

УДК 621.431.75(075)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПО КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

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

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрен метод динамического программирования для решения задач оптимизации управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата.

Оптимизация, двигатель газотурбинный, критерий эффективности, аппарат летательный, программирование динамическое.

При изменении внешних условий и режима работы в процессе полёта летательного аппарата (ЛА) параметры рабочего процесса газотурбинного двигателя (ГТД) меняются в соответствии с программой управления двигателя и общими закономерностями совместной работы его узлов. От программы управления силовой установкой в значительной степени зависит характер изменения параметров движения ЛА в процессе полёта, время полёта, потребный запас топлива и, в конечном итоге, значения критериев, характеризующих эффективность эксплуатации ЛА при выполнении конкретной задачи [1].

Значения критериев эффективности ЛА на этапе концептуального проектирования газотурбинного двигателя могут быть рассчитаны путём численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения летательного аппарата. В этом случае параметры, характеризующие эффективность ЛА, являются функционалами, а их значения зависят от выбора функции управления двигателями.

Задача оптимизации управления ГТД с использованием математической модели полёта ЛА не разрешима традиционными аналитическими методами вариационного исчисления. Поэтому её решение возможно только численными методами динамического программирования. Для этого непрерывный процесс, описываемый системой дифференциальных уравнений,

заменяется дискретным многошаговым процессом, каждый этап которого соответствует различным значениям фазовых координат.

Метод динамического программирования основан на принципе оптимальности Беллмана [2], сформулированного для решения широкого круга задач управления, распадающихся на ряд последовательных этапов (шагов). Функция управления складывается из совокупности шаговых управлений, то есть значений параметров управления на каждом шаге дискретного процесса. Если задано начальное состояние системы, то последовательность шаговых управлений однозначно определяет последовательность переходов системы из одного состояния в другое.

Задача оптимизации управления заключается в поиске такой последовательности шаговых управлений, при которой значение целевой функции в конце процесса достигает оптимума.

Функция управления на i -ом шаге называется шаговым управлением и обозначается $u^{(i)}$. Если количество этапов равно n , то задача состоит в поиске последовательности шаговых управлений, то есть множества $u = (u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(n)})$. Поскольку начальное состояние системы задано, то последовательность шаговых управлений однозначно определяет последовательность переходов системы из одного состояния в другое.

Требуется найти такую последовательность шаговых управлений \mathbf{u} , при которой значение целевой функции в конце процесса достигает оптимума:

$$Y(\mathbf{u}) = \Psi(F(\mathbf{u})) \rightarrow \text{opt}.$$

Каждый критерий эффективности, в свою очередь, зависит от значений параметров состояния системы $\mathbf{S}^{(n)}(\mathbf{u}) = (\mathbf{S}_1^{(n)}(\mathbf{u}), \mathbf{S}_2^{(n)}(\mathbf{u}), \dots, \mathbf{S}_l^{(n)}(\mathbf{u}))$ в конце процесса. Следовательно, и целевая функция в конечном итоге зависит от $\mathbf{S}^{(n)}(\mathbf{u})$:

$$Y(\mathbf{u}) = \Psi'(\mathbf{S}^{(n)}(\mathbf{u})).$$

Состояние $\mathbf{S}^{(i)}$, в которое перейдет система на очередном i -ом шаге, зависит только от предыдущего состояния $\mathbf{S}^{(i-1)}$ и управления на этом шаге $\mathbf{u}^{(i)}$:

$$\mathbf{S}^{(i)} = f(\mathbf{S}^{(i-1)}, \mathbf{u}^{(i)}).$$

В соответствии с принципом Беллмана для текущего состояния $\mathbf{S}^{(i)}$ оптимум целевой функции является условием оптимальности управления на последующих этапах. Следовательно, на последнем шаге n легко найти оптимальный переход в конечное состояние $\mathbf{u}^{(n)}$ одним из численных методов параметрической оптимизации:

$$\bar{Y}(\mathbf{u}) = \text{opt}_{\mathbf{u}^{(n)}} \Psi'(\mathbf{S}^{(n-1)}(\mathbf{u})).$$

Для предпоследнего шага $(n-1)$ выполняется аналогичная операция, но при проверке каждого варианта управления $\mathbf{u}^{(n-1)}$ выполняется оптимизация управления на последнем шаге. Аналогично, при изменении управления $\mathbf{u}^{(i)}$ повторяется рекуррентная оптимизация управления на последующих шагах, поскольку вывод об оптимальности управления на каждом из шагов (участков траектории) можно сделать только после того, как будет определено оптимальное управление на всех последующих этапах и рассчитано значение целевой функции.

Таким образом, задача поиска оптимальной функции управления процессом, состоящим из n шагов, может быть сведена к n вложенным задачам параметрической оптимизации. При этом задача определения оптимального управления на n -ом шаге является вложенной в задачу определения оптимального управ-

ления на $(n-1)$ -ом шаге и т.д., а задача определения оптимального управления на первом шаге является внешней по отношению ко всем остальным.

На основании описанного метода можно сформулировать следующий алгоритм решения задачи оптимизации управления ГТД:

1. Полёт рассматривается как дискретный процесс, то есть вся траектория полёта разбивается на небольшие участки, а изменение параметров состояния ЛА описывается значениями на границах этих участков.

2. Задаются начальные значения параметров управления ГТД на каждом участке траектории и значения параметров состояния ЛА в начальной точке. Оптимизация начинается с расчёта первого участка траектории.

3. В зависимости от состояния ЛА в начале участка и значений параметров управления ГТД рассчитываются значения параметров состояния в конце участка.

4. Если текущий участок траектории не является последним, то осуществляется переход к расчёту следующего участка траектории. Если текущий участок траектории является последним, то рассчитываются значения критериев эффективности ЛА и целевой функции.

5. Проверяется выполнение условия сходимости решения при текущих значениях параметров регулирования ГТД на данном участке траектории. Если условие сходимости решения не выполняется, то определяются новые значения параметров регулирования, и расчёт повторяется с пункта 3. Если условие сходимости решения выполняется и текущий участок траектории является первым, то расчёт останавливается. В ином случае осуществляется возврат к оптимизации управления на предыдущем участке траектории, начиная с пункта 4.

Блок-схема алгоритма оптимизации управления на примере трёхшагового процесса представлена на рис. 1.

Каждая из вложенных задач оптимизации управления ГТД на отдельном участке траектории может быть решена с помощью одного из широко используемых

численных методов параметрической оптимизации.

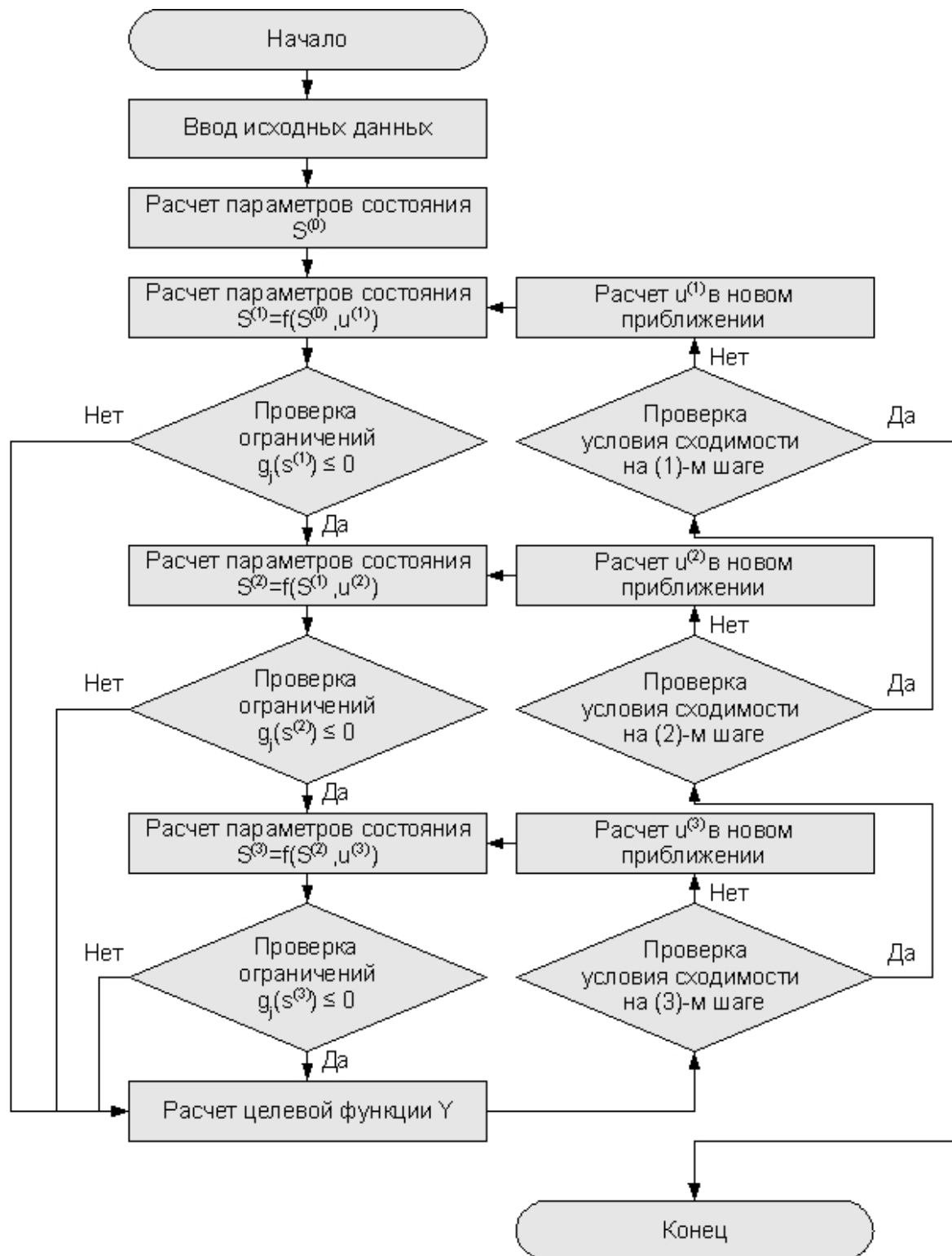


Рис. 1. Блок - схема алгоритма оптимизации функции управления трёхшаговым процессом

Различным критериям оценки эффективности ЛА соответствуют различные варианты управления его двигателями. Поэтому важным вопросом при разработке метода оптимизации управления ГТД является выбор метода расчёта целевой функции. Для того, чтобы определить

компромиссный вариант управления ГТД, отвечающего комплексу критериев оценки эффективности ЛА, необходимо использовать какой-либо принцип оптимальности.

Во многих задачах многомерной многокритериальной оптимизации рацио-

нальным является использование минимаксного принципа оптимальности, который позволяет рассчитывать значение целевой функции на основе совокупности критериев. В соответствии с данным принципом, минимизируемой величиной является максимальное значение из набора нормированных критериев эффективности:

$$Y(\mathbf{u}) = \max_j \left(\rho_j F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) \right) \rightarrow \min,$$

где ρ_j – степень значимости j -го критерия; $F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u})$ – нормированное значение критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия $F_j(\mathbf{u})$ (например, $C_{\text{Ткм}}, a, \bar{P}$) от его оптимального значения F_j^{opt} , найденного в результате однокритериальной оптимизации. Нормированное значение критерия эффективности определяется по одной из следующих формул: (в случае минимизации критерия – (1), в случае максимизации – (2)):

$$F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) = \frac{F_j(\mathbf{u}) - F_j^{\text{opt}}}{F_j^{\text{opt}}}; \quad (1)$$

$$F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) = \frac{F_j^{\text{opt}} - F_j(\mathbf{u})}{F_j^{\text{opt}}}. \quad (2)$$

При исследовании различных вариантов управления ГТД необходимо учитывать совокупность ограничений на режимы полёта ЛА и работы его силовой установки, к которым относятся ограничения по скорости полёта, углу атаки планера, частотам вращения роторов, температуре рабочего тела перед турбиной двигателя.

Кроме того, следует учитывать тот факт, что не при любом варианте управления возможно выполнение заданного процесса полёта ЛА (например, горизонтальный полёт ЛА с постоянной скоростью и максимальной коммерческой нагрузкой при работе двигателей на режиме «малого газа»). Поскольку не всегда возможно рассчитать такой процесс до конца и определить значение целевой функции, то при

оптимизации функций управления с учётом ограничений невозможно воспользоваться стандартными методами штрафных и барьерных функций. При нарушении ограничений необходимо корректировать значение целевой функции таким образом, чтобы движение в сторону нарушения ограничений было невыгодным.

Таким образом, если при текущем варианте функции управления на i -ом шаге n -шагового процесса произошло нарушение ограничения, представленного в виде $g_j(\mathbf{S}^{(n-1)}, \mathbf{u}^{(n)}) \leq 0$, и дальнейший расчёт невозможен, то расчёт целевой функции выполняется по следующей формуле:

$$Y = 10 + \frac{n-1}{n} + g_j(\mathbf{S}^{(i-1)}, \mathbf{u}^{(i)}).$$

Таким образом, разработан метод оптимизации управления ГТД по критериям эффективности ЛА, основанный на методе динамического программирования, путём разбиения непрерывного процесса на совокупность дискретных шагов и решения вложенных задач параметрической оптимизации значений функции управления на каждом шаге с учётом ограничений.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1. Кузьмичев, В.С. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – т. 14, №2(2). – С.491-494.
2. Андреева, Е.А. Вариационное исчисление и методы оптимизации [Текст]: учебное пособие для университетов / Е.А. Андреева, В.М. Цирулева – М.: Высш. шк., 2006. – 584 с.

USE OF THE DYNAMIC PROGRAMMING METHOD FOR SOLVING TASKS OF GTE MANAGEMENT OPTIMIZATION USING THE AIRCRAFT EFFICIENCY CRITERIA

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

Samara State Aerospace University
named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

Constraint-driven method of GTE management optimization based on aircraft efficiency criteria is described. The method is based on dynamic programming and minimax principle of optimality for objective function.

Optimization, gas turbine engine, efficiency criteria, aircraft, dynamic programming.

Информация об авторах

Ткаченко Андрей Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: tau@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, математическое моделирование, управление газотурбинными двигателями, методы расчета эксплуатационных характеристик, численные методы оптимизации.

Кузьмичев Венедикт Степанович, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kuzm@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, начальный уровень проектирования ГТД, оценка научно-технического уровня ГТД, САПР ГТД.

Tkachenko Andrey Yurievich, Candidate of Science, Associate professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University), E-mail: tau@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, mathematical simulation, gas turbine engine controlling, design methods of field-performance data, numerical method of optimization.

Kuzmichev Venedikt Stepanovich, Doctor of Science, Professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University), E-mail: kuzm@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, initial level of gas turbine engine design, assessment of scientific and technological level of gas turbine engines, gas turbine engines computer-aided systems.