

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМПРЕССОРА ГТД С УЧЕТОМ НЕРАВНОМЕРНОГО ПОЛЯ ПАРАМЕТРОВ И РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Боровиков Д. А.¹, Минин А. К.²

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, ¹ BorovikovDA@mai.ru, ² MininAK5@yandex.ru

Ключевые слова: компрессор, газотурбинный двигатель, математическое моделирование, неравномерность.

Неравномерность поля параметров потока оказывает сильное влияние на устойчивость газотурбинного двигателя (ГТД), в частности, компрессора [1, 2]. Неравномерность может быть вызвана различными внешними и внутренними по отношению к компрессору факторами. Среди индуцирующих факторов неравномерности поля параметров потока можно выделить попадание тепловой струи в воздухозаборник, критические углы атаки самолета при маневрах, образованный на стенках воздухозаборника пограничный слой, дефекты внутренних деталей компрессора. В зависимости от типа неравномерности, от места ее возникновения возможно осуществлять регулирование компрессора, чтобы расширить диапазон устойчивой работы [3, 4]. Для регулирования компрессора с учетом неравномерности необходимо знать параметры этой неравномерности. С целью расчета параметров неравномерности в компрессоре была поставлена задача разработки математической модели в сосредоточенных параметрах.

В качестве инструмента построения математической модели был взят метод связанных графов (МСГ) [5], который использует основные физические законы сохранения, характеристики режимов работы компрессора или его ступеней в совокупности с поставленными граничными условиями на входе и на выходе, и позволят решать задачу в нестационарной постановке. В случае построения математической модели учета окружной неравномерности в зависимости от необходимой детализации модели компрессор разбивается на N секторов или же каждая ступень разбивается на равное количество N секторов, что является более подробной моделью и, соответственно, чем большее секторов, тем детальнее расчет. В зависимости от типа разбиения необходимо иметь либо характеристики для всего компрессора, либо характеристики для каждой ступени компрессора. С целью учета не только окружной неравномерности, но и радиальной, необходимо разделять модель по радиусу.

Постановка задачи с разделением ступеней на сектора, или же с разделением на сектора и разделением по радиусу позволяет получить все газодинамические параметры в каждом секторе: полное давление, полная температура, а также позволяет учитывать различный химический состав рабочего тела. На основе полученных параметров производится регулирование компрессора. Нестационарная постановка задачи позволяет осуществлять предиктивный анализ, и производить регулирование на основе расчета, проводимого в реальном времени.

Повышение устойчивости компрессора осуществляется классическими методами такими как: перепуск воздуха и изменение углов поворота лопаток. Для более эффективного регулирования и предупреждения неравномерности предлагается осуществлять поворот лопаток или перепуск для определенного сектора компрессора в зависимости от возникновения неравномерности.

Список литературы

1. Jia Li, Xu Dong, Dakun Sun, Ruize Xu, Xiaofeng Sun Response and stabilization of a compressor restricted by rotating inlet distortion two-stage axial flow // Chinese Society of Aeronautics and Astronautics & Beihang University (2021), 34(9).

2. Aiguo X., Xudong H., Wei T., Ming Z. Experimental study of a controlled variable double-baffle distortion generator engine test rig // Chinese Society of Aeronautics and Astronautics & Beihang University Chinese Journal of Aeronautics. 2018. № 31(9).

3. Краснов С.Е. Математическое моделирование процессов нарушения устойчивости течения ГТД // Авиационные двигатели. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова.

4. Арутюнов Г.С., Краснов С.Е. Влияние нестационарных неравномерных возмущений температуры торможения на газодинамическую устойчивость течения в многоступенчатом осевом компрессоре одноконтурного ТРД // Авиационные двигатели. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова.

5. Воронин А.В. Моделирование мехатронных систем. Томск: Томский политехнический университет, 2008.

Сведения об авторах

Боровиков Д.А., к.т.н., ведущий инженер.

Минин А.К., аспирант, инженер.

MATHEMATICAL MODELING OF THE GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR AND CONTROL SYSTEM PERFORMANCE IN CONSIDERATION OF AN INLET FLOW FIELD PARAMETERS DISTORTION

Borovikov D. A.¹, Minin A. K.²

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow,

¹ BorovikovDA@mai.ru, ²MininAK5@yandex.ru

Keywords: compressor, turbojet engine, mathematical modeling, parameters distortion

The work is devoted to turbojet engine compressor performance mathematical modeling under inlet parameters distortion conditions and to analysis of ways of its surge margin prediction and increment.