

Добыча, транспорт и переработка нефти и газа

УДК 62-631.2:665.65

ОСОБЕННОСТИ КОНВЕРТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ГАЗОТУРБИННЫЙ ПРИВОД ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАГНЕТАТЕЛЯ ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНОГО ГАЗОПРОВОДА

С.А. Гулина¹, Г.М. Орлова¹, М.Ю. Орлов²

¹ Самарский государственный технический университет
Россия, 443100, г. Самара, ул. Молодогвардейская, 244

² Самарский государственный аэрокосмический университет
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

E-mails: kr_oeg@mail.ru; adler65@mail.ru

Рассмотрены проблемы термодинамического расчета конвертированных газотурбинных двигателей, работающих на природном газе. Предложен алгоритм термодинамического расчета на основе π - h - T -функций с точным учетом изменения теплофизических параметров рабочего тела и состава топливного газа, который позволил оценить влияние распределения степени повышения давления по каскадам компрессоров на параметры эффективности конвертированного авиационного двигателя для газоперекачивающего агрегата магистрального газопровода. Установлено, что во всем диапазоне распределения степени повышения давления по каскадам компрессоров изменение полезной работы цикла составляет от 0,5 до 1 %, а изменение удельного расхода топлива – от 1 до 2 %.

Ключевые слова: газотурбинный привод, газоперекачивающий агрегат, природный газ, расчетная модель, термодинамический анализ работы цикла, удельный расход топливного газа.

В настоящее время для привода газоперекачивающих агрегатов на магистральных газопроводах используются конвертированные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД), так как базовым авиационным ГТД присущие высокая надежность, экономичность и эксплуатационная технологичность, малые габаритные размеры и масса, стабильность потребительских свойств. Перечисленные достоинства авиационных приводов позволяют реально повысить эффективность и экономичность современных газоперекачивающих агрегатов и способствуют совершенствованию структуры компрессорных станций магистральных газопроводов. При этом разнообразные газоперекачивающие агрегаты имеют различные технико-экономические показатели. Для базового авиационного двигателя наземного использования в качестве привода центробежного нагнетателя природного газа, изменяются физические условия на входе в двигатель,

Светлана Анатольевна Гулина (к.т.н.), доцент кафедры «Трубопроводный транспорт».

Гульсина Махматовна Орлова (к.п.н.), доцент кафедры «Трубопроводный транспорт».

Михаил Юрьевич Орлов (к.т.н.), доцент кафедры «Теплотехника и тепловые двигатели».

параметры номинального режима и вид топлива. В связи с этим анализ влияния технико-экономических показателей ГТД на эффективность работы газоперекачивающего агрегата является актуальной задачей, и необходимо ещё на начальном этапе конвертирования иметь возможность получения достоверных значений термодинамических параметров конвертируемого двигателя и его эффективности.

Алгоритм расчета для термодинамического анализа авиационных двигателей достаточно сложен, еще более сложной задачей является анализ циклов ГТД при их работе на природном газе, с произвольным составом, зависящим от месторождения.

Между тем, известно, что состав топливного природного газа в значительной степени определяет процессы горения и образования продуктов сгорания, характеристики цикла тепловой машины. При расчёте циклов тепловых машин необходимо учитывать различие термодинамических свойств разных рабочих тел в процессах расширения и сжатия для конкретных составляющих топливного газа и продуктов его сгорания [1,2]. При этом, достоверность расчетов, как показал анализ использующихся методов [3-5], может быть обеспечена только при учёте зависимости параметров веществ, участвующих в расчётных моделях, от температуры. Без этого невозможно рассчитать энтальпию, работу процессов сжатия и расширения как с использованием вспомогательных функций Z и Y [2]:

$$Z = T \frac{c_{p0}}{R} e^{\frac{bT + \frac{c}{2}T^2 + \frac{d}{2}T^3}{R}}; \quad Y = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{c_{p01}}{R}} e^{\frac{bT + \frac{c}{2}T^2 + \frac{d}{2}T^3}{R}};$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{3,5} \frac{Y_2}{Y_1}; \quad \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{Z_2}{Z_1}\right)^{3,5},$$

так и с использованием π - h - T -функций [5]:

$$h_2 - h_1 = \int_{T_0}^{T_2} c_p dT - \int_{T_0}^{T_1} c_p dT \quad \text{и} \quad \pi(T_1) = \pi(T_0) e^{\frac{S_{p1} - S_{p0}}{R}}.$$

В работе [3] приведён краткий алгоритм термодинамического расчёта авиационных ГТД с учётом зависимости свойств воздуха и продуктов сгорания от температуры. В алгоритме расчёта зависимость теплоёмкости от температуры авторы представляют в виде аппроксимирующего полинома n -го порядка

$$c_p = c_p(T, q_T) = \sum_{j=1}^n a_j(q_T) \cdot \left(\frac{T}{1000}\right)^j$$

где $a_j(q_T)$ – коэффициенты полинома, зависящие от величин удельного расхода топлива на 1 кг воздуха q_T , а 1000 – масштабный коэффициент.

Изменение энтальпии в процессе от начальной температуры T_0 до температуры T имеет вид:

$$\Delta h = h(T, T_0, q_T) = \int_{T_0}^T c_p(T, q_T) dT$$

За исходную температуру принимаем $T_0 = 293\text{K}$, так как низшая теплотворная способность топлив даётся для этой температуры. Тогда

$$\Delta h = h(T, T_0, q_T) = 1000 \sum_{j=1}^n \frac{a_j(q_T)}{j+1} \left[\left(\frac{T}{1000} \right)^{j+1} - \left(\frac{T_0}{1000} \right)^{j+1} \right]$$

По данному уравнению с известными T и T_0 находится значение энтальпии. Для нахождения T по известному значению энтальпии решается обратная задача:

$$\Delta h - h(T, T_0, q_T) = 0.$$

Из уравнения адиабаты $R \frac{P}{P_0} = dS$ после интегрирования можно определить отношение давлений в адиабатных процессах сжатия и расширения:

$$\frac{P}{P_0} = \frac{\exp(S - S_0)}{R}.$$

Величину газовой постоянной следует находить с учетом q_T :

$$R = R(q_T) = 287 + \frac{1 + 1,0862q_T}{1 + q_T}.$$

Отношение давлений запишется:

$$\frac{P}{P_0} = \pi(T, T_0, q_T) = \exp \frac{\left[a_0(q_T) \ln \frac{T}{T_0} \right] + \sum_{j=1}^n \frac{a_j(q_T)}{j} \left[\left(\frac{T}{1000} \right)^j - \left(\frac{T_0}{1000} \right)^j \right]}{R(q_T)}.$$

Обратная задача определения температуры по известному отношению давлений решается в виде

$$\frac{P}{P_0} - \pi(T, T_0, q_T) = 0.$$

Алгоритм, приведённый в работе [3], для термодинамического анализа авиационных двигателей достаточно сложен. Ещё более сложной задачей является анализ циклов ГТД при их работе на природном газе с произвольным составом, зависящим от места его добычи. Необходимость учета переменности свойств воздуха и продуктов сгорания, в процессе термодинамических расчетов циклов очевидна, и отсутствие учёта изменения свойств рабочего тела от температуры и коэффициента избытка воздуха может дать ошибку в вычислениях более 5% [3].

Для решения этой задачи потребовалось создание алгоритма расчета параметров смеси произвольных газов, и массива с данными термодинамических свойств компонентов газового топлива и продуктов сгорания в диапазоне температур от -60 до 1850 °С. Математическая модель термодинамического расчета разработана на основе алгоритма $\pi - h - T$ функций. Достоверная точность используемого метода обеспечена при учете зависимости теплофизических параметров рабочего тела от температуры в цикле и конкретного состава природного газа. В ходе выполнения многочисленных вариантных расчётов газотурбинных двигателей, использующихся для привода центробежных нагнетателей природного газа (НК-12СТ, НК-14СТ, НК-16СТ, НК-38СТ, АЛ-31СТ и др.) было получено хорошее совпадение результатов расчётов по разработанной методике и паспортных данных натуральных испытаний ГТД.

На основе созданной математической модели разработан алгоритм и программа термодинамического расчета, которые позволили оценить влияние распределения степени повышения давления по каскадам компрессоров на параметры эффективности конвертирования авиационного двигателя в наземную установку, при суммарной степени повышения давления в компрессорах: π_{Σ} от 15 до 25 и температуры газа перед турбиной высокого давления: $T_T = 1200$ К; 1300 К; 1450 К; 1600 К.

Исследуемые ГТД, работают в составе газоперекачивающих агрегатов, поэтому критериями эффективности термодинамического процесса являются полезная работа цикла и удельный расход топлива (которым является транспортируемый природный газ). Характер изменения удельного расхода топлива от параметров цикла представляет собой большой интерес для эксплуатации. По результатам расчетов были построены графики зависимости $L_e, \left(\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}\right) = f(\overline{\pi_{\text{КНД}}})$ (рис.1), где относительная степень сжатия в компрессоре низкого давления:

$$\overline{\pi_{\text{КНД}}} = \frac{\pi_{\text{КНД}}}{\pi_{\Sigma}},$$

где $\pi_{\text{КНД}}$ - степень повышения давления в компрессоре низкого давления,

$$\pi_{\Sigma} - \text{суммарная степень повышения давления в ГТД, } \pi_{\Sigma} = \pi_{\text{КНД}} \cdot \pi_{\text{КВД}}.$$

Расчёт удельной полезной работы производился с учетом механических потерь в опорах, изменения массы рабочего тела по тракту ГТД и гидравлических потерь в цикле. Энтальпию и температуру рабочего тела в цикле определяем с помощью $\pi-h-T$ функций с учетом состава топливного газа и изменением температуры по тракту двигателя.

На рис. 2 построена зависимость $c_{y\partial}, \left(\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}\right) = f(\overline{\pi_{\text{КНД}}})$ при различных $\frac{T_T}{T_H}$. Удельный расход топлива для газотурбинных двигателей, используемых для перекачки природного газа оценивается, $\text{кг}/(\text{кВт} \cdot \text{ч})$:

$$c_{y\partial} = \frac{3600}{Hu \cdot \eta_e},$$

где Hu – низшая теплотворная способность топлива,

η_e – эффективный КПД цикла.

С повышением температуры газа перед турбиной увеличиваются эффективная работа цикла, эффективный КПД цикла, и снижается удельный расход топлива. Увеличение эффективной работы цикла и уменьшение удельного расхода с ростом π_{Σ} связано с повышением работоспособности рабочего тела и температуры воздуха за компрессором, следовательно, снижением количества подводимого топлива при условии $T_T = \text{const}$.

Из графических зависимостей видно, что при равномерном распределении степени повышения давления по каскадам компрессоров ($\overline{\pi_{\text{КНД}}} = 0,2 \dots 0,5$) уменьшается полезная работа цикла в среднем от 0,5 до 1% и увеличивается

удельный расход топлива от 1% до 2%. Для $\overline{\pi_{КНД}} = 0$ и $\overline{\pi_{КНД}} = 1$, когда вся работа сжатия совершается в одновальном газогенераторе, удельные показатели ГТУ улучшаются.

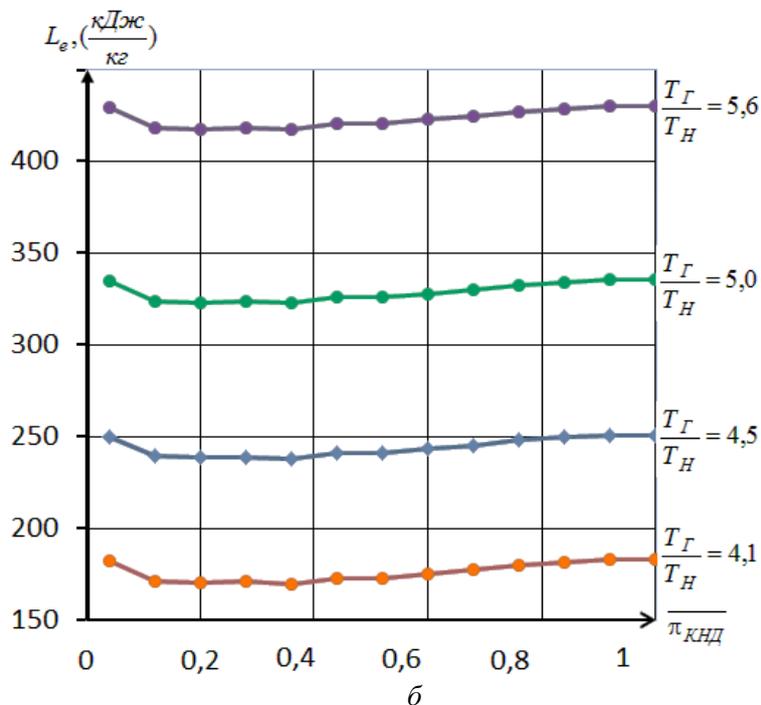
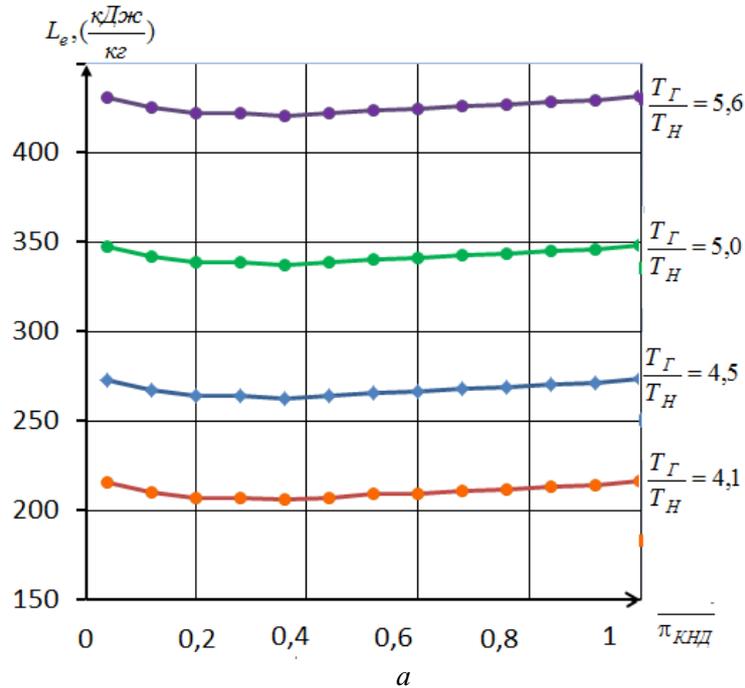


Рис. 1 Зависимость $L_e = f(\overline{\pi_{КНД}})$ при различных суммарных степенях повышения давления: а – $\pi_{\Sigma} = 15$; б – $\pi_{\Sigma} = 25$

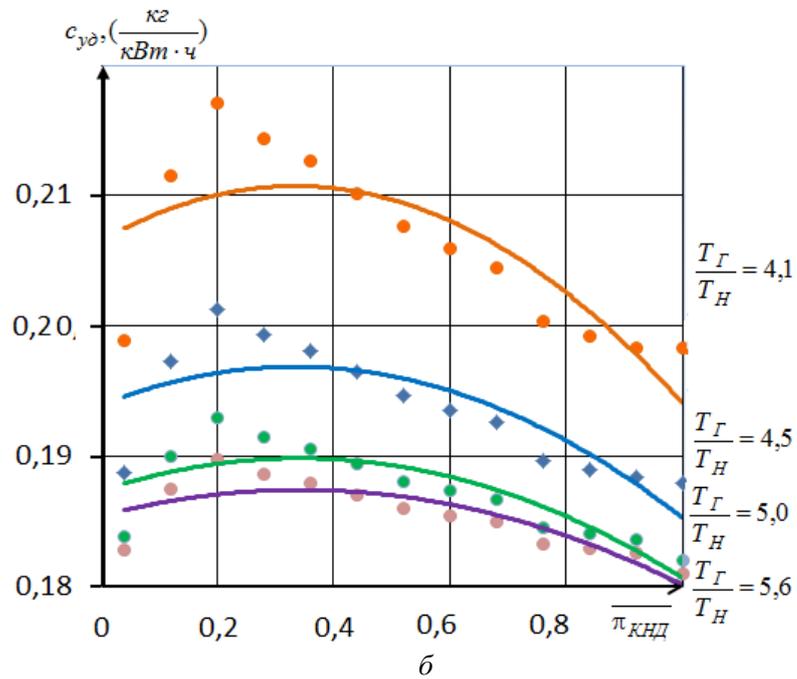
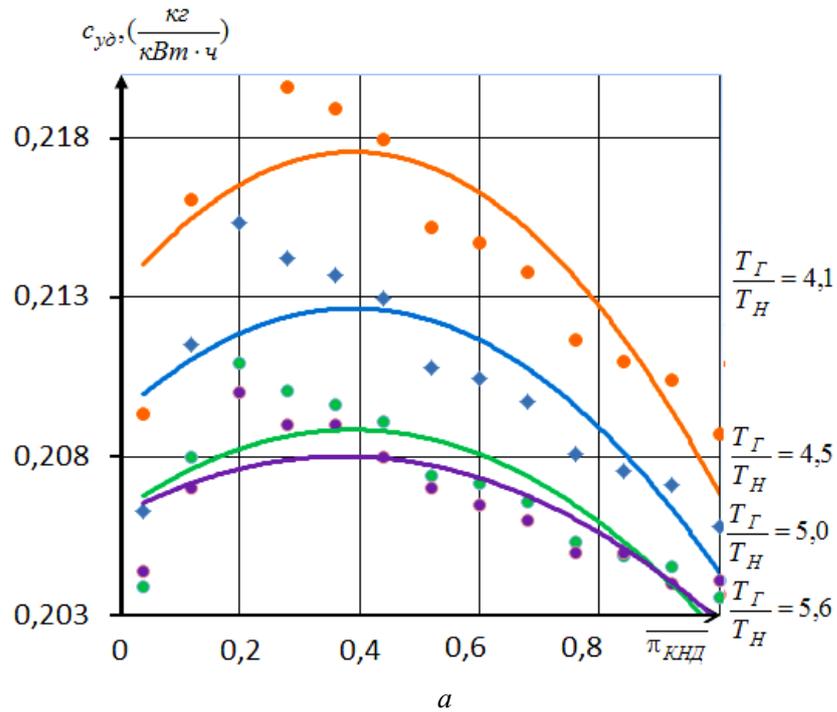


Рис. 2 Зависимость $c_{y\delta} = f(\overline{\pi_{КНД}})$ при различных суммарных степенях повышения давления: $a - \pi_{\Sigma} = 15$; $b - \pi_{\Sigma} = 25$

Повышение показателей эффективности можно добиться увеличением π_{Σ} . Следовательно, переход к двухвальному газогенератору позволяет реализовать большие значения π_{Σ} с обеспечением хорошего запаса газодинамической устой-

чивости работы компрессора, которую теряет однокаскадный газогенератор при реализации высоких степеней сжатия. Появление второго каскада компрессора увеличивает уровень механических потерь в опорах, и это приводит к незначительному снижению эффективных показателей цикла. Из полученного анализа можно сделать вывод, что оптимальное распределение степени повышения давления по каскадам следует производить с учетом распределения теплоперепада на турбинах компрессоров. Из условия равномерной нагруженности турбин и плавности проточной части – отношение $\pi_{КНД}$ и $\pi_{КВД}$ прямо пропорционально квадрату скольжения роторов двухвального газогенератора.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Михеенков Е.Л., Бирюк В.В., Орлов М.Ю. и др. Проведение термодинамических расчетов с учетом переменности свойств рабочего тела // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск. – 2008. – С. 59–66.
2. Гулина С.А., Орлов М.Ю. Упрощение термодинамических расчетов тепловых машин путем использования модели идеальных газов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 3 (Ч. 3). – С. 28-34.
3. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзистер Р.И. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
4. Жаров Г.Г., Венцюлис Л.С. Судовые высокотемпературные газотурбинные установки. – Л.: Судостроение, 1973. – 359 с.
5. Дорофеев В.М., Маслов В.Г., Первышин Н.В. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1973. – 144 с.

Статья поступила в редакцию 20 января 2014 г.

FEATURES OF AIRCRAFT ENGINE CONVERTING INTO GAS TURBINE DRIVE BLOWER FOR GAS-MAIN PIPELINES

S.F. Gulina¹, G.M. Orlova¹, M.Y. Orlov²

¹ Samara State Technical University
244, Molodogvardeyskaya st., Samara, 443100, Russia

² Samara State Area of scientific interests
34, Moskovskoye Shosse, Samara, 443086, Russia

This paper discusses the problem of thermodynamic calculation of converted aircraft gas turbine engines powered by natural gas. An algorithm of thermodynamic calculation based on π - h - T functions with exact calculation of changes in thermophysical parameters of the working substance and the fuel gas composition, which allowed to estimate the effect of the distribution of the pressure ratio for the compressor spools on the performance parameters of the aircraft engine converted to gas pipeline pumping unit. It was established that the distribution over the entire range of pressure ratio on the compressor spools of beneficial change in the cycle is from 0.5 to 1%, and the change of specific consumption of fuel – from 1% to 2%.

Keywords: *gas turbine drive, gas transmittal unit, natural gas, the calculation model, the thermodynamic analysis, the cycle work, the specific flow rate of gas fuel.*

*Svetlana A. Gulina (Ph.D. (Techn.)), Associate Professor.
Gulysina M. Orlova (Ph.D. (Ped.)), Associate Professor.
Michail Y. Orlov (Ph.D. (Techn.)), Associate Professor.*