

УДК 629.735.33.063.6:621.452.3+623.746.12

И. Ф. КРАВЧЕНКО*ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

СТРУКТУРНЫЙ СИНТЕЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА

Рассмотрена проблема формирования структуры топливной системы двигателя для учебно-боевого самолета. Одним из основных требований к этой системе является обеспечение необходимых функций для семейства двигателей различного назначения на базе единого газогенератора. Составлена структурная схема влияния топливной системы на параметры двигателя и летательного аппарата, анализ которой позволил определить параметры системы и ограничения, а также выделить интегральный критерий качества – суммарную потребляемую мощность. В результате анализа семи структурных вариантов топливной системы обоснован выбор системы с тремя параллельными контурами, которая имеет малую массу и габариты в форсажном варианте двигателя и рационально конвертируется для бесфорсажного варианта.

Ключевые слова: авиационный двигатель, топливная система, насосы, структурный синтез, критерии качества.

Введение

Особенностью проектирования авиационных двигателей в условиях ограниченных ресурсов является необходимость на ранних стадиях проектирования формировать семейство двигателей различного назначения на базе единого газогенератора [1]. При этом необходимо обеспечивать компромисс между стремлением получить наилучшие характеристики каждого типа двигателей рассматриваемого семейства и необходимостью унификации конструкции узлов и систем этих двигателей. Одной из таких систем является топливная система (ТС), функции которой для семейства двигателей изменяются в широких пределах: для двигателей с узким диапазоном рабочих режимов эта система обеспечивает подачу топлива в основную камеру сгорания, а для двигателей с форсажной камерой эта система обеспечивает питание топливом не только основной, но также и форсажной камеры и, кроме того, обеспечивает управление регулируемым реактивным соплом и направляющими аппаратами компрессора.

В данной работе рассмотрена концепция формирования топливной системы с учетом ее влияния на характеристики летательных аппаратов и двигателей проектируемого семейства.

Постановка задачи

Кроме подачи топлива в основную камеру сгорания, задачами ТС могут быть управление регулируемыми направляющими аппаратами (РНА) ком-

прессора, клапанами перепуска воздуха, подача топлива в форсажную камеру сгорания и управление регулируемым реактивным соплом, а также охлаждение конструктивных элементов [1 – 3].

Структура ТС авиационного двигателя определяется:

- организацией топливопитания гидравлических исполнительных устройств (автономное, совмещенное для ряда устройств);
- типом используемых насосов;
- типом используемых приводов исполнительных устройств.

В литературе нет единой методики рациональной организации топливопитания двигателей. В выполненных ТС применены различные решения. Кроме того, во многих зарубежных публикациях о двигателях сведения о ТС не приведены.

Таким образом, проблема формирования структурно-параметрического облика ТС является важной частью процесса проектирования авиационных двигателей. В данной статье эта проблема рассмотрена применительно к семейству двигателей для учебно-боевых самолетов, которое включает бесфорсажные варианты двигателей и варианты турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДДФ) с форсажной камерой.

При проектировании ТС ТРДДФ возможны следующие варианты постановки задачи:

1. Полное (начальное) проектирование “с нуля”. В этом случае необходимо учитывать весь спектр модификаций двигателя. Не должно получиться так, что система оптимизирована для ТРДДФ и имеет

плохие свойства для бесфорсажного варианта.

2. Модификация ТРДД в ТРДДФ. Контуры основного топлива и РНА сохраняются, и объектом проектирования является форсажная часть системы (относящаяся к форсажному топливу и реактивному соплу).

3. Основной объект проектирования – ТРДДФ, но обеспечивается его наилучшая модификация в ТРДД.

При этом параметрами ТС являются:

- значения давлений в контурах системы;
- значения мощности, потребляемой каждым насосом.

Показателями качества системы являются:

- стоимость;
- надежность;
- эксплуатационная технологичность;
- масса системы;
- габариты системы (система должна размещаться в отведенном для нее пространстве);
- суммарная потребляемая мощность;
- гидравлические потери на обтекание стоек центрального привода, расположенных в проточной части;
- тепловыделение (не должно выходить за пределы, обеспечиваемые системой воздушного охлаждения).

Решение данных задач должно удовлетворять, как правило, нескольким противоречивым требованиям.

Для применения соответствующих методов оптимизации необходимо составить математическую модель ТС ТРДДФ, рассмотреть варианты конструктивно-компоновочных схем, выделить их параметры, сформулировать ограничения и критерии качества.

Формирование критериев качества и ограничений

Задача формирования структурно-параметрического облика ТС ТРДДФ является обратной задачей математического моделирования. Ее решение представляет собой выбранную структуру системы, а также соответствующий этой структуре вектор конструктивных параметров, удовлетворяющий множеству ограничений и обеспечивающий оптимальное сочетание показателей качества. Структурно-параметрический облик ТС ТРДДФ является результатом компромиссного решения проектной задачи, которая характерна для концептуального проектирования не только двигателя, но и самого ЛА. Структурная схема влияния топливной системы на

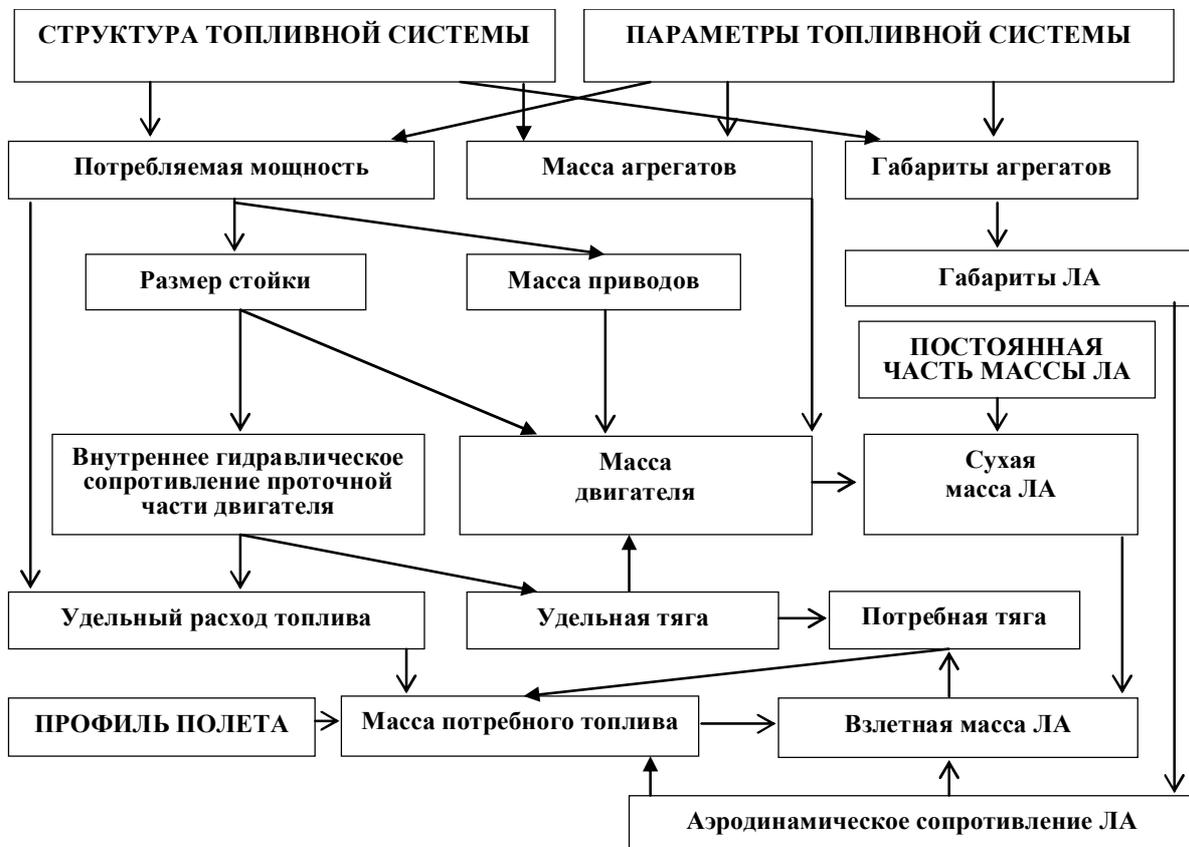


Рис. 1. Структурная схема влияния топливной системы на параметры двигателя и летательного аппарата

параметры двигателя и летательного аппарата представлена на рис. 1.

Из перечисленных выше показателей качества системы необходимо сформировать критерии качества. Как видно, показатели качества разнородны. Это затрудняет их объединение в один комплексный критерий. Поэтому необходимо применять упрощения в данной задаче:

- исключение некоторых показателей из рассмотрения на том основании, что они мало отличаются для различных вариантов;

- объединение некоторых показателей на том основании, что они сильно взаимосвязаны;

- перевод некоторых показателей в категорию ограничений.

Показателем, который слабо зависит от структуры системы, является надежность.

Показателями, которые можно объединить, являются:

- масса, габариты, стоимость и эксплуатационная технологичность, поэтому габариты и стоимость могут не рассматриваться;

- потребляемая мощность и гидравлические потери на обтекание стоек центрального привода.

Показателем, который можно отнести к ограничениям, является тепловыделение.

Таким образом, в простейшем случае остается один показатель для формирования критериев качества – суммарная потребляемая мощность.

Такое упрощение критерия качества системы облегчает отработку методики анализа и может быть применено к сравнительному анализу схем ТС с одинаковыми типами основных насосов.

В одной ТС могут использоваться насосы различных типов: шестеренные (ШН), плунжерные (ПН) и центробежные (ЦН). Необходимо учитывать особенности их привода. Так, ЦН требуют использования мультипликатора. Их КПД существенно отличается от КПД ШН и ПН. Соответственно со снижением КПД растут потребная мощность привода и степень подогрева топлива. Например, если эффективная мощность насоса 40 кВт, КПД ЦН 30%, а КПД ПН 75%, то потребная мощность привода для ЦН составляет 133 кВт, а для ПН – 53 кВт. При удельном расходе топлива в двигатель 0,3 кг/(кВт час) часовой расход топлива на привод ЦН составит 30 кг, а на привод ПН – 16 кг. Разница в часовом потреблении топлива – 14 кг, что значительно превышает разницу в массе насосов. Если учесть необходимость увеличения поперечного сечения стойки центрального привода и соответствующее увеличение гидравлических потерь в проточной части двигателя, то разница в потреблении топлива станет еще больше.

Структурная оптимизация топливной системы

Выбор схемы системы

С целью исследования структурно-параметрического облика топливной системы ТРДДФ рассмотрим возможные варианты схем системы топливоснабжения двигателя, которые представлены на рис. 2–8.



Рис. 2. Схема с одним насосом высокого давления



Рис. 3. Схема с двумя параллельными насосами (или двумя параллельными контурами)

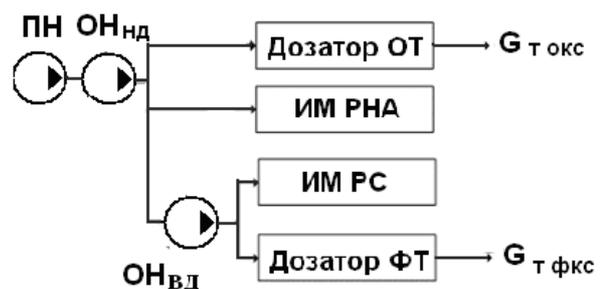


Рис. 4. Схема с двумя последовательными контурами и приводом РНА низким давлением

Таким образом, структурно-параметрическая оптимизация топливной системы ТРДДФ заключается в выборе одной из возможных схем, а также в выборе типа каждого из насосов. Очевидно, что оптимальный выбор параметров рабочего процесса предполагает выбор рациональной конструктивно-компоновочной схемы ТС ТРДДФ, которая находится в общей системе “ТС – двигатель – самолет”.

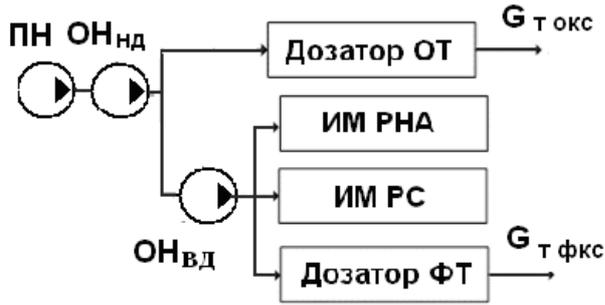


Рис. 5. Схема с двумя последовательными контурами и приводом РНА с высоким давлением

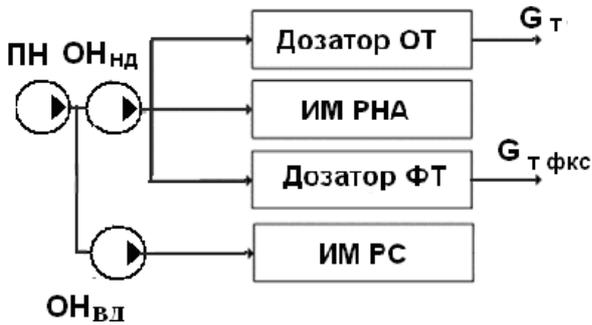


Рис. 6. Схема с двумя параллельными контурами и автономным контуром сопла

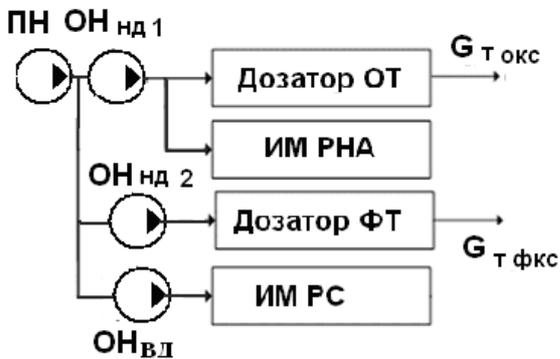


Рис. 7. Схема с тремя параллельными контурами

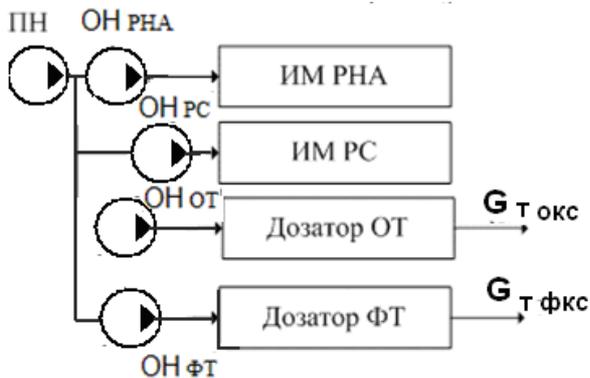


Рис. 8. Схема с четырьмя параллельными контурами

Каждая из представленных выше схем имеет свои преимущества и недостатки. Схема с одним насосом высокого давления (рис. 2) имеет минимальное количество насосов. Поэтому можно ожидать, что она будет иметь минимальную массу. Однако диапазон регулирования суммарного расхода топлива за основным насосом настолько широк, что возникают трудности обеспечения дозирования основного топлива с необходимой точностью. Кроме того, в данном случае целесообразно поддерживать такое давление за основным насосом, которое соответствует потребному давлению подачи основного топлива (обычно потребное давление форсажного топлива не превышает этот уровень). Тогда давление в исполнительном механизме сопла будет относительно небольшим, что приводит к необходимости увеличения суммарной площади гидроцилиндров привода сопла. В конечном результате это приводит к повышению аэродинамического сопротивления самолета.

Схема с двумя параллельными контурами (рис. 3) представляется наиболее рациональной для перехода от бесфорсажного варианта двигателя к форсажному. Действительно, основной насос высокого давления обеспечивает подачу топлива в систему управления соплом и в форсажную камеру сгорания. В бесфорсажном варианте эти элементы полностью исключаются, а контур низкого давления остается неизменным. Однако в этой схеме давление форсажного топлива оказывается завышенным, что обуславливает нерациональные затраты мощности на привод насосов.

Схема с последовательными контурами (рис. 4) также имеет этот недостаток. Насос высокого давления в ней имеет меньшую степень повышения давления. Однако при переходе от форсажного варианта к бесфорсажному производительность насоса низкого давления оказывается избыточной, и представляется рациональной его замена на насос меньшей производительности.

Схема с двумя последовательными контурами и приводом РНА с высоким давлением (рис. 5) отличается от предыдущей возможностью использования высокого давления в приводе РНА, что обеспечивает уменьшение габаритов (а возможно, и массы) этого привода. Однако при переходе к бесфорсажному варианту требуется замена не только насоса низкого давления, но и привода РНА, так как использовать привод РНА со своим отдельным насосом нецелесообразно.

В схеме с двумя параллельными контурами (рис. 6) реализуется возможность обеспечения работы привода сопла под высоким давлением, в то время как остальные элементы обеспечиваются топливом с более низким давлением, величина которого

соответствует требуемому давлению основного топлива. Однако при переходе к бесфорсажному варианту необходима замена основного насоса высокого давления на насос меньшей производительности, иначе этот насос оказывается переразмеренным и имеет избыточную массу и энергопотребление.

Схема с четырьмя параллельными контурами (рис. 8) обеспечивает наибольшую гибкость при доводке и модернизации, так как каждый привод имеет отдельный насос, что обеспечивает возможность его замены без изменения других насосов и приводов. Кроме того, при оптимизации этой схемы можно выбирать различные значения давления во всех контурах. Однако вследствие малого требуемого расхода на привод РНА соответствующий насос будет иметь низкий КПД. Следовательно, массогабаритные параметры такой системы неудовлетворительны.

Данный недостаток устранен в схеме с тремя параллельными контурами (рис. 7). В ней дозатор основного топлива и исполнительный механизм РНА обслуживаются одним насосом, а давление в этом контуре определяется требуемым давлением основного топлива. Контур форсажного топлива имеет свой насос, и давление в этом контуре может быть ниже, чем в основном. Реактивное сопло управляется с помощью топлива высокого давления; величина этого давления может быть оптимизирована независимо от других контуров.

Выбор типа насоса

Задача структурной оптимизации включает в себя также выбор типа каждого из насосов, входящих в систему. Требованиям, предъявляемым условиями работы рассматриваемой топливной системы, удовлетворяют насосы трех типов: плунжерные, центробежные и шестеренные.

Плунжерный насос обладает высоким КПД за счет встроенного устройства регулирования расхода (обычно наклонной шайбы), поэтому на всех режимах работы двигателя можно минимизировать мощность, потребляемую плунжерным насосом. Особенно важно это для насоса форсажного топлива, который на бесфорсажных режимах можно перевести в режим минимальной производительности так, чтобы расход топлива соответствовал минимальному, необходимому для охлаждения элементов контура форсажного топлива. Однако стоимость плунжерного насоса – наибольшая в сравнении с остальными рассматриваемыми типами насосов, что обусловлено в основном сложностью конструкции, для надежной работы которой необходимо обеспечить высокое качество изготовления.

Центробежный и шестеренный насосы не имеют элемента, регулирующего производительность.

Поэтому для дозирования топлива необходим специальный элемент. Как правило, этот элемент регулирует слив. Поэтому расход через насос (а, следовательно, и потребляемая мощность) на большинстве режимов будут избыточными. Кроме того, КПД центробежного насоса значительно ниже, чем КПД плунжерного и шестеренного насосов.

Однако эти насосы имеют более низкую стоимость при высоком уровне надежности. Уровни давления топлива, которые могут обеспечить плунжерный и центробежный насосы, удовлетворяют требованиям к давлению в системе управления реактивным соплом, которое должно быть 200...250 атм. Достижение такого уровня шестеренным насосом в настоящее время проблематично.

Заключение

Особенностью поставленной в данной работе задачи является формирование семейства двигателей для УБС. Для решения этой задачи необходимо обеспечить унификацию топливных систем различных двигателей создаваемого семейства. Для этого элементы систем, общие для различных двигателей, должны быть одинаковыми. Это существенно сократит затраты времени и средств на их разработку и доводку. Чтобы выполнить это условие, необходимо:

- обеспечить максимальную унификацию при переходе от бесфорсажного варианта к форсажному;
- выбирать параметры элементов системы (например, максимальную производительность насосов) для того двигателя из семейства, для которого потребные значения этих параметров наибольшие.

Из выполненного выше анализа следует, что первому из этих требований в наибольшей степени удовлетворяют схемы, представленные на рис. 3, 7 и 8. Однако первая из них требует равенства давления форсажного топлива и давления в системе привода сопла (что нерационально), а последняя содержит избыточное количество насосов и поэтому не рациональна по массе и энергопотреблению.

Таким образом, установлено, что наилучшей для двигателей семейства УБС является схема с тремя параллельными контурами, представленная на рис. 7.

В качестве подкачивающего наиболее рационально использовать центробежный насос, так как для этого насоса не требуется регулирование расхода, он наиболее дешев и обеспечивает большой расход при малом давлении.

Для обоснования выбора насосов, обеспечивающих расход основного топлива, форсажного топлива и топлива, используемого для управления реактивным соплом, необходим количественный

анализ, для выполнения которого требуется сформировать математическую модель топливной системы, обеспечивающую расчет потребляемой мощности и подогрева топлива на всех режимах работы двигателя. Эта задача будет решена в дальнейшем.

Литература

1. Киричков, М. А. Создание семейства мало-размерных газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора [Текст] / М. А. Киричков, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2013. – № 10 (107). – С. 37–41.

2. Раздолин, М. В. Агрегаты воздушно-реактивных двигателей [Текст] / М. В. Раздолин, В. Н. Сурков. – М. : Машиностроение, 1973. – 352 с.

3. Авиационные силовые установки. Системы и устройства [Текст] / Н. Т. Домошенко, А. С. Кравец, Г. А. Никитин, А. И. Пугачёв. – М. : Транспорт, 1976. – 312 с.

4. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1202 с.

Поступила в редакцию 21.05.2014, рассмотрена на редколлегии 12.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр., доцент кафедры инженерно-авиационного факультета В. В. Логин, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ ПАЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ НАВЧАЛЬНО-БОЙОВОГО ЛІТАКА

І. Ф. Кравченко

Розглянуто проблему формування структури паливної системи двигуна для навчально-бойового літака. Однією з основних вимог до цієї системи є забезпечення необхідних функцій для сімейства двигунів різного призначення на основі єдиного газогенератора. Складено структурну схему впливу паливної системи на параметри двигуна і літального апарату, аналіз якої дозволив визначити параметри системи і обмеження, а також виділити інтегральний критерій якості – сумарну споживану потужність. В результаті аналізу семи структурних варіантів паливної системи обґрунтовано вибір системи з трьома паралельними контурами, яка має малу масу і габарити у форсажному варіанті двигуна і раціонально конвертується для безфорсажного варіанту.

Ключові слова: авіаційний двигун, паливна система, насоси, структурний синтез, критерії якості.

STRUCTURAL SYNTHESIS OF FUEL SYSTEM FOR TRAINER-COMBAT AIRPLANE

I. F. Kravchenko

Fuel system forming for trainer-combat airplane is discussed. One of main requirements to this system is satisfy in gall functions for family of engines that is based on one gas generator. Structural scheme of fuel system in fluence on engine and aircraft parameters has been designed. Analyzing this scheme, parameters and limitations of system have been determined and integral performance criterion has been separated – total consumed power. Seven alternative schemes of fuel system were analyzed, and system with three parallel contours has been recommended that has minimal mass and size in after burning variant of engine and rationally converts to non-after burning variant.

Keywords: aircraft engine, fuel system, pumps, structural synthesis, performance criterion.

Кравченко Игорь Федорович – Генеральный конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина