

А.Н. ЖУКОВ

О ВИРТУАЛЬНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ С АГРЕГАТАМИ ДИСКРЕТНОГО ДЕЙСТВИЯ

Рассматриваются направления формирования виртуальных структур авиационного двигателя с дискретными генераторами мощности. Формируется система сопоставлений вариантов. Показывается высокий уровень перспективности практической разработки таких структур.

ВВЕДЕНИЕ

Исследуется направление совершенствования, расширения области применения авиационных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) совершенствованием, включением в конструкцию агрегатов дискретного действия - поршневых подсистем. Прототипами являются

- турбореактивный двигатель (ТРД) двухконтурный с отдельными газовыми потоками (ТРДД), ТРДД со смешением потоков (ТРДДсм) - эффективные типы авиации средних, больших дозвуковых скоростей полета;
- винтомоторная установка (ВМУ) – эффективный тип авиации малых скоростей полета.

Основным фактором эффективности поршневого двигателя является высокий предел по температуре в термодинамическом цикле. Технически допустимая температура газа в цилиндре значительно выше максимально допустимой температуры газа перед быстро вращающимися лопатками турбины ТРДД. Нежелательные потери тепловой и особенно механической энергии при выполнении частных процессов цикла в цилиндре несколько меньше, чем в турбокомпрессоре ТРДД.

Практика авиации с ВМУ малых, средних дозвуковых скоростей полета, опыты применения при больших дозвуковых скоростях показали:

- ◆ При малых скоростях движения высокую эффективность и винта как движителя.
- ◆ С увеличением скорости полета требуемая мощность резко возрастает, соответственно увеличиваются габариты, вес блока цилиндров. Основным негативным фактором - дискретность исполнения цикла. Она обуславливает низкую пропускную способность механизмов, мешает превратить выхлопной газ в реактивную струю приемлемой мощности.
- ◆ Имеет место чрезвычайно существенная зависимость преобразования мощности поршневого двигателя в тяговое усилие винта при приближении к звуковой скорости набегающего потока. Основным негативным фактором: при вращении винта в свободном потоке его коэффициент полезного действия (КПД) как движителя падает тем ниже, чем ближе скорость движения к звуковой скорости. Разгон свободного потока до сверхзвуковой скорости, образование зон пониженного давления перед винтом и повышенного давления за винтом невозможны при сколь угодно большой мощности любого теплового двигателя.

Промышленной базой авиационного двигателестроения освоены и построены разновидности турбовинтовых двигателей. Их разработку, в частности, стимулировало следующее соображение: приоритетным в плане нейтрализации фактором неэффективного функционирования ВМУ авиации средних дозвуковых скоростей является их весовое, габаритное несовершенство. Однако, адекватность такой оценки реалиям неочевидна: не-

эффективность обусловлена не только возрастанием требуемой мощности, габаритов и веса поршневого двигателя, но и уменьшением КПД винта.

Из сферы формирования предельных абстракций [1 - 4] видятся перспективы расширения области применения ВРД с дискретными подсистемами вплоть до небольших сверхзвуковых скоростей набегающего потока. Необходимые условия – отказ от винта-двигателя, трансформирование дискретных подсистем под специфику функционирования в авиации.

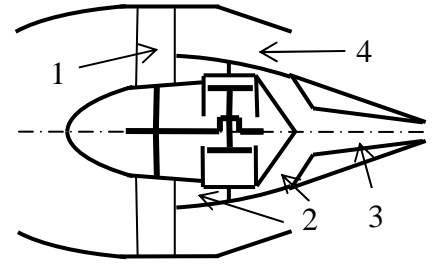


Рис. 1: РПДД1

Исследуются возможности схемы реактивно-поршневого двигателя двухконтурного (РПДД) первой модификации (РПДД1, рис. 1, где 1 – вентилятор, 2 – ресиверы, 3 и 4 – сопла ведущего и ведомого контуров). В ней поршневая подсистема – мотор ВМУ, винты заключены в обечайку и трансформированы в вентилятор.

Формируются подтипы РПДД1 ($I = 2, 3, \dots$). Основа ряда модификаций – пошаговое трансформирование авиационного мотора. Преобразование ведется по результатам анализа возможностей подтипов наземного поршневого двигателя в агрегированных представлениях [5, 6], специфики функционирования поршневых подсистем в авиационных условиях. Цели трансформирования:

- превращение дискретного выхлопа в реактивную струю ощутимой мощности;
- совершенствование дискретных агрегатов по критериям габаритов, веса;
- в конечном итоге – повышение уровней рентабельности, экологической безопасности массовой авиации.

Приводятся примеры учета специфики функционирования дискретных подсистем на более подробных уровнях описаний теории ВРД, формируется ВРД с *петлевым потоком* [7] через дискретную подсистему.

1. Формирования подтипов, априорные оценки

Как правило, очередная модификация РПДД1 относительно предыдущей конструктивно сложнее, но по термореактивным критериям (тяга, импульс тяги по тепловой энергии) имеет более высокий уровень эффективности и больший предел по проектной скорости движения летательного аппарата (ЛА). По критериям *глобальной* (в рамках концепции проекта ЛА) эффективности лучшим может оказаться подтип упрощенной схемы.

Принимается: исходный мотор ВМУ – четырехтактный двигатель внутреннего сгорания (ДВС).

1.1. О первом подтипе

По термореактивным критериям РПДД1, остов которого сформирован при скорости набегающего потока из окрестности границы между областями применения ВМУ, ТРДД будет эффективнее прототипов: негативный аспект ВМУ как движителя устранен, выхлопной газ трансформирован в поток, дающий вклад в реактивную тягу.

В рис. 1 дискретный выхлоп из цилиндров преобразуется в непрерывную струю вводом ресиверов за вентилятором и перед соплом ведущего контура. Но возможен также подбор числа цилиндров и сдвигов исполнения в них тактов по времени таких, что амплитуды колебаний газа в зонах потока будут приемлемыми. При необходимости желательное нивелирование колебаний может быть достигнуто включением демфирующих устройств в каналы подвода и отвода газов внутри поршневого агрегата.

Можно ожидать, область применения РПДД1 покроет лишь часть области применения ТРДД. Основная причина видится в том, что с увеличением проектной скорости набегающего потока усиливается влияние негативных аспектов – габариты, вес у мотора увеличиваются быстрее, чем у турбокомпрессора ТРДД.

Негативное влияние дискретного продвижения газа через камеры сгорания в цилиндрах можно ослабить:

формированием остова по условию достижения максимума работы цикла;
выбором *степени двухконтурности* из окрестности минимально допустимого значения.

Такой проект ожидается рациональным, так как среди эффективных вариантов по термореактивным критериям работа сжатия воздуха минимальна при максимуме работы цикла, вес мотора уменьшенный; в идеале удельная тяга у ТРД больше, чем у ТРДД.

1.2. Второй подтип

В качестве прототипа мотора рассматривается двухтактный ДВС, в котором имеется *осевой турбовентилятор наддува емкости цилиндра с приводом турбиной на выхлопном газе*. При уменьшении давления выхлопного газа до атмосферного давления функционирование такого двигателя в идеале представляет цикл с изохорным подводом и изобарным отводом тепла.

Сопоставления возможностей типов ДВС в связке с наземными потребителями мощности известны. При прочих равных условиях двухтактный двигатель должен был бы быть в два раза более мощным, чем четырехтактный – тепловая энергия подводится в два раза чаще. Однако в реальности двухтактный двигатель не превышает мощность четырехтактного с теми же диаметром цилиндра, ходом и частотой колебаний поршня. В нем часть хода (20 – 35%) поршень совершает при открытых отверстиях цилиндра (давление в цилиндре невелико, и двигатель практически не производит механической работы), продувка требует затрат мощности на дополнительное предварительное поджатие воздуха для очистки емкости цилиндра от продуктов сгорания, его наполнение воздухом значительно хуже, чем в четырехтактном двигателе. Таким образом, при приблизительном равенстве мощностей у двухтактного двигателя удельная мощность меньше примерно в два раза, но осредненный расход газа (пропускная способность через блок цилиндров) больше, чем у четырехтактного примерно в два раза – в аспекте расширения диапазона по степени двухконтурности для авиации двухтактный двигатель лучше четырехтактного. Суть позитивных последствий интеграции двухтактного двигателя в РПДД следующие:

- ◆ Функцию вентилятора наддува будет исполнять вентилятор РПДД, турбина на выхлопном газе может быть исключена, поскольку остаток энергии давления выхлопного газа в сопле будет превращаться в энергию реактивной струи.
- ◆ Обусловленные продувкой потери массы газа и мощности в наземных условиях в РПДД становятся позитивными факторами увеличения мощности реактивной струи ведущего контура – *возможно расширение диапазона по степени двухконтурности более чем в два раза*.
- ◆ Схема двухтактного авиационного агрегата проще схем наземных аналогов. Его габариты, вес меньше, чем у наземных аналогов.

Отмечается: конкретизация условий функционирования может изменить схему двухтактного авиационного агрегата. Например, в расчетных условиях расстояние хода поршня, обеспечивающее рациональное состояние газа перед соплом, может быть таким, что потребуются дополнительное поджатие воздуха перед агрегатом, или, например, при нерасчетных условиях может потребоваться регулирование длины хода поршня. Здесь такого рода коррекции воспринимаются осуществимыми незначительными трансформациями проверенных практикой регуляций ДВС, они – прерогатива шагов детализации проекта.

Переход к двухтактному авиационному агрегату – цель коррекции «РПДД1 ⇒ РПДД2». Основа коррекции – ввод компрессора в ведущий контур (рис. 2). Его назначение – исполнение тактов заполнения и требуемого сжатия воздуха. Подчеркиваются кар-

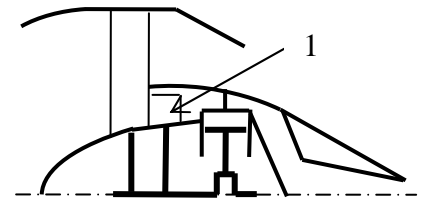


Рис. 2. Схема РПДД2:
1 – компрессор

динальное отличие от прототипа – *вентилятор наддува* ДВС трансформируется в компрессор, который совместно с *вентилятором РПДД2* обеспечивает сжатие *рабочего тела дискретного цикла*, исполнение тактов заполнения, сжатия в цилиндре *исключаются*. Очевидно, и в уточненных аппроксимациях функционирования двухтактный агрегат будет мощнее четырехтактного агрегата в два раза.

Вариант детализации двухтактного агрегата.

Специфика связки «компрессор, двухтактный агрегат, сопло» позволяют повысить эффективность РПДД2 в целом второстепенными трансформациями газо-воздушного тракта, механизмов дискретного процесса. Приводится примерное преобразование. Вводятся:

- дополнительный канал - полый шток со свободным выходом в ресивер выхлопного газа (рис. 3, вариант 2-тактного агрегата: 1 – ресивер сжатого компрессором воздуха, 2 – клапанная решетка, 3 – полый шток, пунктирные стрелки - направления движения газов); в поршень - клапан входа в канал штока; в камеру сгорания - подвижная клапанная решетка.

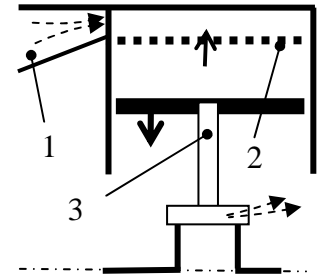


Рис. 3

Особенности исполнения тактов при ходе поршня значительно большем хода клапанной решетки следующие.

- ⊙ Исходное состояние: все отверстия впуска газов в емкость камеры сгорания закрыты, поршень и клапанная решетка находятся в положении «верхняя «мертвая» точка» (объем рабочей емкости равен объему камеры сгорания), происходит горение топлива.
- ⊙ Заканчивается горение топлива, при открытых отверстиях клапанной решетки начинается ее движение вверх, к своду камеры сгорания.
- ⊙ Начинается движение поршня к «нижней «мертвой» точке» (в рис. 4 показана данная фаза движения).
- ⊙ Клапанная решетка, в силу малой инертности, быстро приводится в соприкосновение со сводом камеры сгорания. Закрываются ее отверстия, открываются отверстия впуска сжатого воздуха в камеру сгорания.
- ⊙ Поршень проходит то положение, в котором давление горячего газа равно давлению сжатого воздуха. Начинается движение клапанной решетки к «верхней «мертвой» точке», заполнение камеры сгорания сжатым воздухом.
- ⊙ Поршень приходит в «нижнюю «мертвую» точку», открывается клапан входа в канал штока.
- ⊙ Начинается движение поршня к «верхней «мертвой» точке». Происходит: заполнение камеры сгорания сжатым воздухом, совместное вытеснение поршнем и клапанной решеткой продуктов сгорания через канал штока в ресивер выхлопных газов, приход клапанной решетки в «верхнюю «мертвую» точку».
- ⊙ Поршень - в «верхней «мертвой» точке». Закрываются отверстия впуска газа в канал штока и воздуха в камеру сгорания. Открываются отверстия клапанной решетки.

При таком исполнении процессов нет потерь мощности из-за неполной очистки емкости, ожидается увеличение мощности относительно 4-тактного ДВС.

Другим механизмом полной очистки емкости поршня может быть подвижный свод камеры сгорания.

В формировании остова РПДД2 факторы значительного увеличения пропускной способности ведущего контура и максимальной температуры газа в цикле указывают на целесообразность применения концепции:

конструктивные параметры дискретной подсистемы определяются по условию достижения максимума работы цикла;

значение степени двухконтурности определяется из условия достижения максимума импульса по тепловой энергии топлива при фиксированной работе цикла.

1.3. Третий подтип

В отмеченных вариантах поршневого агрегата подвод теплоты аппроксимирует изохорный процесс. Однако практика построений типов ДВС показывает: в аспекте подвода тепла у дискретного преобразования тепловой энергии состав вариантов подвода больше, чем у непрерывного преобразования, существуют такие условия эксплуатации, при которых уровень эффективности у ДВС с иными способами подвода тепла выше, чем у двигателя по циклу Отто. Пример тому - цикл Сабатэ-Тринклера [8] (начало подвода – изохорное, окончание - изобарное, рис. 4).

Анализ циклов, в которых технически допустимая максимальная температура процесса есть *ограничение первой степени существенности*, показывает: у цикла с изохорным подводом уровень эффективности ниже, чем у цикла с изобарным подводом.

≠ *Максимизация работы цикла.* При изохорном подводе тепла температура газа увеличивается и из-за подвода, и из-за повышения давления, в изобарном процессе температура газа увеличивается только из-за подвода тепла. Следовательно, при равенстве максимальных температур газа в изобарном процессе можно подвести большее количество тепла, работа у цикла с изобарным подводом будет больше, чем у цикла с изохорным подводом.

≠ *Минимизация расхода тепловой энергии.* Фиксируются ограниченное значение количества подводимого тепла, максимальная температура газа в цикле. Так как разность температур при изобарном подводе тепла меньше разности температур при изохорном подводе, то при изобарном подводе газ сжимается сильнее, чем при изохорном подводе, работа у цикла с изобарным подводом будет больше, чем у цикла с изохорным подводом. Требуемая работа будет обеспечиваться циклом с изобарным подводом меньшего количества тепла.

Комбинация «изохорный под-процесс + изобарный под-процесс» удовлетворительно аппроксимирует горение топлива тех модификаций двигателя, абсолютная мощность которых весьма велика, в которых время исполнения цикла, длина хода поршня относительно велики, однако горение значительных остатков топлива происходит при увеличивающемся объеме емкости. В условиях авиации переменность объема при горении желательна, замедление скорости вращения ротора, увеличение габаритов – нежелательны.

Пусть возможны вариации объема камеры сгорания, допустим любой процесс подвода тепла. Тогда *изотермический процесс при максимальной температуре является оптимальным процессом.*

Цели коррекций дискретных агрегатов можно сформулировать следующим образом:

при расчетных условиях функционирования подвод теплоты должен быть как можно ближе к изотермическому подводу с максимально допустимой температурой, частота вращения ротора РПДД – как можно большая;

при нерасчетных условиях функционирования желательна неизменность максимальной температуры газа в цикле.

Состав процессов подвода тепла можно увеличить:

- изменением формы поршня, пространства хода поршня;
- распределением форсунок по поверхности камеры сгорания;
- распределением интенсивности подачи топлива во времени;
- вводом подвижных стенок камеры сгорания;
- регулировкой длины хода поршня;

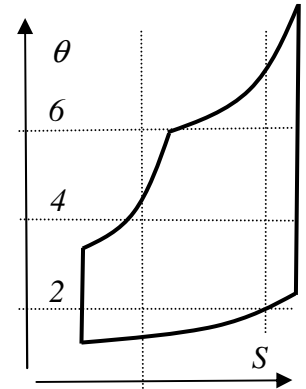


Рис. 4

- согласованием перемещений подвижных стенок камеры сгорания с движениями поршня.

Приводится способ изменений объема камеры сгорания при подводе тепла, который из сферы формирований структур видится простейшим способом.

- Форма рабочей емкости в поперечном сечении - прямоугольная.
- Боковые стенки камеры сгорания – подвижные (рис. 5: фрагмент РПДДЗ; 1 – условное изображение кулачкового механизма, 2 – газовая полость противодавления).
- Основа силового воздействия на подвижные стенки – перепад давлений на ее поверхностях.
- Дополнительное силовое воздействие, фиксация положений подвижных стенок – кулачковый механизм.
- Основа рациональных согласований движений подвижных стенок с движением поршня - относительно быстрое перемещение боковых стенок камеры сгорания.
- Согласованное с подачей топлива увеличение объема камеры сгорания при нахождении поршня в окрестности «верхней «мертвой точки»».

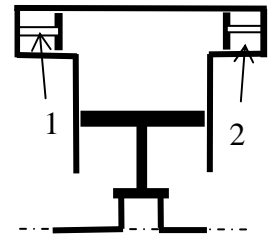


Рис. 5

Подчеркиваются следующие обстоятельства. В проекте ЛА лучшим может оказаться РПДДЗ без регуляции состояний потоков в лопаточных машинах. Перевод этого ВРД в глубокий дроссельный режим будет сопровождаться значительным уменьшением давления и температуры газа в поршневой подсистеме. При таких условиях лучшим будет изохорный подвод тепловой энергии.

1.4. Четвертый подтип

Практическая реализация изотермического подвода тепла в современных условиях затруднительна. Ожидаются процессы, близкие к политропическим между изохорным и изобарным процессами. Но можно и увеличить КПД цикла, и интенсифицировать процесс переходом к двухступенчатому подводу тепла.

Пусть подводится умеренное количество тепла при конечной величине теплоемкости политропического процесса. Из сравнений циклов (рис. 6, циклы при фиксированной максимальной температуре) вытекает:

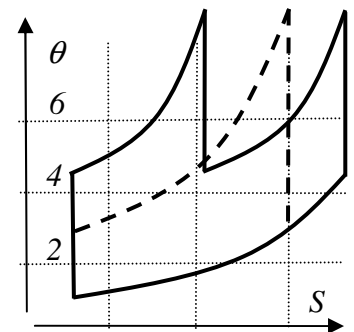


Рис. 6.

при неизменном количестве подводимого тепла в двухступенчатом подводе газ сжат сильнее, чем в одноступенчатом подводе (длина хода поршня увеличивается, предельно максимальная скорость вращения ротора подсистемы уменьшается), эффективность преобразования тепла в работу цикла выше;

в циклах с максимальной работой, при двухступенчатом подводе газ сжат слабее, чем в одноступенчатом подводе (длина хода поршня уменьшается, предельно скорость вращения ротора подсистемы увеличивается), мощность подсистемы увеличивается и увеличением работы цикла, и увеличением частоты исполнения цикла.

Двухступенчатый подвод тепла - первый шаг в приближении к изотермическому подводу. Следовательно, чем меньше теплоемкость политропического одноступенчатого процесса, тем больше увеличение работы цикла с переходом к двухступенчатому процессу, в частности, позитивный эффект перехода в РПДД1 будет значительнее, чем в ТРДД.

Конструктивно двухступенчатый подвод тепла выполняется связкой двух емкостей, в которой исходное состояние газа во второй емкости есть состояние выталкиваемого из первой емкости газа. Трансформация

$$\langle \text{РПДД1} \Rightarrow \text{РПДД4} \rangle, I = 2,3$$

заключается в удвоении числа емкостей, разделении состава подсистемы на 1-й по движению потока и 2-й блоки, вводе промежуточного ресивера (рис. 7, где 1 – промежуточный ресивер).

1.5. О подтипах со смешением потоков

РПДД преобразуется в вариант со смешением потоков аналогично коррекции «ТРДД \Rightarrow ТРДДсм». В идеале РПДД со смешением потоков и его прототип имеют равную термореактивную эффективность.

Дальнейшее повышение эффективности РПДД, увеличение верхнего предела по проектной скорости набегающего потока достигается переходом к подтипу РПДД№ (№ - номер модификации), в котором ведущий поток трансформируется в петлевой поток [7]: исключается сопло ведущего контура; поток ведущего контура направляется в пересекающийся ведомый контур возвратный канал; часть тепла передается потоку ведомого контура; потоки смешиваются перед вентилятором (рис. 8, где 1 - возвратный канал-теплообменник, 2 - канал-теплообменник в слоях атмосферы). Не исключено, что остатки тепла выхлопного газа будет целесообразно отводить в слой атмосферы.

По сравнению с ВРД непрерывного действия с регенерационным петлевым потоком в РПДД№ облегчается решение проблемы поворота потока выхлопного газа.

2. Формальные описания, оптимизационные задачи

2.1. Модель функционирования РПДД4

Принимается: потоки аппроксимируют одномерные установившиеся потоки, частные процессы - политропические процессы идеального газа (теплоемкость частного процесса постоянна); обозначения состояний газов, сечений потоков (рис. 9):

H и C , R - перед ВРД и в срезе сопел;

B и D , K – перед и за вентилятором, компрессором;

(K, G, T) – состояния газа в емкостях головного блока:

(T, Γ, T) – состояния газа в емкостях хвостового блока:

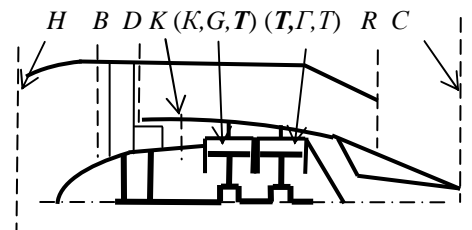


Рис. 9

K – перед подводом тепла,
 G – в конце подвода тепла,
 T – в конце процесса расширения;

T – перед подводом тепла,
 Γ – в конце подвода тепла,
 T – в конце процесса расширения.

Принимается: одинаковость процессов в емкостях головного блока, одинаковость процессов в емкостях хвостового блока; частота исполнения циклов постоянна;

$$B_C \cong N \Delta M / \tau, \quad E \cong N \Delta Q / \tau,$$

где B - расход газа, осредненный в сечении C по времени, N – число емкостей в блоке, ΔM – масса рабочего тела цикла, τ - время прихода поршней блока в исходное состояние, E – осредненный расход тепловой энергии топлива, ΔQ – количество тепла, подводимого в связке «емкость головного блока + емкость хвостового блока».

Уравнение тяги в идеале у РПДД - как и у ТРДД:

$$R = B_C V_C + B_R V_R - B_H V_H,$$

где R – тяга, V – скорость, $B_C = B_K$, $B_H = B_C + B_R$.

Полагается: подвод тепла – политропический процесс (в агрегированном описании он удовлетворительно аппроксимирует и подвод в цикле Сабатэ-Тринклера); теплоемкость процесса в головной емкости равна теплоемкости процесса в хвостовой емкости. Уравнения расхода тепловой энергии, сохранения полной энергии потоков, условие обратимости цикла ведущего контура принимают вид

$$\begin{aligned} E &= c_n B_C (T_G - T_K + T_\Gamma - T_T), & A &= E - c_p B_C (T_C - T_H), \\ V_H^2 &= 2c_p (T_B - T_H), & V_R^2 &= V_H^2 + 2\Delta A/B_R = 2c_p (T_B - T_H) + 2\Delta A/B_R, \\ V_C^2 &= V_H^2 + 2(A - \Delta A)/B_C = 2c_p (T_B - T_H) + 2(A - \Delta A)/B_C, \end{aligned}$$

$$\oint \delta E/T = c_n \ln(T_G/T_K) + c_n \ln(T_\Gamma/T_T) - c_p \ln(T_C/T_H) = 0$$



$$T_C/T_H = ((T_G T_\Gamma)/(T_K T_T))^{1/\nu},$$

где c_n и c_p – удельная теплоемкость политропического и изобарного процесса, T – температура, A – механическая мощность цикла, ΔA – мощность, передаваемая в ведомый контур, \oint – интеграл по замкнутому контуру, E и δE – расход и малое приращение расхода тепловой энергии, $\delta E = B_C c dT$, $c = c(T)$ – теплоемкость в цикле, \ln – натуральный логарифм, $\nu = c_p/c_n$. Ограничения-неравенства имеют вид:

$$0 < E \leq E^M, \quad 0 \leq v^m \leq v \leq \kappa,$$

$$0 \leq \Delta A \leq A, \quad 0 < B_K < B_H, < \infty, \quad 0 < B_R^m \leq B_R < \infty,$$

$$T_H \leq T_B \leq T_D < T_K < T_\Gamma \leq T_\Gamma^M, \quad T_T \leq T_G \leq T_G^M = T_\Gamma^M,$$

где индексом M помечены максимально допустимые значения величин, индексом m – минимально допустимые значения величин, $\kappa = c_p/c_v$, c_v – удельная теплоемкость при постоянном объеме, неравенство $0 < B_R^m$ – означает запрет вырождения РПДД в одноконтурный вариант – РПД.

Примечание: По термореактивным критериям РПД эффективнее РПДД, ТРД. Но в близкой перспективе практики из-за относительно большого веса, ограниченной пропускной способности варианты РПД не будут конкурентоспособными.

В безразмерных величинах соотношения имеют вид

$$r_{y\partial} = (\nu_C + m\nu_R)/(1+m) - \nu_H,$$

$$e = (\theta_G - \theta_K + \theta_\Gamma - \theta_T)/(\nu(1+m)), \quad \alpha = e - (\theta_C - 1)/(1+m),$$

$$\nu_C^2 = \theta_B - 1 + (1+m)(\alpha - \Delta\alpha), \quad \nu_R^2 = \theta_B - 1 + (1+m)\Delta\alpha/m,$$

$$\theta_C = ((\theta_G \theta_\Gamma)/(\theta_K \theta_T))^{1/\nu},$$

$$0 < e \leq e^M, \quad 0 \leq v \leq v^m \leq \kappa, \quad 0 \leq \Delta\alpha \leq \alpha, \quad 0 < m^m \leq m < \infty,$$

$$1 \leq \theta_B < \theta_K < \theta_\Gamma \leq \theta_\Gamma^M, \quad \theta_T \leq \theta_G \leq \theta_G^M = \theta_\Gamma^M,$$

где $r_{y\partial}$, ν_j , θ_j , e , m , α – соответственно безразмерные удельная тяга, скорость, температура, тепловая энергия, степень двухконтурности, $m = B_R/B_K$, механическая энергия. Размерные величины определяются формулами

$$R = r_{y\partial} (2c_p T_H)^{1/2} B_H, \quad V_j = \nu_j (2c_p T_H)^{1/2}, \quad T_i = \theta_i T_H,$$

$$E = e c_p T_H B_H, \quad A = \alpha c_p T_H B_H, \quad \Delta A = \Delta\alpha c_p T_H B_H, \quad B_H = B_K (m + 1).$$

2.2. Оптимизационные задачи

Задача с расширенным составом параметров: найти

$$\text{Arg max}_{x \in X} r_{y\partial}(a, x), \quad \max_{x \in X} r_{y\partial}(a, x),$$

где a – вектор параметров семейства оптимальных представителей РПДД4, $a = (\theta_B, \theta_\Gamma^M, e, \nu, m)$; x – вектор переменных, $x = (\alpha, \Delta\alpha, \theta_K, \theta_\Gamma, \theta_T, \theta_G, \theta_\Gamma, \theta_C)$, X – множество допустимых значений x , задаваемое вышеприведенными ограничениями.

Задача разрешается явно исключением зависимых переменных. Величины $\Delta\alpha$, θ_Γ , θ_T , θ_G полагаются независимыми переменными. Выражение тяги принимает вид

$$r_{y\partial} = \{[\theta_B + (1+m)(e - \Delta\alpha) - ((\theta_G \theta_\Gamma)/(\theta_K \theta_T))^{1/\nu}]^{1/2} + m[\theta_B - 1 + (1+m)\Delta\alpha/m]^{1/2}\}/(1+m) - \nu_H,$$

где зависимая переменная θ_K исключается подстановкой

$$\theta_K = \theta_G + \theta_\Gamma - \theta_T - \nu(1+m)e.$$

Решение:

$$\theta_T = \theta_G = \theta_T^0 = \theta_T^M, \quad \theta_T = \theta_T^0 = \theta_T^0 - \nu(1+m)e/2, \quad \nu_R^0 = \nu_C^0,$$

где 0 индекс оптимальной величины. Соответствующими подстановками выводятся соотношения

$$\begin{aligned} \theta_T^0 = \theta_K^0 = \theta_T^0 - \nu(1+m)e/2, \quad \theta_C^0 &= (\theta_T^0 / (\theta_T^0 - \nu(1+m)e/2))^{2/\nu}, \\ \nu_R^0 &= \theta_B + e - (m + \theta_C^0)/(1+m), \\ r_{y\delta} &= r_{y\delta}^0 = [\theta_B + e - (m + \theta_C^0)/(1+m)]^{1/2} - \nu_H. \end{aligned}$$

Задачи с расширенным составом независимых переменных.

1. По тепловой энергии максимум достигается при

$$e = e^0 = (2/\nu)(\theta_T - \theta_T^{2/(2+\nu)})/(1+m),$$

ограничение термореактивной эффективности:

$$0 < e \leq e^M = e^0.$$

2. По степени двухконтурности максимум достигается при

$$m = m^0 = m^m.$$

3. По отношению ν максимум достигается при

$$\begin{aligned} \lim_{\nu \rightarrow 0} r_{y\delta}^0 &= [\theta_B + e - (m + (\theta_T / (\theta_T - \nu(1+m)e/2))^{2/\nu})/(1+m)]^{1/2} - \nu_H = \\ &= [\theta_B + e - (m + \exp(e(1+m)/\theta_T))/(1+m)]^{1/2} - \nu_H. \end{aligned}$$

Условия оптимальности РПДД1 (I = 1 – 3), ТРДД:

$$\theta_T^0 = \theta_T^M = \theta_T^M_{\text{РПДД1}};$$

РПДД3:

$$\begin{aligned} \theta_K^0_{\text{РПДД3}} &= \theta_T^0 - \nu(1+m)e, \quad \theta_C^0_{\text{РПДД3}} = (\theta_T^0 / (\theta_T^0 - \nu(1+m)e))^{1/\nu}, \\ e^0_{\text{РПДД3}} &= (1/\nu)(\theta_T - \theta_T^{1/(1+\nu)})/(1+m) \rightarrow \theta_C^0 = \theta_K^0 = (\theta_T^0)^{1/(1+\nu)}; \end{aligned}$$

РПДД2:

$$\begin{aligned} m^m_{\text{РПДД2}} &< m^m_{\text{РПДД1}} \approx 2m^m_{\text{РПДД2}}, \\ \theta_K^0_{\text{РПДД2}} &= \theta_T^0 - \kappa(1+m)e, \\ \theta_C^0_{\text{РПДД2}} &= (\theta_T^0 / (\theta_T^0 - \kappa(1+m)e))^{1/\kappa}, \\ e^0_{\text{РПДД2}} &= (1/\kappa)(\theta_T - \theta_T^{1/(1+\kappa)})/(1+m) \rightarrow \theta_C^0 = \theta_K^0 = (\theta_T^0)^{1/(1+\kappa)}; \end{aligned}$$

ТРДД:

$$\begin{aligned} m^m_{\text{ТРДД}} &< m^m_{\text{РПДД2}} \approx 2m^m_{\text{РПДД2}}, \quad \theta_T^M_{\text{ТРДД}} < \theta_T^M_{\text{РПДД}}, \\ \theta_T^0_{\text{ТРДД}} &= \theta_T^M_{\text{ТРДД}}, \quad \theta_K^0_{\text{ТРДД}} = \theta_T^0_{\text{ТРДД}} - (1+m)e, \\ \theta_C^0_{\text{ТРДД}} &= \theta_T^0_{\text{ТРДД}} / (\theta_T^0_{\text{ТРДД}} - (1+m)e), \\ e^0_{\text{ТРДД}} &= (\theta_T^0_{\text{ТРДД}} - (\theta_T^0_{\text{ТРДД}})^{1/2})/(1+m) \rightarrow (\theta_C^0 = \theta_K^0 = (\theta_T^0)^{1/2})_{\text{ТРДД}}. \end{aligned}$$

Примеры сравнений.

J = (ТРДД, РПДД1-4), выражения удельной тяги

$$r_{y\delta}^0_J = [\theta_B + e^0_J - (m + \theta_C^0_J)/(1+m)]^{1/2} - \nu_H,$$

1). Подвод тепла в РПДД2 – изохорный, в других подтипах – изобарный, $\nu_{\text{РПДД4}} = \nu_{\text{РПДД3}} = \nu_{\text{ТРДД}} = 1$, $\theta_T^M_{\text{РПДД}} = 8$, $\theta_T^M_{\text{ТРДД}} = 6$, $\theta_B = 1$, $m = 4$ (при $T_H = 288^0$ абс, $T_{\Gamma^M_{\text{РПДД}}} = 2250^0$ абс, $T_{\Gamma^M_{\text{ТРДД}}} = 1690^0$ абс).

Таблица 1

	e^0	$\theta_K^0 = \theta_C^0$	p_K/p_H	$r_{y\delta}^0$
ТРДД	0,71	2,445	22,8	0,648
РПДД2	0,824	2,24	16,75	0,756
РПДД3	1,036	2,825	38	0,818
РПДД4	1,6	4	128	1

где $p_K/p_H = (\theta_K^0)^{\kappa/(\kappa-1)}$, p – давление, значения которой характеризуют вес конструкции ведущего контура.

① При переходе от непрерывного подвода к дискретному подводу теплоты:

$$r_{y\delta}^0_{\text{РПДД2}}/r_{y\delta}^0_{\text{ТРДД}} \approx 1,165, \quad p_K^0_{\text{РПДД2}}/p_K^0_{\text{ТРДД}} \approx 0,735.$$

② При переходе от изохорного дискретного подвода к изобарному дискретному подводу теплоты:

$$r_{y\delta}^0_{\text{РПДД3}}/r_{y\delta}^0_{\text{РПДД2}} \approx 1,082, \quad p_K^0_{\text{РПДД3}}/p_K^0_{\text{РПДД2}} \approx 2,27.$$

- ③ При подводе тепловой энергии топлива в связке «головная емкость + хвостовая емкость»:

$$r_{y\delta}^0 \text{ РПДД4} / r_{y\delta}^0 \text{ РПДД3} \approx 1,222, \quad p_K^0 \text{ РПДД4} / p_K^0 \text{ РПДД3} \approx 3,37.$$

- ④ При переходе от ТРДД к РПДД4:

$$r_{y\delta}^0 \text{ РПДД4} / r_{y\delta}^0 \text{ ТРДД} \approx 1,545, \quad p_K^0 \text{ РПДД4} / p_K^0 \text{ ТРДД} \approx 5,61.$$

- 2). Полагается: $m = 9$.

Таблица 2.

	e^0	$\theta_K^0 = \theta_C^0$	p_K/p_H	$r_{y\delta}^0$
ТРДД	0,355	2,445	22,8	0,459
РПДД2	0,412	2,24	16,75	0,536
РПДД3	0,518	2,825	38	0,570
РПДД4	0,8	4	128	0,707

- ① При переходе от ТРДД к РПДД2: $r_{y\delta}^0 \text{ РПДД2} / r_{y\delta}^0 \text{ ТРДД} \approx 1,17$.
 ② При переходе от РПДД2 к РПДД3: $r_{y\delta}^0 \text{ РПДД3} / r_{y\delta}^0 \text{ РПДД2} \approx 1,062$.
 ③ При переходе от РПДД3 к РПДД4: $r_{y\delta}^0 \text{ РПДД4} / r_{y\delta}^0 \text{ РПДД3} \approx 1,24$.
 ④ При переходе от ТРДД к РПДД4: $r_{y\delta}^0 \text{ РПДД4} / r_{y\delta}^0 \text{ ТРДД} \approx 1,54$.

3. О коррекциях подтипов, повышающих их эффективность как регулируемых систем

3.1. Предварительные замечания

В ВРД дозвуковой авиации основными ограничениями формирования остова являются условия взлета. На старте масса ЛА - максимальная, длина взлетной полосы ограничена, взлет обеспечивается максимальным режимом функционирования силовой установки. При максимальной тяге конструкция находится в предельно допустимом напряжении, расход топлива - максимальный. С приоритетной безопасностью экологии окрестности аэродрома значимость способов нивелирования негативных аспектов режима взлета возрастает.

В практике межрегиональной гражданской авиации вторыми по степени важности условиями формирования остова являются условия движения ЛА с расчетной скоростью. В *крейсерском* режиме расход топлива существенно уменьшен, но время движения велико. С возрастанием приоритета экологии атмосферы влияние крейсерского расхода топлива на облик конструкции ВРД возрастает.

В традиционном переходе в крейсерский режим давление и температура газа перед турбиной значительно уменьшаются. Что означает: при сформированном остове по условию оптимальности функционирования в точке старта крейсерский расход топлива значительно больше того, который был бы при формировании остова по условию оптимальности функционирования в крейсерском режиме.

В практике эксплуатации применяется максимальный режим функционирования *кратковременного действия*, при котором расход воздуха, давление и температура газа перед турбиной больше *расчетных величин остова ВРД*. Использование максимального режима кратковременного действия при взлете позволяет несколько сблизить расчетное и крейсерское состояния ВРД и тем самым несколько уменьшить величину крейсерского расхода топлива.

В регулировании ВРД кроме основного регулирующего фактора - расхода топлива – задействуются вспомогательные факторы: площади протока газа в сопле, углы поворота лопаток спрямляющих (направляющих) аппаратов вентилятора, компрессора, и т.д. Их назначение в аспекте эффективности крейсерского режима – минимизировать расход топлива. Очевидно: пределы варьирования подвижных элементов конструкции ограничиваются остовом; ввод подвижных элементов влияет на выбор варианта остова.

Обычно проектируются варианты ТРДД с двумя роторами. При нерасчетных режимах функционирования имеет место неравенство угловых скоростей вращения. Скольжение роторов относительно друг друга определяется спецификой газодинамических связей (не регулирующей фактор). При некоторых условиях наличие двух роторов несколько повышает эффективность дроссельного режима. Переход к схеме РПДД с двумя роторами возможен. Но возможна избыточная компенсация относительно слабой негативности схемы с одним ротором совершенствованием регулирования лопаточных машин, использованием специфики дискретного цикла.

Таким образом, проблема повышения эффективности дроссельных режимов дозвуковой авиации актуальна. В оценках целесообразности инициации разработок РПДД важно выразить суть влияния дискретности процесса на возможности регулирования. Применяются следующие процедуры.

- ◆ Принимается: исходный подтип РПДД регулируется одной величиной – расходом топлива.
- ◆ Формируется остов РПДД по условию оптимальности функционирования в точке старта. Максимальная температура газа в цикле есть температура режима продолжительного действия.
- ◆ Уточняется структура РПДД вариантом слабой коррекции, которая не изменяет возможности остова прототипа на старте, но повышает эффективность регулирования нерасчетных режимов в агрегированных описаниях.
- ◆ Рассматриваются равновесные режимы. Задается программа регулирования подкорректированного варианта. Поскольку при ограничениях регулирования двухконтурных ВРД для определения тяги и в предельно агрегированном описании требуется применение численных методов, программа подбирается такой, чтобы в неформальных сравнениях возможностей конкурентов можно было дать удовлетворительную оценку дроссельных режимов.
- ◆ Конкуренты по программам регулирования экстраполируются в состояния дроссельного режима - аппроксимаций движения ЛА с расчетной скоростью и там сравниваются по критериям эффективности.

Отмечается возможный способ форсирования тяги, приводятся два примера слабой коррекции РПДД. В примерах исходный подтип «РПДДЗ» обозначен «РПДДЗ₀», подтип обозначается «РПДДЗ₁», $J = 1, 2$.

3.2. О форсировании двигателя при взлете

При взлете тягу ТРДД, РПДД можно форсировать впрыском воды в потоки перед соплами. При скоротечности разгона газов в соплах можно ожидать: температура жидкости не изменится, ее скорость увеличится за счет уменьшения скорости газового потока. Масса жидкости подбирается по условию израсходования на взлетной полосе.

Очевидно, с переводом образца РПДДЗ₀ из расчетного (локально оптимального) состояния функционирования в максимальный режим кратковременного действия распределение механической энергии по контурам станет не оптимальным. Распределением расхода воды по контурам можно восстановить равенство скоростей истечения реактивных струй, подбором величины суммарного расхода жидкости можно восстановить рациональную скорость истечения газов и тем самым увеличить значение тяги еще более. Такой способ форсирования ожидается рентабельным по причинам возросшего приоритета экологической безопасности аэродрома, сближения расчетного и крейсерского функционирования.

3.3. О первом варианте слабой коррекции

В коррекции «РПДДЗ₀ ⇒ РПДДЗ₁» вместо вентилятора, компрессора вводится вентилятор с подпорными ступенями сжатия в ведущем контуре и механизм, названный «дискретный нагнетатель подсистемы регулирования» (рис. 10, где 1 – дискрет-

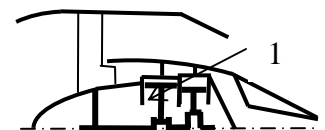


Рис. 10. РПДДЗ₁

ный нагнетатель). Дискретный нагнетатель – это емкость, в которой нет камеры сгорания, поршень при приходе в «верхнюю мертвую точку» соприкасается с торцом емкости.

Принимается:

- При поршне в «верхней мертвой точке» створка выпуска газа в ресивер переводится в положение «закрыто».
- ← Момент перевода створки выпуска газа в положение «открыто» в допустимых пределах - варьируемая величина, так что связкой «вентилятор + дискретный нагнетатель» можно как увеличить, так и уменьшить давление газа перед емкостями с камерой сгорания.

При изменении режима объем камеры сгорания может варьироваться как изменением ее положения относительно пространства хода поршня (колебаний камеры в цикле нет), так и изменением длины хода поршня (например, вариацией положения кривошипа).

Пусть ΔQ - подводимое тепло в камере сгорания - управление дроссельным режимом. С уменьшением « $\Delta Q^M \rightarrow \Delta Q$ » число оборотов ротора уменьшится. Цикл РПДДЗ0 станет не оптимальным, потому что и давление, и температура газа в камере сгорания уменьшатся. В РПДДЗ1 переход в дроссельный режим выполняется следующим образом.

1. Уменьшается время нахождения створки выпуска воздуха из нагнетателя-регулятора в положении «открыто», давление вытесняемого воздуха увеличивается.
2. Уменьшается объем камеры сгорания по условию равенства объема газа, вытесненного из дискретного нагнетателя.
3. Давление воздуха перед емкостями с камерой сгорания увеличивается так, чтобы в конце процесса подвода тепла температура газа была равной температуре максимального режима функционирования продолжительного действия (рис 11, где 1 – расчетный цикл, 2 и 3 – циклы дроссельных режимов РПДДЗ0 и РПДДЗ1).

Таким образом, в дроссельном режиме значение импульса по тепловой энергии топлива у РПДДЗ1 будет больше, чем у РПДДЗ0, в аспекте регулирования дискретность термодинамического процесса позитивна.

3.4. О втором варианте слабой коррекции

Коррекция «РПДДЗ1 \Rightarrow РПДДЗ2» заключается в вводе в ведущий контур механизма, названного «турбина-регулятор» (рис. 12, где 1 – турбина-регулятор). Специфика турбины-регулятора: она функционирует на выхлопном газе существенно уменьшенной температуры, углы атаки потоком ее лопаток можно регулировать.

В нерасчетном режиме РПДДЗ1 цикл будет эффективным по локальным термореактивным критериям, но истечение газов из сопел будет не оптимальным. В РПДДЗ2 автоматической регуляцией площадей протока в турбине-регуляторе ее работа изменяется так, чтобы было равенство скоростей истечения реактивных струй, площади протока газов в соплах изменяются так, чтобы давление в струях на выходе из сопел было равно давлению атмосферы.

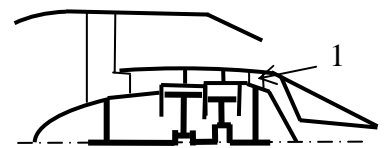


Рис. 12. РПДДЗ2

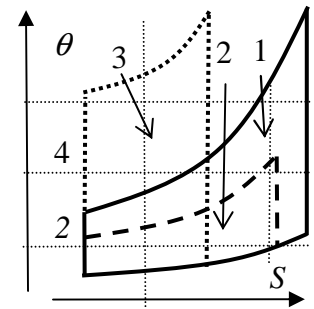


Рис. 11

Заключение

Построение рациональных двухконтурных двигателей с дискретными авиационными генераторами механической мощности осуществимо.

Из сравнительных оценок возможностей прототипов, виртуальных подтипов в идеале рамках вместе с оценками экстраполяций обобщений теории ВРД в «виртуальную реальность» вытекает: при дозвуковых скоростях движений набегающего воздушного

потока, возможно и вплоть до звуковой скорости, двухконтурные двигатели с дискретным преобразованием тепловой энергии в ведущем контуре будут превосходить традиционные ВРД непрерывного действия. В точках формирования остовов конструкций можно ожидать увеличение удельной тяги более чем в 1,5 раза, в точках движения ЛА с проектной крейсерской скоростью - более чем в 1,7 раза.

Интенсивность полетов дозвуковой авиации быстро возрастает; приоритетность экологии эксплуатации авиации возрастает; у дискретных авиационных генераторов имеется латентный ресурс их совершенствования, направление развития авиационного двигателестроения перспективно; инициация практического проектирования в ближайшей перспективе целесообразна.

Литература

1. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И. и др.* Теория и расчет воздушно - реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1987.
2. *Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. и др.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ, 2003.
3. *Акимов В.М., Бакулев В.И., Горбунов Г.М. и др.* Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975.
4. *Жуков А.Н.* Авиационные двигатели: принципы формирования и моделирования виртуальных структур. ВЦ РАН, 2013.
5. *Вырубов Д.Н., Алексеев В.П.* Двигатель внутреннего сгорания. // БСЭ, Т. 7, С 575–577. 1972.
6. *Литинский М.А., Микерин Г.И.* Наддув. // БСЭ, Т. 17, С 204-205, 1974.
7. *Жуков А.Н.* Авиадвигатели с теплообменом между зонами газовых потоков: возможности прототипов, вариантов коррекций. ВЦ РАН, 2013.
8. *Яворский Б.М., Детлаф А.А.* Справочник по физике. М.: Наука, 1968.