

УДК 621.4

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГТД НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ТРЕБОВАНИЙ К УСЛОВИЯМ РАБОТЫ

Сенюшкин Н.С.¹, Зырянов А.В.¹, Копиртех А.В.¹, Султанов Р.Ф.¹

¹ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», Уфа, Россия (450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12), e-mail: aviastar-ufa@mail.ru

Главным вопросом при проектировании летательного аппарата, вне зависимости от его типа и стоящих перед ним задач, является подбор силовой установки. В данной статье показана работа коллектива авторов по формированию методики проектирования и подбора силовых установок для вновь разрабатываемых летательных аппаратов (самолетов, вертолетов). Методика основана на анализе предыдущего опыта проектирования, заключенного в формировании базы данных параметров летательных аппаратов и их силовых установок. Разработанная в процессе исследования программа для ПЭВМ позволяет автоматизировать этот процесс и существенно сократить сроки и повысить качество проектирования силовых установок и летательных аппаратов. Предлагаемая методика может быть использована как для создания новых двигателей, так и для подбора силовых агрегатов из разработанных ранее. На основе предложенной методики создана система поддержки принятия решения.

Ключевые слова: авиационный двигатель, база данных, ГТД, методика проектирования, летательный аппарат.

GTE DESIGN METHODOLOGY ACCORDING TO THE DEMANDS OF WORKING CONDITIONS

Senyushkin N.S.¹, Zyryanov A.V.¹, Kopirtekh A.V.¹, Soultanov R.F.¹

¹ FGBOU VPO "Ufa State Aviation Technology University", Ufa, Russia (450000, Ufa, 112, K.Marks str.), e-mail: aviastar-ufa@mail.ru

Main difficulty in aircraft design, despite its type and demand tasks, is the choice of engine unit. The given article observes the work of joint authors concerning formation of design methodology and choice of engine unit suitable for up-to-date aircrafts (airplanes, helicopters). The methodology is based on previous design experience regarding formation of data-base with aircraft characteristics and their engine units. The elaborated PC program allows to automate the procedure of engine units choice and increase the design quality for engines and aircrafts. Thus we offer methodology that can be used both, for design new engine and tailoring engine units out of created before. Decision making support system has been created on the basis of methodology.

Keywords: aviation engine, database, GTE, design methodology, aircraft.

Введение

При проектировании ЛА всегда возникает вопрос о выборе двигателя для его силовой установки (СУ). При этом важно учитывать как уже существующие двигатели, так и находящиеся на стадии разработки (проектирования). При выборе двигателя для проектируемого ЛА необходимо рассмотреть технические требования, учитывающие опыт применения всех типов ГТД, и специфические требования, учитывающие его установку на определенный тип летательного аппарата. Перечень специфических требований к ГТД, к которым можно отнести нормальную работу на малом газе в условиях ливневых осадков или при отрицательных и положительных перегрузках, возможность быстрого выхода на максимальный режим формируются на основе анализа условий эксплуатации и назначения летательного аппарата.

Приоритетность определенных качеств или характеристик ГТД для проектируемого летательного аппарата, обладающего данной силовой установкой, предопределяет уровень

основных параметров рабочего процесса, конструктивный облик и предполагаемый ресурс двигателя.

Например, величина тяги (мощности) должна быть достаточной для обеспечения необходимых параметров полета при заданных внешних условиях. Величина тяги всегда задается потребителем и прописывается в техническом задании. Если в техническом задании нет отдельных оговорок, то уровень тяги (мощности) должен сохраняться на протяжении всего периода эксплуатации двигателя, с возможностью незначительного ухудшения экономических показателей. При проектировании нового двигателя термогазодинамический расчет параметров рабочего цикла чаще всего происходит именно на заданный уровень тяги. Наиболее совершенным двигателем является тот, который развивает заданную тягу при минимальных массе, расходе топлива и воздуха. Все параметры двигателя при этом должны быть обеспечены в определенном диапазоне рабочих режимов и условий полета, которые зависят от типа и области применения летательного аппарата. Как правило, данная область задается в графическом виде (рис. 1), форма области связана с влиянием скорости и высоты (с учетом снижения атмосферного давления).

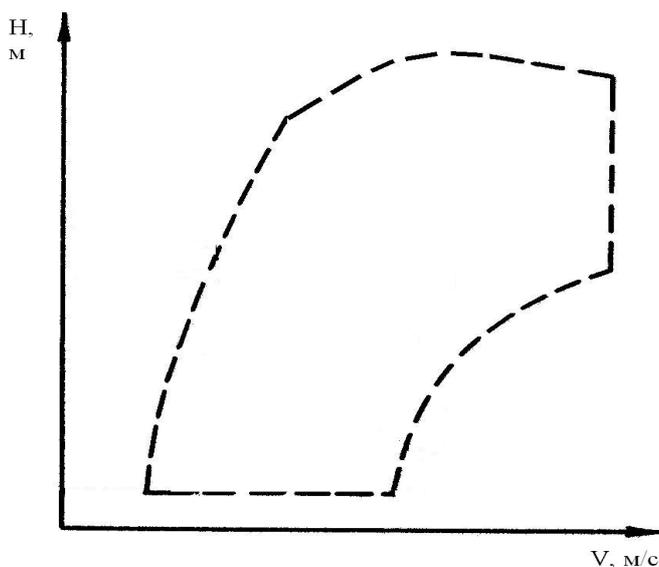


Рисунок 1 – Область рабочих режимов авиационного ГТД

Для автоматизации процесса подбора двигателя для летательного аппарата используются различные методы и расчетные системы, в том числе с применением ЭВМ. Основная задача используемой технологии подбора состоит в обработке большого числа исходных данных и статистической информации с последующим их анализом. Подход к решению задачи оперативной обработки информации в системе поддержки принятия решений может быть основан на разработке специальных программ, которые позволяют автоматизировать операции выбора двигателя для проектируемого ЛА.

Для подобных задач характерна неопределенность оптимальных конструктивных решений и высокая динамика, наличие многих взаимосвязей и взаимозависимостей, высокая вычислительная сложность, необходимость учета множества индивидуальных факторов, нелинейность поведения и т.п. [1].

В рамках данного проекта рассмотрена задача автоматизации подбора параметров двигателя для проектируемого летательного аппарата на примере ГТД. В качестве решения сформирована методика выбора схемы, облика, параметров и схемы расположения двигателя для использования на конкретном летательном аппарате. Рассмотрены проектные процедуры по подбору в базе данных ЛА-прототипов, отвечающих заданным тактико-техническим требованиям для проектируемого ЛА, выбору удельной нагрузки на крыло и потребной тяговооружённости ЛА, подбору в базе данных соответствующего двигателя на основании заданных требований к двигателю проектируемого ЛА по тяге, удельному расходу топлива и массе.

Предлагаемая методика, реализованная в разработанной программе для ПЭВМ, которая автоматизирует процессы определения прототипов и интерполяции требуемых параметров, позволяет проводить комплексную оптимизацию и повышать качество проведенной работы.

Параметры авиационного двигателя как объект оптимизации

Рассматриваемая предметная область содержит три сущности: конструктивный облик проектируемого летательного аппарата, облик летательного аппарата прототипа из базы данных и облик двигателя из базы данных.

Каждый из объектов имеет необходимые атрибуты. Атрибут - характеристика объекта, которая используется для его уточнения. Атрибуты могут быть качественные (например, «топливная эффективность») и количественные («длина двигателя», «количество топлива на единицу перевозимой полезной массы»).

Например, объект – «проектируемый ЛА» имеет атрибуты: требуемая или расчетная дальность полета, количество пассажиров, минимальное и максимальное значение этих величин или допустимый процент отклонений их от расчетных значений; объект «ЛА-прототип» – атрибуты, характеризующие его лётные характеристики (например, дальность полёта, высота полёта, удельная нагрузка на крыло при заходе на посадку и т.п.) и технические характеристики (тип ЛА, количество пассажиров, масса ЛА, масса двигателя и т.д.). Для объекта «двигатель ЛА-прототипа» созданы атрибуты: название двигателя, тяга двигателя, удельный расход топлива двигателя, масса двигателя. Часть параметров являются исходными, другая часть рассчитывается исходя из определенных зависимостей.

В предложенной модели автоматизации проектирования ЛА для разработки проекта ЛА реализован процесс взаимодействия, состоящий из двух этапов, один из которых –

двусторонний между проектируемым ЛА и ЛА-прототипами из базы данных. В результате произведён выбор лучшего ЛА-прототипа из представленных в базе данных в соответствии с техническим заданием на проектирование. Второй этап – односторонний: между выбранным прототипом и двигателями базы данных. После его реализации для лучшего прототипа подобран наиболее подходящий двигатель. На процесс взаимодействия как в первом случае, так и во втором наложены условия двух видов:

- ограничения параметров объекта, исходя из которых из всего множества потенциальных вариантов выбираются только те, чьи атрибуты находятся в заданных пределах;
- алгоритмы принятия решения и условия оптимизации, позволяющие выбрать одно из множества возможных предложений.

Для условия принятия решения необходимо определить атрибут условия, направление оптимизации (максимум/минимум) и весовой коэффициент, определяющий «значимость» данного условия.

В предложенной методике выбора двигателя для проектируемого ЛА созданы базы данных ЛА-прототипов и двигателей. Установлены значения атрибутов для проектируемого ЛА, для ЛА-прототипов и для двигателей-прототипов.

В разработанной методике автоматизированного определения облика проектируемого ЛА процесс начинается с того, что проверяются значения атрибутов ЛА-прототипов и выбираются те, у которых значения параметров соответствуют ограничениям на минимально и максимально допустимые значения дальности полета и количества пассажиров. В свою очередь ЛА-прототип взаимодействует с проектируемым ЛА с целью проведения расчетов основных аэродинамических, массовых и иных параметров, необходимых для проектирования.

Строится схема принятия решений, в которой размещены прототипы по убыванию дальности полета, с указанием значений максимального аэродинамического качества, потребной тяговооруженности, потребной взлетной тяги двигателя и по возрастанию взлетной массы ЛА, удельной нагрузки на крыло, удельного расхода топлива двигателя на крейсерском режиме, массы двигателя. Лучший прототип выбирается исходя из определенного оптимизационного алгоритма с учетом весовых коэффициентов критериев технического совершенства летательного аппарата (например, для истребителя важнее масса двигателя, а для транспортного самолета или бомбардировщика - минимальный удельный расход топлива).

В схеме принятия решений показаны двигатели по возрастанию удельного расхода топлива и массы двигателя. Определены рассчитанные значения параметров для подбора двигателя и параметры лучшего двигателя.

Целесообразно рассматривать взаимодействие с двигателями только тех прототипов, которые соответствуют проектируемому ЛА.

В результате проведенного моделирования по данным технического задания поэтапно выбирается лучший прототип ЛА с основными параметрами, уже последовательным образом рассчитанными для него. Алгоритм расчетов по выбору и расположению силовой установки ЛА представлен в виде схемы, показанной на рисунке 2.

В блоке 1 на основании технического задания принимаются следующие данные: взлетная масса ЛА M (кг), дальность полета L (км), высота H (км) крейсерского полета, число M крейсерского полета, максимально допустимый скоростной напор набегающего воздуха или максимально допустимое значение скорости маха у земли, минимальное значение давления окружающей атмосферы, соответствующее границе устойчивой работы камер сгорания, максимально допустимое значение заторможенной температуры воздуха T , типы тепловых двигателей в составе СУ, на базе которых должен выбираться наиболее приемлемый вариант, максимально допустимая скорость отрыва при взлете ЛА.

По статистическим данным принимаются начальные значения удельной нагрузки на крыло и тяговооруженности ЛА. В зависимости от назначения ЛА выбирается типовой профиль полета.

В блоке 2 на базе взлетного режима рассчитываются параметры, определяющие облик ЛА и силовой установки при использовании различных двигателей. Расчеты выполняются в следующем порядке, при котором определяются: взлетный вес ЛА, площадь крыла, скорость отрыва при взлете на уровне моря при стандартных условиях, аэродинамическое качество ЛА при отрыве от земли (принимается приближенно), сила лобового сопротивления ЛА при отрыве.

Вычисляются и уточняются параметры силовой установки:

- взлетная тяга (мощность),
- выбирается число двигателей, с учетом выполнения условия, обеспечивающего безопасное продолжение взлета при отказе одного из двигателей,
- суммарная площадь входа СУ,
- параметр согласования СУ с ЛА,
- площадь входа в компрессор,
- наружный диаметр входа в компрессор,
- взлетная тяга или мощность одного двигателя,
- расход воздуха через двигатель на взлетном режиме,
- масса двигателя.

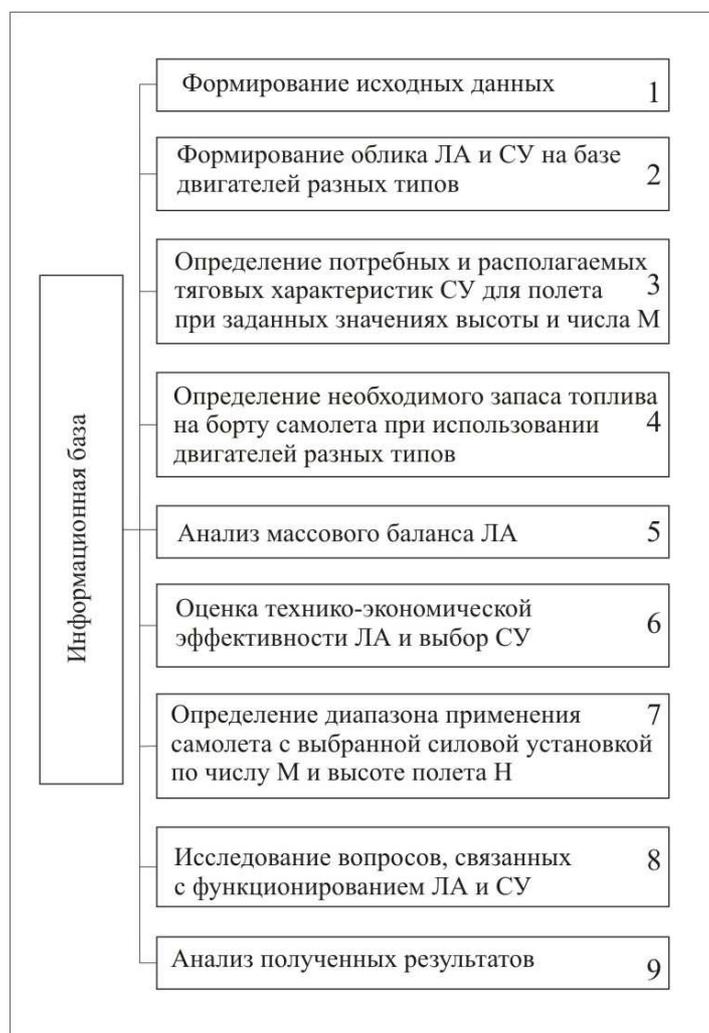


Рисунок 2 – Блок-схема алгоритма по выбору СУ для ЛА

В блоке 3 определяются требуемые и располагаемые тяговые характеристики СУ для крейсерского полета при заданных значениях высоты и скорости полета.

Величина требуемой тяги СУ для горизонтального полета может быть найдена с использованием кривых Жуковского.

Равенство требуемой и располагаемой эффективных тяг обеспечивается за счет дросселирования СУ. Относительное значение тяги СУ на максимальном режиме на высоте и скорости крейсерского полета принимается равным 0,03.

Полученная величина степени дросселирования должна быть меньше единицы, в противном случае необходим перерасчет взлетной тяги СУ на взлетном режиме.

В блоке 4 определяется масса топлива и топливной системы. Величина массы топлива на борту ЛА определяется с учетом значений удельного расхода топлива в крейсерском полете.

Масса топливной системы и суммарный объем топливных баков определяется в соответствии с рекомендациями:

$M_0 = M_k + M_{cy} + M_T + M_{об} + M_{пн}$, где M_k – масса конструкции; M_{cy} – масса силовой установки; M_T – масса топлива; $M_{об}$ – масса оборудования; $M_{пн}$ – масса полезной нагрузки.

Выбранные массы самолета, силовой установки, топлива, коммерческой нагрузки должны удовлетворять следующему уравнению:

$$1 = \bar{M}_{пл} + \bar{M}_{cy} + \bar{M}_T + \bar{M}_{пн} + \bar{M}_{сн},$$

где $\bar{M}_{пл}$ – относительная масса планера, включающая в себя массу фюзеляжа, крыла, оперения и шасси; \bar{M}_{cy} – относительная масса силовой установки; \bar{M}_T – относительная масса топлива; $\bar{M}_{пн}$ – относительная масса полезной нагрузки; $\bar{M}_{сн}$ – относительная масса снаряжения (табл. 1).

Таблица 1 – Значения относительных величин, входящих в уравнение баланса масс летательного аппарата

Параметр	Рекомендуемое значение
$\bar{M}_{пл}$	0,46...0,50
\bar{M}_{cy}	0,12...0,14
\bar{M}_T	0,20...0,25
$\bar{M}_{пн}$	0,29...0,35
$\bar{M}_{сн}$	0,03...0,04

В блоке 5 выполняется анализ массового баланса ЛА и определяется его массовая отдача.

В блоке 6 выполняется сопоставительный анализ технико-экономической эффективности ЛА с рассматриваемыми вариантами силовых установок. При выполнении анализа используются следующие критерии технико-экономической эффективности применения СУ в ЛА:

- 1 – относительная масса полезной нагрузки,
- 2 – относительная часовая производительность ЛА,
- 3 – удельная производительность ЛА,
- 4 – километровый расход топлива,
- 5 – приведенный расход топлива.

По результатам анализа выбирается оптимальный вариант СУ на ЛА.

В блоке 7 проводятся расчеты по определению диапазона применения ЛА с выбранной силовой установкой по числу М и Н полета с учетом ограничений, обеспечивающих нормальное функционирование ЛА и СУ.

В блоке 8 выполняется дополнительное углубленное исследование вопросов, связанных с функционированием ЛА и СУ, например рассматриваются проблемы эксплуатации в запыленной атмосфере.

В блоке 9 приводится анализ результатов с обоснованием принятых решений.

В информационную базу вносятся сведения о существующих двигателях с целью применения их для выполнения расчетов по основным блокам.

В итоге созданная система поддержки принятия решения позволяет на основе анализа статистических данных выбрать оптимальные параметры силовой установки, в том числе и выбор ее типа, для разработки нового ГТД или подобрать имеющийся для проектируемого ЛА.

Работы выполнены при финансовой поддержке Минобрнауки РФ. В рамках ФЦП «Научные и педагогические кадры инновационной России»

Список литературы

1. Боргест Н.М., Шустова Д.В., Гиматдинова С.Р. Автоматизированное заполнение матрицы проекта на основе онтологии // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. - Т. 14, № 6. - С. 227–232.
2. Кривошеев И.А. Формализация процесса проектирования и доводки двигателей с использованием CASE-технологии. – М. : Изд-во МАИ, 2008. – 128 с.
3. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. ; под ред . С.М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Газотурбинные двигатели : серия учебников / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. - М. : ОАО «Авиадвигатель», 2006. - 1204 с.
5. Югов О.К. Основы интеграции самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М. : Машиностроение, 1989. – 304 с.

Рецензенты:

Кривошеев И.А., д.т.н., профессор, декан факультета авиационных двигателей, ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г.Уфа.

Ахмедзянов Д.А., д.т.н., профессор кафедры авиационных двигателей, ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г.Уфа.