

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ГТД ПО КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2006 В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко

Самарский государственный аэрокосмический университет

С использованием разработанной модели определяются время полета, общий расход топлива и критерии эффективности летательного аппарата. Предлагаемая модель может использоваться для исследования влияния летно-технических параметров самолета, проектных параметров силовой установки и внешних условий на выбор оптимальной программы управления ГТД.

Проблеме оптимизации параметров ГТД традиционно уделяется много внимания, в связи со стремлением разработчиков обеспечить конкурентоспособность проектируемого ГТД.

На ранних этапах развития методологии проектирования ГТД главной целью являлось обеспечение требуемых характеристик двигателя, которые определялись техническим заданием на его разработку. В работах Б.С. Стечкина [9], С.М. Шляхтенко [11], Ю.Н. Нечаева [5], сформулированы теоретические основы определения оптимальных параметров термодинамического цикла ГТД на основе рассмотрения двигателя как изолированного объекта. При этом в качестве основных критериев эффективности ГТД рассматривались удельная тяга или удельная мощность двигателя, удельный расход топлива, масса.

С развитием методов согласования характеристик двигателей и ЛА на основе математического моделирования повсеместное распространение получил подход, при котором оценка двигателя осуществляется в системе ЛА. При таком подходе двигатель рассматривается как элемент системы ЛА с учетом того влияния, которое оказывают его основные технические данные на эффективность летательного аппарата. Разработка указанного подхода позволила практически решать проблему выбора параметров рабочего процесса ГТД, базируясь на методах, предполагающих оптимальное согласование характеристик двигателя и ЛА.

В работах О.К. Югова, О.Д. Селиванова [6], И.Ф. Флорова [12], В.Г. Маслова, В.С. Кузьмичева [10] изложены разработанные принципы интеграции самолета и двигателя, методы оптимизации и выбора параметров двигателя в системе ЛА. Развитие,

этого направления связано с внедрением в процесс проектирования современных математических методов и созданием на этой основе новых поколений САПР ГТД.

Оптимальное согласование параметров двигателя и ЛА является сложной комплексной задачей, возникающей на различных этапах проектирования, для каждого из которых характерна своя глубина проработки аспектов согласования двигателя и ЛА. Поскольку параметры двигателя определяющим образом влияют на технико-экономические показатели ЛА, то процесс обоснования выбора параметров ГТД и принимаемых технических решений должен включать оценку эффективности системы ЛА - двигатель.

Следствием этого явилось развитие методов и средств моделирования жизненного цикла ЛА как технической системы на всех стадиях: проектирование, производство, эксплуатация. Главной целью при этом ставилась возможность определить влияние проектных параметров двигателя на прогнозируемые значения критериев эффективности ЛА. Разработанные в настоящее время методы позволяют уже на ранних стадиях проектирования двигателя прогнозировать расчетным путем как летно-технические характеристики ЛА, так и затраты, связанные с их созданием, в том числе и с созданием их силовых установок.

Одним из ответственных этапов создания авиационного газотурбинного двигателя является определение оптимальных законов и программ управления [1]. Во многих работах посвященных оптимизации характеристик и законов управления указывается, что в качестве целевой функции необходимо выбирать критерий ЛА, что является одним из аспектов системного подхода к проблеме

проектирования силовой установки [3]. Отмечается также, что решение поставленной задачи связано с рядом проблем:

- необходимостью привлечения сложных моделей, позволяющих рассчитывать параметры летательного аппарата и силовой установки на всех режимах и условиях полета;
- сложностью выбора критерия оценки эффективности, так как не всегда удается все многообразие параметров и характеристик самолета свести к одному показателю [6].

Ввиду сложности решаемой задачи, оптимизацию проводят на каждом отдельном этапе полета с использованием характерного для этого этапа критерия эффективности. Например, на крейсерских режимах полета за критерий эффективности может приниматься наименьший километровый или часовой расход топлива. На режимах взлета, разгона и набора высоты должно быть выставлено требование получения максимальной тяговооруженности и скороподъемности [5].

В целом, задача выбора оптимальных программ регулирования авиационных двигателей сводится к выполнению двух требований: повышение эффективности термодинамического цикла двигателя и снижению внешнего сопротивления [5]. Условием выполнения этих требований является достижение минимального значения $C_{уд.эф}$ при каждом заданном значении $P_{эф}$, или достижение $P_{эф\max}$, когда требуется получить максимальные избытки и тяги [1, 5].

В работе [6] оптимальные режимы работы силовой установки определяются из условия улучшения эффективных параметров двигателя путем согласования элементов силовой установки, что также относится к проблеме управления двигателем.

Данный подход в определенной степени справедлив, поскольку позволяет значительно сократить трудоемкость вычислений и время, затрачиваемое на решение задачи оптимизации, а многие критерии оценки эффективности ЛА напрямую зависят от $C_{уд.эф}$ и $P_{эф}$ [6]. Однако при этом не учитывается влияние режимов работы силовой установки на режимы полета летательного аппарата. Вследствие этого невозможно

оценить, например, такие параметры как время полета и суммарный расход топлива за полетный цикл, от которых зависят значения экономических и энергетических критериев эффективности летательного аппарата [8].

Анализ опубликованных работ по оптимальному проектированию ГТД показал, что современные методы и средства автоматизированного проектирования ГТД позволяют решать широкий круг исследовательских и оптимизационных задач. Однако вопросы согласования характеристик самолета и двигателя, а также формирования оптимальных программ управления ГТД пока еще не нашли достаточно полного отражения в литературе и выполняются без детального анализа работы силовой установки и взаимодействия ее с самолетом.

Для дальнейшего повышения эффективности летательного аппарата, снижения сроков разработки и стоимости жизненного цикла силовой установки предлагается решать задачу оптимизации программ управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата путем моделирования полета по заданной траектории. Особенностью данного метода оптимизации является определение эффективной тяги и эффективного удельного расхода топлива силовой установки в каждой точке траектории путем расчета высотно-скоростных характеристик с использованием термогазодинамической модели выполненного двигателя.

Разработка метода оптимизации включает следующие основные аспекты:

- построение модели объекта;
- выбор исходных данных;
- выбор проектных переменных;
- выбор критерия оптимизации;
- выбор метода поиска оптимального значения критерия.

Модель исследуемого объекта включает:

- систему динамических уравнений движения летательного аппарата;
- уравнение изменения массы летательного аппарата;
- термогазодинамическую модель выполненного ГТД [4];

- уравнения расчета аэродинамических параметров летательного аппарата и силовой установки;
- уравнение расчета критерия оценки эффективности ЛА.

Система динамических уравнений движения летательного аппарата, в условиях полета без крена и скольжения, со скоростями до 1000 м/с записывается в виде [2]:

$$m\dot{V} = P_{\text{св.эф}} \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - mg \sin \theta;$$

$$mV\dot{\theta} = P_{\text{св.эф}} \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - mg \cos \theta;$$

$$\dot{H} = V \sin \theta;$$

$$\dot{L} = V \cos \theta.$$

Уравнение изменения массы летательного аппарата в дифференциальной форме имеет вид:

$$\dot{m} = -G_T.$$

Тяга двигателей определяется методом расчета высотно-скоростных характеристик в зависимости от внешних условий и режима работы ГТД [4].

Внешнее сопротивление мотогондолы вычисляется в зависимости от коэффициента $c_{x \text{ м.г}}$ и полетных условий по формуле

$$X = c_{x \text{ м.г}} \cdot \frac{k}{2} \cdot \rho_H \cdot M_{\Pi}^2 \cdot F_{\text{mid}}.$$

Коэффициент внешнего сопротивления мотогондолы $c_{x \text{ м.г}}$, в свою очередь, определяется как сумма трех основных составляющих:

$$c_{x \text{ м.г}} = c_{x \text{ вх}} + c_{x \text{ тр}} + c_{x \text{ корм}},$$

где $c_{x \text{ вх}}$, $c_{x \text{ тр}}$, $c_{x \text{ корм}}$ - коэффициенты, соответственно, сопротивления воздухозаборника, трения мотогондолы и сопротивления кормовой части сопла.

Подъемная сила Y_a и сила лобового сопротивления X_a определяются по уравнениям

$$Y_a = c_{ya} \cdot \frac{k}{2} \cdot \rho_H \cdot M_{\Pi}^2 \cdot S_{\text{кр}};$$

$$X_a = c_{xa} \cdot \frac{k}{2} \cdot \rho_H \cdot M_{\Pi}^2 \cdot S_{\text{кр}}.$$

Подъемная сила Y_a и сила лобового сопротивления X_a связаны между собой уравнением поляры

$$c_{xa} = c_{xa \text{ min}} + A(c_{ya} - c_{ya}^*)^2.$$

Значения коэффициентов A , $c_{xa \text{ min}}$ и c_{ya}^* в зависимости от числа Маха полета M_{Π} и угла стреловидности по передней кромке крыла χ определяются по аэродинамическим характеристикам планера ЛА.

Уравнения расчета критериев эффективности ЛА представляют собой функции, основными аргументами которых являются время полета t_{Π} и суммарный расход топлива за полет $G_{T\Sigma}$, получаемые в результате численного интегрирования динамических уравнений движения летательного аппарата.

Исходными данными для расчетов являются:

- взлетная масса самолета M_0 ;
- масса силовой установки;
- масса планера;
- масса оборудования и снаряжения;
- аэродинамические характеристики планера: A , $c_{xa \text{ min}}$, $c_{ya}^* = f(M_{\Pi})$;
- характерная площадь планера (площадь крыла).
- параметры выполненного двигателя;
- аэродинамические характеристики входного и выходного устройств двигателя;
- профиль полета $H = \xi(L_{\Pi})$.

Проектными переменными являются программы управления ГТД на участках набора высоты, крейсерского полета и снижения.

Выбор критерия оценки решений является одним из определяющих этапов оптимального проектирования. Он влияет на необходимый уровень (степень детализации) математической модели исследуемого объекта или процесса, а также накладывает ограничение на выбор проектных переменных. Поэтому требуется единый, достаточно общий критерий, в котором будут отражены все наиболее важные характеристики и параметры летательного аппарата. Необходимо, чтобы он выражал главную задачу, ради которой создается летательный аппарат. Для военного самолета это боевая эффективность или степень выполнения боевого задания, для гражданского самолета – экономичная перевозка пассажиров и грузов при заданном уровне комфорта и выполнении всех требований безопасности и регулярности полетов.

Критерии оценки летательного аппарата должны удовлетворять следующим требованиям:

- критерий должен быть измеряемой величиной, способ расчета которой известен;
- критерий должен учитывать основную цель, ради которой создается летательный аппарат, а также условия и ограничения эксплуатации;
- критерий должен включать те параметры и характеристики объекта, влияние которых требуется оценить или которые необходимо оптимизировать.

Все известные критерии систематизированы по следующим основным категориям: массовые, летно-технические, экономические, энергетические.

Уровень совершенства конструкции ЛА и его СУ контролируется в процессе проектирования на основе целого ряда критериев, характеризующих величину массы ЛА. К их числу относится, прежде всего, такой критерий, как взлетная масса ЛА. В наиболее распространенном случае выбора параметров СУ ЛА для заданных значений расчетной дальности полета, крейсерской скорости полета, полезной нагрузки, стоимости и ресурса величина взлетной массы является аналогом экономических критериев, косвенно характеризующим затраты материальных ресурсов на создание и эксплуатацию проектируемого ЛА. При сравнительном анализе авиационных силовых установок разного типа широко используются также критерии величины суммарной массы силовой установки и потребного топлива для расчетной дальности полета.

Кроме того, для оценки оптимальности проектных решений привлекаются летно-технические (дальность и скорость полета, масса перевозимого груза, тяговооруженность и др.) и экономические критерии (себестоимость перевозок, затраты топлива на тонно-километр, стоимость жизненного цикла ЛА и др.).

Комплекс критериев оценки ЛА, по которому в настоящее время судят об эффективности проектируемого ГТД, может состоять из 5...8 и более показателей. В связи с этим возникает задача определения компромиссного сочетания параметров СУ, которое одновременно является практически опти-

мальным для всех критериев, входящих в комплекс оценки качества данного ЛА. Многокритериальная оценка эффективности ЛА определяет векторный характер задачи оптимизации его параметров и параметров его СУ.

Кроме того, расчет многих критериев эффективности представляет определенные сложности. Например, из анализа формул расчета критериев следует, что все они прямо или косвенно зависят от суммарного расхода топлива за полетный цикл. Однако, для его определения необходимо учесть условия полета, характер движения самолета, режимы работы двигателя и другие факторы на всех участках траектории полета.

Задача оптимизации выполняется в три этапа.

На первом этапе вместо программ управления задается типовые программы набора высоты и снижения. А по результатам моделирования полета определяется изменение потребных значений эффективной тяги и параметров регулирования двигателя по профилю полета.

На втором этапе, на основании этих данных формируются варианты возможных программ управления двигателем. При этом следует учитывать ограничения режимов полета самолета и работы его силовой установки. Если по результатам моделирования принятые ограничения окажутся превышенными следует либо скорректировать соответствующие программы, либо исключить их из рассмотрения.

На третьем этапе, с использованием разработанной модели для каждого варианта сочетаний программ управления определяются время полета, общий расход топлива и критерии эффективности летательного аппарата.

Заключение о выборе того или иного варианта сочетания программ управления делается на основании соответствующим им значений одного или совокупности нескольких критериев эффективности летательного аппарата.

Предлагаемая модель также может использоваться для исследования влияния летно-технических параметров самолета, проектных параметров силовой установки и

внешних условий на выбор оптимальной программы управления ГТД.

Список литературы

1. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов / Ю.Н. Нечаев, В.Н. Кобельков, А.С. Полев – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.: ил.

2. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов/ А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов др.; Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с., ил.

3. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / О.С. Гуревич, Ф.Д. Гольдберг, О.Д. Селиванов; Под общ. ред. О.С. Гуревича. – М.: Машиностроение, 1993. – 304 с.

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

5. Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок: Учебник – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.: ил.

6. Основы интеграции самолета и двигателя / Под общ. Ред. О.К. Югова. - М.: «Машиностроение», 1989. – 304 с.

7. Пархомов А.Л. Оптимизация параметров ВРД по экономичности. (Труды ЦИАМ, № 446). - М.: ЦИАМ, 1968.-32 с.

8. Скрипченко С.Ю. Оптимизация режимов полета по экономическим критериям – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1988. – 152 с.: ил.

9. Стечкин Б.С. Теория тепловых двигателей. Избр. тр. / Б.С.Стечкин: АН СССР, отделение физ.-тех. проблем энергетики. М.: Наука, 1977. - 410 с.

10. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев.- Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1998.- 147 с.

11. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. д.т.н., проф. С.М. Шляхтенко. д.т.н., проф. В.А.Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. - 432 с.

12. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации // Труды ЦИАМ № 1099. М.: ЦИАМ, 1985. - 260 с.

METHOD OF GAS TURBINE ENGINE CONTROL PROGRAM AND LAW OPTIMIZATION WITH ACCORDANCE TO EFFICIENCY PARAMETERS OF AIRCRAFT

© 2006 V.S. Kuzmichev, A.Y. Tkachenko

Samara State Aerospace University

The article describes the method of gas turbine engine control program optimization with accordance to efficiency parameters of aircraft.