

выделенным валом блока высокого давления. При температуре перед турбиной 1500°C и общей степени сжатия ~ 50 ГТУ будет иметь КПД $\geq 46\%$ и мощность ~ 365 МВт.

11. Разработаны требования к маневренности бинарных ПГУ большой мощности.

12. Разработаны технические условия на паротурбинную установку для бинарной ПГУ большой мощности и технические требования к турбогенераторам ГТУ и ПТ в составе ПГУ.

Описано засіб модулювання процесів в газотурбінному двигуні. Викладено принцип побудови і структура поелементної стаціонарної математичної моделі одновального газотурбінного двигуна Д045. Модель дозволяє вирішувати різноманітні задачі, пов'язані з розрахунком статичних характеристик ГТД у широкому діапазоні зміння зовнішніх умов та режимів роботи ГТД, виникаючі у процесі проектування та доводки газотурбінного двигуна

Ключові слова: математична модель, характеристики вузлів, ГТД

Описан способ моделирования процессов в газотурбинном двигателе. Изложен принцип построения и структура поэлементной математической модели одновального газотурбинного двигателя Д045. Модель позволяет решать различные задачи, связанные с расчетом статических характеристик ГТД в широком диапазоне изменения внешних условий и режимов работы, возникающие в процессе проектирования и доводки газотурбинного двигателя

Ключевые слова: математическая модель, характеристики узлов, ГТД

УДК 621.438.001.573

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОДНОВАЛЬНОГО ГТД Д045

В. Н. Чобенко

Кандидат технических наук,

Заместитель генерального конструктора — начальник конструкторского отделения*

E-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua

Р. В. Палиенко

Ведущий инженер—конструктор, руководитель группы расчётных статических характеристик ГТУ

Отдел расчетно-экспериментальных характеристик и регулирования ГТД*

E-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua

А. Л. Лютиков

Инженер—конструктор II категории группы расчётных статических характеристик ГТУ

Отдел расчетно-экспериментальных характеристик и регулирования ГТД*

E-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua

*ГП Научно-производственный комплекс газотурбостроения «Зоря»-«Машпроект»

пр. Октябрьский, 42а, г. Николаев, Украина, 54018

1. Введение

Создание современного высокоэффективного ГТД невозможно без широкого использования математического моделирования и расчетных экспериментов. Применение математических моделей (ММ) позволяет значительно сократить затраты на поиск оптимального решения как в процессе проектирования двигателя, так и в процессе его доводки. При этом уровень математических моделей во многом определяет круг задач, которые могут быть решены с их использованием.

На ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» при расчете статических характеристик и доводке параметров ГТД широко применяется нелинейная ММ с детализацией расчета турбинного тракта до уровня лопаточных венцов [1, 2]. Эта ММ подтвердила эффективность своего применения при проектировании и доводке двигате-

лей типа М70, М80 и М90. Данная ММ разрабатывалась как универсальная — с возможностью моделирования схем ГТД с количеством каскадов компрессора до 5 и количеством ступеней турбин до 11. Первоначально модель создавалась для расчета характеристик многовальных ГТД со свободной силовой турбиной. В процессе создания в ГП НПКГ одновальных энергетических ГТД возникла необходимость адаптации ММ для расчета параметров таких двигателей.

2. Объект моделирования

Объектом моделирования является одновальный ГТД Д045 (рис. 1), используемый в составе газотурбинной установки ГТЭ-60А.

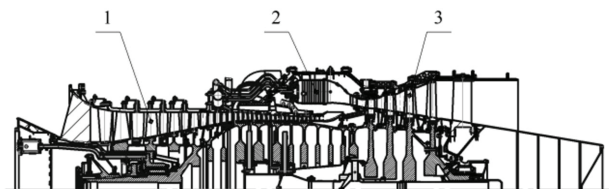


Рис. 1. Продольный разрез ГТД Д045

ГТД Д045 состоит из пятнадцатиступенчатого осевого компрессора 1, камеры сгорания (КС) трубчато-кольцевого типа 2 и охлаждаемой четырёхступенчатой турбины 3.

Параметры ГТД на номинальном режиме в условиях эксплуатации в составе ГТЭ-60А представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры ГТД Д045 в составе ГТЭ-60А

Мощность на клеммах электрогенератора, МВт	60
КПД, отнесенный к мощности на клеммах электрогенератора, %	37
Расход топлива (100% метан с $H_u=11955$ ккал/кг), кг/ч	11670
Степень повышения давления в компрессоре	18
Температура уходящих газов, °С	520
Расход уходящих газов, кг/с	173,4

3. Особенности моделирования узлов ГТД

Одним из путей повышения адекватности ММ является повышение уровня моделирования узлов ГТД с максимально возможным учетом особенностей их характеристик. Исходными данными для формирования ММ являются результаты расчётов компрессора, турбины, камеры сгорания и других узлов ГТД на режиме номинальной мощности.

Особенностью однофазного ГТД, работающего на привод электрогенератора переменного тока, является постоянство частоты вращения ротора турбокомпрессора независимо от изменения режима работы двигателя и внешних условий. При этом расход воздуха через ГТД однозначно определяется внешними условиями (температура, давление и относительная влажность воздуха на входе в компрессор) и положением поворотных направляющих аппаратов компрессора (ПНА).

Учет изменения теплофизических свойств рабочего тела по проточной части ГТД выполняется с использованием аппроксимирующих зависимостей на основании данных о влажности атмосферного воздуха и элементарном составе топлива.

Потери полного давления воздуха на входе в двигатель определяются с учетом характеристик воздухоприемного устройства, параметров и расхода воздуха через двигатель.

Расчет параметров компрессора ГТД в ММ выполняется с использованием газодинамических характеристик компрессора, полученных расчетно-экспериментальным путем. В ММ характеристика компрессора представлена в виде

$$\eta_k^*, n_{кр} = f(G_{впр}, \pi_k^*), \quad (1)$$

где η_k^* – адиабатический КПД компрессора; $n_{кр}$ – приведенная частота вращения ротора компрессора, об/мин; $G_{впр}$ – приведенный расход воздуха на входе в компрессор, кг/с; π_k^* – степень повышения полного давления воздуха в компрессоре.

Современные ГТД характеризуются высокими значениями температуры рабочего тела на входе в турбину, что приводит к необходимости интенсивного охлаждения проточной части турбины с разветвленной системой отбора охлаждающего воздуха из проточной части компрессора.

Турбина ГТД Д045 имеет пять охлаждаемых венцов. С целью оптимизации системы охлаждения турбины и уменьшения влияния отборов охлаждающего воздуха на характеристики двигателя, они реализованы в нескольких местах (из-за 3, 6, 8, 9, 11 и 15 ступеней компрессора). Дополнительно часть охлаждающего воздуха, отбираемого из-за компрессора, подается в турбину после его охлаждения во внешнем воздухоохладителе. ММ ГТД позволяет учитывать изменение параметров охлаждающего воздуха в зависимости от места его отбора из проточной части компрессора.

Температура охлаждающего воздуха, отбираемого из-за промежуточных ступеней компрессора, определяется с учетом температуры воздуха на входе в компрессор и на его выходе, а температура охлаждающего воздуха на выходе из внешнего воздухоохладителя рассчитывается с учетом его характеристик и режима работы ГТД.

Отборы воздуха из промежуточных ступеней проточной части компрессора приводят к уменьшению потребляемой им мощности. Эта особенность учитывается в ММ с помощью дополнительного коэффициента коррекции, определяемого на основании поступенчатого расчёта компрессора на номинальном режиме.

Потери полного давления рабочего тела в камере сгорания ГТД рассчитываются как сумма потерь, возникающих при течении воздуха в камере сгорания и потерь, связанных с подводом теплоты [3], что особенно актуально для однофазных ГТД, у которых при практически постоянном расходе воздуха степень подогрева в камере сгорания существенно изменяется от режима холостого хода до номинального.

Расчёт камеры сгорания выполнен на основании законов сохранения массы и энергии

$$G_{топ} = \frac{G_{вКС} \cdot T_{рв} \cdot \Delta T_{в}}{\eta_{г} \cdot H_u - \Delta i + i_{топ}}, \quad (2)$$

где $G_{топ}$ – расход топлива, кг/с; $G_{вКС}$ – расход воздуха через камеру сгорания, кг/с; $C_{рв}$ – средняя теплоемкость воздуха в процессе подогрева в камере сгорания, кДж/(кг·К); $\Delta T_{в}$ – подогрев воздуха в камере сгорания, К; H_u – низшая теплотворная способность топлива, кДж/кг; $\eta_{г}$ – коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания; Δi – разность энтальпий продуктов сгорания и воздуха, кДж/кг; $i_{топ}$ – энтальпия топлива, кДж/кг.

Коэффициент полноты сгорания топлива принимается переменным по режимам работы ГТД и уточняется по результатам экспериментальных исследований характеристик камеры сгорания в составе двигателя.

Расчёт турбины выполняется на среднем диаметре по заданным геометрическим размерам проточной части с использованием уравнений газовой динамики, основанных на законах сохранения массы, энергии и количества движения.

Суммарные потери в проточной части турбины учитываются в соответствии с методиками, изложенными в [4 – 10], и состоят из

$$\zeta_{\Sigma} = \zeta_{\text{ТР}} + \zeta_{\text{КР}} + \zeta_{\text{Re}} + \zeta_{\lambda} + \zeta_{\text{ЗАЗ}} + \zeta_i + \zeta_{\text{ВТ}}, \quad (3)$$

где ζ_{Σ} – суммарные потери в лопаточном аппарате турбины; $\zeta_{\text{ТР}}$ – потери от трения; $\zeta_{\text{КР}}$ – потери кромочные; ζ_{Re} – потери от числа Рейнольдса (Re); ζ_{λ} – потери от приведенной скорости (l); $\zeta_{\text{ЗАЗ}}$ – потери от зазора; ζ_i – потери от угла атаки (i); $\zeta_{\text{ВТ}}$ – потери вторичные.

Мощность ступени турбины определяется с использованием уравнения Эйлера

$$N_{\text{СТ}} = G_{\text{ГРК}} \cdot (C_{1U} U_1 - C_{2U} U_2), \quad (4)$$

где $N_{\text{СТ}}$ – мощность ступени турбины, кВт; $G_{\text{ГРК}}$ – расход газа через рабочее колесо ступени турбины, кг/с; C_{1U} , C_{2U} – окружные составляющие абсолютной скорости газа соответственно на входе и выходе из рабочего колеса ступени турбины, м/с; U_1 , U_2 – окружные скорости газа соответственно на входе и выходе из рабочего колеса ступени турбины, м/с.

Эффективный КПД турбины $\eta_{\text{ТЭ}}$ определяется по зависимости

$$\eta_{\text{ТЭ}} = \frac{\sum_{j=1}^4 N_{\text{СТ}j}}{\sum_{j=1}^4 \left(G_{\text{T}j} \cdot H_{\text{Гад}j} + \sum_{i=1}^n (G_{\text{В}ji} \cdot H_{\text{Вад}ji}) \right)}, \quad (5)$$

где $N_{\text{СТ}j}$ – мощность j-ой ступени турбины, кВт; $H_{\text{Гад}j}$, $H_{\text{Вад}ji}$ – адиабатические теплоперепады потока газа и i-того потока охлаждающего воздуха, подсчитанные по их параметрам перед j-ой и за j-ой ступенью турбины, кДж/кг; $G_{\text{T}j}$, $G_{\text{В}ji}$ – расходы газа и i-того потока охлаждающего воздуха для j-ой ступени турбины, кг/с; n – количество потоков охлаждающего воздуха для j-ой ступени турбины.

Температура газозвдушной смеси за каждым венцом турбины вычисляется по формуле

$$T_{\text{СМ}j}^* = \frac{G_{\text{T}j} \cdot C_{\text{P}j} \cdot T_{\text{T}j}^* + \sum_{i=1}^n (G_{\text{В}ji} \cdot C_{\text{P}ji} \cdot T_{\text{В}ji}^*)}{G_{\text{СМ}j} \cdot C_{\text{P}СМj}}, \quad (6)$$

где $T_{\text{СМ}}^*$, $T_{\text{T}j}^*$, $T_{\text{В}ji}^*$ – полная температура газозвдушной смеси, газа и i-того потока охлаждающего воздуха в j-ом сечении турбины, К; $G_{\text{СМ}j}$, $G_{\text{T}j}$, $G_{\text{В}ji}$ – расходы газозвдушной смеси, газа и i-того потока охлаждающего воздуха в j-ом сечении турбины, кг/с; $C_{\text{P}СМj}$, $C_{\text{P}Tj}$, $C_{\text{P}Вji}$ – теплоёмкость газозвдушной смеси, газа и i-того потока охлаждающего воздуха в j-ом сечении турбины, Дж/(кг×К); n – количество потоков охлаждающего воздуха для j-ой ступени турбины.

Постоянство частоты вращения ротора газогенератора приводит к существенному изменению угла выхода потока газа из турбины ($\alpha_{\text{ВЫХ}}$) при изменении режима работы от холостого хода до номинального, что существенно влияет на величину потерь в газоотводящем устройстве ГТД ($\Delta P_{\text{ВЫХ}}$). Это обуславливает необходимость учёта угла выхода потока при расчёте потерь полного давления рабочего тела в газоотводящем устройстве, которые определяются по формуле

$$\Delta P_{\text{ВЫХ}} = P_4^* \cdot A_{\text{ВЫХ}} \cdot \left(\frac{G_{\text{T}} \sqrt{T_4^*}}{P_4^*} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\sin \alpha_{\text{ВЫХ}}} \right)^m, \quad (7)$$

где P_4^* – полное давление газа на выходе из турбины, Па; $A_{\text{ВЫХ}}$ – коэффициент пропорциональности, ($\text{с}^2 \times \text{Па}^2$)/(кг²×К); G_{T} – расход газа на выходе из турбины, кг/с; T_4^* – температура торможения газа на выходе из турбины, К; $\alpha_{\text{ВЫХ}}$ – угол выхода потока газа из турбины ГТД, рад; m – показатель степени, определяемый на основании статистических данных по результатам экспериментальных исследований характеристик ГТД.

4. Выводы

Созданная ММ позволяет производить расчёты статических характеристик ГТД Д045 в широком диапазоне изменения условий эксплуатации, исследовать влияние характеристик отдельных узлов на характеристики двигателя в целом, выполнять анализ результатов экспериментальных исследований характеристик ГТД и разрабатывать рекомендации по их совершенствованию.

Дальнейшая идентификация ММ по результатам экспериментальных исследований характеристик ГТД позволит повысить ее адекватность и достоверность определения расчетных параметров двигателя.

Литература

1. Синкевич, М.В. Совершенствование метода исследования и доводки газодинамических характеристик судовых ГТД на базе высокоинформативной математической модели [Текст]/ М.В. Синкевич // Дисс. на соискание уч. степени канд. техн. наук: 05.08.05; – Защищена 26.09.88; Утв: 09.11.88. – Николаев, 1988. – 214 с.
2. Синкевич, М.В. Расчёт статических характеристик ГТД с детализацией расчёта турбинного тракта до уровня лопаточных венцов. Подсистема САПР «Выбор тепловой схемы и основных параметров ГТД» Отчёт предприятия [Текст]/ М.В. Синкевич // П/я А-1469 589.255.00011-07 13. 1986г. 18 с.
3. Пчёлкин, Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей [Текст]/ Ю.М. Пчёлкин // М., «Машиностроение», 1984г. с. 121-132.

4. Венедиктов, В. Д. Газодинамика охлаждаемых турбин [Текст]/ В. Д. Венедиктов / М., «Машиностроение», 1990г. с. 17-24.
5. Жирицкий, Г. С. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов [Текст]/ Г. С. Жирицкий, В. И. Локай, М. К. Максимова, В. А. Стрункин // М., «Машиностроение», 1971г. с. 93-113.
6. Кривошеев, И.А. Динамика развития и использования математических моделей на различных этапах разработки ГТД [Текст]/ И.А. Кривошеев, Д.А. Ахмедзянов, О.Н.Иванова // Известия вузов. Авиационная техника. 2003г. № 3, с. 71-73.
7. Дружинин, Л.Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей: труды ЦИАМ № 832 [Текст]/ Л.Н. Дружинин, Л.И. Швец, А.И. Ланшин// М.:ЦИАМ, 1979г. – с. 3-4.
8. Walsh, P. Gas Turbine Performance. Second Edition [Текст]/ P. Walsh, P. Fletcher// India: Blackwell Publishing company – 2004. – 631 p.
9. Koval, V.A. Singularities aerodynamic finishing axial compressors of a gas-turbine engines [Текст]/V.A. Koval, V.V. Romanov, A.V. Skvortsov//Eastern-Journal of Enterprise Technologies. – 2007. – № 5/4 (30). – P. 63 – 67.
10. Коваль, В.А. Улучшение характеристик осевого компрессора газотурбинного двигателя путем пассивного управления течением у концов рабочих лопаток [Текст]/В.А. Коваль, В.В. Романов, А.В. Скворцов //Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2007. – № 6/1 (30). – С. 35 – 43.

УДК 621.74.045:669.24:21.981

ИССЛЕДОВАНИЕ МАТЕРИАЛА ОТЛИВОК ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ПОСЛЕ ГОРЯЧЕГО ИЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ И ТЕРМООБРАБОТКИ

П. Д. Жеманюк

Кандидат технических наук, технический директор*

В. В. Клочихин

Инженер, начальник лаборатории
специальной металлургии*

E-mail: motor@motorsich.com

Н. А. Лысенко

Инженер *

В. В. Наумик

Доктор технических наук, профессор,
Кафедра «Машины и технология литейного
производства»

Запорожский национальный технический университет
ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

e-mail: naumik@zntu.edu.ua

*УГМет АО «Мотор-Сич»

пр. Машиностроителей, 15, г. Запорожье,
Украина, 69068

Під час гарячого ізостатичного пресування лопаток відбувається «загоювання» мікропор та рихлот, які не виходять на поверхню деталей, що сприяє стабілізації структури та властивостей матеріалу. Наступна термообробка сприяє підвищенню однорідності сплаву, релаксації напружень, позитивно впливає на пластичні характеристики сплаву при збереженні властивостей жароміцності. Обробка та наступна гомогенізація забезпечують отримання сприятливого поєднання характеристик пластичності, тривалої міцності

Ключові слова: лопатка, пресування, мікропори, рихлоти, «рафт»-структура, термообробка, однорідність, пластичність, жароміцність

В процессе горячего изостатического прессования лопаток происходит «залечивание» микропор и рыхлот, не выходящих на поверхность деталей, что способствует стабилизации свойств материала. Последующая термообработка приводит к повышению однородности сплава, релаксации напряжений, положительно влияет на пластические характеристики сплава при сохранении жаропрочности. Обработка и последующая гомогенизация обеспечивают получение благоприятного сочетания характеристик пластичности и длительной прочности

Ключевые слова: лопатка, прессование, микропоры, рыхлоты, «рафт»-структура, термообработка, однородность, пластичность, жаропрочность

1. Введение

Литые детали горячего тракта авиационных двигателей, изготавливаемые из жаропрочных никелевых

сплавов, характеризуются сложной конфигурацией и часто отбраковываются по причине наличия внутренних несплошностей усадочного характера [1-3]. Эффективным способом исправления внутренних де-