

ОСОБЕННОСТЬ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ ПРИ НАЧАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Грецков А.И. Григорьев В.А.

Самарский государственный аэрокосмический университет

FEATURE OF OPTIMIZATION OF PARAMETERS OF WORKING PROCESS GTE WITH THE FREE TURBINE AT INITIAL DESIGNING IN THE CONDITIONS OF UNCERTAINTY

Gretzkov A.I. Grigoriev V.A. Basic design of aircraft is characterized by uncertainty of GTE; multicriterion - uncertainty of purpose; uncertainty (predictive of) the source of design data and other project solutions in these circumstances can be to find areas of compromise. Given these characteristics of the area received good values for workflow small helicopter GTE.

Проектирование вертолетных ГТД СТ формально можно представить как поэтапный процесс, направленный на раскрытие начальной неопределенности исходной проектной информации, вызванной ее априорной недостаточностью и неполнотой. Особенно остро эта проблема стоит на ранних этапах проектирования двигателя и вертолета, когда прогнозируется более 50% общей неопределенности исходной информации.

Неопределенность проектируемых исходных данных вызывает существенную неоднозначность результатов проектирования ГТД СТ и осложняет стратегию поиска и выбора его рациональных проектных параметров, поскольку между оптимальными значениями проектных параметров двигателя и исходными проектными данными существует тесная связь. Так недобор всех КПД и коэффициентов потерь ГТД СТ от запроектированных значений в пределах лишь 0,5...1 % может привести к изменению значений критериев эффективности двигателя и вертолета на 25...30% [1].

Обычно при выборе проектных параметров авиационных ГТД конструктор сталкивается с несколькими видами неопределенностей.

1. Неопределенность, связанная с неоднозначностью оценки эффективности системы ГТД и ЛА (многокритериальность).

2. Неопределенность, вызванная отсутствием методов расчета некоторых отдельных качеств и свойств проектируемой системы, что требует учета неформализуемых факторов ЛПР.

3. Неопределенность, вызванная несовершенством математических моделей ГТД и вертолета и методов, расчета критериев их эффективности.

4. Неопределенность, вызванная прогнозным характером части исходных проектных данных.

Неопределенность исходных проектных данных обусловлена не достаточной надежностью и недостаточным количеством информации, интересующей проектировщика. В общем случае можно выделить следующие причины неопределенности исходных проектных данных для ГТД:

1. Случайный характер ряда исходных данных (температура и влажность атмосферы, скорость и дальность полета вертолета в данном рейсе могут существенно отличаться от указанных в проектном задании).

2. Применение перспективных или нетрадиционных технических решений в малоизученных областях (перспективные T_r^* , π_k^* , материалы и т.д.).

3. Неопределенность, порожденная слишком высокой или недоступной платой за определенность.

4. несовершенство методов проектирования и технологии, не гарантирующее обеспечение заданных значений узлов двигателя.

Все эти причины могут значительно изменить степень информированности про-

ектантов по тем или иным исходным данным.

В теории исследования операций часто используется следующая система классификации степени информированности проектировщика.

1. Известны статистические законы распределения исходных проектных данных (стохастическая задача принятия решений).

2. Известны лишь диапазоны изменения значений исходных данных (неопределенная задача принятия решений).

3. Известны некоторые статистические моменты исходных данных: математическое ожидание, дисперсия, асимметрия и т.д., при этом закон распределения неизвестен.

В задаче выбора проектных параметров авиационного ГТД встречаются все три перечисленных случая. Для задач оптимального проектирования авиационного ГТД наиболее характерен 2-й случай, когда результатам оптимизации соответствуют лишь некоторые условные экстремумы рассматриваемых критериев оценки.

Как показано в работах [2,3] решением проектной задачи в условиях многокритериальности и неопределенности исходных данных может быть нахождение области компромиссов

$$X_I = \prod_{i=1}^n \prod_{k=1}^q X_{ik},$$

где n – число критериев эффективности;

q – число вариантов исходных данных неопределенной величины.

Область компромиссов можно определить как результат пересечения подмножеств условно оптимальных параметров по различным критериям, при различных сочетаниях вариантов исходных данных.

В случае вертолетных ГТД, как известно, распределять оптимальным образом свободную энергию между винтом и реактивной струей не требуется, поэтому здесь речь может идти об оптимизации или двух параметров рабочего процесса π_k^* и T_r^* , (если задается допустимая температура деталей турбины), или только одного - π_k^* (в случае выбранного уровня температуры T_r^*).

Очевидно, что в условиях неопределенности большого числа исходных данных и многокритериальной оценки эффективности двигателя в системе вертолета выбор в качестве независимых переменных минимально необходимого числа параметров рабочего процесса СУ является одним из рациональных путей решения векторных задач оптимизации параметров ГТД СТ.

Назначение и тип вертолета (дальность полета, скорость и высота, схема и т.п.) заметно отражаются на размере областей рациональных значений параметров маломерного ГТД СТ (π_k^* , T_r^*), так и на величины критериев эффективности.

Для вертолетов характерны следующие целевые назначения: транспортное, патрульное, геолого-разведывательное, пожарное, аэрофотосъемочное, санитарное, служебное, учебное, а так же ряд других. При этом, если, например, в грузопассажирском варианте критерием оценки вертолета может служить величина приведенных затрат на 1т км (а), при сельскохозяйственных работах величина соответствующая производительности вертолета (Пс/х) га/ч, в патрульном, а также в санитарном, служебном, учебном величина стоимости летного часа (А) у.е./ч, при геологоразведке, аэрофотосъемке, контрольном облете ЛЭП и тому подобное одним из важнейших критериев является максимальная дальность, км (при определенной крейсерской скорости) полета или максимальная продолжительность одного полета, ч.

Чтобы определить оптимальные параметры рабочего процесса проектируемого двигателя, необходимо рассчитывать характеристики, которые принято называть параметрическими характеристиками семейства ГТД. Каждой точке таких характеристик соответствует вариант двигателя, имеющий в зависимости от сочетания π_k , T_r^* и других параметров свою массу, свой удельный расход топлива и максимальный диаметр и свои проходные сечения газоздушного тракта.

Критерии оценки системы ГТД – ЛА получили широкое применение при проектировании ЛА и ГТД, т.к. они позволяют контролировать в процессе осуществления

проекта уровень совершенства ЛА и его СУ. Наиболее объективным из этой группы критериев при оптимизации параметров частей вертолета может служить взлетная масса M_0 , суммарная масса СУ и топлива (M_{cy+m}), себестоимость перевозок (a), удельные затраты топлива ЛА ($C_{т км}$), жизненного цикла вертолета ($S_{ж в}$) и жизненный цикл двигателя ($S_{ж дв}$). На рис.1 показаны для этих критериев области оптимальных значений параметров МГТД среднего вертолета, полученные для дальности полета $L_{п} = 100$ км с величиной отступления от $Y_{min} \Delta_Y = 1,5\%$.

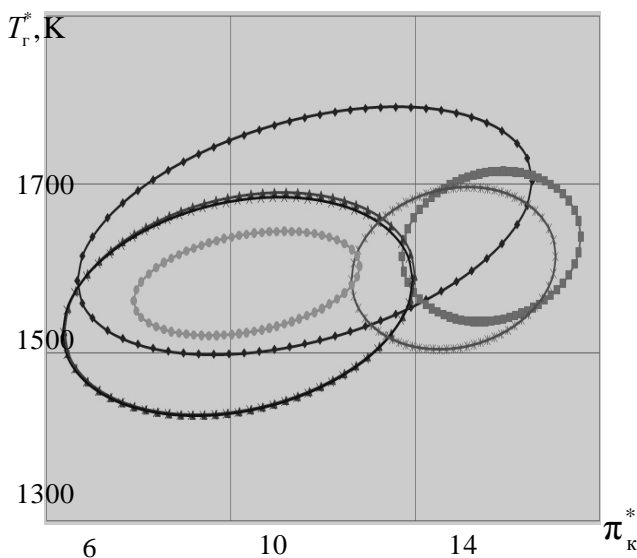


Рис. 1.- Области оптимальных параметров МГТД

\blacklozenge – M_0 \blacksquare – $C_{т км}$ \times – $S_{ж в}$
 \ast – $S_{ж дв}$ \blacktriangle – a \bullet – M_{cy+m}

Как показано в работах [2,3], важнейшей проектной величиной во многом определяющей выбор параметров рабочего процесса, является дальность полета.

На рис. 2 проведено сопоставление влияния дальности полета вертолета (100, 200, 500 и 750 км) на области, рациональных параметров по критерию M_0 . Как видно, что увеличение дальности полета приводит к уменьшению размеров областей и увеличению значения параметров π_k^* и $T_{г}^*$.

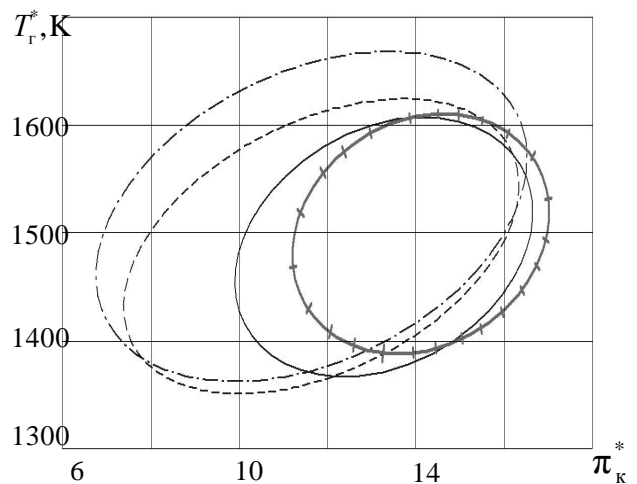


Рис. 2. Сопоставление областей оптимальных по критерию M_0 для различных дальностей полета

\blacktriangle – 750 км — — — — — 500 км
 - - - - - 200 км ·········· 100 км

В большей степени это можно объяснить возрастающим влиянием увеличения запаса топлива на борту и, как следствие, необходимостью улучшения топливной эффективности.

Вместе с тем, существует довольно значительная зона компромиссных решений, позволяющая выбрать проектное решение, рациональное для всех рассматриваемых дальностей полета.

Библиографический список

1. Григорьев, В.А. Вертолетные газотурбинные двигатели / В.А. Григорьев, В.А. Зрелов, Ю.М. Игнаткин и др.; под общей ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева – М.: Машиностроение, 2006. – 432 с.
2. Маслов, В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД / В.Г. Маслов.–М.: Машиностроение, 1981 – 127с.
3. Маслов В.Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г.Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев – Самара: СГАУ, 1996 – 147с.