

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД СЛОЖНЫХ СХЕМ

Владимир Николаевич КАРАСЕВ родился в 1946 г. в городе Хабаровске. Доцент МАИ. Кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области эффективности применения воздушно-реактивных двигателей для летательных аппаратов различных типов, динамических свойств силовых установок и управления ими в полете. Автор более 50 научных работ.

Vladimir N. KARASIOV, Ph.D., was born in 1946, in Khabarovsk. He is an Associate Professor at the Moscow Aviation Institute. His research interests are in operation efficiency for air-breathing gas-turbine engines intended to all aircraft classes, dynamical properties of propulsion systems, in-flight control for propulsion systems. He has published over 50 technical papers.

Работа посвящена вопросам построения имитационных динамических моделей газотурбинных двигателей сложных схем, предназначенных для исследования устойчивости и управляемости самолета на режимах полета с отклонением вектора тяги. Приведены примеры динамики переходных процессов единой силовой установки на базе ТРДД с выносным вентилятором.

Обозначения и сокращения

η — коэффициент полезного действия; полнота сгорания топлива;

π_k^* — степень повышения давления в компрессоре;

π_t^* — степень понижения давления в турбине;

n — частота вращения, 1/с;

τ — текущее время, с;

J_i — момент инерции ротора высокого давления, кг·м²;

J_{ii} — момент инерции ротора низкого давления, кг·м²;

G — секундные расходы массы воздуха, газа и топлива в характерных сечениях, кг/с;

M — крутящие моменты турбины и компрессоров, кгм;

C_p — удельная теплоемкость воздуха, газа, Дж/(кг·К);

H_u — низшая удельная теплота сгорания топлива, Дж/кг;

v — скорость потока, м/с;

T — температура, К;

p — статическое давление, Н/м².

Индексы

в — воздух;

г — газ;

вв — выносной вентилятор;

к — компрессор;

кнд — компрессор высокого давления;

кнд — компрессор низкого давления;

т — турбина;

твд — турбина высокого давления;

тнд — турбина низкого давления;

кс — камера сгорания;

пр — приведенный;

отб — отбор;

потер — потери;

i — характерное сечение;

* — параметр торможения.

Введение

Самолеты, обладающие способностью базироваться на малых и сверхмалых взлетно-посадочных полосах (ВВП), в XXI веке будут весьма востребованы. Обеспечение взлета со сверхкоротких ВПП связывают, прежде всего, с применением принципиально новых схем силовых установок (СУ) и управляемым вектором тяги, системами интегрированного управления. Таковы проекты самолетов JSF, V-22 «Osprey», VA-609 (США), «Bell-Augusta» (Евросоюз) и др. На рис. 1 показана схема единой силовой установки самолета короткого взлета и вертикальной посадки (СКВВП) с выносным вентилятором (ВВ) F-35В, принятого на вооружение Корпусом морской пехоты США. Устойчивость и управляемость такого самолета на взлете существенным образом зависит от сбалансированности силовых устройств относительно центра масс, а также от динамических свойств СУ. Исследование взлетно-посадочных характеристик и вопросов управления подобными СУ требует разработки специализированных математических моделей (ММ).

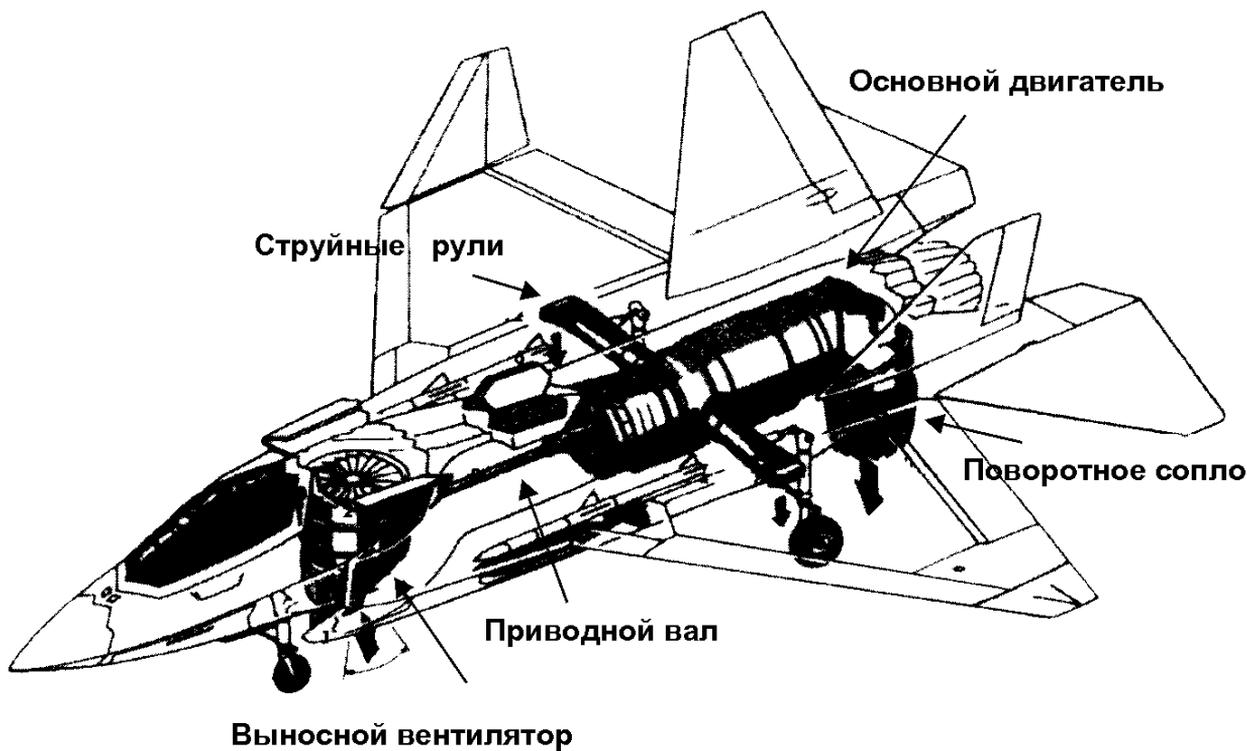


Рис. 1. Схема единой силовой установки самолета F-35B JSF

В частности, для исследования движения самолета на околозвуковых скоростях полета и оснащенного вектором тяги, крайне необходимы ММ двигателей, рассчитывающие не только величину отклонения, но и нестационарность процессов изменения тяги.

Методология построения имитационных динамических моделей ГТД

Современные методы расчета авиационных газотурбинных двигателей опираются на развитую теорию термодинамических и газодинамических процессов в каналах тракта и сечениях турбомашин [1, 2]. Однако моделирование динамики современного ГТД, несмотря на значительное развитие этой теории и появление многочисленных методик расчета [3, 4], все еще вызывает трудности. Это объясняется тем, что силовая установка на основе двухконтурного ТРДД представляет собой сложную нелинейную динамическую систему с взаимным влиянием газодинамических и теплофизических процессов, протекающих в проточной части и в узлах двигателя. Процессы эти являются нестационарными по времени, режимам полета и условиям эксплуатации. Реальная работа двигателя происходит при постоянном действии внутренних и внешних возмущений, т.е. практически всегда на переходных режимах.

В данной работе описывается динамическая модель ТРДД, ротор низкого давления которого

соединен валом через редуктор с выносным вентилятором. Описываемая ММ двухконтурного двухвального ГТД построена на принципах имитационного моделирования (ИМ), т.е. на основе подробного описания газодинамических и термодинамических процессов в основных узлах двигателя, а также использования причинно-следственных связей изменения параметров по тракту двигателя во времени. Совмещение принципов ИМ с принципами модульного представления узлов позволило создать быстродействующие динамические модели газотурбинных двигателей достаточно сложных и нетрадиционных схем, например моделировать работу силовой установки на основе ГТД, состоящей из нескольких газогенераторов, соединенных с распределенными движителями, связь с которыми может быть как механической, так и газодинамической.

Согласно общепринятой терминологии [5], представленную модель силовой установки можно отнести к прямым динамическим имитационным моделям 1-го уровня, в которой описание узлов, таких, как компрессор, турбина, камера сгорания и т.д., представлены регрессионными статическими зависимостями, а в качестве метода нахождения текущих значений параметров в характерных сечениях по тракту двигателя используется «метод установления». Интегрирование системы дифференциальных уравнений неразрывности, сохранения энергии и импульсов в характерных сечениях дви-

двигателя осуществляется модифицированным методом Ньютона с фиксированным шагом по времени. Схема и состав поэлементной ИМ силовой установки с выносным вентилятором (ВВ) представлены на рис. 2.

Рассмотрим некоторые особенности построения данной ММ. Для достижения требуемой точности расчета изменений параметров в каналах проточной части двигателя, в лопаточных машинах и камере сгорания необходимо учитывать термодинамичес-

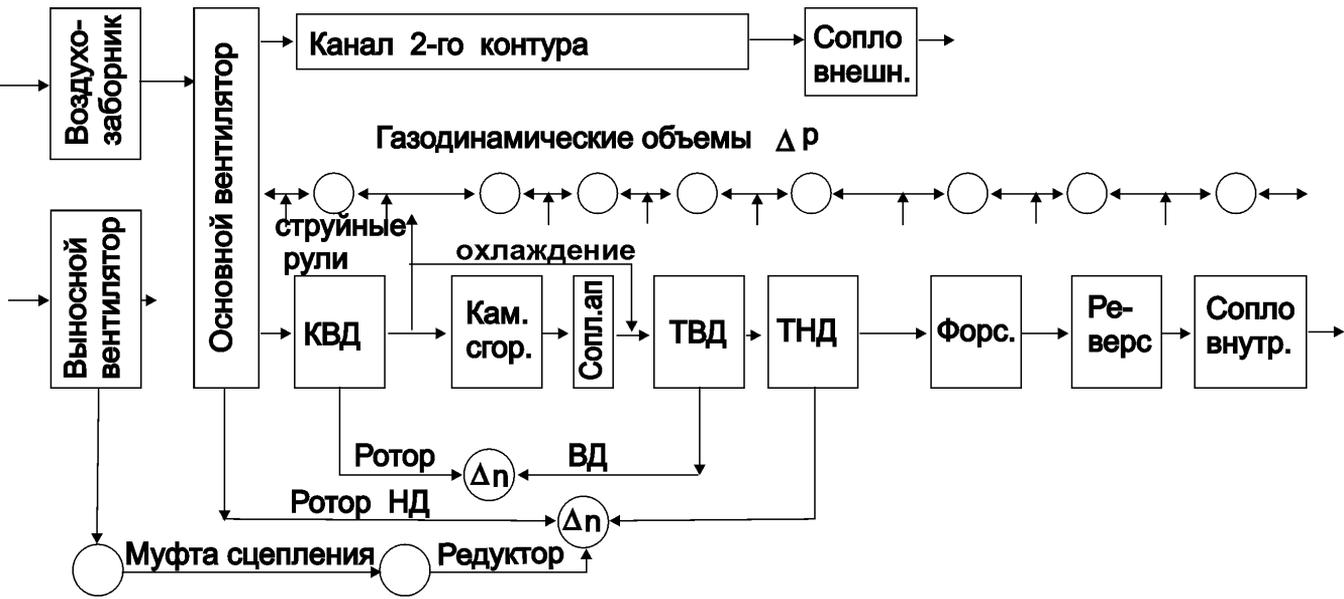


Рис. 2. Схема поэлементной математической модели единой СУ СКВВП на базе несмесевого ТРДД с выносным вентилятором

Взаимодействие узлов ТРДД между собой в данной ММ осуществляется через уравнения нестационарных расходов воздуха и газа в характерных i -сечениях проточной части

$$\frac{dG}{d\tau} = G_{i+1} - G_i - G_{отб},$$

где $\frac{dG}{dt}$ — накопление газа в объеме, и определяет распределение скоростей потока v_i , статических давлений p_i и температур T_i вдоль проточной части. Количество таких сечений для СУ сложной схемы может достигать 40 и более.

Условно всю ММ ТРДД можно разбить на несколько самостоятельных групп моделей:

- специализированные модели узлов и агрегатов двигателя (компрессоры, камера сгорания, сопло, выносные тяговые агрегаты и т.д.);
- общие физические модели процессов в каналах ГТД (термогазодинамические функции, теплофизические свойства газов, данные потерь давления и т.д.);
- общие математические методы (сплайн-функции, интерполяция и т.д.);
- специальные математические методы (решение нелинейных уравнений, компьютерная графика и т.д.).

кие свойства воздуха и газов в зависимости от их состава и температуры. С этой целью автором был разработан ряд подпрограмм, которые в зависимости от температуры, влагосодержания, состава газа и количества подаваемого топлива рассчитывают теплоемкости, показатели адиабаты и газовые постоянные воздуха и продуктов горения. В методике расчета использовались табличные данные из работ [6, 7], которые аппроксимировались полиномами 7-й степени, что обеспечивало погрешность расчета теплофизических свойств газа не более 1,5% в широком диапазоне входных данных. По описываемой методике, при соответствующей настройке по составу компонентов, можно рассчитывать теплофизические свойства не только воздушно-керосиновой смеси, но и водородные и метановые смеси для температур в диапазоне $200 < T < 1800$ К. Процессы кинетики горения и диссоциации продуктов сгорания в данной модели не учитывались.

При моделировании работы лопаточных машин используются аппроксимационные зависимости экспериментальных характеристик вентиляторов и компрессоров в виде напорных ветвей, а также расходные характеристики турбин, задаваемые табличным способом в виде

$$\eta_k^* = f_1(\pi_k^*, n_{пр});$$

$$G_{\text{пр}} = f_2(\pi_k^*, n_{\text{пр}});$$

$$\pi_k^* / G_{\text{пр}} = f_3(n_{\text{пр}}),$$

где $\pi_k^* / G_{\text{пр}}$ — граница устойчивой работы компрессоров.

Для заданных частоте вращения и перепаде давления на каскаде компрессора по табличным данным либо по данным расчета на моделях более высокого уровня аппроксимируется текущее значение приведенного расхода воздуха, для которого определяется значение КПД каскада. Затем для полученных значений рассчитываются физический расход воздуха, работа, потребляемая мощность и момент вращения на валу компрессора. Предусмотрены варианты, когда за любым каскадом компрессора может производиться отбор воздуха на охлаждение и в систему реактивного управления СКВВП. Моделирование работы турбины осуществляется по аналогичным (как для компрессора) зависимостям:

$$G_{\text{пр}} = f_4(\pi_t^*, n_{\text{пр}});$$

$$\eta_t^* = f_5(\pi_t^*, n_{\text{пр}}).$$

Из условия баланса крутящих моментов на валу турбин и потребляемых мощностей выносного вентилятора, а также компрессоров основного двигателя определяются раскрутка и скольжение роторов высокого и низкого давления:

$$J_i \frac{d\omega}{d\tau} = M_{\text{твд}} - M_{\text{квд}} - M_{\text{потер}};$$

$$J_{ii} \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{тнд}} - M_{\text{кнд}} - M_{\text{вв}} - M_{\text{потер}}.$$

Следует отметить, что важным отличием данной динамической модели ТРДД от ранее разработанных методик [4] является учет не только инерционности роторов, но и влияния распределения статических давлений по тракту двигателя. В дальнейшем в модели предусмотрено использование методик повенцового расчета компрессоров и турбин [8], что позволит оптимизировать их параметры в системе двигателя.

Целью подпрограммы, рассчитывающей основные характеристики камеры сгорания, является определение температуры торможения T_t^* , потерь полного давления $\sigma_{\text{кс}}$ и полноты сгорания $\eta_{\text{кс}}$ на выходе из камеры в зависимости от параметров на ее входе и физических расходов воздуха и топли-

ва. Кинетика процессов смесеобразования и горения, происходящих в камере сгорания, весьма трудна для точного описания с помощью математических уравнений. Вместе с тем процессы горения значительно более быстродействующие по сравнению с процессами динамики турбомашин. В данной работе используется общепринятый стационарный подход, по которому параметры рассчитываются из законов сохранения массы и энергии для входных и выходных сечений и который позволяет получить значения выше приведенных параметров потока газа на выходе из камеры сгорания:

$$C_{pB} G_{\Gamma} T_{\Gamma}^* = C_{pB} G_{\text{к}} T_{\text{к}}^* + G_{\text{т}} H_u \eta_{\text{кс}} + G_{\text{т}} C_{p\text{то}} T_{\text{то}} - G_{\text{т}} C_{p\Gamma} T_{\Gamma}^*;$$

$$\frac{dG}{dt} = G_{\Gamma} - G_{\text{к}} + G_{\text{т}}.$$

Полнота сгорания $\eta_{\text{кс}}$ в зависимости от основных параметров камеры сгорания определяется путем аппроксимации экспериментальных данных с учетом состава смеси, взятых из работы [1]. В данной модели учитывается запаздывание в изменении статического давления $p_{\text{кс}}$ для газодинамического объема, занимаемого камерой сгорания. Такой подход позволяет значительно упростить алгоритм расчета выходных параметров — скорости $v_{\text{кс}}$, заторможенных температуры T_{Γ}^* и давления потока p_{Γ}^* — и в то же время учитывает наиболее важные динамические свойства камеры сгорания:

Модель расчета реактивного сопла Лавала состоит из двух подпрограмм: расчета сужающейся (дозвуковой) и расширяющейся (сверхзвуковой) его частей. Методика расчета дозвуковой части сопла использует известные интегральные зависимости газовой динамики [1] и с учетом докритического или сверхкритического перепада давлений рассчитывает расход и параметры газа в критическом сечении сопла. При сверхкритическом перепаде давления итерационными методами находятся статические давление и температура на срезе расширяющейся части сопла, а также скорость потока из условия неразрывности течения. Суммарные потери полного давления при разгоне потока в сопле учитываются полуэмпирическими зависимостями, взятыми из работы [4].

Все модели узлов были объединены в комплексную компьютерную программу на языке Фортран-90. Связывая последовательно модели узлов двигателя через интерфейсы «вход-выход», как это представлено на рис. 2, можно составлять разнообразные схемы ГТД. Так как комплексная программа пред-

назначена для исследования характеристик двигателя в составе самолета, важное требование, которое необходимо было обеспечить (даже с потерей некоторой доли точности), — это существенное увеличение ее быстродействия. Предварительные оценки, сделанные автором для выбора необходимого шага интегрирования уравнений динамики двигателя с учетом работы системы управления, дали величину не более 0,001 — 0,002 с. Некоторое ограничение на объем и быстродействие компьютерных моделей наложило и используемое стандартное программное обеспечение. Вместе с тем расчет динамики переходного процесса в ТРДД на разработанной ММ может осуществляться в реальном масштабе времени даже на персональных компьютерах. Сравнение результатов моделирования, после соответствующей настройки ММ, с процессами в реальных двигателях показало хорошую сходимость [9].

В качестве примера моделирования динамики на рис. 3 показан переходный процесс изменения параметров в каналах несмесевого ТРДД с выносным вентилятором, рассчитанный на режиме «встречной приемистости», когда подача топлива G_T в камеру сгорания сначала резко уменьшается, а затем, без выхода на установившийся режим, опять нарастает со значительным темпом. Такой режим считается одним из наиболее напряженных дина-

мических режимов для двухконтурных ГТД из-за разбалансировки параметров внешнего и внутреннего контуров. Значительное изменение температуры в камере сгорания T_T^* , приводит к изменению расхода газа G_T в канале внутреннего контура ТРДД. Связанное с этим перераспределение перепадов давления на компрессорах π_K^* и турбинах π_T^* , изменяет соотношение потребных и располагаемых крутящих моментов лопаточных машин. Быстротечность процессов не приводит к значительному изменению частоты вращения $n_{квд}$ и $n_{кнд}$ из-за инерционности роторов, но перераспределение давления весьма значительно, что является причиной разбалансировки тяг основного двигателя и выносного вентилятора. Такие процессы приводят, как правило, к потере газодинамической устойчивости СУ и влияют на управляемость самолета.

Приведенный пример моделирования динамики ТРДД может служить иллюстрацией того, что проблемы динамики силовых установок с поворотными соплами чрезвычайно важны для формирования систем интегрированного управления при проектировании СКВВП.

Выводы

Разработана математическая модель динамики силовых установок сложных схем на базе ГТД, ис-

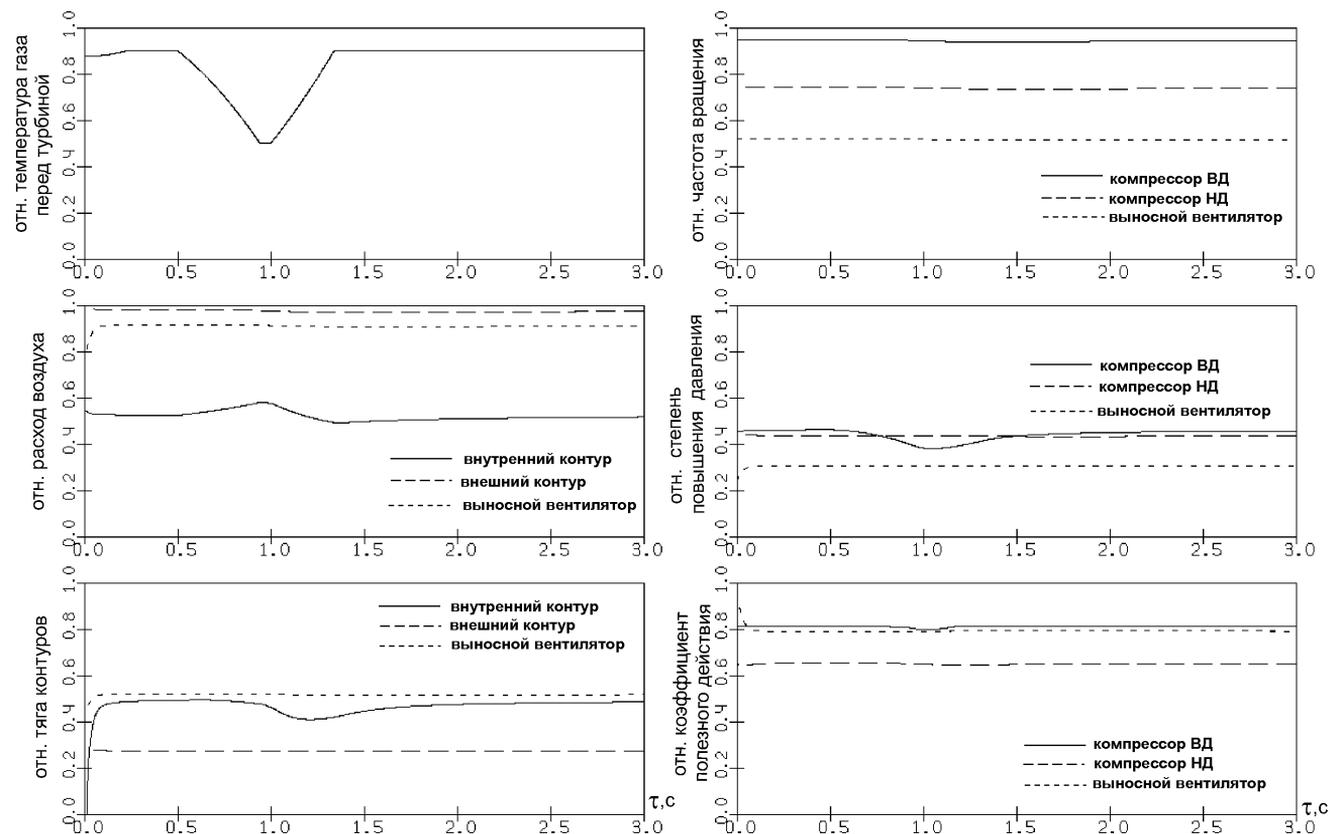


Рис. 3. Моделирование динамики режима «встречной приемистости» единой СУ с выносным вентилятором

пользующая принципы имитационного моделирования и предназначенная для исследования интегрированного управления СУ в системе самолета.

Приведены примеры моделирования переходных процессов единой силовой установки с выносным тяговым вентилятором для самолета короткого взлета и вертикальной посадки.

Описанные выше модели могут быть полезны в научных и проектных работах, а также в учебном процессе при исследовании вопросов согласования режимов работы компрессоров и турбин, согласования параметров внешнего и внутреннего контуров ТРДД, выбора программ интегрированного управления СКВВП.

Summary

Simulation dynamical models are discussed to analyze gas-turbine engines with complicated design layouts. These models are needed to study stability and control for airplanes with deflected thrust vector. Some examples are considered for dynamics of transition processes for integrated propulsion system based on double-flow turbojet engine with a separate fan.

Библиографический список

1. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / В.И. Бакулев, В.А. Голубев и др.; Под редакцией В.А. Сосунова и В.М. Чепкина. — М.: Изд-во МАИ, 2003.

2. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1975.

3. Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. Динамика авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1989.

4. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Тр. ЦИАМ. 1979. № 832.

5. Тунаков А.П. Классификация математических моделей ГТД. I. // ИВУЗ. Авиационная техника. Казань. 1986. № 4.

6. Варгафтик Н.Б. Теплофизические свойства материалов. — М.: Наука, 1956.

7. Янкин В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. — М.: Машиностроение, 1974.

8. Емин О.Н., Карасев В.Н., Ржавин Ю.А. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД : Учебное пособие. — М.: Дипак, 2003.

9. Карасев В.Н. Моделирование динамики и вопросы интеграции силовых установок самолетов вертикального взлета. — М.: Изд-во МАИ, 2007.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 3.09.2007