

УДК 621.45.01: 004.942

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

А. Ю. Ткаченко¹, Е. П. Филинов², Я. А. Остапюк³

¹tau@ssau.ru, ²filinov@ssau.ru, ³oya92@mail.ru

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева»
(Самарский университет)

Поступила в редакцию 30.03.2018

Аннотация. Представлен обзор основных задач этапа концептуального проектирования газотурбинного двигателя и применение методов оптимизации для их решения. Рассмотрены цель концептуального проектирования и методы решения типовых задач определения оптимального облика рабочего процесса газотурбинного двигателя, а также унифицированного газогенератора для семейства ГТД различного назначения. Представлены сведения о разработанных автоматизированных средствах концептуального проектирования для решения представленных задач.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; унифицированный газогенератор; концептуальное проектирование; оптимизация; рабочий процесс; математическое моделирование; методы оптимизации; оптимизация управления.

ВВЕДЕНИЕ

Концептуальное проектирование является начальным этапом проектирования газотурбинного двигателя. На этом этапе выбираются параметры рабочего процесса, законы управления и геометрические размеры проточной части. Они должны обеспечить максимальную топливную, экологическую и весовую эффективность в соответствии со всеми нормами и ограничениями.

Большинство задач концептуального проектирования (рис. 1) – это задачи многокритериальной условной параметрической и структурной оптимизации.

Поэтому важнейшей задачей является разработка методов и моделей, которые могут надежно, быстро и точно найти адекватное решение.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Первой основной задачей является выбор значений параметров рабочего процесса, которые характеризуют термодинамиче-

ский цикл [1–3]. Математическая постановка этой задачи:

$$X = \arg \min_{x_i} \max_{Z_j} Z_j(x_i, p) | Q_j(x_i, p) \leq 0,$$

$$Q(x_i, p) = \sum q_k(x_i, p),$$

$$Z_j(x_i, p) = r_j \left(\frac{y_j(x_i, p)}{Y_j(p)} - 1 \right),$$

$$y_j(x_i, p) = [C_{т.км}, M_{сy+т}, a, \dots].$$

Варьируемыми параметрами являются суммарная степень повышения давления в компрессоре, температура газа перед турбиной, степень двухконтурности, степень повышения давления в вентиляторе и др.

В соответствии с системным подходом, в качестве показателей эффективности системы следует использовать критерии эффективности летательных аппаратов [4–6]. К наиболее часто используемым критериям оценки эффективности двигателя в системе летательного аппарата относятся – общая масса силовой

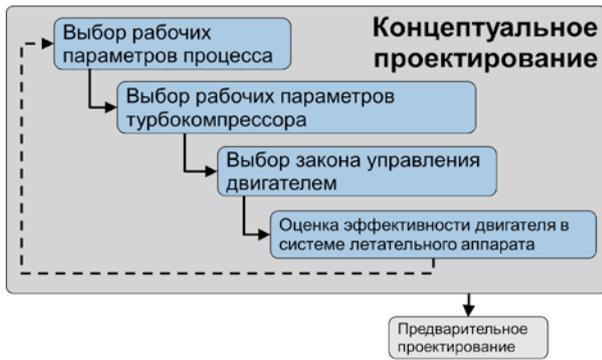


Рис. 1. Задачи концептуального проектирования

установки и топлива, затраты топлива на тонно-километр перевезенного груза, приведенные затраты, стоимость жизненного цикла и др.

Структура математической модели представлена на рис. 2.

После того как определены или уточнены параметры рабочего процесса в текущей итерации, выполняется расчет модели проектируемого двигателя. Для двухконтурного турбореактивного двигателя расчеты обычно выполняются на крейсерском режиме. Эти результаты определяют исходные данные (для площади характерных сечений, характеристик компрессоров и турбин) нерасчетного режима.

Далее рассчитывается модель выполненного двигателя в различных условиях и на различных режимах его работы. Таким

образом, определяются габаритные размеры двигателя, вес силовой установки и характеристики двигателя.

Как упоминалось ранее, важным аспектом является то, что проектирование двигателя должно быть основано на оценке летно-технических характеристик. Поэтому на следующей стадии выполняется моделирование полета летательного аппарата.

Информация о полетном цикле, весе, геометрических и аэродинамических характеристиках самолета используется для определения требуемых уровней тяги, и, следовательно, режимов работы двигателя в каждой точке траектории полета.

Результатами численного интегрирования динамических уравнений летательного аппарата являются величины продолжительности полета и общего расхода топлива, которые используются для оценки критериев эффективности.

Блок оптимизации вычисляет значение целевой функции и критерии остановки расчета. Для учета ограничений наиболее целесообразно использование штрафных функций. Если условие завершения расчета не будет выполнено, то алгоритм предлагает новые значения варьируемых параметров, после расчет повторяется.

Другим важным аспектом является многокритериальная постановка задачи.

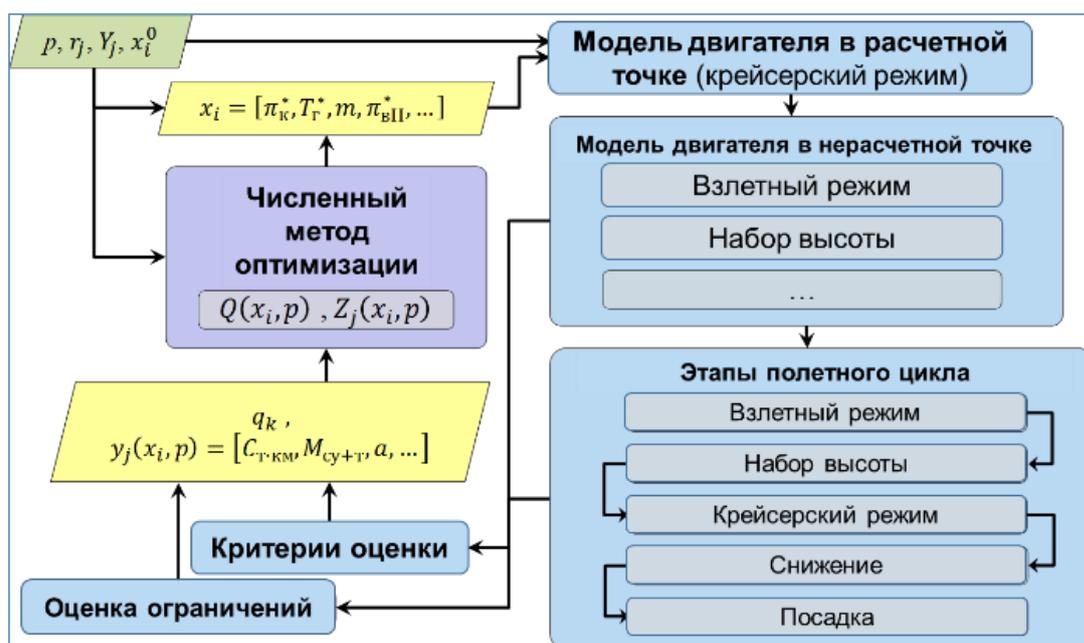


Рис. 2. Структура математической модели для оптимизации параметров рабочего процесса

В этом случае задача оптимизации может быть выполнена в два этапа. На первом этапе параметры оптимизируются последовательно по каждому критерию.

Величины предельных значений показателей эффективности используются для определения их нормализованных значений. На втором этапе значения целевой функции определяются как максимальное значение из набора нормализованных значений с учетом ограничений. Таким образом, задача оптимизации в многокритериальной постановке решается методом минимакса.

ОПТИМИЗАЦИЯ СЕМЕЙСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ С УНИФИЦИРОВАННЫМ ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ

Разработка семейства двигателей на основе базового газогенератора (ГГ) является распространённой практикой. Такой подход обеспечивает высокий уровень надежности, длительный срок службы новых двигателей, а также значительно сокращает время и стоимость разработки.

Самой сложной частью двигателя является его «горячая часть», или газогенератор. Тем не менее сложно использовать один и тот же внутренний контур в разных двигателях, особенно если он изначально не разрабатывался для этих целей. Часто газогенератор необходимо модифицировать или масштабировать. Ярким примером может служить семейство двигателей Rolls-Royce Trent. Поэтому был разработан новый метод, который позволяет одновременно оп-

тимизировать параметры рабочего процесса унифицированного газогенератора и параметры всего семейства авиационных двигателей и энергетических установок на основе этого газогенератора [7]. Математическая постановка этой задачи и структура модели представлены на рис. 3.

Этот метод отличается от предыдущего. На первом этапе оптимизируются параметры в однокритериальной постановке отдельно для каждого двигателя семейства. Результатом является набор оптимальных двигателей с разными газогенераторами.

На втором этапе внешний цикл оптимизации используется для выбора параметров внутреннего контура двигателя. Вложенные подзадачи запускают параллельную оптимизацию параметров рабочего процесса каждого двигателя семейства.

Таким образом, оптимизация унифицированного ГГ и семейства двигателей представляет собой комбинацию внешней и вложенных задач многокритериальной оптимизации.

Этот метод является наиболее универсальным, так как оптимизация параметров единственного двигателя является его частным случаем.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТУРБОКОМПРЕССОРА

Следующей основной задачей концептуального проектирования газотурбинного двигателя является оптимизация

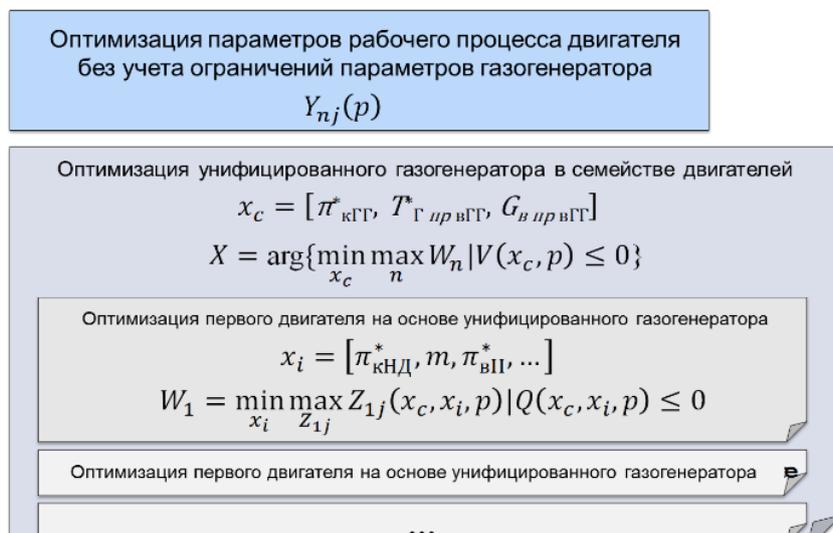


Рис. 3. Структура оптимизации семейства двигателей на основе унифицированного газогенератора

конструктивных параметров турбокомпрессора (ТК).

$$X = \text{arg} \{ \min_s \min_{x_{si}} F_s(x_{si}, p) \mid Q(x_{si}, p),$$

$$F_s(x_{si}, p) = \sum_j Z_{sj}(x_{si}, p),$$

$$Z_{sj}(x_{si}, p) = r_{sj} \left(\frac{y_{sj}(x_{si}, p)}{Y_{sj}(p)} - 1 \right).$$

Варьируемыми параметрами являются геометрические размеры профилей лопаточных венцов и проточной части в меридиональном сечении, количество лопаток в каждом лопаточном венце турбины и компрессора, а также параметры, определяющие схему турбокомпрессора, такие как количество каскадов, типы компрессора и турбины, число ступеней в компрессоре и турбине и т.д.

Оптимизацию конструктивных параметров турбокомпрессора можно разделить на две подзадачи (рис. 4). Внутренняя подзадача заключается в параметрической оптимизации геометрических параметров лопаток и количества их в ступени. Внешней подзадачей является структурная оптимизация схемы ТК.

Оценка эффективности осуществляется с использованием одномерных моделей узлов турбокомпрессора и моделей оценки их массы. Одномерная модель отражает влияние варьируемых параметров на КПД узлов и общую эффективность двигателя на расчетном и нерасчетных режимах.

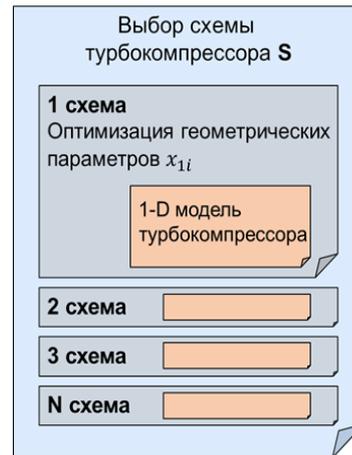


Рис. 4. Структура задачи оптимизации конструктивных параметров турбокомпрессора

На рис. 5 показаны результаты оптимизации параметров турбокомпрессора двух двигателей. Они имеют одинаковые параметры рабочего процесса, но разные конструктивные схемы.

ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Целью данной задачи является получение оптимального закона управления режимами работы двигателя в процессе полета летательного аппарата [8, 9]. Для реализации численного моделирования непрерывный процесс полета ЛА, описываемый заданной системой дифференциальных уравнений динамики движения ЛА, должен быть заменен на дискретный многоступенчатый процесс (рис. 6). В этом случае закон управления

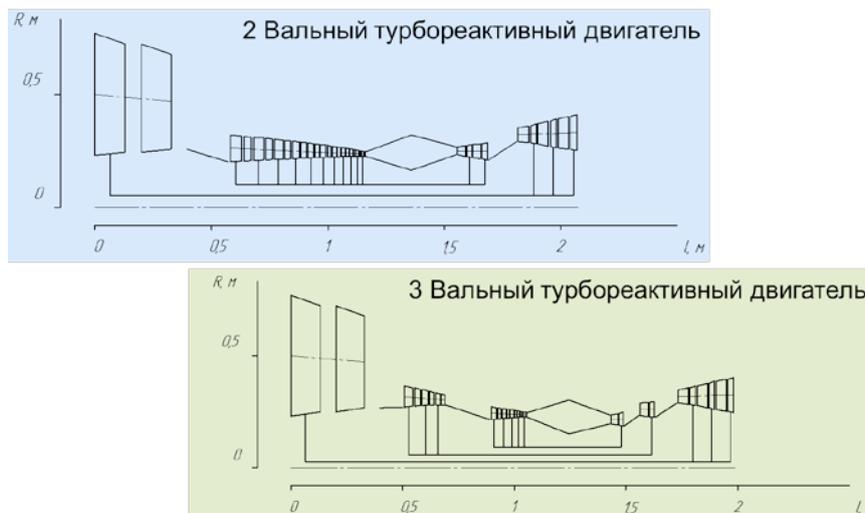


Рис. 5. Результат оптимизации конструктивных параметров турбокомпрессора

может быть представлен в виде табличной функции значений параметров регулирования двигателя на каждом дискретном шаге. Значения параметров управления двигателем в каждом шаге однозначно определяют переход системы из одного состояния в другое [10].

Оптимизация управления двигателем является задачей нахождения последовательности значений параметров регулирования, которая обеспечивает минимум целевой функции по итогам выполнения полетного цикла летательного аппарата.

$$U = \alpha \gamma \left\{ \min_{x_i} \max_{Z_j} Z_j(\{u\}, p) \mid T(\{u\}, p) \leq 0 \right\},$$

$$U = \{u\}^* = \{u_1(L), u_2(L), \dots, u_n(L)\},$$

$$T(\{u\}, p) = \sum t_k(\{u\}, p) + Q(\{u\}, p) \left(10 + \frac{n-i}{n} \right),$$

$$Q(\{u\}, p) = \sum q(\{u\}, p),$$

$$Z_j(\{u\}, p) = r_j \left(\frac{y_j(\{u\}, p)}{Y_j(p)} - 1 \right).$$

Алгоритм решения этой задачи основан на численном методе динамического про-

граммирования и принципа оптимальности Беллмана. Состояние системы в конце каждого шага зависит только от состояния в начале шага и значений параметров управления на этом шаге. Таким образом, на последнем шаге легко найти оптимальное сочетание параметров управления с помощью численного метода параметрической оптимизации. На предпоследнем шаге выполняются аналогичные действия. Однако при каждом изменении управления на предпоследнем этапе необходимо повторить оптимизацию управления на последнем шаге для расчета оценки значений целевой функции.

Таким образом, эта задача может быть представлена в виде последовательности вложенных подзадач оптимизации, так что оптимизация управления на первом этапе является внешней по отношению к всем остальным. Например, алгоритм оптимизации управления трехступенчатого процесса представлен на блок-схеме (рис. 7).

Следует отметить, что этот алгоритм требует больших временных затрат и высокопроизводительных вычислительных средств.

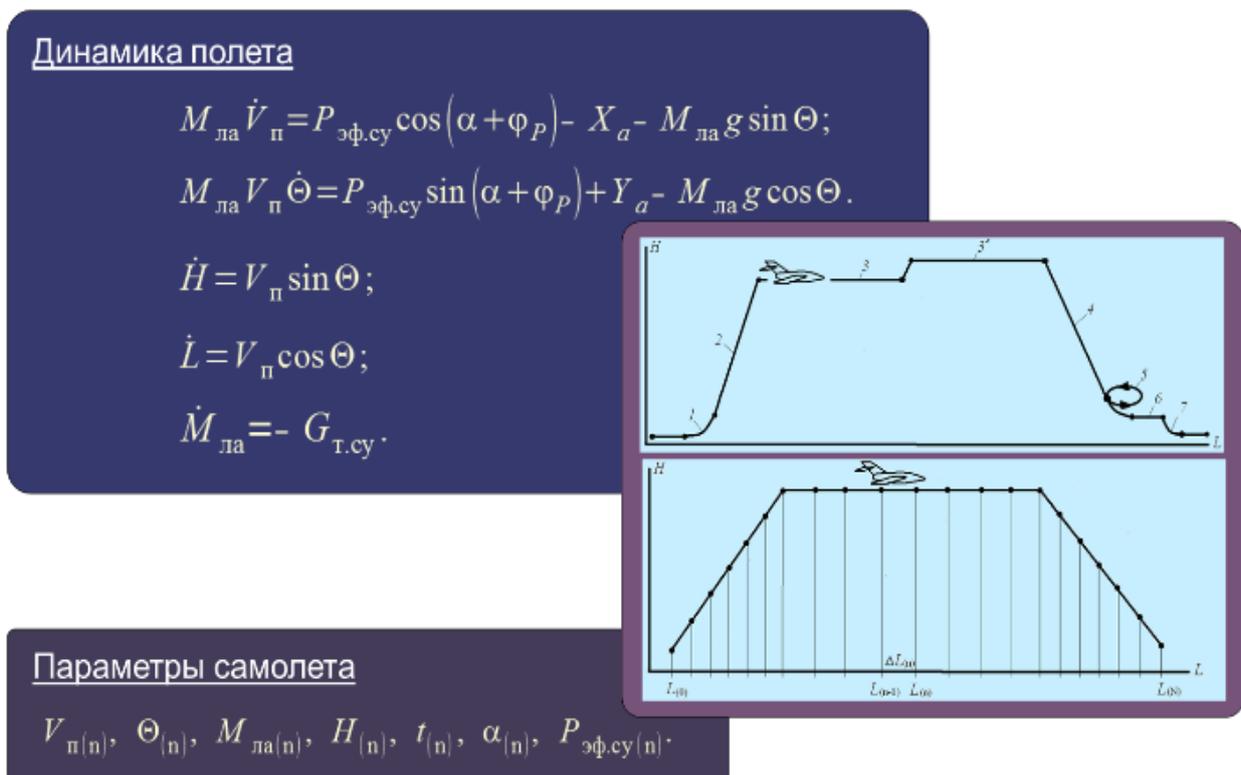


Рис. 6. Процесс моделирования полета самолета

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведены результаты исследования методов и алгоритмов решения следующих задач:

- оптимизация параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей;
- оптимизация параметров рабочего процесса семейства двигателей с унифицированным газогенератором;
- оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора;
- оптимизация управления двигателем.

Основная цель данной работы заключалась в разработке эффективных и надежных методов оптимизации, которые могут быть

использованы для создания автоматизированных инструментов проектирования газотурбинных двигателей для силовых установок летательных аппаратов.

Алгоритмы численных методов, базовые функции и средства моделирования реализованы в виде программной библиотеки CARCASE. С использованием этого программного обеспечения и базы моделей предметной области можно создать различные автоматизированные средства проектирования сложных технических систем, примером которой является CAE-система АСТРА (рис. 8).

CAE-система АСТРА представляет собой автоматизированную систему для решения

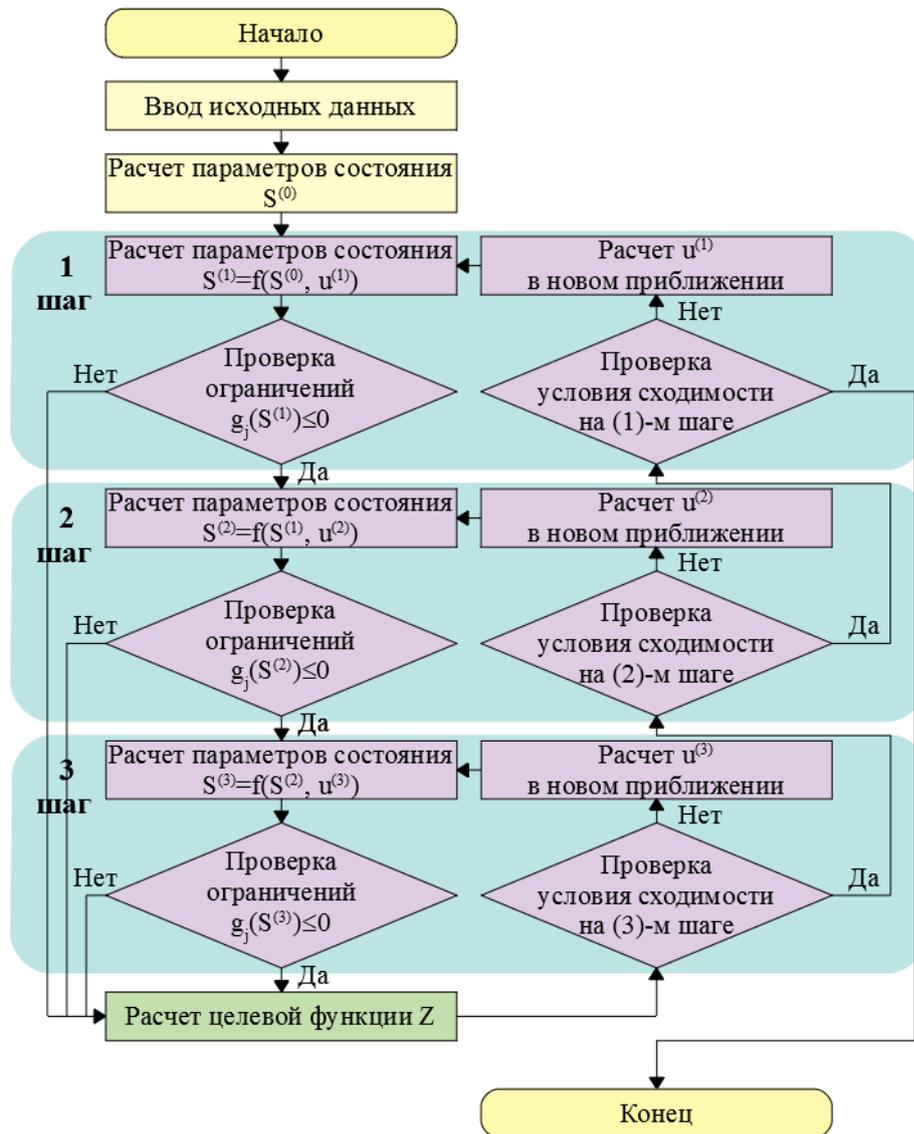


Рис. 7. Схема оптимизации управления двигателем

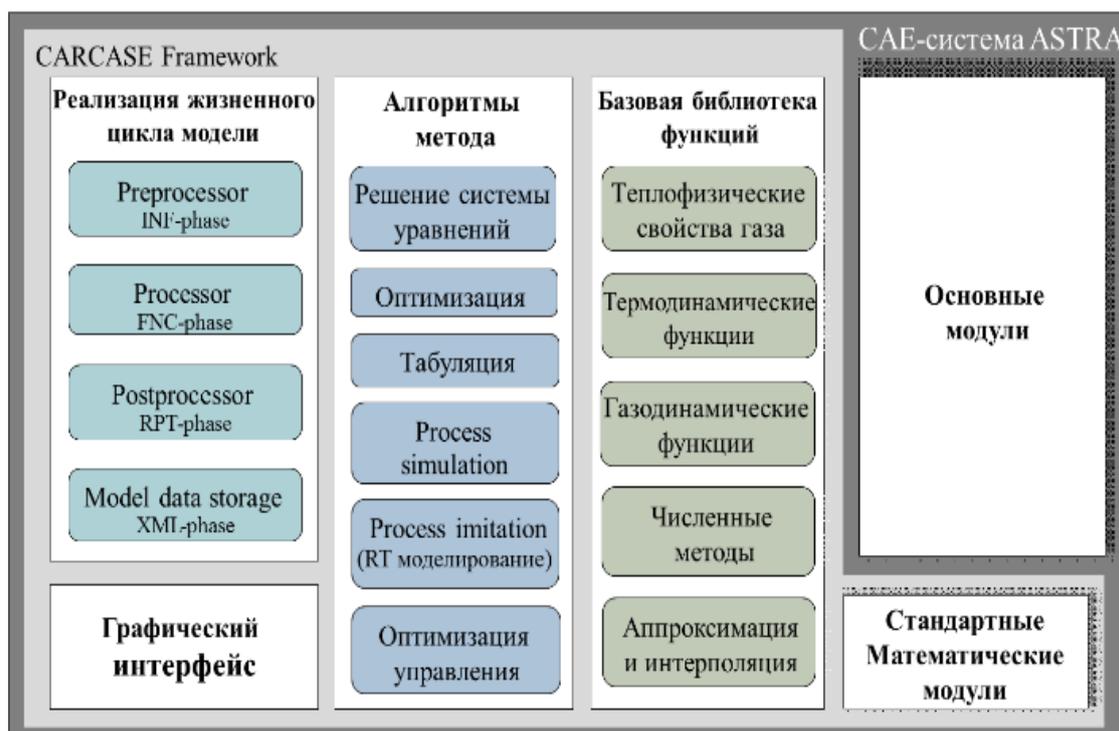


Рис. 8. Структура программного обеспечения CAE-системы АСТРА

задач концептуального проектирования, таких как:

- компьютерное моделирование рабочего процесса двигателя;
- термодинамический анализ цикла газотурбинного двигателя;
- расчет при проектировании и эксплуатации в нерасчетных точках;
- оценка воздействия атмосферных и летных условий;
- прогнозирование эффективности турбокомпрессора;
- оптимизация параметров рабочего процесса;
- оптимизация конструктивных параметров турбокомпрессора;
- оптимизация законов управления двигателем в процессе полета летательного аппарата;
- моделирование и имитация неустановившихся режимов работы двигателя;
- анализ работы двигателя на переходных режимах;
- реализация виртуального испытательного стенда.

НОМЕНКЛАТУРА

$C_{ткм}$ – расход топлива на перевозку одной тонны полезной нагрузки на километр, [кг/(т·км)];
 $M_{су+т}$ – масса силовой установки и топлива, израсходованного за полет, [кг];
 a – себестоимость перевозок, [1/(т·км)];
 π_{fl}^* – степень повышения давления в наружном контуре вентилятора;
 m – степень двухконтурности;
 $\pi_{кнд}^*$ – степень повышения давления в компрессоре низкого давления;
 $\pi_{кгг}^*$ – степень повышения давления в компрессоре газогенератора;
 π_{Σ}^* – суммарная степень повышения давления;
 $T_{г.пр.вгг}^*$ – полная температура газа на входе в турбину приведенная по параметрам на входе в газогенератор, [K];
 $G_{в.пр.вгг}$ – расход воздуха приведенный по параметрам на входе в газогенератор, [кг/с];
 L – дальность полета [км];
 p – набор исходных данных;
 x – переменные параметры;
 q – функция, характеризующая нарушение параметрических ограничений;

t – ограничение, характеризующее окончание процесса интегрирования;
 y – критерий эффективности ГТД или ЛА;
 Z – нормированное значение критерия эффективности;
 n – число двигателей;
 U – таблица значений функции управления;
 i, j, k – индексы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ahmadi P., Dincer I., Rosen M. A.** Thermodynamic modeling and multi-objective evolutionary-based optimization of a new multigeneration energy system // *Energy Conversion and Management*. 2013. Vol. 76. P. 282–300. [P. Ahmadi, I. Dincer and M. A. Rosen, “Thermodynamic modeling and multi-objective evolutionary-based optimization of a new multigeneration energy system,” in *Energy Conversion and Management*, vol. 76, pp. 282-300, 2013.]

2. **Microturbines** and trigeneration: Optimization strategies and multiple engine configuration effects / S. Campanari [et al.] // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2004. Vol. 126, no. 1. P. 92–101. [S. Campanari, et al., “Microturbines and trigeneration: Optimization strategies and multiple engine configuration effects,” in *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 126, no. 1, pp. 92-101, 2004.]

3. **Ramakrishnan S., Teh K.-Y., Edwards C. F.** Identification of optimal architecture for efficient simple-cycle gas turbine engines // *Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. 2010. Vol. 6. P. 539–548. [S. Ramakrishnan, K.-Y. Teh and C. F. Edwards, “Identification of optimal architecture for efficient simple-cycle gas turbine engines,” in *Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, vol. 6, pp. 539-548, 2010.]

4. **Van Driel E., Slingerland R., Antoine N.** A framework for aircraft power systems optimization // *Structural Dynamics and Materials Conference*. 2006. Vol. 6. P. 3894–3904. [E. Van Driel, R. Slingerland and N. Antoine, “A framework for aircraft power systems optimization,” in *Structural Dynamics and Materials Conference*, vol. 6, pp. 3894-3904, 2006.]

5. **Guha A., Boylan D., Gallagher P.** Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: A multidisciplinary design synthesis and optimization // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2012. Vol. 227, no. 3. P. 502–527. [A. Guha, D. Boylan and P. Gallagher, “Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: A multidisciplinary design synthesis and optimization,” in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 227, no. 3, pp. 502-527, 2012.]

6. **Sheldon K. E., Anderson-Cook C. M., O'Brien W. F.** Using computer modeling to optimize cost and maintain performance constraints for the production of aircraft turbine engines // *Quality and Reliability Engineering International*. 2004. Vol. 20, no. 5. P. 541–551. [K. E. Sheldon, C. M. Anderson-Cook and W. F. O'Brien, “Using computer modeling to optimize cost and maintain performance constraints for the production of aircraft turbine engines,” in *Quality and Reliability Engineering International*, vol. 20, no. 5, pp. 541-551, 2004.]

7. **Постановка** задачи оптимизации параметров двух-контурного турбореактивного двигателя с выполненным газогенератором / В. С. Кузьмичев [и др.] // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2012. Т. 1, № 5 (36). С. 165–169. [V. S. Kuz'michev, et al., “Statement of the problem of turbojet engine parameters optimization with a given common core,” (in Russian), in *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo azerokosmicheskogo universiteta*, vol. 1, no. 5 (36), pp. 165-169, 2012.]

8. **E Silva V. V. R., Khatib W., Fleming P. J.** Control system design for a gas turbine engine using evolutionary computing for multidisciplinary optimization // *Controle y Automacao*. 2007. Vol. 18, no. 4. P. 471–478. [V. V. R. E Silva, W. Khatib and P. J. Fleming, “Control system design for a gas turbine engine using evolutionary computing for multidisciplinary optimization,” in *Controle y Automacao*, vol. 18, no. 4, pp. 471-478, 2007.]

9. **Kim S., Thompson H., Fleming P.** Active hierarchical fuzzy control for gas turbine altitude relighting using multi-objective optimization // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2006. Vol. 2. P. 853–861. [S. Kim, H. Thompson and P. Fleming, “Active hierarchical fuzzy control for gas turbine altitude relighting using multi-objective optimization,” in *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, vol. 2, pp. 853-861, 2006.]

10. **Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н.** Моделирование полёта летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2012. Т. 14, № 1 (2). С. 491–494. [V. S. Kuz'michev, A. Y. Tkachenko and V. N. Rybakov, “Air-craft flight simulation in the problems of the parameters optimization of the working process of gas turbine engines,” (in Russian), in *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, vol. 14, no. 1 (2), pp. 491-494, 2012.]

ОБ АВТОРАХ

ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич, доц. каф. ТДЛА. Дипл. инженер-конструктор (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (СГАУ, 2009). Иссл. в обл. концептуального проектирования авиационных двигателей и энергетических установок, оптимизации параметров рабочего процесса и управления ГТД, автоматизированных систем термогазодинамического расчета и анализа ГТД.

ФИЛИНОВ Евгений Павлович, асп. каф. ТДЛА. Дипл. инженер-конструктор (СГАУ, 2015). Готовит дис. о

ОСТАПЮК Ярослав Анатольевич, асп. каф. ТДЛА. Дипл. инженер-конструктор (СГАУ, 2015). Готовит дис. о методе концептуального проектирования ГТД на основе многоуровневой модели.

METADATA

Title: Gas turbine engine optimization at conceptual designing.

Authors: A. Y. Tkachenko¹, E. P. Filinov², Ya. A. Ostapjuk³

Affiliation: Samara National Research University (Samara University), Russia.

Email: ¹tau@ssau.ru, ²filinov@ssau.ru, ³oya92@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 22, no. 2 (80), pp. 64-72, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: This article is a survey of the basic aspects of a gas turbine engine's conceptual designing and the optimization methods for solving problems at this stage. In the beginning, the purpose of the conceptual design is considered. Then, the methods of solving some problems are subsequently described. Finally, article provides information about the computer-aided means for solution of these problems, which were developed.

Key words: gas turbine engine; common core; conceptual designing; optimization; cycle; mathematical modeling.

About authors:

TKACHENKO, Andrey Yurievich, Associate prof., Dept. of Aircraft Engine Theory, Dipl. Design Engineer (SSAU, 2005). Candidate degree in engineering (SSAU, 2009).

FILINOV, Evgeniy Pavlovich, Postgrad. (PhD) Student, Dept. of Aircraft Engine Theory, Dipl. Design Engineer (SSAU, 2015).

OSTAPYUK, Yaroslav Anatol'evich, Postgrad. (PhD) Student, Dept. of Aircraft Engine Theory, Dipl. Design Engineer (SSAU, 2015).