

УДК 621.452

П.В. БОНДАРЧУК, А.Ю. ТИСАРЕВ*Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия***МЕТОДИКА РАСЧЁТА РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ
ПО ОБОБЩЁННОМУ ПОЛЁТНОМУ ЦИКЛУ ДВИГАТЕЛЯ**

Для достижения минимального удельного расхода топлива в авиационных двигателях и энергетических установках необходимо одновременно с повышением температуры газа перед турбиной увеличивать степень повышения давления в компрессоре. Однако их повышение сопровождается, как правило, падением КПД узлов за счет потерь и увеличением расхода воздуха на охлаждение. Эти обстоятельства сводят к минимуму потенциальный выигрыш от форсирования цикла. Поэтому поддержание минимально возможных зазоров необходимо для обеспечения высокого КПД двигателя. Современные конечно-элементные пакеты позволяют проводить связанный тепло-структурный анализ всего двигателя. В статье рассмотрен алгоритм расчета нестационарных взаимных перемещений ротора и статора в осесимметричной постановке.

Ключевые слова: радиальные зазоры, обобщенный полётный цикл, тепловое состояние, гидравлический расчёт.

Введение

Обеспечение минимального значения относительного радиального зазора имеет большое значение в связи с уменьшением приведенного удельного расхода воздуха через газогенератор двигателя и связанным с этим уменьшением высоты лопатки последних ступеней. Уменьшение высоты лопатки приводит к росту относительного зазора, а он в свою очередь отрицательно влияет на КПД компрессора [1]. Поэтому назначение научно обоснованного конструкторского радиального зазора и допуска на него предельно важно и актуально.

Основной материал

Нестационарный анализ деформирования роторных и статорных элементов позволяет определить значения величин реального радиального зазора при работе двигателя. Особенностью многорежимных турбомашин является различная тепловая инерционность ротора и статора. При относительно высоких уровнях температур рабочего тела специфика конструкций и теплообмена с рабочим телом деталей ротора и статора приводят к существенно разным скоростям их нагрева и охлаждения и, соответственно, к разному характеру изменения радиальных тепловых перемещений их деталей. Основные массы металла и большая часть поверхностей конвективного теплообмена со средой ротора находятся в замкнутых, слабо вентилируемых полостях с низкими коэффициентами теплоотдачи и прогрева-

ются медленно, преимущественно за счёт теплопроводности металла тепловым потоком со стороны тракта. Оболочечная конструкция статора с малой толщиной и большой поверхностью теплообмена с трактовым (большие скорости течения и высокие коэффициенты теплоотдачи) воздухом прогревается существенно быстрее ротора. Это приводит к увеличению радиального зазора на этапе старта и резкому уменьшению (вплоть до врезания лопаток в корпус) при останове. Также на характер поведения радиальных зазоров влияют механические нагрузки на ротор и статор. Основные из них – частота вращения ротора и перепад давлений воздуха на корпусе статора.

Временные зависимости изменений величин радиальных зазоров от влияющих факторов (тепловые перемещения, перемещения от механических нагрузок) должны быть получены моделированием принятой программы эксплуатации. Программа реализуется по зависимости, называемой обобщенный полётный цикл (ОПЦ) двигателя (рис. 1).

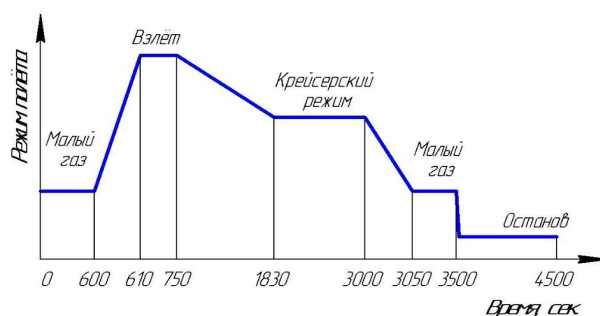


Рис. 1. Обобщенный полётный цикл двигателя

Нагрузки на элементы двигателя зависят от величин рабочих параметров и скорости их изменения. Рабочие параметры определяются на этапах последовательных термогазодинамических и газодинамических расчетов. Для определения перемещений деталей необходимы поля температур и поля давлений в потоке.

Процесс определения радиальных зазоров между роторными и статорными элементами воздушного тракта двигателя является весьма трудоёмким и включает в себя следующие виды расчётов: термодинамический, газодинамический, гидравлический, тепловой, а также расчёт напряжённо-деформированного состояния.

Помимо значений радиальных зазоров на стационарных режимах ещё более интересны их значения по циклу работы двигателя. Общеизвестен тот факт, что при переходе с одного режима на другой параметры рабочего тела и величины радиальных зазоров не будут соответствовать значениям, полученным при стационарном расчёте этого режима ввиду тепловой инерционности деталей двигателя. Исходя из этого, расчёт по циклу работы двигателя должен проходить от точки к точке.

Точки должны соответствовать не только ключевым пунктам полётного цикла, но также и промежуточным (рис. 2).

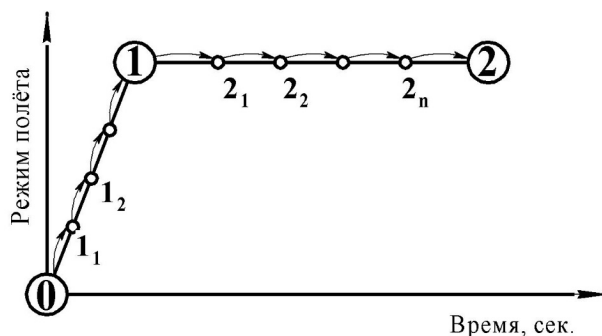


Рис. 2. Последовательность расчёта по ОПЦ

Расчёт проводится в следующей последовательности:

1) проводится термодинамический расчет (ПО "АСТРА" СГАУ);

2) проводится газодинамический расчет (Ansys CFX);

3) на основании известной геометрии каналов, параметров рабочего тела на входе и выходе из системы, а также температур стенок каналов в первом приближении проводится расчет в программе расчета гидравлики, результатом которого являются параметры конвекции (α и T_B), необходимые для теплового расчета (ПО ХПИ, Харьков);

4) проводится нестационарный тепловой расчет. Определяются средние значения температур стенок каналов (Ansys APDL);

5) температуры стенок каналов сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где средние температуры стенок задаются в новом приближении;

6) проводится нестационарный структурный расчет с учетом температурных нагрузок, полученных в пункте 4. Определяются значения радиальных зазоров в уплотнениях и в проточной части двигателя (Ansys APDL);

7) величины радиальных зазоров в уплотнениях сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 3, где задаются уточненные значения радиальных зазоров;

8) радиальные зазоры в проточной части двигателя сравниваются с заданными. Если заданная точность не достигается, то расчет повторяется с пункта 2, где задаются уточненные величины радиальных зазоров;

9) величины расходов воздуха на отборы сравниваются с заданными. В случае не достижения заданной точности расчет повторяется с пункта 1, где задаются уточненные значения отборов.

В графическом виде алгоритм представлен на рис. 3. Результатом расчета являются величины радиальных зазоров в проточной части двигателя по циклу работы двигателя. Помимо этого становятся известными значения параметров рабочего тела в системе внутренних воздушных потоков, а также величины радиальных зазоров в уплотнениях.

Расчёт, проведенный по алгоритму, представленному выше, позволяет определить величины изменений радиальных зазоров в проточной части двигателя, изменение температуры деталей двигателя и радиальные зазоры в уплотнениях по ОПЦ. Результат расчетов деформаций ротора, статора седьмого рабочего колеса двигателя НК-36 и изменение зазора между ними показаны на рис. 4.

Более подробно алгоритм и методики изложены в [2].

Данная статья описывает методику и расчёт изменения радиальных зазоров от действия тепловых и механических нагрузок при осесимметричной постановке задачи. Помимо этого в данной работе также проводились исследования других факторов, влияющих на величину радиальных зазоров в проточной части двигателя:

- вытяжка лопаток;
- смещение ротора под действием силы тяжести;
- смещение ротора от дисбаланса;
- деформации корпуса от действия осесимметричных и неосесимметричных нагрузок;
- деформация деталей в процессе эксплуатации за счёт пластичности и ползучести.

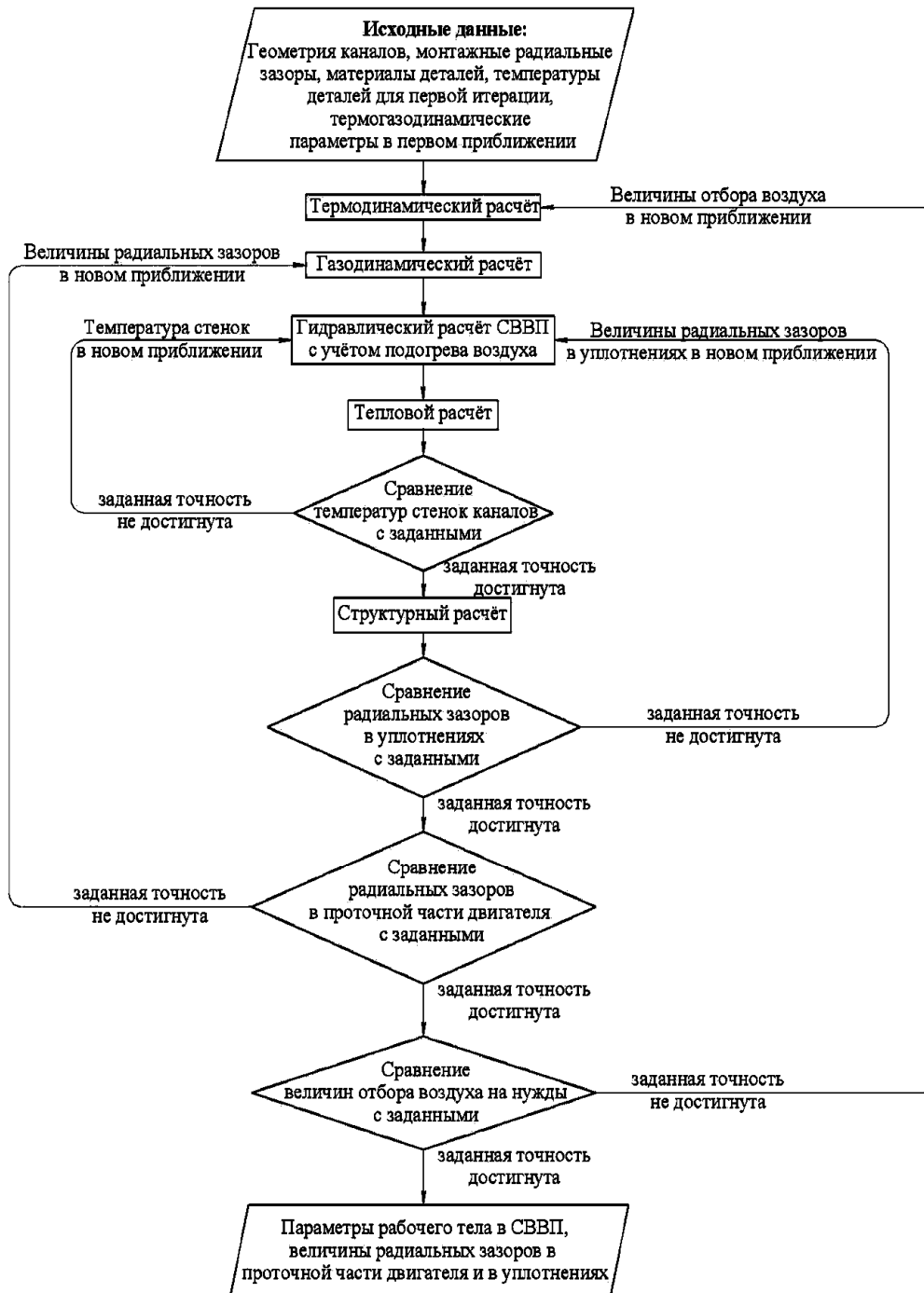


Рис. 3. Алгоритм расчета радиальных зазоров

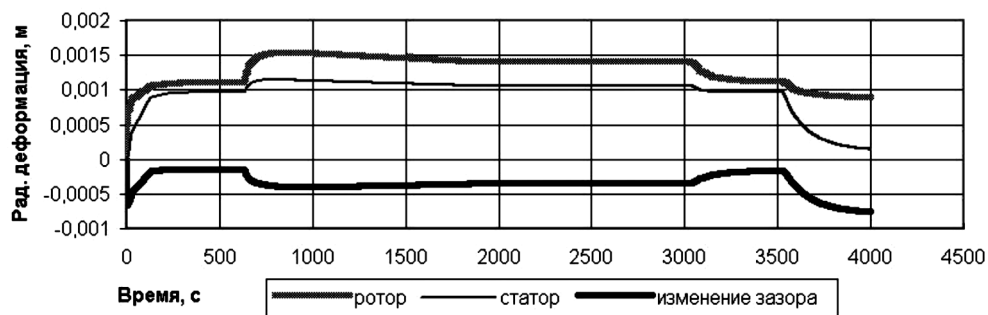


Рис. 4. Изменение радиальных деформаций ротора и статора и величины радиального зазора

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Литература

1. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.П. Данильченко,

С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов и др. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. – 620 с.

2. Метод определения реальных радиальных зазоров в компрессоре на основе решения сопряженных задач деформирования роторных и статорных элементов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев и др. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 99 с.

Поступила в редакцию 30.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ОКМ В.Б. Балякин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (нац. иссл. унив), Самара, Россия.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ РАДІАЛЬНИХ ЗАГОРІВ ПО УЗАГАЛЬНЕНОМУ ПОЛЬОТНОМУ ЦИКЛУ ДВИГУНА

П.В. Бондарчук, А.Ю. Тисарев

Для досягнення мінімальної питомої витрати палива в авіаційних двигунах і енергетичних установках необхідно одночасно з підвищенням температури газу перед турбіною збільшувати міру підвищення тиску в компресорі. Проте їх підвищення супроводжується, як правило, падінням ККД вузлів за рахунок втрат і збільшення витрати повітря на охолодження. Ці обставини зводять до мінімуму потенційний вииграш від форсування циклу. Тому підтримка мінімально можливих зазорів необхідна для забезпечення високого ККД двигуна. Сучасні кінцево-елементні пакети дозволяють проводити зв'язаний тепло-структурний аналіз всього двигуна. У статті розглянутий алгоритм розрахунку нестационарних взаємних переміщень ротора і статора від зміни температури і силової дії в осесиметричній постановці.

Ключові слова: радіальні зазори, узагальнений польотний цикл, тепловий стан, гідравлічний розрахунок.

METHOD OF CALCULATION THE RADIAL CLEARANCE BY THE GENERALIZED FLIGHT CYCLE ENGINE

P.V. Bondarchuk, A.Y. Tisarev

To achieve the minimum specific fuel consumption in aircraft engine and power plant must be at the same time increasing the turbine inlet gas temperature increases pressure ratio in the compressor. However, their increase is accompanied, as a rule, the fall of the efficiency of units due to losses and increase air flow for cooling. These circum-properties minimize the potential gain from improving the cycle. Therefore, maintaining the lowest possible clearance is necessary to ensure high efficiency engine. Modern FE packages allow for heat-related structural analysis of all of the engine. This article describes an algorithm for calculating unsteady mutual displacement of the rotor and stator temperature and force action in the axisymmetric formulation.

Key words: radial clearance, the generalized flight cycle, thermal state, the hydraulic calculation.

Бондарчук Петр Владимирович – младший научный сотрудник отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надежность авиационных изделий» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: bond_ssau@mail.ru.

Тисарев Андрей Юрьевич – младший научный сотрудник отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надежность авиационных изделий» Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: aytisarev@gmail.com.