

АНАЛИЗ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ТРДД(Ф)

Бугаев С.В., Зрелов В.А., Проданов М.Е.

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

В настоящее время двухконтурные двигатели (ТРДД) являются основным типом ГТД для дозвуковой гражданской, а ТРДДФ для сверхзвуковой военной авиации. ТРДД оказались наиболее экономичными по сравнению с другими типами ГТД благодаря более низкому удельному расходу топлива при высоких дозвуковых скоростях полета и при удовлетворительном уровне шума, а ТРДДФ позволили увеличить дальность и продолжительность полета военных самолетов. В последние десятилетия стоимость создания, срок разработки и конечная цена авиадвигателей постоянно растут.

Теория и практика проектирования ГТД с момента появления первых ГТД (40-е гг.) претерпела значительные изменения и в соответствии с этим все созданные авиационные двигатели по классификации ЦИАМ можно отнести к одному из пяти поколений [1]. Причем появление ТРДД относится к III поколению ГТД.

С этого времени принят принцип использования при проектировании базового двигателя, в котором реализуется большое число нововведений, и на основе которого разрабатывается одна модификация или семейство двигателей. Лучшими отечественными базовыми двигателями для гражданской авиации, спроектированными в 60 годы были НК-8 и Д-30. На их основе были созданы семейства двигателей, некоторые из них являются самыми надежными из отечественных ТРДД. Например, назначенный ресурс НК-8-2У сейчас составляет 20000 ч, а НК-86 15000 ч. [2]. Предполагалось изыскание резервов базовых двигателей, внедрялись конструктивные изменения на этапе эксплуатации, при этом достигалось значительное улучшение основных параметров и эксплуатационных характеристик при небольших затратах [3]. Значительно повысилась надежность двигателей.

В 70-е годы в принцип создания новых двигателей было заложено развитие базового генератора (IV поколение ГТД). Газогенератор, самая высоконагруженная и дорогостоящая часть двигателя, не претерпевает значительных изменений, что позволяет сократить время их создания. В отечественной практике примерами таких модификаций, - двигателей полученных за счет использования базового газогенератора, являются Д-30КУ, Д-30КП, ПС-90А, НК-8-2, НК-8-2У, НК-8-4, НК-86, Д-36, Д-436Т, Д-436Т1, Д-436Т2, Д-436Т3, Д-436ТП.

В целом количество вновь создаваемых двигателей и их модификаций, выпускаемых серийно, уменьшалось от поколения к поколению

(рис. 1), а стоимость возрастала [4]. Это связано с одной стороны с попытками двигателестроительных фирм создать модификации на основе надежных газогенераторов 60-70 годов при недостатке финансирования и общим удорожанием стоимости жизненного цикла (СЖЦ) новых двигателей. С другой стороны, создание двигателей нового поколения, близких к предельным возможностям авиационных ГТД, как в России, так и во всем мире ведутся с опережением научно-исследовательских и экспериментальных работ.

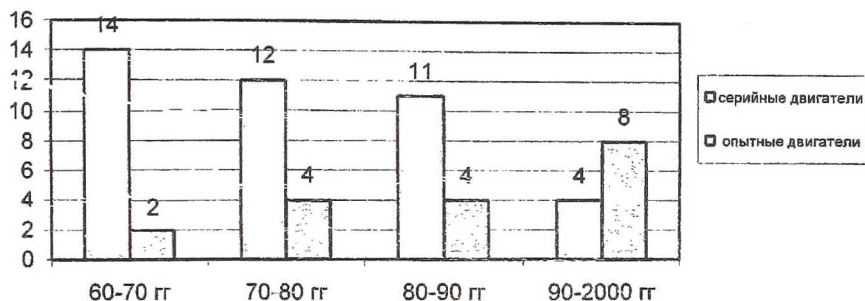


Рис. 1. Количество отечественных ТРДД и ТРДДФ, созданных в различные годы

Современный этап развития авиадвигателей характеризуется широким использованием методов оптимального проектирования, связанных с развитием ЭВМ и разработкой САПР. Например, при проектировании Д-18 был успешно использован метод моделирования: на основе конструкции Д-36 была создана его модификация, геометрически подобная базовому двигателю, но другой размерности.

Использовать эти технологии, позволяющие уменьшить время и стоимость создание нового двигателя возможно при наличии развитых баз знаний. Примером может служить база знаний, разрабатываемая в ЦИАД СГАУ [4].

Как известно, основными параметрами, характеризующими ТРДД(Ф) являются: тяга, расход воздуха, ресурс, масса, габаритные размеры. Для сравнительной оценки уровня совершенства двигателей применяются относительные величины: удельная тяга, удельный расход топлива, удельная масса и др [5].

На примере изменения основных параметров отечественных ТРДД можно проследить динамику развития двигателей за последние 40 лет. На рис. 2 а-д, показано изменение основных параметров ТРДД по годам.

$$\gamma = M_{\text{дв}} / P_{\text{элл}} \text{ кг/кВт}$$

35

30

25

20

15

10

5

0

1955

1960

1965

1970

1975

1980

1985

1990

1995

2000

2005

годы

Двигатели:

● Серийные

■ Опытные

▲ Проектные

а

$$C_{\text{уд.кр.}} \text{ кг/кВтч}$$

120

100

80

60

40

20

0

1965

1970

1975

1980

1985

1990

1995

2000

2005

годы

Двигатели:

● Серийные

■ Опытные

▲ Проектные

б

$$P_{\text{уд. вэлл}} \text{ кВт/кг}$$

0,6

0,5

0,4

0,3

0,2

0,1

0

1955

1960

1965

1970

1975

1980

1985

1990

1995

2000

2005

годы

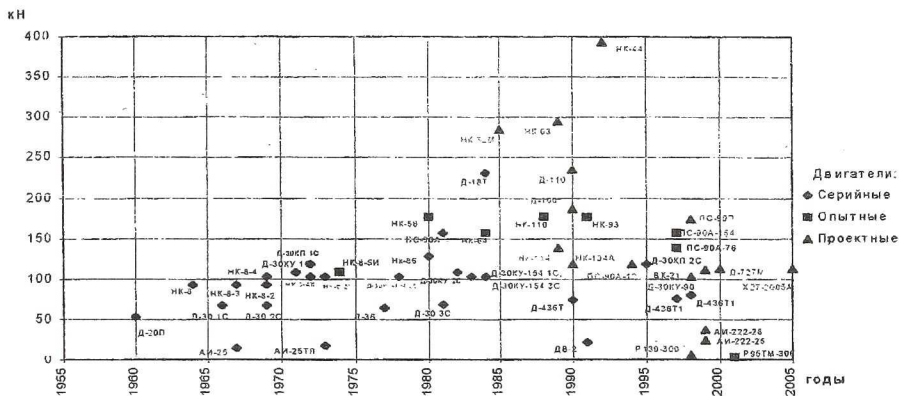
Двигатели:

● Серийные

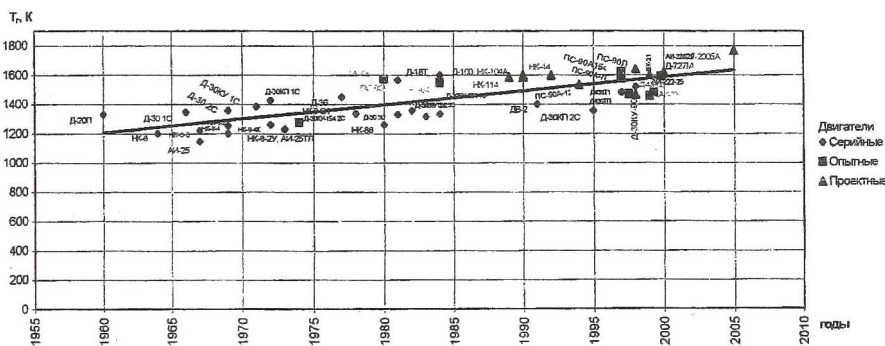
■ Опытные

▲ Проектные

в



2



д

Рис. 2. Изменение параметров ТРДД (Ф) по годам:

удельной массы (а), удельного расхода топлива на крейсерском режиме (б), удельной тяги (в), тяги (г) и температуры газов перед турбиной (д) на взлетном режиме

Как видно из рис. 2 а, б, в, г, д, удельный расход топлива, удельная масса и удельная тяга снижалась, однако в период с 1960 по 1980 годы это происходило более интенсивно, чем в последующие 20 лет. Наибольший разброс параметров обнаруживается по тяге. Это связано в том числе с назначением двигателя. Самым мощным из серийных двигателей является Д-18Т ($P_{взл} = 230$ кН). Проектируются еще более мощные ТРДД, например, НК-44 ($P_{взл} +393$ кН), Д-110 для тяжелых двухдвигательных самолетов, что накладывает особые требования к надежности этих ТРДД.

Рассмотренные закономерности, базирующиеся на анализе большого числа отечественных авиадвигателей, позволяют с определенной степенью точности прогнозировать изменение параметров вновь созда-

ваемых двигателей в будущем.

На рис. 2 а, б, в, д, показан разброс ("коридор") параметров рассмотренных двигателей и сделана аппроксимация кривых, отображающих средние значения этих параметров до 2005 г. На основании этого можно утверждать, что любой вновь создаваемый ГТД, при использовании традиционных технологий, не выйдет за пределы полученного коридора по таким параметрам как удельный расход топлива, удельная масса, удельная тяга и температура газов перед турбиной.

Как пример изменения параметров рассмотрим семейство двигателей Д-30. Развитие двигателей этого семейства происходило эволюционным путем. От серии к серии с 1968 по 1995 г. снижалась удельная масса этих двигателей (за все время существования семейства на ~4%), незначительно снизился удельный расход топлива (на ~2%), температура газов, тяга и удельная тяга при этом остались почти неизменными.

Примерно так же происходила эволюция семейства двигателей НК-8 с 1963 по 1980 г. Удельная масса и удельный расход топлива НК-8-2У и НК-86 уменьшилась на ~10% по сравнению с базовым НК-8. Тяга НК-86 на ~25% выше базовой, удельная масса без существенных изменений, а температура газов повысилась.

Очевидно, что оба рассмотренных семейства двигателей себя исчерпали и по удельной массе и удельному расходу в последние десятилетия находятся выше линии, условно отображающей средние значения этих удельных параметров на определенный год (рис 2 а, б, д). Эти двигатели успешно эксплуатируются, причем НК имеет хорошие показатели по надежности и ресурсу, вместе с тем дальнейшее развитие этих двигателей и адаптация их к требованиям двигателей V поколения невозможно. Удельный расход топлива Д-30КУ-90 (проект 1998 года) - 67 кг/кнч показывает, что возможности этого семейства при неизменной степени двухконтурности исчерпаны. Революционных изменений параметров в пределах семейств не может быть, а по удельной расходу топлива и

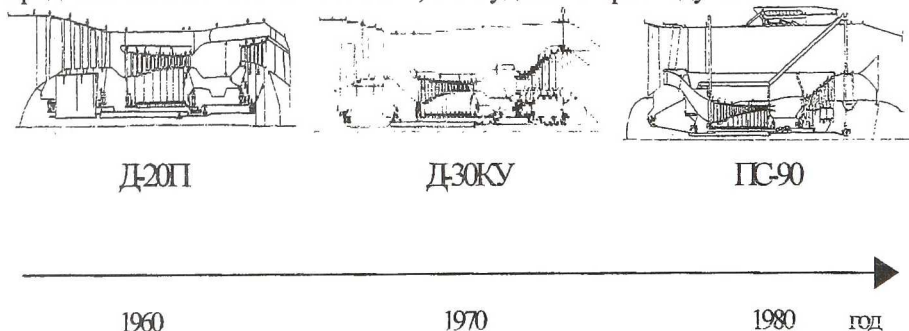


Рис. 3. Развитие конструктивных схем ТРДД «Авиадвигатель»

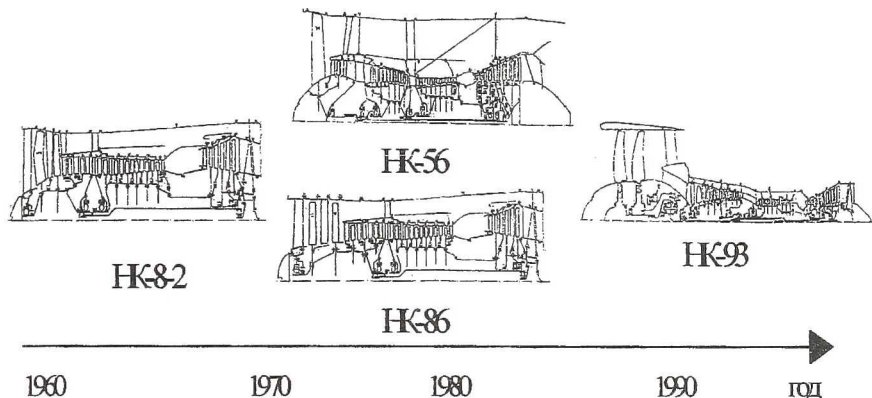


Рис. 4. Развитие конструктивных схем ТРДД «СНТК им. Кузнецова»

удельной массе эти двигатели остались на уровне III поколения. ТРДД ПС-90А, созданный на основе усовершенствованного газогенератора Д-30, однако, имеет лучшие удельные параметры.

Семейство двигателей на базе Д-36 является более перспективным. Причем двигатели Д-36 и Д-18 являются самыми экономичными из всех отечественных серийных двигателей. Базовый двигатель Д-36, был создан в конце 70-х, имел высокие удельные параметры, уникальные для отечественной практики эксплуатационные свойства, в т.ч. модульность. Линейка двигателей на основе Д-436, более мощных чем базовый Д-36, имеет меньший (на ~5%) уд. расход топлива, большую тягу. Вместе с тем, удельная масса этих двигателей выше базового Д-36.

Если рассмотреть изменение конструктивно-силовых схем (рис.3) двигателей ОАО «Авиадвигатель», то видно, что семейство двигателей Д-30 (Д-20П, Д30КУ, Д-30КП, Д-30Ф6) имеют одну конструктивно-силовую схему, а более современный двигатель ПС-90А – другую (с консольным расположением одноступенчатого вентилятора, большей степенью двухконтурности).

Изменение конструктивных схем ТРДД «СНТК им. Кузнецова» происходило несколькими путями (рис. 4). На основе газогенератора НК-8 был создан более мощный и более экономичный двигатель НК-86. Почти одновременно с этим был разработан трехвальный двигатель НК-56 с большой степенью двухконтурности, консольным вентилятором, одной опорной ступенью, межвальным подшипником, и трехопорными роторами среднего и низкого давления. И уже в начале 90 гг., был спроектирован и в настоящее время проходит испытания трехвальный ТВВД с большой степенью двухконтурности НК-93, с трехопорным турбокомпрессором, двумя межвальными подшипниками и редуктором, посредст-

вом которого уменьшается скорость вращения двухступенчатого вентилятора противоположного вращения.

ЗМКБ «Прогресс» в 1960-е гг. был создан двигатель АИ-25 с консольным внутренним корпусом, не связанным с внешним в зоне соплового аппарата турбины, межвальным подшипником и трехопорным ротором низкого давления при небольших габаритах двигателя. Д-36, созданный в конце 70 гг. имеет трехвальную схему, и каждый ротор опирается только на две опоры. В настоящее время ЗМКБ проектируется двухвальный двигатель Х27-2005 с большой степенью двухконтурности, редуктором соединяющим вентилятор с ротором низкого давления и компрессором высокого давления с тремя осевыми и одной центробежной ступенью.

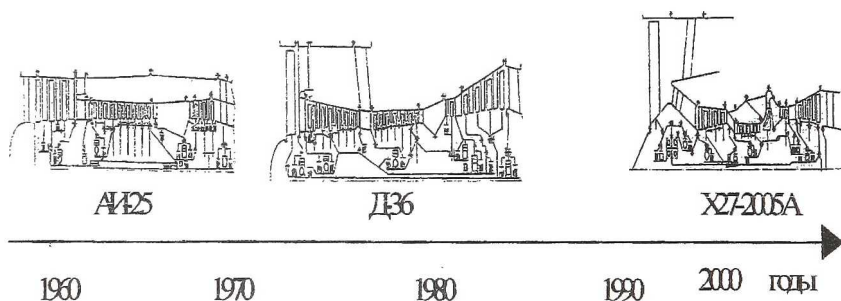


Рис. 5. Развитие конструктивных схем ТРДД ЗМКБ «Прогресс»

Изменение конструктивных схем ТРДД за все время существования этого типа ГТД с 60 годов позволяет сделать следующие выводы.

1. Фирмы-разработчики ГТД стремились уменьшить количество опор роторов до минимальных двух, в том числе за счет объединения опор в единый силовой пояс.
2. Более экономичные двигатели у каждого разработчика имеют более высокую степень двухконтурности по сравнению с предыдущими ТРДД.
3. В настоящее время одной из перспективных схем ТРДД является схема с редуктором.

Список литературы

1. ЦИАМ 1980-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей. В двух книгах. / Колл. Авторы; под общей редакцией В.А. Скибина и В.И. Солонина. – М.: Машиностроение, 2000. 725 с.: ил.
2. Тюрин Ю. Некоторые вопросы состояния и эксплуатации и разработки авиадвигателей в России // Авиатранспортное обозрение, 1998 N 12. С20-24.
3. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник

для вузов/ Под ред. Профессора А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. –454 с.; ил.

4. Зрелов В.А., Проданов М.Е. Информационное поле отечественных ГТД // Докл. Междунар. научн.-техн. конф., посвящ. памяти генерального конструктора аэрокосмической техники акад. Н.Д. Кузнецова. Ч.1. – Самара: СГАУ, 2001.С.214-228.
5. В.В. Кулагин. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.: ил.

К ВОПРОСУ ОБ ЭКОНОМИЧЕСКОМ РАВНОВЕСИИ

Завершинский И.П., Максимов В.В., Ратис Ю.Л.

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

В работе предложена модификация хорошо известной модели Гудвина-Калецкого для предприятия, на котором внедрена система управления качеством и исследованы его решения.

В процессе организации экономической деятельности менеджеры предприятий, как правило, стремятся максимизировать прибыль. При этом основное предположение заключается в том, что предупредительная деятельность, направленная на предотвращение возможности возникновения дефектов, соответствует правилу Парето: т.е. мы в первую очередь работаем над теми проблемами, решение которых дает наибольший результат по снижению расходов. Учтем в балансе доходов и расходов затраты на качество. Соответствующая функция является существенно нелинейной, рис.1.

В силу этого часть уравнений баланса, введенных и исследованных в работах [1-3], остаются неизменными.

$$B = \alpha(1 - c)Y - \kappa \cdot K, \quad (1)$$

где Y - продукция предприятия, K - величина основного капитала предприятия, B - объем решений о капиталовложениях в предприятие, причем инвестиции связаны с решением о таковых уравнением:

$$I = \frac{1}{\theta} \int_{t-\theta}^t B(t') dt', \quad (2)$$

где θ - время запаздывания.