответствии с тем, что

$$L_{КВД}^* = f \left(T_{ВВД}^*, \pi_{КВД}^*, \frac{1}{\eta_{КВД}^*} \right), \quad (4)$$

из неизменности $T_{ВВД}^*$ и $L_{КВД}^*$ следует, что изменение величины $\pi_{КВД}^*$ определяется изменением КПД КВД $\eta_{КВД}^*$ (см. рис. 3). Поскольку в области пониженных n_{np} в последних ступенях КВД пониженные углы натекания, то увеличение угла установки лопаток НА этих ступеней приближает углы натекания к расчетным, что приводит к некоторому росту КПД КВД $\eta_{КВД}^*$, а значит, и к увеличению $\pi_{КВД}^*$.

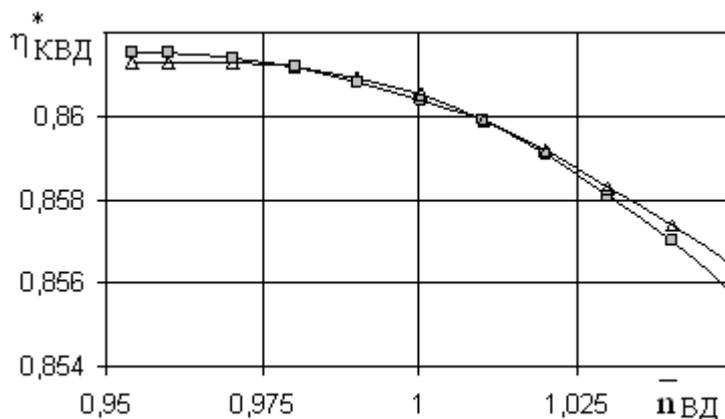


Рис. 3. Изменение КПД КВД вдоль линий рабочих режимов:
 —△— — при расчетных углах установки лопаток НА КВД;
 —■— — при повышенных углах установки лопаток НА КВД

Увеличение $\pi_{КВД}^*$ при неизменной геометрии СА первой ступени ТВД приводит к увеличению действительного и приведенного расходов воздуха в КВД. Поэтому при сохранении T_T^* и увеличении угла установки лопаток НА последних ступеней КВД рабочие точки на характеристике КВД смещаются вверх и вправо.

Суммарная степень повышения давления многоступенчатого осевого компрессора $\pi_{КС}^* = \pi_{КНД}^* \cdot \pi_{КВД}^*$ тоже возрастает.

Изменения $\pi_{КС}^*$, $G_{Впр}$ и $\eta_{КНД}^*$, $\eta_{КВД}^*$ приводят к изменению удельного расхода топлива C_e и мощности двигателя Ne .

На рис. 4 показаны дроссельные характеристики двигателей с различными углами установки направляющих аппаратов КВД в виде безразмерной зависимости удельного расхода топлива $\bar{C}_e = C_e / C_{ep}$ от мощности $\bar{N}_e = N_e / N_{ep}$.

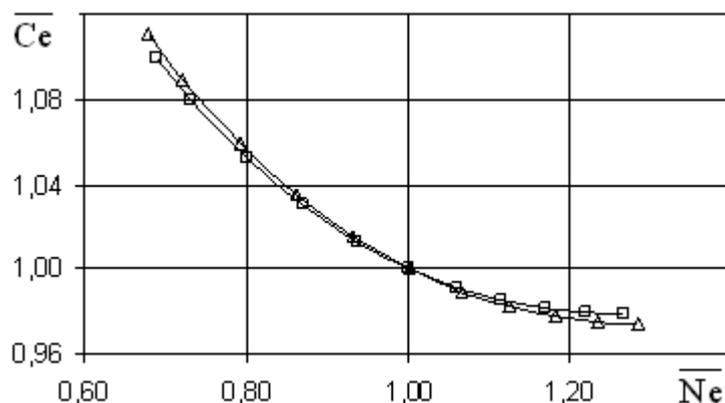


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива от мощности ГТД:
 —△— — при расчетных углах установки лопаток НА КВД;
 —■— — при повышенных углах установки лопаток НА КВД

Изменение углов установки лопаток НА КВД дает незначительный выигрыш в экономичности ГТД на дроссельных режимах и заметное ухудшение экономичности на режимах выше расчетного.

Другим следствием увеличения угла натекания на лопатках последних ступеней КВД является увеличение угла поворота потока в рабочих колесах и окружных сил, действующих на лопатки. Это приводит к росту крутящего момента в КВД и уменьшению частоты вращения ротора КВД (см. рис. 5), что является важным преимуществом, поскольку приводит к уменьшению напряжений, обусловленных центробежными силами, в рабочих колесах КВД и ТВД, и положительно скажется на ресурсе наземной установки.

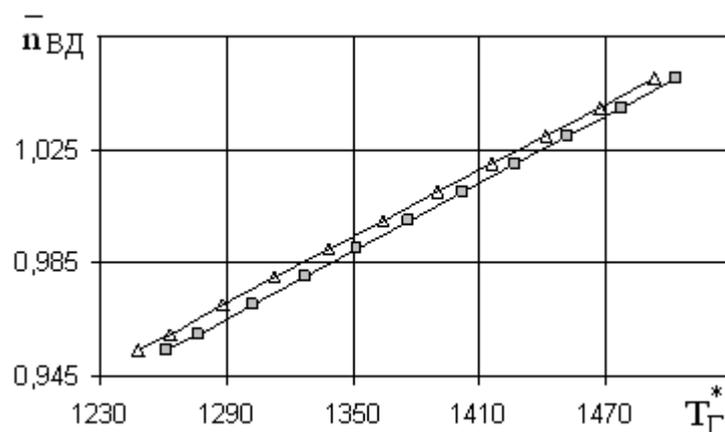


Рис. 5. Зависимость относительной частоты вращения ротора высокого давления от температуры газа перед турбиной высокого давления:
 —△— — при расчетных углах установки лопаток НА КВД;
 —■— — при повышенных углах установки лопаток НА КВД

Уменьшение $n_{ВД}$ приводит к уменьшению $\lambda_{иТВД} \sim n_{ВД} / \sqrt{T_G^*}$. Обычно $\lambda_{иТВД}$ становится ниже расчетной величины, что вызывает уменьшение $\eta_{ТВД}^*$, $L_{ТВД}^*$ и снижение положительного эффекта, обусловленного улучшением обтекания лопаток последних ступеней КВД.

Выводы

Полученные результаты показывают, что в наземных конвертированных ГТД, в которых обеспечивается температура циклового воздуха более +5°C, целесообразно уменьшать углы установки НА первых ступеней КНД в сочетании с увеличением углов установки НА последних ступеней КВД. Уменьшение углов установки НА первых ступеней КНД позволяет улучшить экономичность ГТД и повысить запас устойчивости КНД на дроссельных режимах, а увеличение углов установки НА последних ступеней КВД позволяет дополнительно повысить экономичность конвертированного ГТД на дроссельных режимах и увеличить ресурс двигателя за счет уменьшения частоты вращения ротора КВД.

Список литературы

1. Кислов, О. В. Повышение эффективности конвертированного ГТД путем замены направляющих аппаратов компрессора [Текст] / О. В. Кислов, Е. Л. Карпенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 68. – Х., 1015. С. 13 – 18.
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 [Текст] / А. Г. Ермошкин, И. И. Радчик и др. - М.: Недра, 1979. – 247 с.
4. 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.
5. Lieblein. S. Loss and Stall Analysis of Compressor cascade [Текст] / S. Lieblein. // Trans. ASME, s. D V. 81. – 1959. – № 3. – P. 387–400.
6. 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.
7. 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.

Поступила в редакцию 17.06.2016

Підвищення ефективності конвертованого двигуна заміною напрямних апаратів компресора

Конвертування авіаційних двигунів в наземні газотурбінні приводи є широко розповсюдженою практикою. Діапазон робочих режимів компресора конвертованого ГТД менше, ніж у компресора авіаційного ГТД, і локалізується в області низьких зведених частот обертання компресора. При цьому перші ступені компресора працюють з підвищеними кутами натікання, а останні ступені – із зниженими. В роботі досліджено вплив зміни кутів встановлення лопаток напрямних апаратів останніх ступенів компресора конвертованого ГТД на його параметри, запаси стійкої роботи і ресурс. Показано, що збільшення кута встановлення НА останніх ступенів компресора дозволяє не тільки поліпшити економічність двигуна і розширити область стійкої роботи КВД на дросельних режимах, але й збільшити ресурс ГТД. Дослідження виконано за допомогою математичної моделі газотурбінного двигуна з повінцевим описом багатоступінчатого осьового компресора.

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

Increase of Efficiency Conversion Engine by Replacing the Compressor Guide Vanes

Aircraft engines conversion into gas turbine actuators are common practice. 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. Meanwhile, 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 last-stages high-pressure compressor (HPC) on GTE parameters, margin of steady operating and engine life has been investigated. A increase in the guide vanes setting angles at the compressor last stages allows not only improving the engine efficiency and expanding the range of HPC stability operation but also increase engine life. The study was performed using the mathematical model of a gas turbine engine with multistage axial compressor blade rows description.

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

Сведения об авторах:

Кислов Олег Владимирович – кандидат техн. наук, доцент, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Карпенко Елена Леонидовна – кандидат техн. наук, старший преподаватель, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина.