

УДК 621.4-027.21

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЁТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2012 В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков

Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 11.04.2012

В статье описан метод моделирования полета летательного аппарата по заданной траектории, устанавливающий функциональную связь между параметрами рабочего процесса газотурбинных двигателей и результатами моделирования полета летательного аппарата.

Ключевые слова: *моделирование полета, летательный аппарат, двигатель газотурбинный, критерии эффективности*

При оптимизации и обосновании выбора параметров авиационных силовых установок (СУ) обычно используют экономические и летно-технические критерии оценки летательного аппарата (ЛА). Их математические модели различной степени детализации приводятся в работах [1, 2]. Наибольшее применение получили следующие критерии: коммерческая нагрузка ЛА; взлетная масса ЛА; суммарная масса СУ и топлива на ЛА; удельные затраты топлива ЛА; стоимость часа эксплуатации ЛА; себестоимость перевозок; прибыль за самолето-час, приведенные затраты на один тонно-километр; дальность полета ЛА. Каждый из критериев эффективности напрямую или косвенно зависит от массы топлива на борту ЛА. Для оптимизационных исследований газотурбинных двигателей (ГТД) до настоящего времени использовались статистические данные по влиянию нерасчетных режимов работы СУ на массу затраченного топлива на полет (следовательно, и на критерии эффективности) [1].

Цель работы: разработка методики моделирования полета ЛА, позволяющей учесть влияние параметров рабочего процесса двигателя и управления им в процессе полета на критерии эффективности ЛА.

Постановка задачи. При изменении внешних условий и режима работы ГТД в процессе полета ЛА параметры рабочего процесса

двигателя меняются в соответствии с общими закономерностями совместной работы его узлов. Соотношение между эффективной тягой силовой установки и внешним сопротивлением ЛА определяет величину изменения скорости или траектории полета. Внешнее сопротивление ЛА зависит от его аэродинамических характеристик и параметров управления и может выбираться из условия выполнения заданной программы набора высоты и снижения или заданной траектории. От способа управления силовой установкой будет зависеть характер изменения параметров движения ЛА в процессе полета, время полета, потребный запас топлива на полет и, в конечном итоге, значения критериев, характеризующих эффективность эксплуатации ЛА при выполнении конкретной задачи. Вследствие этого возникает необходимость в разработке усовершенствованных методов моделирования полета ЛА, позволяющих более точно оценивать критерии эффективности ЛА и исследовать влияние на них параметров рабочего процесса и функции управления ГТД.

Одним из методов, позволяющих учесть данные факторы, является определение необходимого запаса топлива ЛА по результатам решения системы дифференциальных уравнений, описывающей динамику его полета. Исходной информацией для моделирования полета является: площади характерных сечений проточной части ГТД; характеристики узлов ГТД; закон и программа управления ГТД; взлетная масса летательного аппарата; аэродинамические и геометрические характеристики планера; программы набора высоты и снижения; высота крейсерского участка полета; скорость и координаты ЛА в начальной точке.

Кузьмичев Венедикт Степанович, доктор технических наук, профессор, проректор по информатизации. E-mail: kuzm@ssau.ru

Ткаченко Андрей Юрьевич, кандидат технических наук, доцент. E-mail: tau@ssau.ru

Рыбаков Виктор Николаевич, аспирант. E-mail: rybakov@ssau.ru

Результатами моделирования полета являются функции изменения параметров ЛА по траектории, время полета, расход топлива за полет, значения критериев эффективности ЛА. Необходимо учитывать тот факт, что полет ЛА чаще всего является многоэтапным процессом. Например, схема полета дозвукового транспортного или пассажирского самолета включает следующие основные этапы (рис. 1): взлет; набор высоты; крейсерский полет; снижение; ожидание; предпосадочное маневрирование; посадка.

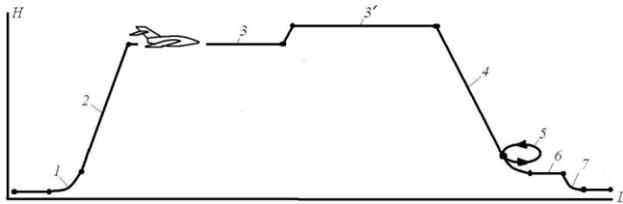


Рис. 1. Схема типового полета самолета транспортной авиации:

1 – взлет; 2 – набор высоты; 3, 3' – крейсерский полет; 4 – снижение; 5 – ожидание; 6 – предпосадочное маневрирование; 7 – посадка

На этапах взлета и посадки, ожидания и предпосадочного маневрирования режимы работы двигателей определяются требованиями безопасности, эксплуатационными требованиями, в соответствии с которыми работа двигателей чаще всего осуществляется на предельных режимах. На этапах набора высоты и снижения режимы работы двигателей также регламентированы, но при изменении высоты полета параметры двигателей не сохраняются постоянными, а изменяются в соответствии с выбранным законом управления и изменением внешних условий. На крейсерском участке полета режим работы двигателей может изменяться в широких пределах и устанавливается из условия обеспечения горизонтального полета с определенной скоростью.

Поскольку полет ЛА на различных этапах описывается разными условиями, то его моделирование осуществляется путем последовательного моделирования каждого этапа. При этом значения параметров состояния ЛА в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего. В случае моделирования полета дозвукового пассажирского или транспортного самолета последовательно рассчитываются этапы набора высоты, крейсерского полета и снижения. Расчет этапа набора высоты производится до момента достижения летательным аппаратом высоты крейсерского участка, при этом параметры регулирования двигателей, определяемые углом установки рычага управления

двигателями, соответствуют номинальному режиму, а угол атаки определяется условием обеспечения заданного изменения скорости по высоте полета. Траектория полета в этом случае зависит от изменения тяги двигателей по высоте, то есть от закона управления ГТД.

Расчет крейсерского участка начинается от точки окончания набора высоты и до рубежа снижения. Угол установки рычага управления двигателями может задаваться в зависимости от текущей массы самолета или определяться из условия обеспечения заданного изменения скорости полета по траектории. Угол атаки в каждой точке подбирается из условия обеспечения горизонтального полета на заданной высоте. По мере выработки топлива и снижении массы летательного аппарата, может потребоваться расчет режима набора высоты для достижения более высокого эшелона и продолжение расчета крейсерского режима полета на новой высоте. Расчет участка снижения выполняется аналогично расчету набора высоты, за исключением того, что угол установки рычага управления двигателями должен соответствовать режиму малого газа.

Математическая модель полета. Полет ЛА описывается динамическими уравнениями движения центра масс, кинематическими уравнениями и уравнениями изменения массы в результате выработки топлива. Система динамических уравнений движения относительно сферической вращающейся Земли в проекциях на оси траекторной системы координат без учета влияния ветра имеют вид [3]:

$$\left. \begin{aligned}
 M_{\text{ла}} \dot{V}_{\text{п}} &= P_{\text{эф.сy}} \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta - \\
 &- X_a - M_{\text{ла}} g \sin \Theta; \\
 M_{\text{ла}} V_{\text{п}} \dot{\Theta} &= P_{\text{эф.сy}} \left[\sin(\alpha + \varphi_p) \cos \gamma_a + \right. \\
 &+ \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_a \left. \right] + Y_a \cos \gamma_a - \\
 &- Z_a \sin \gamma_a - M_{\text{ла}} g \cos \Theta + \\
 &+ 2M_{\text{ла}} \varpi_3 V_{\text{п}} \cos \varphi \sin \Psi + \\
 &+ M_{\text{ла}} V_{\text{п}}^2 \frac{\cos \Theta}{R_3 + H}; \\
 -M_{\text{ла}} V_{\text{п}} \cos \Theta \dot{\Psi} &= P_{\text{эф.сy}} \left[\sin(\alpha + \varphi_p) \times \right. \\
 &\times \sin \gamma_a - \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_a \left. \right] + \\
 &+ Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a + 2M_{\text{ла}} \varpi_3 V_{\text{п}} \times \\
 &\times (\sin \varphi \cos \Theta - \cos \varphi \cos \Psi \sin \Theta) - \\
 &- M_{\text{ла}} V_{\text{п}}^2 \cos^2 \Theta \sin \Psi \frac{\text{tg } \varphi}{R_3 + H}.
 \end{aligned} \right\} (1)$$

При расчёте траектории ЛА со скоростями до 1000 м/с кориолисову силу и центробежную силу, связанные с кривизной поверхности Земли, обычно не учитывают. Для полета без крена и скольжения можно принять:

$$\gamma_a = 0; \beta = 0; Z_a = 0.$$

С учетом принятых допущений система (1) принимает вид

$$\left. \begin{aligned} M_{ла} \dot{V}_n &= P_{эф.су} \cos(\alpha + \varphi_p) - \\ &- X_a - M_{ла} g \sin \Theta; \\ M_{ла} V_n \dot{\Theta} &= P_{эф.су} \sin(\alpha + \varphi_p) + \\ &+ Y_a - M_{ла} g \cos \Theta. \end{aligned} \right\} (2)$$

Систему (2) необходимо дополнить кинематическими уравнениями движения, описывающими изменение положения ЛА в пространстве, и уравнением изменения массы ЛА, учитывающего выработку топлива в процессе полёта:

$$\left. \begin{aligned} \dot{H} &= V_n \sin \Theta; \\ \dot{L} &= V_n \cos \Theta; \\ \dot{M}_{ла} &= -G_{т.су}. \end{aligned} \right\} (3)$$

Поскольку при расчётах траектории ЛА чаще всего известными являются протяжённости различных участков траектории, то в качестве фазовой переменной удобнее принять координату L – дальность по горизонтальной поверхности (рис. 1). Тогда система дифференциальных уравнений, описывающих движение ЛА, примет вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_n}{dL} &= \frac{1}{M_{ла} V_n \cos \Theta} \left[P_{эф.су} \times \right. \\ &\times \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - M_{ла} g \sin \Theta \left. \right]; \\ \frac{d\Theta}{dL} &= \frac{1}{M_{ла} V_n \cos \Theta} \left[P_{эф.су} \times \right. \\ &\times \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - M_{ла} g \cos \Theta \left. \right]; \\ \frac{dH}{dL} &= \operatorname{tg} \Theta; \\ \frac{dt}{dL} &= \frac{1}{V_n \cos \Theta}; \\ \frac{dM_{ла}}{dL} &= \frac{-G_{т.су}}{V_n \cos \Theta}. \end{aligned} \right\} (4)$$

Полученная система дифференциальных уравнений включает параметры планера (лобовое сопротивление X_a , подъёмная сила Y_a , угол атаки α) и силовой установки ЛА (эффективная тяга $P_{эф.су}$, расход топлива $C_{т.су}$), зависящие от функций управления. Расчёт этих параметров целесообразно выделить в отдельные подмодели, которые также могут иметь иерархическую структуру (рис. 2). Совокупность формул расчёта критериев эффективности ЛА по результатам решения системы дифференциальных уравнений также выделена в отдельную подмодель (рис. 2). Отметим, что математическая модель СУ и ГТД более подробно представлена в работе [4], а математическая модель критериев эффективности – в работах [1, 2].

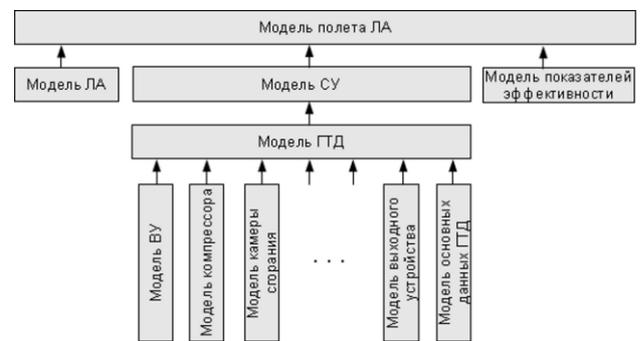


Рис. 2. Структура математической модели полета ЛА

Математическая модель ЛА. В математической модели летательного аппарата рассчитываются подъемная сила Y_a и сила внешнего сопротивления планера X_a в зависимости от его геометрических параметров, аэродинамических характеристик и условий полета:

$$Y_a = c_{ya} \frac{k}{2} \rho_n M_n^2 S_{кр};$$

$$X_a = c_{xa} \frac{k}{2} \rho_n M_n^2 S_{кр}.$$

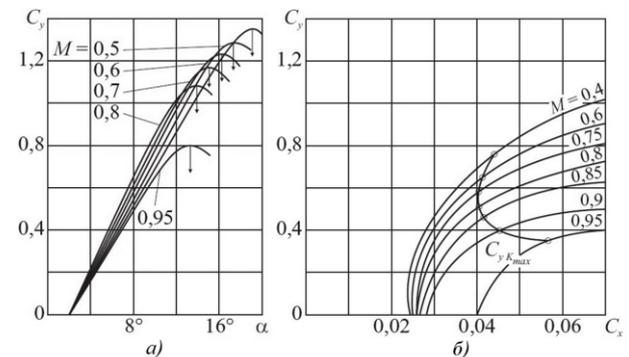


Рис. 3. Аэродинамические характеристика ЛА: а) $c_{ya} = f(\alpha, M_n)$; б) $c_{xa} = f(c_{ya}, M_n)$

Аэродинамические характеристики планера задаются в виде наиболее широко используемых зависимостей: $c_{ya} = f(\alpha, M_n)$, $c_{xa} = f(c_{ya}, M_n)$ (рис. 3) [5]. Значение M_n определяется величиной скорости V_n и скорости звука в атмосфере a . Для определения скорости звука, температуры T_n и давления p_n окружающей среды используется таблица стандартной атмосферы, которая описывает зависимость данных параметров от высоты полета H .

Выводы: с помощью разработанной методики моделирования полета летательного аппарата устанавливается функциональная связь между параметрами рабочего процесса ГТД, законом управления двигателя и результатами моделирования полета ЛА, от которых зависят критерии эффективности летательного аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Маслов, В.Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие /

- В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев; под ред. В.Г. Маслова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 1996. 147 с.
2. Григорьев, В.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев и др. – 2-ое изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. 202 с.
3. Бочкарев, А.Ф. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев и др.; под общ. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
4. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. 2-е изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн. 1). Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн. 2). – М.: Машиностроение, 2003. 616 с.
5. Бехтир, В.П. Практическая аэродинамика самолета Ту-154М / В.П. Бехтир, В.М. Ржевский, В.Г. Ципенко. – М.: «Воздушный транспорт», 1997. 288 с.

MODELING THE AIRCRAFT FLIGHT IN PROBLEMS OF OPTIMIZATION THE PARAMETERS OF WORKING PROCESS IN GAS-TURBINE ENGINES

© 2012 V.S. Kuzmichev, A.Yu. Tkachenko, V.N. Rybakov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov

In article the method of modeling the aircraft flight on the given trajectory, establishing the function connection between parameters of working process in gas-turbine engine and results of modeling the aircraft flight is described.

Key words: *flight modeling, aircraft, gas-turbine engine, effectiveness criteria*