

январь
февраль
2025

Турбины и Дизели

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЙ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

№1 (118)



16+



Группа компаний «РЕНН»:
объединяя лучшее

АО «Татэнерго» и ООО «Турбосервис Рус»:
успешное партнерство в сфере обслуживания
газовых турбин на ТЭЦ-1 и ТЭЦ-2 г. Казани

Разработка гибридной газотермомеханической модели полного газотурбинного двигателя

К. А. Трошина¹, к.ф.-м.н. – старший научный сотрудник, ktikhomirova@saec.ru

И. А. Краснов¹ – начальник сектора, ilya.krasnov@saec.ru

К. Ю. Мохов¹ – директор, kmokhov@saec.ru

А. А. Рябов¹, д.ф.-м.н. – научный руководитель, alex.ryabov@saec.ru

А. А. Мусеев² – заместитель начальника ОКБ, museev_aa@klimov.ru

Ю. Н. Журенков² – главный конструктор, zhurenkov@klimov.ru

¹ООО «Саровский инженерный центр»

²АО «ОДК–Климов»

Ключевые слова:

термомеханическая модель,
гидравлическая модель,
газотурбинный двигатель,
масляно-воздушные лабиринтные уплотнения,
метод конечных элементов,
связный расчет,
газодинамика вторичных потоков,
полетный цикл

Аннотация

Разработана термомеханическая модель газотурбинного двигателя, для которой реализован связный расчет теплового и деформированного состояния деталей. Расчет газодинамики вторичных потоков воздуха осуществляется с помощью 1D-методов пакета Simcenter Flomaster, из которого в прочностной решатель передаются температуры воздуха и коэффициенты теплоотдачи на омываемых поверхностях. Расчет температуры деталей и их напряженно-деформированного состояния выполняется методом конечных элементов в пакете Simcenter 3D, из которого в гидравлический решатель передаются значения температур деталей и зазоров между роторными и статорными частями двигателя. Обмен данными

между двумя решателями осуществляется с помощью специально разработанного программного кода. Прочностная модель включает как двумерные осесимметричные элементы и элементы с плоским напряженным состоянием, так и трехмерные секторы периодичности, что позволяет более точно описать процесс теплопередачи в областях замков и лопаток по сравнению с полностью двумерной моделью. В работе представлены результаты связных стационарного и нестационарного расчетов типового полетного цикла с учетом осесимметричных нагрузок. Показано изменение во времени зазоров в масляно-воздушных лабиринтных уплотнениях и над лопаточными венцами, а также температур в ключевых точках двигателя.

Development of a hybrid gas–thermomechanical model of complete gas turbine engine

K. A. Troshina¹, PhD in Physics and Mathematics – Senior Researcher, ktikhomirova@saec.ru

I. A. Krasnov¹ – Head of Section, ilya.krasnov@saec.ru

K. Yu. Mokhov¹ – Director, kmokhov@saec.ru

A. A. Ryabov¹, Doctor of Physical and Mathematical Sciences – Research Supervisor, alex.ryabov@saec.ru

A. A. Museev² – Deputy Head of Experimental Design Bureau, museev_aa@klimov.ru

Yu. N. Zhurenkov² – Chief Designer, zhurenkov@klimov.ru

¹Sarov Engineering Center LLC

²UEC–Klimov JSC

Key words:

thermomechanical model,
hydraulic model,
gas turbine engine,
oil-air labyrinth seals,
element method,
coupled simulation,
gas dynamics of secondary flow,
flight cycle

Abstract

This paper presents a thermomechanical model for a full gas turbine engine, incorporating coupling between hydraulic and thermo-structural solvers. The dynamics of secondary air flow are calculated using 1D-methods within the Simcenter Flomaster package, which provides gas temperatures and heat transfer coefficients to the thermo-structural solver. Solid temperature and deformation are computed using the finite element method within the Simcenter 3D-package, where solid temperatures and labyrinth seal gap values are then transferred back to the hydraulic solver. Data exchange between the two solvers is facilitated by

a custom-developed program code. The thermo-structural model incorporates a combination of 2D-axisymmetric elements, plane-stress elements, and 3D-periodic sectors, the latter used for modeling disk locks and blades. This paper presents the results of coupled static and transient flight cycle simulations, considering axisymmetric loads such as centrifugal and aerodynamic forces, as well as thermal expansion of components. Key findings include the evolution of gaps in labyrinth seals and blade tip clearances throughout a flight cycle, along with temperature distributions at critical engine points.

В настоящее время при проведении термомеханических расчетов газотурбинного двигателя (ГТД) разрабатываются компьютерные модели его отдельных частей или полные осесимметричные модели всей конструкции. Модель полного двигателя включает большое число деталей, и для ее реализации требуются значительные вычислительные ресурсы. Для сокращения ресурсов вводятся различные упрощения: укрупненное сеточное разрешение при конечно-элементной дискретизации, использование сектора периодичности или осесимметричной 2D-модели вместо полной 3D-постановки, исключение из рассмотрения ряда деталей, замена некоторых соединительных элементов 1D-связями.

Полная модель с указанными упрощениями позволяет с приемлемой точностью определять изменение радиальных зазоров между роторными и статорными частями двигателя в процессе его эксплуатации по полетному циклу, но не всегда дает возможность корректно оценить напряженное состояние конструкции в опасных зонах. Точность расчетов радиальных зазоров весьма актуальна, так как их величина существенно влияет на эффективность работы двигателя. В статье [1] на примере одного из двигателей показано, что увеличение радиального зазора над лопаточным венцом на 0,25 мм ведет к снижению эффективности двигателя примерно на 1 % и изменению температуры газа на выходе из турбины на 10 °С. По данным работы [2], увеличение радиального зазора на 0,25 % снижает КПД двигателя на 1,2 %.

В литературе приводится ряд примеров термомеханических расчетов полного ГТД или его части, в которых в качестве конвективных граничных условий задаются результаты предварительно выполненного трехмерного газодинамического (CFD-Computational Fluid Dynamics) расчета [3–5]. Потоки газа нагревают детали двигателя, вызывая их тепловые деформации и изменения размеров газовых полостей – отверстий и зазоров, которые в свою очередь влияют на газодинамику. Поэтому для повышения точности численного моделирования состояния газовой среды и деформируемых деталей необходимо решать задачу в связанной постановке, осуществляя двусторонний обмен данными между газодинамическим и термомеханическим решателями на каждой итерации стационарного расчета или на каждом шаге по времени нестационарного расчета [6–8]. Такой подход позволяет также более точно описывать процесс теплопередачи на границе газ – твердое тело.

Так, в [6] описывается реализация связанного расчета двигателя, в процессе которого на каждом расчетном шаге по времени из CFD-решателя

передаются тепловые потоки, а из термомеханического решателя – температуры деталей. При этом на каждом временном шаге реализуется итерационная процедура, критерием завершения которой служит минимизация наибольшего различия в температурах деталей между двумя ближайшими итерациями. Для экономии вычислительных ресурсов вместо трехмерного CFD-расчета предпочтительнее использовать 1D-методы расчета там, где это возможно [9–11]. В [10, 11], помимо температур деталей, в газодинамический решатель на каждом расчетном шаге передаются также сведения об изменении размеров конструкции, в частности, изменении величин зазоров и отверстий. В [11] приводятся результаты решения связанной задачи в трехмерной постановке.

Отдельным направлением моделирования является создание полностью одномерных термомеханических моделей двигателя, которые благодаря высокой скорости расчета позволяют регулировать радиальные зазоры в режиме реального времени работы ГТД и могут использоваться в системах активного управления [12, 13].

Краткий обзор публикаций показывает, что в большинстве источников рассматривается либо часть двигателя (один диск в 3D-постановке [3, 7, 8]; одна турбина и часть корпуса в 2D-постановке [10]), либо полный двигатель, но в осесимметричной 2D-постановке [6, 9, 11]. Поэтому разработка высокоточной связанной термомеханической модели всего двигателя, с учетом трехмерных конструктивных особенностей, – весьма актуальная задача. В данной статье описывается подход к решению этой проблемы, дается краткое описание разработанных полных моделей, приводится сравнительный анализ полученных численных результатов.

Постановка задачи и метод решения

Рассматривается задача расчета нестационарного термомеханического состояния ГТД в типовом полетном цикле (ТПЦ). Продольный разрез двигателя показан на *рис. 1*. Двигатель имеет свободную турбину (СТ) и турбину компрессора (ТК), опирающиеся на шесть подшипников. Масляные полости ограничены восьмью лабиринтными уплотнениями ЛУ1–ЛУ8, зазоры в которых изменяются в процессе деформирования конструкции. Деформации обусловлены тепловым расширением деталей двигателя и центробежной нагрузкой на турбины, а также аэродинамическими осевыми силами. Двигатель закреплен в осевом направлении по фланцу подвески, как показано на *рис. 1*.

Для решения связанной задачи «газодинамика–прочность» ГТД разрабатываются газодинами-

Научно-инженерное предприятие «Саровский инженерный центр» (ООО «СИНЦ») занимается разработкой и внедрением компьютерных технологий инженерного анализа.

Многолетний опыт расчетно-экспериментальных работ и историческое взаимодействие с разработчиком отечественного расчетного ПО (РФЯЦ–ВНИИЭФ) позволили СИНЦ стать партнером по внедрению отечественного пакета ЛОГОС в конструкторские бюро АО «ОДК».

Основные направления деятельности ООО «СИНЦ»:

1. Разработка валидированных методик цифровых испытаний и цифровых двойников изделий, а также проведение расчетных и экспериментальных работ в рамках научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ;
2. Создание и развитие инженерного программного обеспечения;
3. Коммерческая реализация и техническая поддержка инженерного ПО, такого как ЛОГОС и SimCrack;
4. Консультирование по применению инженерного ПО, включая Amesim, Flomaster, STAR-CCM+, ANSYS CFX, ANSYS Fluent, ANSYS Mechanical, LS-Dyna, Abaqus, AvoCADo и SimCrack;

Контактная информация:
Долотов Лев Андреевич
т. +7 (920) 029-18-88
LD@saec.ru

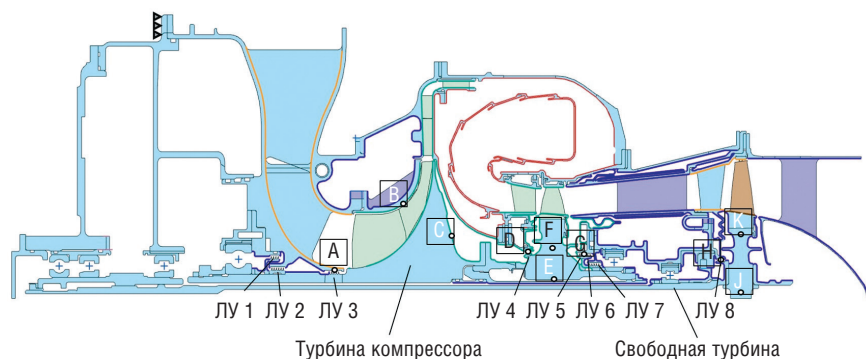
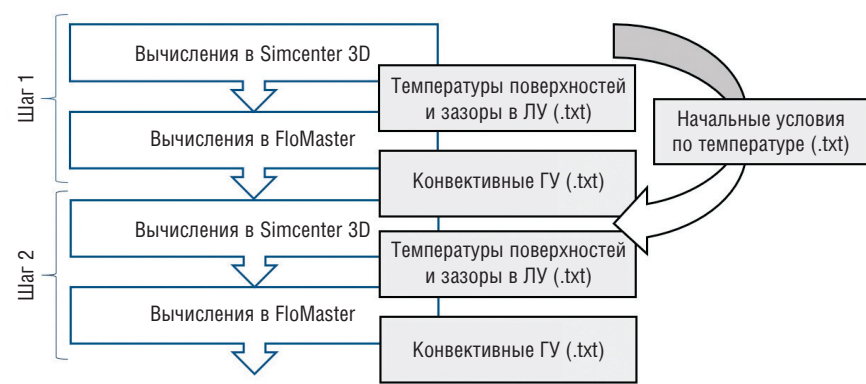


Рис. 1.
Продольный разрез
моделируемого двигателя

ческая модель двигателя, включающая 1D и 3D газовые полости, и гибридная 2D/3D механическая модель для расчета температурных полей, тепловых и силовых деформаций элементов конструкции. Теплогидравлические расчеты газового потока в одномерном приближении выполняются пакетом Simcenter Flomaster [14], а в трехмерной постановке – комплексом Star-CCM+ [15]. Расчеты температурных полей и деформаций деталей осуществляются в программном комплексе Simcenter 3D [16].

Решение связанной задачи проводится по следующему алгоритму. Из пакета Simcenter Flomaster передаются значения температуры воздуха и коэффициенты теплоотдачи на поверхностях, используемые для задания конвективных граничных условий, из термopочностного решателя пакета Simcenter 3D – температуры металлических стенок и величины зазоров в масляно-воздушных лабиринтных уплотнениях (ЛУ). Для обмена данными используется специально разработанный скрипт, блок-схема которого показана на рис. 2. При стационарном расчете обмен данными производится на каждой итерации, итеративный процесс продолжается до сходимости по заданным параметрам: температуре металлических поверхностей, температуре воздуха на поверхностях, коэффициенту теплоотдачи поверхностей и величине зазоров в ЛУ. В процессе нестационарного расчета обмен данными производится на каждом шаге по времени без итерационного уточнения решения, при этом

Рис. 2.
Блок-схема скрипта
передачи данных



в качестве начальных условий по температуре деталей для термopочностного решателя принимаются результаты предыдущего расчетного шага в Simcenter 3D (овальная стрелка на рис. 2).

Связь термopочностного расчета с гидравлическим расчетом осуществляется по поверхностям, выделенным фиолетовым цветом на рис. 1. С этой целью каждая полость разделяется на несколько ячеек, внутри которых температура воздуха и стенок деталей, а также коэффициенты теплоотдачи поверхности считаются одинаковыми по объему ячейки.

Решение задачи теплопроводности и расчет деформаций в пакете Simcenter 3D проводятся методом конечных элементов. Полная модель двигателя является гибридной и включает различные типы конечных элементов: 2D-осесимметричные; 2D-периодические, реализующие плоское напряженное состояние; 3D-секторы. Трехмерные секторы дисков турбин добавлены в модель с целью уточнения процесса теплопередачи в областях замков и лопаток. Опции гибридного моделирования пакета Simcenter 3D позволяют сочетать в рамках одной модели 2D-осесимметричные элементы и 3D-элементы циклической периодичности для секторов с разными углами. Использование плоской постановки для осесимметричной части конструкции и секторов с минимальным углом, различным для каждого диска, для 3D-элементов циклической периодичности дает возможность получить модель, близкую по точности к полной 3D-постановке или полному 3D-сектору, существенно снизив при этом вычислительные затраты. Таким образом, используемая в настоящей работе гибридная модель позволяет с высокой точностью описать термомеханическое состояние всего двигателя в сборе.

Предварительные численные исследования показали, что процесс течения вторичного воздуха в полостях за центробежным компрессором (ЦБК) и диском ТК не может быть с достаточной достоверностью описан в одномерной постановке ввиду наличия в них возвратных течений и значительных отличий температуры воздуха и коэффициента теплоотдачи между одномерными расчетами и трехмерными CFD-расчетами. В связи с этим данная область исключается из одномерного анализа, и на поверхностях, отмеченных зеленым цветом на рис. 1, в качестве граничных условий используются результаты трехмерного CFD-расчета. В замкнутых полостях задано условие Thermal Void (конвективный теплообмен с коэффициентом теплоотдачи поверхности $\alpha=2 \text{ Вт}/(\text{м}^2\cdot^\circ\text{C})$), внутри вала СТ и внутри лабиринтных уплотнений задаются адиабатические стенки. Снаружи

корпуса формулируется условие конвективного теплообмена с окружающей средой. На всех поверхностях редуктора и внутренней части подшипников температура принимается равной температуре масла. Учет лучистого теплообмена осуществляется между поверхностями, имеющими наибольшее различие по температуре (красные линии на рис. 3).

Сетка гибридной модели состоит из треугольных и тетраэдральных конечных элементов второго порядка аппроксимации и содержит 124,2 тыс. конечных элементов второго порядка аппроксимации (26,4 тыс. двумерных и 97,8 тыс. трехмерных) и 222,1 тыс. узлов. Трехмерные элементы-секторы гибридной модели и их сопряжение с осесимметричными элементами показаны на рис. 4. При этом в связи с разным количеством лопаток на дисках используемые секторы имеют разные углы, что позволяет реализовать опция гибридного моделирования Simcenter 3D. Для стыковки двумерных осесимметричных и трехмерных элементов используются кинематические связи радиальных и осевых перемещений, задаваемые для групп узлов на ребрах двумерных осесимметричных элементов и гранях трехмерных элементов с одинаковыми осевыми координатами.

Для сравнения и оценки точности расчета также разработана 2D-модель с осесимметричными элементами и периодическими элементами, реализующими плоское напряженное состояние. Сетка двумерной модели состоит из треугольных конечных элементов второго порядка аппроксимации и содержит 29,1 тыс. конечных элементов и 69,8 тыс. узлов. 2D-модель, как имеющая меньшую размерность, ускоряет связный расчет, однако использование для моделирования лопаток элементов, реализующих плоское напряженное состояние, снижает точность интерполяции на них результатов теплового расчета и, соответственно, искажает поле температуры в окрестности лопаток.

Одномерная теплогидравлическая модель (рис. 5 и 6), разработанная в пакете Simcenter Flomaster, содержит все основные элементы и течения вторичного воздуха ГТД: полости, отверстия (в т. ч. жиклеры), лабиринтные уплотнения, проходы, подшипники, трубопроводы и др. Кроме областей течения вторичного воздуха, одномерная теплогидравлическая модель включает в себя участки газового тракта между ТК и СТ, а также на выходе из СТ для определения граничных условий для прочностной модели на внутренних поверхностях газового тракта.

Для расчета вращающего момента на стенках полостей применяется скрипт, реализующий следующую формулу:

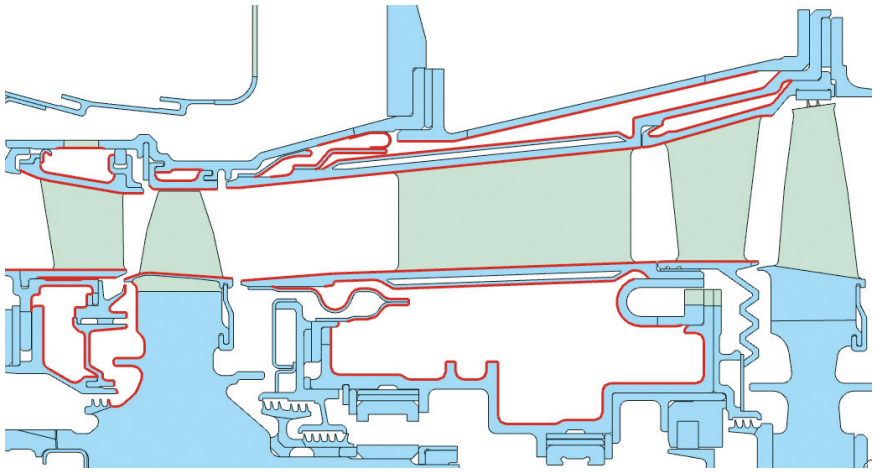


Рис. 3. Поверхности учета лучистого теплообмена

$$\tau = \frac{\rho \cdot r^3}{2} \cdot (\omega_w - \omega_f) \cdot |\omega_w - \omega_f| \cdot A \cdot C_m \quad (1)$$

где τ – вращающий момент, Н·м;
 ρ – средняя плотность воздуха в ячейке полости, кг/м³;
 r – средний радиус стенки, м;
 ω_w – средняя скорость вращения воздуха в ячейке полости, рад/с;
 ω_f – скорость вращения стенки, рад/с;
 A – площадь поверхности стенки, м²;
 C_m – безразмерный коэффициент передачи вращающего момента, вычисляемый для стенок статора по формуле (2), для стенок ротора по формуле (3).

$$C_m^{stat} = 0.0158 \cdot Re^{-0.094} \quad (2)$$

$$C_m^{rot} = 0.2008 \cdot Re^{-0.28} \quad (3)$$

где Re – критерий Рейнольдса вращения:

$$Re = \frac{\rho \cdot r^2 \cdot |\omega_w - \omega_f|}{\eta} \quad (4)$$

где η – средняя динамическая вязкость воздуха в ячейке полости, Па·с.

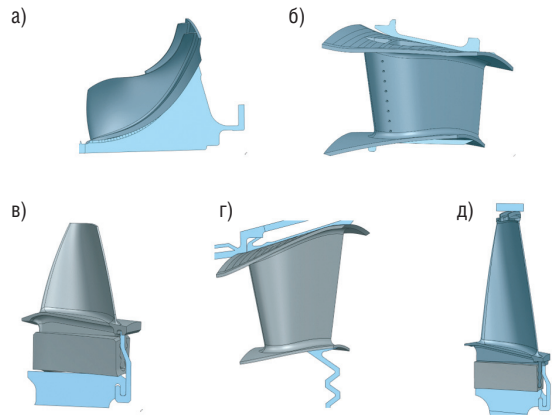


Рис. 4. 3D-элементы гибридной модели:
а) ЦБК;
б) сопловой аппарат ТК;
в) диск ТК;
г) сопловой аппарат СТ;
д) диск СТ

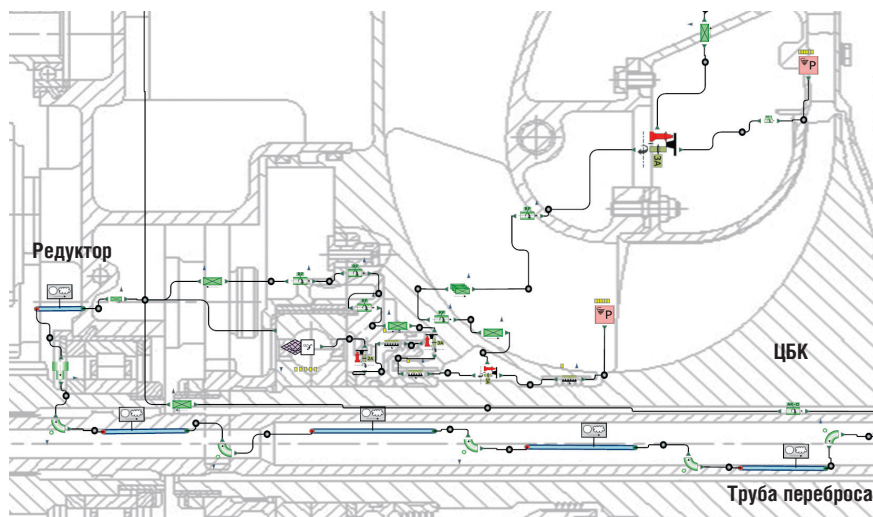


Рис. 5.
Принципиальная схема
одномерной математической
модели (левая часть)

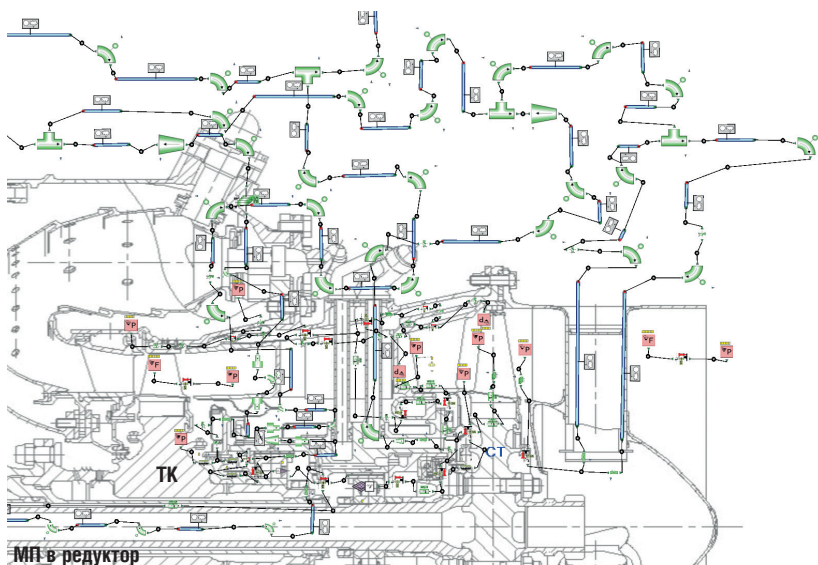
Представленные зависимости коэффициента вращающего момента (2) и (3) получены на основании анализа результатов CFD-расчета полостей в различных режимах работы и могут использоваться в качестве опорных данных при определении баланса вращающего момента внутри полостей простой формы. Зависимости коэффициентов вращающего момента от числа Рейнольдса представлены на рис. 7.

Теплообмен между воздухом и деталями двигателя учитывается в полостях и трубопроводах, течение воздуха через отверстия, проходы и лабиринтные уплотнения принимается адиабатным.

Сравнение результатов стационарных расчетов для двумерной и гибридной моделей

На примере тестовой нагрузки, соответствующей одному из наиболее нагруженных режимов работы двигателя, выполнен сравнительный анализ результатов связанных стационарных расчетов на 2D-модели (расчет 1), на гибридной модели с идеальным тепловым контактом в замках дисков ТК и СТ (расчет 2) и на

Рис. 6.
Принципиальная схема
одномерной математической
модели (правая часть)



гибридной модели с учетом термической проводимости контактов в замках (расчет 3).

Тепловые поля в области замков лопаток ТК и СТ, полученные в результате трех расчетов, показаны на рис. 8 и 9. Цифрами указаны значения температур в зоне стыковки 2D/3D-элементов, наибольшее различие между расчетами 1 и 2 составляет $\Delta T = 21^\circ\text{C}$ для ТК и $\Delta T = 12^\circ\text{C}$ для СТ; между расчетами 2 и 3 – $\Delta T = 2^\circ\text{C}$ для ТК и $\Delta T = 9^\circ\text{C}$ для СТ. Таким образом, отличия в зоне стыковки по температурам в расчетах 1 и 2 не превышают 2...4 %, а в расчетах 2 и 3 – 2 %. При этом в областях, удаленных от зон стыковки 2D- и 3D-элементов, тепловые поля для расчетов 2 и 3 совпадают. Для расчетов 2 и 3 совпадают также полученные значения зазоров между корпусом и лопатками и зазоров в ЛУ, тогда как между расчетами 1 и 2 максимальное различие достигает $\Delta \sim 40\%$ для зазоров над лопатками и $\Delta \sim 5\%$ для зазоров в ЛУ. Отсюда можно сделать вывод об использовании гибридной модели для корректной оценки зазоров между ротором и статором в проточном тракте и ЛУ как уточняющего расчета по сравнению с полной 2D-постановкой. Поскольку учет термической проводимости контактов в замках дисков не оказывает существенного влияния на результат, то в дальнейших расчетах им можно пренебречь.

Результаты стационарного и нестационарного расчетов

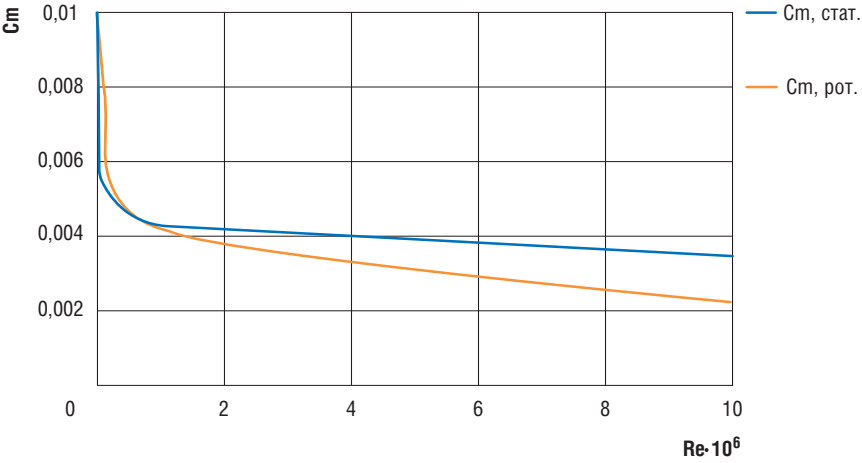
Целью расчета является определение изменения зазоров в ЛУ, а также зазоров между лопаточными венцами и статором от теплового расширения деталей и центробежной нагрузки в течение типового полетного цикла (ТПЦ), схема которого представлена на рис. 10.

Для этого выполняются как стационарный, так и нестационарный связанные расчеты. Стационарный расчет ТПЦ представляет собой серию отдельных расчетов для каждого режима работы двигателя. При его проведении реализуется итерационная процедура, в которой на каждой итерации производится обмен данными между пакетами: из Simcenter 3D передаются значения температуры поверхностей деталей и величины зазоров ЛУ, из Simcenter Flomaster – температуры воздуха на поверхностях и коэффициенты теплоотдачи поверхностей деталей (конвективные ГУ). Критериями завершения итерационной процедуры служат различия между итерациями обмена по температуре воздуха на поверхности ($\Delta T_n = 1^\circ\text{C}$), по коэффициенту теплоотдачи поверхности ($\Delta \alpha = 5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot ^\circ\text{C})$), температуре деталей ($\Delta T_d = 1^\circ\text{C}$) и величине зазоров в ЛУ ($\Delta = 1 \text{ мкм}$). Расчеты проводятся до достижения всех указанных критериев.

Результаты стационарного расчета показывают зазоры в ЛУ при длительной работе двигателя на режиме и не учитывают переходных явлений, возникающих при смене режимов. Однако поскольку время выполнения данного расчета существенно меньше, чем нестационарного, то его результаты могут служить для первичной оценки изменения зазоров в процессе ТПЦ.

Нестационарный расчет начинается с конца первого режима ТПЦ, в качестве начальных условий принимаются результаты стационарного расчета этого режима. Переход между режимами осуществляется ступенчатым изменением граничных условий. Величина шага по времени составляет $\Delta t_1=30$ с внутри каждого режима и $\Delta t_2=1$ с на переходе между режимами. Расчеты выполняются последовательно в пакетах Simcenter 3D и Simcenter Flomaster, на каждом шаге по времени из Simcenter 3D передаются значения температуры поверхностей деталей и величины зазоров ЛУ, из Simcenter Flomaster – температуры воздуха на поверхностях и коэффициенты теплоотдачи поверхностей деталей (конвективные ГУ). Итеративного уточнения решения внутри временного шага не производится. Для каждого из пакетов внутренний шаг разбиения интервалов Δt_1 и Δt_2 на подшаги выбирается из условия обеспечения численной сходимости нестационарного расчета.

На рис. 11 приведены графики изменения зазоров в ЛУ во времени. По оси ординат отложена величина зазоров в % от наибольшего исходного (холодного) зазора ЛУ4. Тонкими цветными горизонтальными линиями показаны исходные зазоры всех ЛУ в ненагруженном состоянии. На рис. 12 представлено изменение радиальных зазоров между лопатками ЦБК, ТК и СТ и корпусом в течение ТПЦ. Зазоры приведены в % от исходного зазора между лопатками и корпусом в ненагруженном состоянии. Сплошная тонкая линия обозначает исходный зазор, сплошная толстая – результат нестационарного расчета, пунктирная – результат набора стационарных расчетов. Скачкообразное изменение зазора на первой секунде каждого режима в результате нестационарного расчета объясняется резким изменением радиального перемещения ротора в связи со ступенчатым изменением центробежной нагрузки. В области ЛУ4 и ЛУ8 статор имеет тонкостенную конструкцию, в которой тепловое равновесие достигается быстрее, чем в роторной части, что вызывает скачок на соответствующих графиках за первые 30 с каждого режима. Далее наблюдается плавный возврат, обусловленный постепенным прогреванием более массивных деталей ротора. Данное явление проиллюстрировано



графиком на рис. 13, содержащим изменения радиальных перемещений роторной и статорной части во времени. Перемещения приведены в % от исходного зазора ЛУ4.

На рис. 14 приведено изменение температуры в фиксированных точках деталей двигателя во времени, соответствующие точки обозначены на рис. 2. Температура представлена в % от максимального приращения, наблюдаемого за цикл. Сплошной линией обозначены результаты нестационарного расчета, пунктирной – стационарного.

К концу каждого режима ТПЦ значения радиальных зазоров между роторными и статорными частями и температур деталей, полученные из нестационарного расчета, стремятся к результату стационарного расчета, что подтверждает правильность выполненных численных расчетов и возможность использования стацио-

Рис. 7. Зависимость коэффициента крутящего момента от числа Рейнольдса

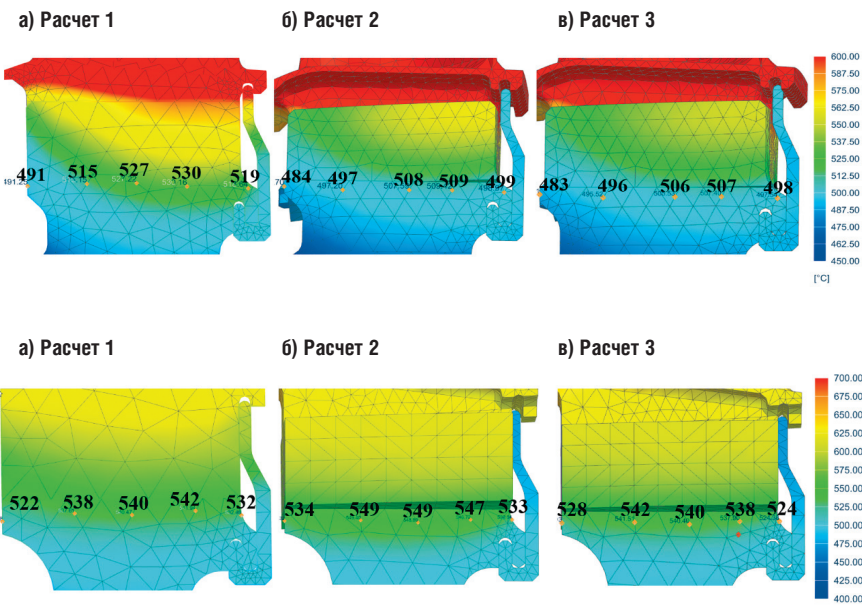


Рис. 9. Температура деталей в области замка диска СТ

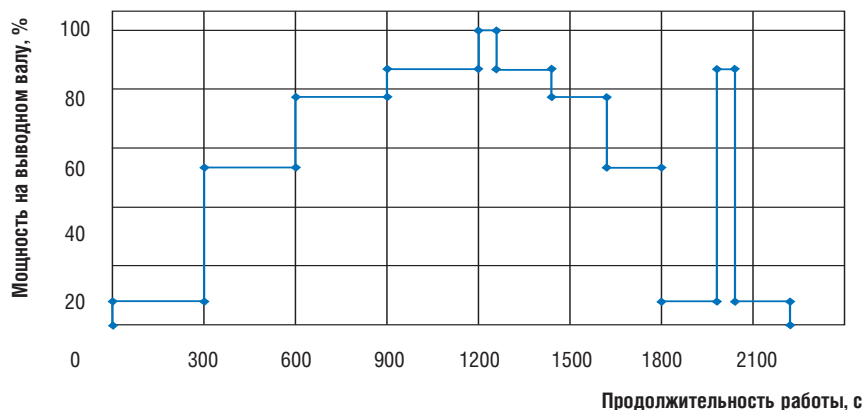


Рис. 10.
Схема типового полетного цикла

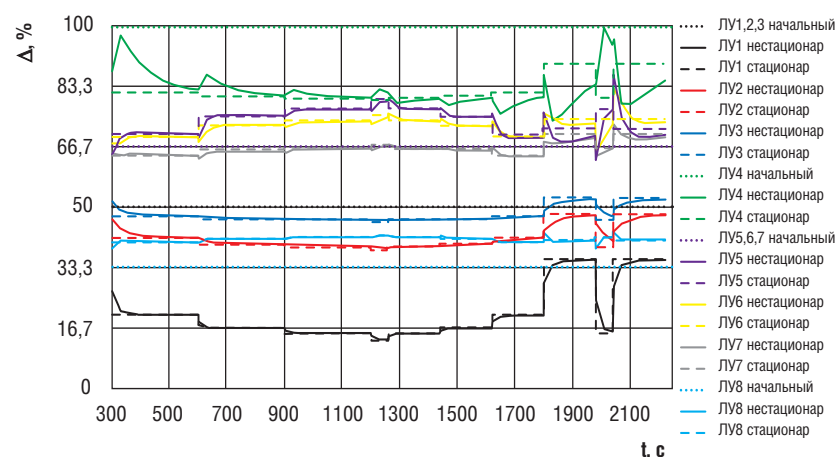


Рис. 11.
Изменение зазоров в ЛУ в течение ТПЦ: стационарный и нестационарный расчеты

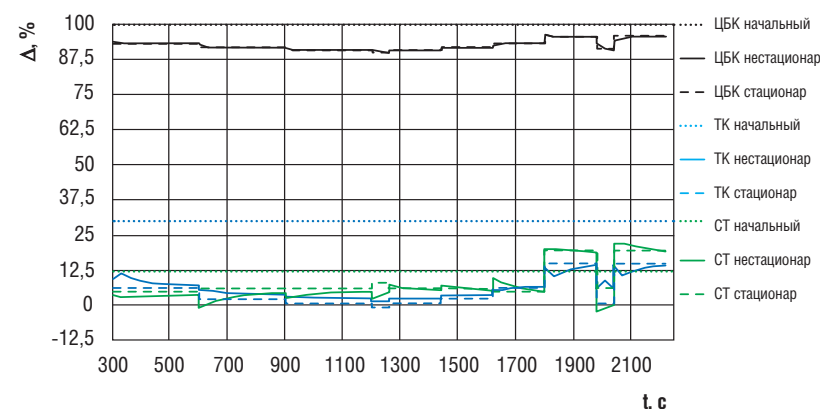


Рис. 12.
Изменение зазоров между лопатками и корпусом в течение ТПЦ: стационарный и нестационарный расчеты

нарного расчета для первичной оценки результатов. Однако скачки величин зазоров, наблюдаемые в нестационарном решении в начале каждого режима и обусловленные резким изменением центробежной нагрузки и разной скоростью прогрева роторных и статорных деталей, демонстрируют существенное отличие от стационара (до 24 % в ЛУ4). Таким образом, для корректного описания эволюции зазоров в ЛУ необходимо решать задачу в нестационарной постановке.

Заключение

Предложен подход численного моделирования термогазодинамики всего ГТД на основе гибридной компьютерной модели, включающей одномерные и трехмерные газовые полости и двумерные и трехмерные деформируемые элементы конструкции. Он позволяет путем итерационного решения связной задачи «газодинамика–прочность» существенно повысить точность расчетов полного двигателя при экономии вычислительных ресурсов и сокращении времени расчетов.

В рамках предлагаемого подхода выполнен численный анализ изменения радиальных зазоров в ЛУ ГТД в течение ТПЦ на основе решения стационарной и нестационарной задачи. Результаты расчетов показывают, что к концу каждого режима работы двигателя величина зазоров в ЛУ приближается к стационарным значениям. Однако в начале каждого режима наблюдается заметное отличие зазоров в ЛУ от их стационарных значений. Максимальная разница в 24 % реализуется в ЛУ4, что указывает на необходимость решения задачи в нестационарной постановке для корректного определения возможных зазоров в ЛУ.

Нестационарный расчет ГТД также показывает изменение радиальных зазоров между лопатками роторов и корпусом двигателя. Он демонстрирует, что в течение ТПЦ возможно касание лопаток СТ о корпус. Расчетные поля температур деформируемых деталей конструкции к концу каждого режима ТПЦ приближаются к полям температур, полученным в стационарных решениях. **FD**

Список использованных источников

1. Wiseman M. W., Guo T. H. An investigation of life extending control technologies for gas turbine engines // *Proceedings of the American Control Conference*, 2001.
2. Козлякова И. С., Пиотух С. М., Колесова Е. Г., Веретенников С. В. Расчетно-экспериментальное исследование изменения радиального зазора над рабочими лопатками первой ступени турбины двигателя ГТД-110 // *Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П. А. Соловьева*, 2017. – № 3. – С. 18-23.
3. Kumar R., Kumar V. S., Butt M. M., Sheikh N. A. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions // *Applied Thermal Engineering*, 2020. – V. 179. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2020.115700.

4. Tong F., Gou W., Li L., Gao W., Feng Yue Z. Thermomechanical stress analysis for gas turbine blade with cooling structures // *Multidiscipline Modeling in Materials and Structures*, 2018. – V. 14, No. 4. – P. 722-734. DOI:10.1108/mmms-08-2017-0081 Xie2014.

5. Xie Y., Lu K., Liu L., Xie G. Fluid-Thermal-Structural Coupled Analysis of a Radial Inflow Micro Gas Turbine Using Computational Fluid Dynamics and Computational Solid Mechanics // *Mathematical Problems in Engineering*, 2014. – P. 1-10. DOI:10.1155/2014/640560.

6. Illingworth J.B., Hills N.J., Barnes C.J. 3D fluid–solid heat transfer coupling of an aero engine pre-swirl system // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – American Society of Mechanical Engineers, 2005. – V. 47268. – P. 801-811. DOI:10.1115/gt2005-68939.

7. Javiya U., Chew J., Hills N., Dullenkopf K., Scanlon T. Validation of CFD and Coupled Fluid-Solid Modelling for a Direct Transfer Pre-Swirl System // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – American Society of Mechanical Engineers, 2012. – V. 44700. – P. 2179-2190. DOI:10.1115/gt2012-69056.

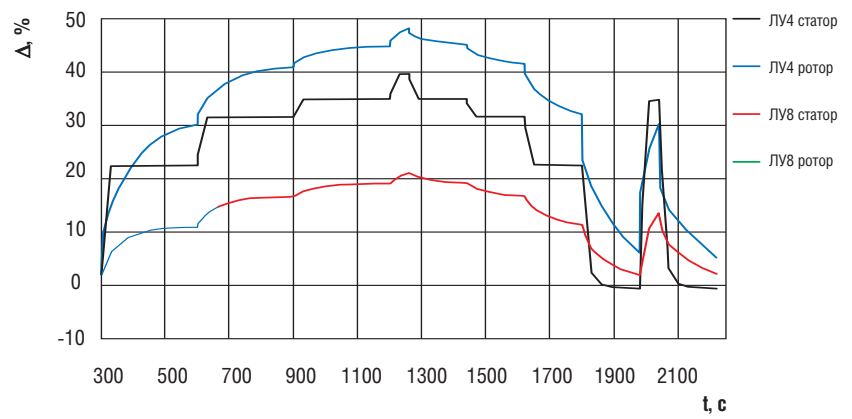
8. Ganine V., Amirante D., Hills N.J. Aero-thermo-mechanical modelling and validation of transient effects in a high pressure turbine internal air system // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – American Society of Mechanical Engineers, 2016. – V. 49781. – P. V05AT15A030. DOI:10.1115/gt2016-57739.

9. Giuntini S., Andreini A., Cappuccini G., Facchini B. Finite element transient modelling for whole engine-secondary air system thermo-mechanical analysis // *Energy Procedia*, 2017. – V. 126. – P. 746-753. DOI:10.1016/j.egypro.2017.08.231.

10. Peschiulli A., Coutandin D., Del Cioppo M., Damasio M. Development of a numerical procedure for integrated multidisciplinary thermal-fluid-structural analysis of an aeroengine turbine // *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. – American Society of Mechanical Engineers, 2009. – V. 48845. – P. 1253-1262. DOI:10.1115/gt2009-59875.

11. Темис Ю.М., Селиванов А.В., Якушев Д.А. Термомеханическая модель конструктивно-силовой схемы газотурбинного двигателя // *Авиационные двигатели*, 2021. – № 3. – С. 35-44.

12. Самойленко Н.А. Одномерная термомеханическая модель статора турбины газотурбинного двигателя с учетом влияния секторных деталей // *Вестник Пермского национального исследовательского политех-*



нического университета. *Аэрокосмическая техника*, 2023. – № 75. – С. 26-35. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.75.03.

13. Chapman J. W., Guo T.-H., Kratz J. L., Litt J. S. Integrated Turbine Tip Clearance and Gas Turbine Engine Simulation. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016. DOI:10.2514/6.2016-5047

14. Simcenter Flomaster Components Simulation Description Reference Manual Software Version 2020.2 October 2020.

15. STAR-CCM+ v16.06.008. 2021.3.0 Siemens PLM Software.

16. Simcenter 3D Version 1980, Release Name 2021.2. 2021 Siemens PLM Software.

Рис. 13. Изменение перемещений ротора и статора в течение ТПЦ в области ЛПУ4 и ЛПУ8

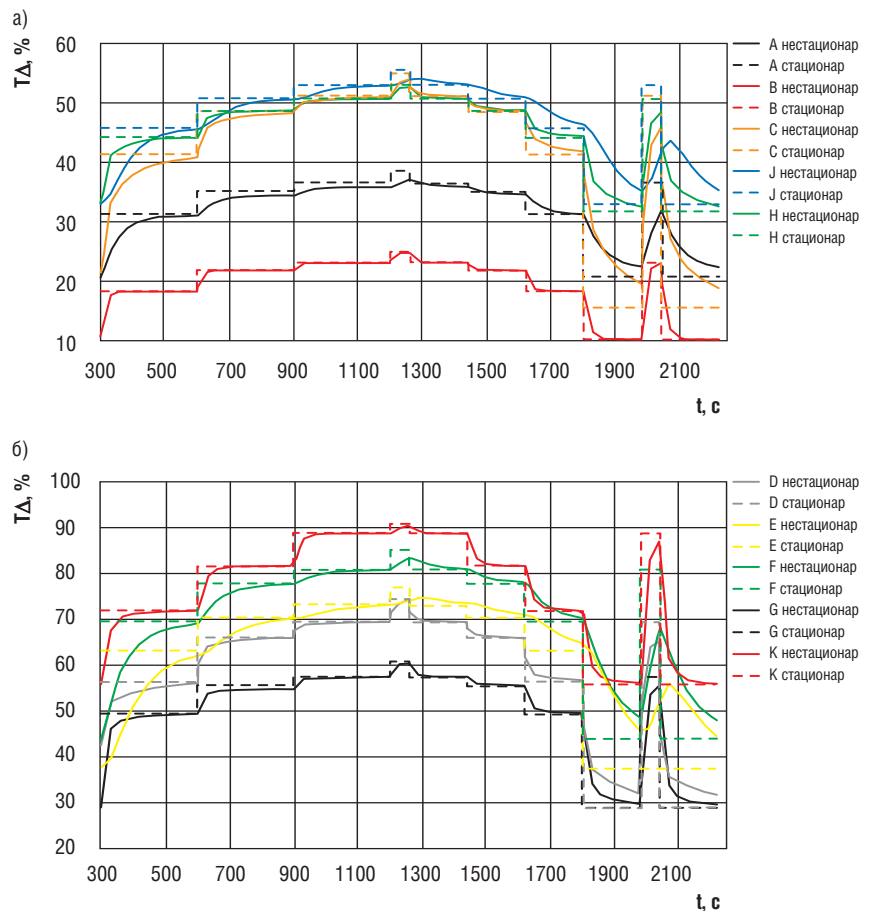


Рис. 14 а, б. Изменение температуры деталей двигателя в течение ТПЦ: стационарный и нестационарный расчеты