

А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Б. Михайлова

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЦИКЛА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ БПЛА ОДНОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ПУТЕМ ПОИСКА ЭКСТРЕМУМА ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ

В работе рассмотрены основные аспекты выбора параметров цикла силовой установки для БПЛА одноразового применения на ранних стадиях проектирования путем поиска экстремума целевой функции. Проведено термогазодинамическое моделирование рабочего процесса газотурбинных двигателей для БПЛА с использованием системы имитационного моделирования (СИМ) DVIWp. Проведен выбор параметров термодинамического цикла ГТД для рассматриваемого БПЛА одноразового применения. *Беспилотный летательный аппарат; газотурбинный двигатель; имитационное моделирование*

ВВЕДЕНИЕ

Беспилотный летательный аппарат – разновидность летательного аппарата, управление которым не осуществляется пилотом на борту. Различают следующие беспилотные летательные аппараты: неуправляемые; автоматические; дистанционно пилотируемые летательные аппараты.

Широкое применение для БПЛА различного назначения (мишени, фоторазведчики, корректировщики боевых действий, боевые ракеты и др.) получили как маломощные газотурбинные двигатели (ТРД, ТРДД и ТВД с $G_{B\text{ пр}} \leq 10$ кг/с) для дозвуковых скоростей полета, так и достаточно мощные ГТД (ТРД с $G_{B\text{ пр}} \geq 30$ кг/с) для транс- и сверхзвуковых скоростей полета и диапазоном изменения расхода топлива на максимальных режимах (по частоте вращения) $G_{T\text{ max}} / G_{T\text{ min}} = 10 \dots 20$.

С учетом специфики применения силовых установок для БПЛА одноразового применения стоимость двигателей и их разработки должна быть минимизирована, но при этом необходимо учитывать и сопоставление стоимостей одноразового БПЛА и выполняемой им функции (например, стоимость крылатой ракеты и авианесущего крейсера, для уничтожения которого ракета и ее силовая установка разрабатываются), что оправдывает достаточно высокую стоимость силовой установки для крылатых ракет специального назначения.

Тем не менее, проблема минимизации затрат на этапе проектирования силовой установки является чрезвычайно актуальной. Особенно это касается начальных этапов проектирования, на

которых возможна замена физических экспериментов и опережающих испытаний натуральных объектов проведением математического моделирования.

В настоящей работе рассматривается вопрос выбора силовой установки для БПЛА одноразового применения для дозвуковых скоростей полета с помощью средств имитационного моделирования различного уровня и функционального назначения.

СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

Одним из интенсивно развивающихся направлений в отечественном авиадвигателестроении является широкое внедрение на этапах НИ-ОКР расчетных методов исследования, базирующихся на использовании возрастающей производительности ЭВМ и современных прикладных программ, которые позволяют моделировать сложные физические процессы, происходящие в ГТД и его основных узлах. Такой путь требует значительно меньших финансовых затрат, чем экспериментальная отработка авиационных двигателей и их элементов, и позволяет в современных условиях проводить научно-исследовательские работы с высокой эффективностью. Кроме того, сочетание современных расчетных методов и численных методов оптимизации дают возможность проведения целенаправленного поиска технических проектных решений, обеспечивающих предельные значения показателей эффективности разрабатываемых авиационных газотурбинных двигателей.

Вопросам проектирования газотурбинных двигателей различного назначения посвящено множество работ [1, 3–6].

Решение рассматриваемой авторами задачи относится к этапу концептуального проектирования ГТД, на котором ведется поиск типа,

структуры и основных режимно-конструкторских параметров проектируемого газотурбинного двигателя исключительно на основе особенностей и целевых признаков надсистемы, в которой он будет применяться [2]. Множество вариантов, среди которых ведется поиск, должно охватывать все принципиально возможные схемы и типы двигателей. Выбор «нужного» типа должен осуществляться с учетом целого ряда условий и критериев, накладываемых целевым назначением летательного аппарата как надсистемы, что, естественно, усложняет поиск [5]. На начальных стадиях проектирования особую актуальность приобретают системы поддержки принятия решения. Согласно современным концепциям CALS-технологий обосновывается целесообразность применения CAE-систем, в частности, систем имитационного моделирования различного уровня и функционального назначения на этапе концептуального проектирования ГТД различного целевого назначения. Возможно построение базы данных для системы поддержки принятия решений на основе различных систем имитационного моделирования авиационных ГТД.

ОСОБЕННОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА КАК НАДСИСТЕМЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩЕЙ ВЫБОР СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Определяющим фактором, согласно [5], для выбора силовой установки при концептуальном проектировании является надсистема, представляющая собой БПЛА одноразового применения для дозвуковых скоростей полета. Летательный аппарат подобного класса накладывает на силовую установку определенные специфические требования, обусловленные особенностями целевого применения.

В настоящее время описанию и подробной классификации беспилотных летательных аппаратов посвящено множество работ, например [7, 8]. Данные работы позволяют произвести выбор параметров беспилотного летательного аппарата, необходимых для обоснования выбора силовой установки.

Среди определяющих факторов при анализе выборе параметров цикла силовой установки БПЛА следует отметить траекторию полета ЛА, а также требуемые характеристики силовой установки на основных режимах полета, имеющих наибольшую наработку, особенно на крейсерском режиме полета. Вопросам определения траектории полета посвящены следующие рабо-

ты [9–11]. Анализ представленных работ позволяет выбрать типовую траекторию летательного аппарата. В 70-х годах была описана концепция нового типа БПЛА одноразового применения, реализующего полет на предельно малой высоте с «огибанием» рельефа поверхности (рис. 1, 2). В настоящее время подобная концепция находит широкое применение на крылатых оперативно-тактических ракетах класса «воздух-поверхность». Траектория полета с «огибанием» рельефа поверхности обеспечивает низкую радиолокационную заметность БПЛА, однако полет на сверхмалых высотах является неоптимальным для силовой установки с точки зрения топливной экономичности. Подобная концепция управления БПЛА накладывает на силовую установку специфические требования. На рис. 1 представлена трехуровневая модель БПЛА и силовой установки с декомпозицией до уровня газотурбинного двигателя.

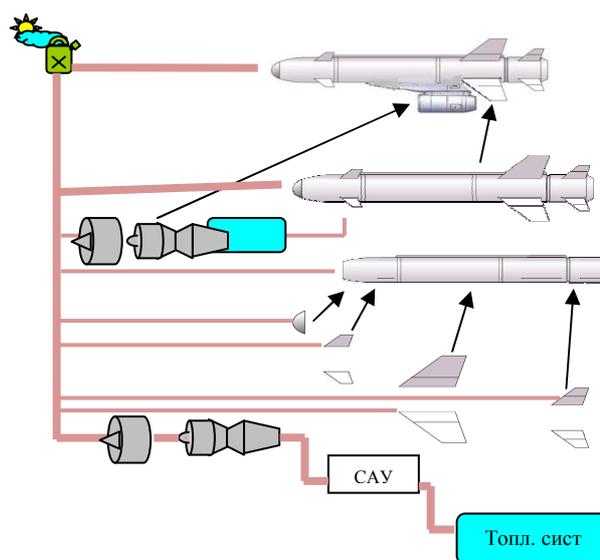


Рис. 1. Трехуровневая функциональная модель БПЛА и силовой установки на основе газотурбинного двигателя

Данные, представленные на рис. 1, позволяют проанализировать функциональную взаимосвязь моделей летательного аппарата с различным уровнем декомпозиции. На рис. 2 представлена типовая обезразмеренная траектория полета БПЛА с «огибанием» рельефа поверхности.

Определяющим для силовой установки БПЛА, реализующего полет с «огибанием» рельефа поверхности, является крейсерский

участок полета. Выбор силовой установки рассматривается исходя из обеспечения требуемых характеристик на крейсерском режиме полета БПЛА. В качестве примера в табл. 1 приведены необходимые данные для выбора силовой установки.

Таблица 1

Параметры ЛА на крейсерском режиме полета	
Высота полета, м	25
Масса БПЛА, кг	1150
Потребная тяга двигателя, кН	3,25
Крейсерская скорость полета	$M_{кр}=0,7$
Дальность полета, м	750000

Исходя из данных табл.1, расчетной точкой для проектировочного расчета являются следующие внешние условия: $H = 25\text{м}$, $M = 0,7$.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЦИКЛА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СИМ DVIGWP

Выбор силовой установки для беспилотного летательного аппарата производится согласно IDEFO-диаграмме, представленной на рис. 3, 4. Диаграмма отражает функциональную взаимосвязь этапов решения рассматриваемой задачи, относящейся к этапу концептуального проектирования силовой установки.

Выбор силовой установки беспилотного летательного аппарата одноразового применения производится в системе имитационного моделирования авиационных ГТД DVIGwp.

В рассматриваемом диапазоне высот и скоростей полета летательного аппарата наилучшей топливной экономичностью обладает семейство двухконтурных турбореактивных двигателей. В настоящей работе рассматривается схема ТРДД с отдельными соплами.

Согласно [3, 12], наиболее обоснованным критерием для оптимизации термогазодинамических параметров авиационных ГТД является масса силовой установки и запас топлива на борту летательного аппарата.

Масса силовой установки M_{cy} определяется следующим образом:

$$M_{cy} = (M_I + M_{II} + M_{КСМ}) \cdot k_c \cdot k_{рес}, \quad (1)$$

где M_I – масса газогенератора внутреннего контура двигателя (без вентилятора и турбины вентилятора); M_{II} – масса турбовентиляторного и обечайки наружного контура; $M_{КСМ}$ – масса камеры смешения у ТРДДсм; k_c – коэффициент совершенствования массы ГТД по годам; $k_{рес}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса. Особенности методики расчета проектной величины массы силовой установки изложены в [12].

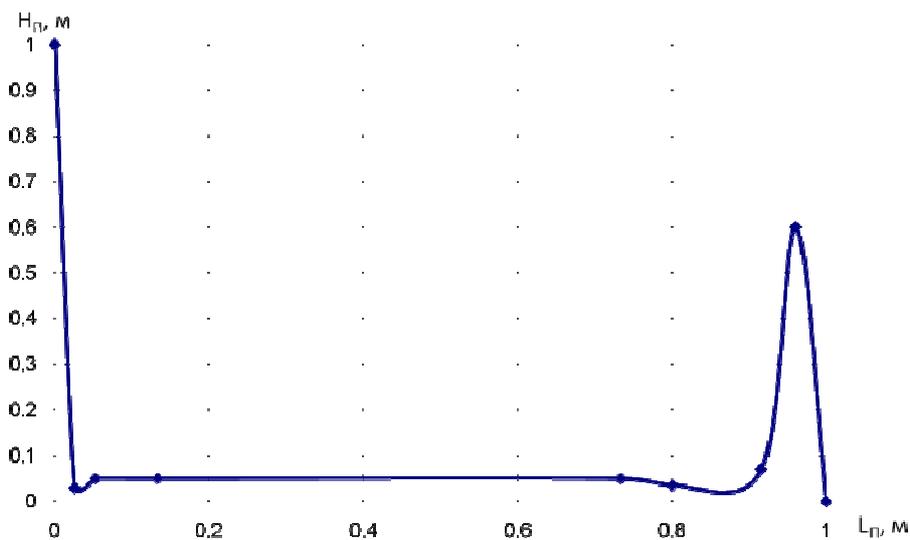


Рис. 2. Типовая траектория полета летательного аппарата



Рис. 3. IDEF-0 диаграмма верхнего уровня для концептуального проектирования силовой установки БПЛА

Отличительной особенностью силовой установки беспилотного летательного аппарата класса «воздух-поверхность» является отсутствие взлетного режима «Максимал», являющегося типичной проектной точкой для ТРДД. В настоящей работе рассматривается оптимизация термогазодинамических параметров ГТД в проектной точке крейсерского полета летательного аппарата. Потребный запас топлива на борту ЛА M_T рассчитывается исходя из дальности полета с условием полной выработки запаса топлива в полете без учета различных эволюций ЛА на начальном и конечном участках траектории.

$$M_T = \frac{L_{\Pi}}{M_{кр} \cdot a} \cdot G_T, \quad (2)$$

где L_{Π} – дальность полета ЛА, $M_{кр}$ – число Маха по скорости крейсерского полета ЛА, a – скорость звука на высоте крейсерского полета ЛА, G_T – массовый секундный расход топлива силовой установки на крейсерском режиме полета ЛА.

Критерий оптимизации ГТД – масса силовой установки и топлива на борту ЛА:

$$M_{су+т} = n_{дв} \cdot M_{дв} \cdot k_{су} + \bar{M}_{тс} \cdot M_T, \quad (3)$$

где $n_{дв}$ – количество двигателей, $k_{су}$ – коэффициент увеличения массы СУ за счет элементов крепления и конструкции мотогондолы, $\bar{M}_{тс}$ – коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА.

Представленная методика расчета массы силовой установки и потребного запаса топлива на борту ЛА реализована в системе имитационного моделирования DVIGwr для оптимизации параметров термодинамического цикла ГТД.

На рис. 5 представлены результаты структурного синтеза модели в СИМ DVIGwr. Следующим этапом является параметрический синтез, заключающийся в определении параметров, характеризующих эффективность рабочего процесса в узлах ГТД согласно рекомендациям [3–5, 12]. Система уравнений, описывающих рабочий процесс двухвального ТРДД замыкается с помощью четырех параметров, определяющих термодинамический цикл ГТД как тепловой машины – степень повышения давления в вентиляторе π_v^* , степень повышения давления в компрессоре π_k^* , степень двухконтурности m , температура газов на выходе из камеры сгорания T_T .

Как правило, температура газов на выходе из камеры сгорания определяется достигнутым технологическим уровнем или иными специфическими ограничениями. В случае проектирования ГТД для БПЛА одноразового применения для снижения стоимости производства температура газов на выходе из камеры сгорания ограничивается исходя из требования применения неохлаждаемых лопаток соплового аппарата и рабочего колеса первой ступени турбины высокого давления. Соответственно, температура газов на выходе из камеры сгорания ограничивается величиной $T_T = 1325$ К.

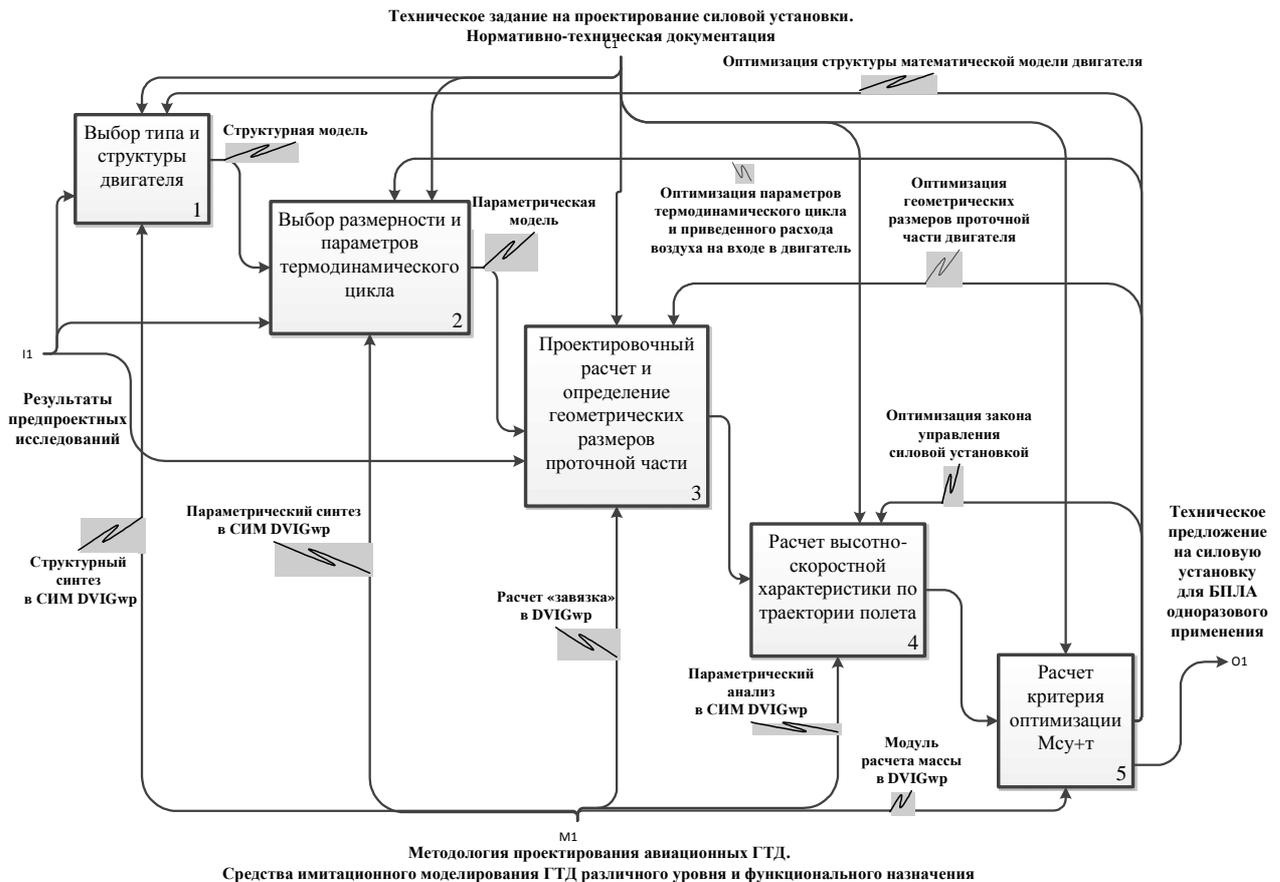


Рис. 4. IDEF0-диаграмма процесса оптимизации силовой установки для БПЛА

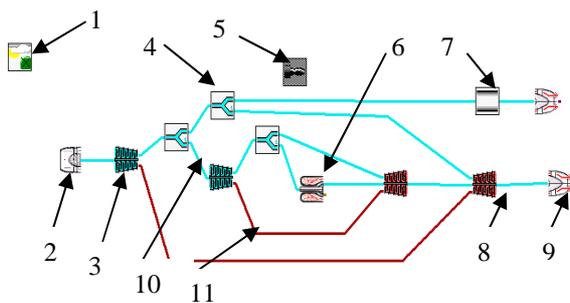


Рис. 5. Топологическая схема модели двухвального ТРДД в СИМ DVIGwr: 1 – начальные условия, 2 – входное устройство, 3 – компрессор, 4 – отбор газа, 5 – общие результаты, 6 – камера сгорания, 7 – канал, 8 – газовая турбина, 9 – реактивное сопло, 10 – газовый поток, 11 – механический поток

При выбранной величине температуры газов на выходе из камеры сгорания систему уравнений ГТД замыкают три параметра оптимизации: π_v^* , π_k^* , m .

В СИМ DVIGwr проведена совокупность проектировочных расчетов при различных сочетаниях π_v , π_k , m . Основным требованием является обеспечение требуемого уровня тяги ГТД на крейсерском режиме полета. Основные результаты моделирования в СИМ DVIGwr представлены на рис. 6 и 7.

На рис. 6 представлена сетка изолиний функции $M_{cy+T} = f(\pi_{k\Sigma}^*, m)$ при различных значениях степени двухконтурности. Критерием оптимизации термодинамического цикла является минимизация критерия M_{cy+T} . Рассматриваемый процесс выбора оптимальных параметров термодинамического цикла представляет собой трехпараметрическую оптимизацию. Однако в действительности существует взаимосвязь между параметрами каскадов компрессора при выбранной температуре газов за камерой сгорания и степени двухконтурности для обеспечения требуемого уровня тяги. Таким образом, в СИМ DVIGwr осуществляется двухпараметрическая оптимизация параметров термоди-

намического цикла ГТД в координатах $\pi_{к\Sigma}^*, m$. Оптимизация, согласно рис. 6, производится в два этапа: выбор оптимальной точки на изолинии $m = \text{const}$ с последующим определением оптимальной степени двухконтурности ТРДД. Анализ кривых, представленных на рис. 6, позволяет определить линию оптимумов термодинамического цикла ГТД с точки зрения оптимизации системы «силовая установка – летательный аппарат».

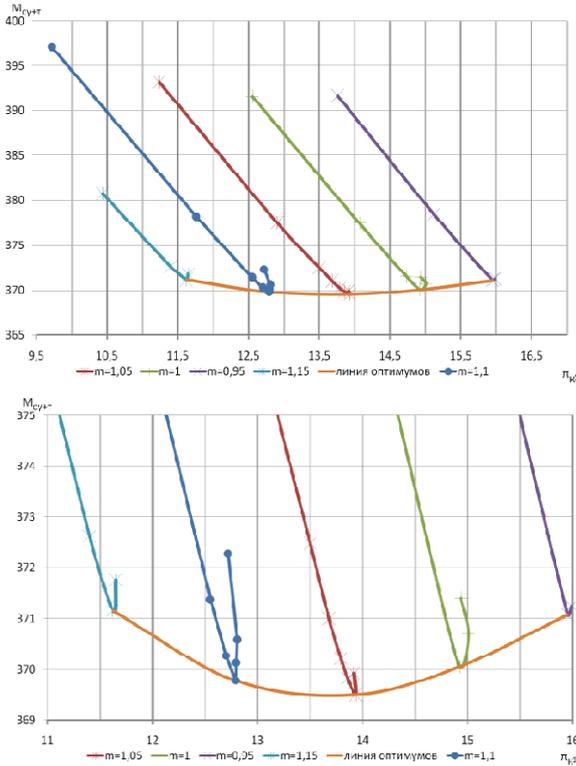


Рис. 6. Оптимизация термогазодинамических параметров ТРДД с использованием $M_{\text{сy+т}} = f(\pi_{к\Sigma}^*, m)$

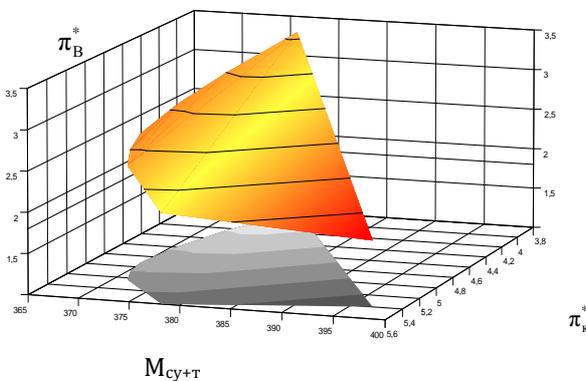


Рис. 7. Изоповерхность $\pi_b^* = f(\pi_k^*, M_{\text{сy+т}})$ при $m = 1,05$

На рис. 7 представлена изоповерхность функции $\pi_b^* = f(\pi_k^*, M_{\text{сy+т}})$ при $m = 1,05$, а также проекция поверхности на плоскость $\pi_k^*, M_{\text{сy+т}}$, что позволяет выявить минимум функции $M_{\text{сy+т}} = f(\pi_k^*, \pi_b^*)$.

В результате проведенных исследований определены оптимальные параметры термодинамического цикла (табл. 2).

Таблица 2

Основные параметры термодинамического цикла оптимального ТРДД

Температура газов на выходе из камеры сгорания T_t , К	1325
Степень двухконтурности, m	1,05
Степень повышения давления в компрессоре, π_k^*	5,16
Степень повышения давления в вентиляторе, π_b^*	2,7

ВЫВОДЫ

Авторами рассмотрены особенности методики определения оптимального типа, структуры и параметров силовой установки для беспилотного летательного аппарата одноразового применения. Представлены особенности беспилотного летательного аппарата как надсистемы, определяющей выбор силовой установки.

В СИМ DVIGwr проведен выбор параметров термодинамического цикла ГТД с точки зрения оптимизации системы «силовая установка – летательный аппарат». В качестве критерия оптимизации выбрана проектировочная масса силовой установки и топлива на борту летательного аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пономарев Б. А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Воениздат, 1982. 240 с.
2. Wilson F., Lehnhardt D. Propulsion system requirements for expendable low cost turbine engines for missile application // The 3rd International Symposium on Air Breathing Engines. Munich, Germany, 1976. P. 39.
3. Сосунов В. А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / под общей ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. М.: МАИ, 2003. 688 с.

4. **Кулагин В. В.** Теория расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термодинамический анализ. Кн. 1. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. Кн. 2. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.

5. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей : учеб. / А. М. Ахмедзянов [и др.]; под ред. А. М. Ахмедзянова. М. : Машиностроение, 2000. 454 с.

6. Методические указания по выбору основных параметров рабочего процесса авиационных ГТД с применением ЭВМ / Ю. Г. Арьков [и др.]. Уфа: изд. Уфимск. ордена Ленина авиац. ин-та им. С. Орджоникидзе, 1985. 33 с.

7. **Павлушенко М. Г., Евстафьев Г. А., Макаренко И. И.** Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. М.: Права человека, 2005. 611 с.

8. Беспилотные летательные аппараты / С. М. Ганин [и др.]. СПб.: Невский бастион, 1999. 161 с.

9. **Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 549 с.

10. Основы проектирования ракет класса «воздух-воздух» и авиационных катапультных установок для них: учебник / В. А. Нестеров [и др.]. М.: МАИ, 1999. 792 с.

11. **Остославский И. В., Стражева И. В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 501 с.

12. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В. А. Григорьев [и др.]. Самара: Изд-во Самарск. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. 202 с.

ОБ АВТОРАХ

Михайлов Алексей Евгеньевич, асп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установленных и неустановленных режимах работы.

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. той же каф., зам. декана ФАД. Дипл. инженер (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиац. ГТД на установленных и неустановленных режимах, разработки математическ. моделей сложн. техн. объектов, САПР авиационных ГТД.

Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромехники, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инженер-механик (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Иссл. в обл. газогидр. течений и систем упр. энергоустановок.

Михайлова Александра Борисовна, асс. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиац. ГТД с исп. имитац. и 3D-CAD/CAE-моделирования