

СКОЛЬКО СТОИТ АМЕРИКАНСКИЙ ВОЕННЫЙ АВИАДВИГАТЕЛЬ



Владимир Петрович Кокорев, начальник сектора ОНТИ ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", к.в.н.

В настоящее время доступность систем оружия стала очень важной для министерства обороны и Конгресса США. Аналитики авиационной промышленности и официальные лица американского правительства признают, что правительственные оценки стоимости основаны на устаревших методах, которые не учитывают последних технологических инноваций. Представляем результат американских исследований по оценке стоимости современных военных ГТД. Данная статья должна быть интересна всем, кто связан с разработкой и выпуском авиационных двигателей.

In recent years, the affordability of weapon systems has become increasingly important to policymakers in the Department of Defense and U.S. Congress. American aerospace industry analysts and some government officials have asserted that government cost estimates are based on outdated methods that do not account for the latest technological innovations. Below are presented the results of an American research study to update the methods for estimating military jet engine costs and development time. This article report should be of interest to the cost-analysis community, the military aircraft acquisition community, and acquisition policy professionals in general. Ключевые слова: ГТД, военные, цена, разработка, анализ, концепции.

Keywords: GTE, weapon systems, defense, cost, developing, research, community

В настоящее время доступность систем оружия стала очень важной для министерства обороны и Конгресса США. Аналитики авиационной промышленности и официальные лица американского правительства признают, что правительственные оценки стоимости основаны на устаревших методах, которые не учитывают последних технологических инноваций. Научно-исследовательская корпорация RAND в рамках НИР Project AIR FORCE "The Cost of Future Military Aircraft: Historical Cost Estimating Relationships and Cost Reduction Initiatives" представила методологию оценки стоимости военных авиадвигателей, процесса их приобретения и параметрические методы оценки стоимости.

В основе американского исследования базы данных авиадвигателей BBC, BMC и промышленных экспертов фирм General Electric, Pratt and Whitney and Rolls-Royce (Северная Америка). При этом BBC США обеспечиваются независимым анализом политических альтернатив, влияющих на разработку, развёртывание боевую готовность и поддержку современных и будущих авиакосмических сил в рамках четырёх программ: развитие авиакосмических сил; рабочая сила, личный состав и обучение; управление ресурсами и стратегия и доктрина. Ниже приводится фрагмент БД стоимости и времени разработки американских авиадвигателей, использованный для анализа.

серийные двигатели, так и их производные (дериваты).

Статистический анализ основан на большинстве возможных характеристик, программных и технологических параметрах, которые влияют на стоимость разработки и производства и график разработки двигателей. Используются методы наименьшей квадратичной регрессии для вывода параметрических отношений и прогнозирования стоимости разработки, времени разработки и стоимости производства будущих военных ТРДД.

Совокупность методов оценки стоимости в применении к военным ТРДД американцы разделяют на три принципиальные категории: восходящий анализ (bottom-up approach), аналогия и параметрический анализ.

Метод восходящего анализа (bottom-up approach) основан на подробном техническом анализе и расчёте для получения оценки. Для применения этого метода для оценки стоимости производства авиадвигателя требуется подробная информация о конструкции и конфигурации различных двигательных компонентов и учётная информация о всех материалах, оборудовании и трудозатратах. Проект концептуального двигателя строится с нуля (отсюда название "bottom-up"). Такой подход даёт довольно оправданный прогноз. Одно из его преимуществ в том, что он позволяет рассмотреть и хорошо понять многие вопросы. Например, можно выделить влияние выбора нового мате-

Development Cost and Time Relationship: Performance and Schedule Input Values

Engine	Thrust (at Intermediate Rating Point) (kg/secnd)	Specific Fuel Consumption	Overall Pressure Ratio	Rotor Inlet Temperature (F°)	Thrust-to-Weight Ratio	Air Flow (lbs/ secnd)	Dry Weight (lbs)	After-burner (Yes=1/ No=0)	Full-Scale Test Hours	Low Rate Production Release	Contact Award
TF39-3	10750	0.63	17.1	2,174	4.77	253	3,880	1	15,908	Jul 1965	Sept : 1959
TF39-8	12200	0.68	18.3	2,035	4.83	256	2,526	0	13,217	Mar 1967	Nov : 1965
TF39-12/12A	12290	0.69	17.5	2,100	5.03	247	4,027	1	7,808	Apr 1968	Nov : 1965
TF39-7	12350	0.69	17.5	2,070	4.94	242	4,121	1	7,967	Mar 1968	Apr 1968
TF39-408	13400	0.64	18.3	2,090	5.15	256	2,602	0	9,717	May 1970	Mar : 1969

Правильные оценки стоимости вносят существенный вклад в эффективную политику приобретения американцами систем оружия. Они тщательно анализируют двигателей стоимостные и технические данные о разработке и производстве реактивных двигателей, приводят параметрические соотношения для оценки стоимости разработки ТРДД, графиков разработки и стоимости серийного образца.

Исходя из исторического опыта, американские специалисты в своих исследованиях сосредоточены исключительно на параметрических отношениях для турбовентиляторных двигателей (поскольку чистые ТРД в современных самолётах больше не используются). Данные конкретного двигательного семейства рассматриваются по моделям (или "dash number" - с индексом тире) как самостоятельное наблюдение. В анализ включены как

риала для конструкции или нового метода изготовления.

Однако метод восходящего анализа имеет и недостатки. Во-первых, процесс анализа очень трудоёмкий. Часто много времени уходит на разработку концепции и соответствующей оценки стоимости. Ряд американских компаний автоматизировали процесс, создав сложный инструментарий баз данных, но такие системы дорого обходятся. Другой недостаток восходящего анализа в том, что аналитик должен быть экспертом в проектировании развёртываемой технологии. Третий недостаток - система должна быть чётко сформулирована, иметь малую степень неопределённости. Так, стоимость компонента должна быть оценена, даже если компонент представляет своего рода первую технологию. Наконец, пользователь восходящего метода должен иметь допуск или поддерживать



обширную и подробную БД о стоимостях разработки, производства, эксплуатации и поддержке для конкретной технологии.

Оценка по аналогии (estimating by analogy)- родственный подход восходящему анализу. Представляет собой выбор системы, которая сходна с системой, подвергаемой стоимостному анализу, и корректируется с учетом расхождений между двумя системами. Такой подход хорошо срабатывает для производных или эволюционных проектов. Его главное преимущество перед восходящим анализом в том, что только изменения или расхождения подлежат оценке - так экономится время. Однако должна существовать достоверная исходная базовая линия для успешного применения этого метода. Для радикальных изменений или новых технологий восходящий анализ очевидно лучший выбор. Как и в этом случае необходимо хорошее знание прикладной технологии для использования оценки по аналогии.

Параметрический анализ (estimating by parametric method) отличается от первых двух, используя параметрический метод для прогнозирования исходов. Параметрические методы основываются на статистической технике, которая пытается объяснить зависимые переменные (например, стоимость, график разработки) как функцию других переменных, таких как собственные характеристики двигателя (размер, технические характеристики, особенности, показатели риска). Последние являются независимыми (или поясняющими) переменными. Отношения между этими переменными обычно определяются с помощью статистической техники, такой как метод регрессии наименьших квадратов (OLS - Ordinary Least Squares).

Продуктами регрессионного анализа являются уравнения так называемых "оценочных отношений" (CER - Cost Estimating Relationships). Метод OLS часто представляют как "двойной логарифм" или "log-log". Формат параметрического отношения:

$$\ln Y = \beta_0 + \sum \beta_i \ln X_i + \epsilon$$

где β_0 и β_i коэффициенты, X_i - параметры (т.е. независимые переменные) и Y - выход или зависимая переменная. Он основан на допущении, что ошибки обычно распределяются в логарифмическом, а не реальном пространстве.

Использование метода наименьших квадратов требует, чтобы ошибки прогноза нормально распределялись с постоянной дисперсией. Отношение log-log подразумевает, что неопределённость в прогнозируемом значении является относительной, а не абсолютной. Другими словами, прогноз будет с плюсом или минусом процентной величины (а не плюс или минус некоторой фиксированной долларовой величины), поэтому ошибка масштабируется с величиной прогноза.

Параметрический анализ имеет сильные преимущества для оценки стоимости и длительности графика разработки. Его главное преимущество в том, что после определения базовых параметрических оценочных отношений метод применяется напрямую. Более того, нет необходимости привлекать технических экспертов, но следует получить значения для всех входных параметров. В отличие от двух предыдущих подходов при детальном концептуальном проекте не обязательно использовать этот метод. Другое, более мягкое преимущество параметрических отношений, полученных с помощью регрессии OLS, это возможность генерировать информацию о неопределённости прогнозируемых значений. Другими словами, можно получить результат $y \pm \epsilon$, где ϵ относится к членам ошибки регрессии. Это неопределённое значение может быть таким же информативным, как и прогнозируемая величина.

Американская методология оценки стоимости авиационных двигателей традиционно основана на статистических данных стоимости различных авиадвигателей; обычно на данных о

Преимущества и недостатки трёх концептуальных методов оценки

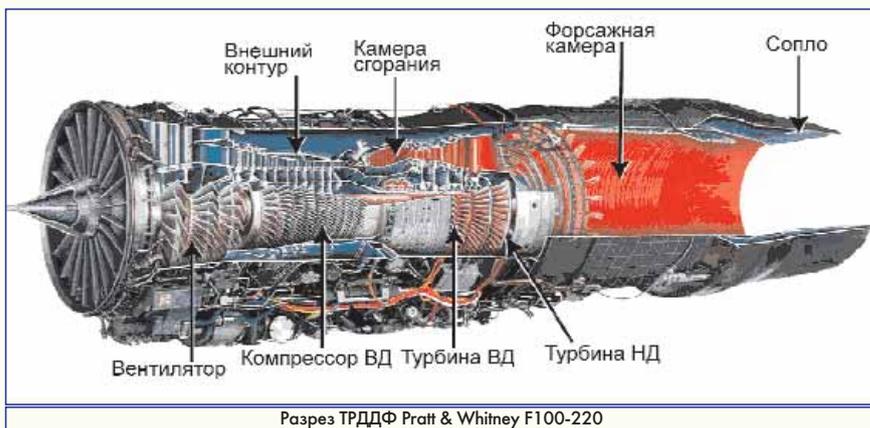
Метод	Преимущества	Недостатки
Восходящий анализ	Понятна причинно-следственная связь Очень подробная оценка	Трудно разрабатывать и воплощать Требуется существенные подробные данные Требуется экспертных знаний
Оценка по аналогии	Понятна причинно-следственная связь Более лёгкое применение, чем метода восходящего анализа	Должна существовать соответствующая базовая линия Требуется существенные подробные данные Требуется экспертных знаний
Параметрический	Легко использовать Могут использовать нетехнические эксперты Генерируется неопределённость прогноза	Трудно разработать Факторы могут быть ассоциативны, но не каузативны (нехватка прямых причинно-следственных отношений) Экстраполяция существующих данных для прогноза будущего, который может включать радикальные технологические изменения, прогноз может быть недостоверным

стоимости разработки и производства по количеству самолётов и типам двигателя. Эти стоимости используются как зависимые переменные в статистических регрессионных анализах. Объясняющие, независимые переменные или оценочные параметры, как правило, включают такие факторы, как температуру на входе турбины двигателя, расход воздуха, тяговооружённость и другие технологические и модули доступа к зрелости.

ТРДД более сложен и более эффективен, чем ТРД. У ТРДД есть второй компрессор, называемый вентилятором, турбина низкого давления (ТНД) для привода вентилятора и кольцевой внешний контур, позволяющий части выходного воздуха вентилятора обтекать компрессор высокого давления, КС и обе турбины. Вентилятор сжимает воздух как КВД, и часть воздуха из вентилятора входит в КВД, а оставшийся воздух течёт по внешнему контуру. Этот перелупускной воздух затем разгоняется в сопле, создавая тягу.

Три первые схемы широко использовались в течение нескольких лет. Заметные усовершенствования в эффективности охлаждения достигнуты благодаря внедрению CFD для оценки эффективности разных геометрий охлаждающих каналов и пониманию теплопередачи от потоков к турбинным лопаткам. Реализация пористого охлаждения ограничена доступностью пористых материалов в связи с необходимыми прочностными характеристиками.

Американцы считают лучшими индикаторами турбинного уровня технологии температуру на входе ротора турбины (RIT - Rotor inlet temperature) и температуру на входе турбины. Последняя является температурой продуктов сгорания, которые попадают на первый ряд стационарных турбинных лопаток вверх по потоку ротора. Эта температура обычно на несколько градусов выше RIT, поскольку охлаждающий воздух обтекает эти стационарные лопатки и охлаждает их (плёночное охлаждение). Когда этот воздух смешивается с продуктами сгорания, он слегка снижает температуру продуктов сгорания перед их попаданием в ротор. Хотя температура на входе лопаток НА выше, чем на входе ротора, эти стационарные лопатки не



Технологическая эволюция двигателей

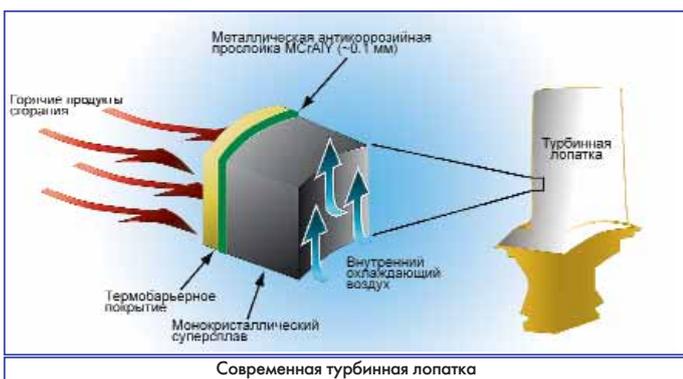
	1960-е годы	1970-е годы	1980-е годы	1990-е годы	2000-е годы
Материалы/ Процессы	Суперсплавы Никелевые Титановые	Низкотемпературные композиты Направленное затвердевание Порошковая металлургия Неразрушающий контроль	Монокристаллы Теплобарьерные покрытия Система ЧПУ Автоматизированная вакуумная сварка	Интерметаллики Заданная форма Передовые покрытия Керамика для малонагруженных частей	Высокотемпературный композит Лазерная нагартовка Снижение высокочастотной усталости Ремонт блисков Автоматическое прогнозирование и мониторинг состояния
Средства проектирования	Механика разрушения	Оптимизация компонентов	Автоматизированное проектирование/изготовление (CAD/CAM) Анализ конечных элементов Вычислительная гидродинамика Стойкость к разрушению	Быстрое макетирование Передовые датчики	Металлическое макетирование Испытание двигателя в комплексе с авиатренажерами Моделирование с полной вычислительной гидродинамикой (CFD)
Технологии двигателей	Геометрия регулируемого статора Охлаждение лопаток Трубчато-кольцевые КС Поворотные сопла КВВП ТРДДФ	Кольцевые КС Модульные конструкции ТРДД высокой двухконтурности	Диагностика Цифровое электронное управление Лопатки малого удлинения Малозагрязняющие КС Малозаметные ВЗ и сопла	Блиски Полые лопатки вентиляторов Двухзонные КС Двигатель изменяемого цикла Плоские векторные сопла Каскады противовращения	КС предварительного смешения Встроенное управление полётом и СУ Многоточечные форсунки Высокотемпературные топлива Струйные сопла Встроенный стартер-генератор
Марки двигателей истребителей	TF30 F402	F100 F401 F101 TF34	F110 F404	F119 F120 F414	F135

подвергаются воздействию высоких центробежных нагрузок, связанных с вращением ротора турбины.

Американские подходы к разработке реактивного двигателя

В ряде случаев, когда самолёт проектируется или дорабатывается, двигатель, уже полностью созданный для другого самолёта (военного или гражданского), может быть прямо использован как предмет "с полки". Хотя готовые двигатели ещё могут потребовать проектирования и интеграции воздухозаборника или сопла, конкретного для данного самолёта, и военных квалификационных (сертификационных) испытаний, стоимость этих двигателей легко понять, а стоимость, связанная с их адаптацией, будет сравнительно небольшой.

Другой экстремальный случай - разработка авиадвигателя с нуля (американцы ссылаются на него как на двигатель "новой центральной линии") может стоить миллиарды долларов. Обычный промежуточным решением является разработка "производного" двигателя (деривата). Производная разработка начинается с существующего двигателя и доработки компонентов и управления для "выведения" двигателя, который соответствует новым требованиям. Иногда производные двигатели являются простыми "выросшими" версиями своих предшественников, которые предназначены для использования на тех же самолётах для выполнения повышенных ТЗ или компенсации увеличенного веса самолёта. В других случаях дериват двигателя может так



отличаться от исходного двигателя, что общность с оригиналом внешне трудно заметить.

Появление новых и независимых факторов, влияющих на стоимость жизненного цикла двигателя, сказывается на показателе CER двигателя, касающихся разработки, производства, эксплуатации и поддержки. Хотя эти и другие новые факторы могут увеличивать или уменьшать стоимость, практически невозможно идентифицировать каждый драйвер будущей стоимости, когда разрабатывается показатель CER. Однако, если CER основывается только на традиционных метриках характеристик, они не могут отражать влияния новых факторов на стоимость. Поэтому CER должны иметь способность отражать новые расчётные факторы в общем, без необходимости знать точно, что собой представляют эти факторы, когда определяются показатели CER.

Критерий технического риска не должен базироваться на времени. Для анализа можно использовать другие факторы, которые количественно характеризуют уровень зрелости. Одним из таких критериев является уровень технической готовности NASA (TRL - Technology Readiness Level), который не обязательно основан на времени. Критерий TRL нацелен на зрелость технологии, другими словами, он классифицирует степень разработки. Масштаб уровней TRL приведен ниже в Таблице.

Уровни технологической готовности

Уровень	Описание
TRL 1	Основные принципы, регистрация и доклад
TRL 2	Концепция и/или применение технологии, формулирование
TRL 3	Подтверждение концепции, аналитическое и экспериментальное, критические функции и/или характеристики
TRL 4	Валидация компонента и/или макета (концептуальная демонстрация изделия) в лаборатории
TRL 5	Валидация компонента и/или макета в релевантной обстановке
TRL 6	Демонстрация модели системы/подсистемы или прототипа в релевантной обстановке
TRL 7	Демонстрация прототипа системы в полётной/космической среде
TRL 8	Завершение реальной системы и "лётная сертификация" в ходе испытаний и демонстрации
TRL 9	Лётная готовность реальной системы

В дополнение критериям технического риска и зрелости проекта американские специалисты исследовали ряд дополнительных параметров, которые принадлежат следующим четырём категориям.

Разработка перспективной технологии двигателя. Некоторые двигатели внедряют перспективные материалы и технологии. Зрелость этих материалов и технологий влияет на стоимость разработки. Для определения масштаба технических изменений авиадвигателей американские специалисты применяют следующие категории, предложенные командованием авиации ВМС США (NAVAIR)

Прошлые и текущие примеры крупных технологических и циклических изменений включают переход от ТРД к ТРДД, внедрение векторных сопел (как в F119) и регулирования цикла (как в F120). Аналогично, примеры потенциальных крупных технических достижений включают переход к струйным соплам фиксированной геометрии для форсажных двигателей с вектором тяги магнитных подшипников и встроенных стартер-генераторов для всех новых двигателей.



Категория	Вид модификации
1.0	Дерейтинг (снижение характеристик) (пример: F405-RR-400)
1.1	Модификация
1.2	Изменение дежурного цикла
1.3	Программа демонстратор
2.0	Небольшая доработка (<5%)
2.1	Средняя доработка(<10%)
3.0	Модернизация холодной секции
3.1	Добавление редуктора
3.2	Добавление вентилятора газогенератору (пример: TF34-2)
4.0	Модернизация горячей секции
4.1	Добавление двигателю форсажной камеры
5.0	Небольшая общая модернизация (пример: F404 II)
5.1	Масштаб газогенератора вверх/вниз (пример: F101DFE)
6.0	Дериват (тот же тип двигателя)
6.1	Крупная модернизация компонента
7.0	Дериват (другой тип двигателя)
7.1	Крупная общая модернизация
8.0	Новый двигатель с демонстрацией (F100)
8.1	Новый двигатель без демонстрации (J93)
9.0	Новый проект в новом классе (пример: PW100, PW2037)

Использование показателей CER и других параметрических отношений в сочетании с информацией о категориях отображено американцами на примере оценки стоимости виртуальных типовых двигателей: новый с перспективной технологией или новой центролинией и производный с достижениями эволюционной технологии (см.табл.ниже)

	Новый двигатель с перспективной технологией или новой центролинией	Производный двигатель с достижениями эволюционной технологии
Описание технологических достижений	Керамические матричные композиты в горячей части, возможно первая ступень ротора турбины Струйное сопло Изменяемый цикл Встроенный стартёр-генератор Перспективная система терморегулирования	Перспективное воздушное охлаждение ТВД Изменяемый цикл Встроенный стартёр-генератор Перспективная система терморегулирования
Температура на входе ротора (F°)	3,545 (19340C)	3,300 (18160C)
Срок полномасштабных испытаний (час)	6,000	3,500
Общая степень повышения давления	26	26
Удельный расход топлива	0.8	0.8
Наличие форсажа	Да	Да
Новизна двигательного проекта	Да	Нет

Как видно из приведенного ниже, стоимость ОКР, время ОКР и стоимость образца двигателя новой конструкции значительно выше, чем стоимость ОКР, время ОКР и стоимость образца производного двигателя, использующего эволюционные технологии. Однако эти издержки следует взвешивать относительно выигрыша характеристик, таких как увеличенная дальность, скорость, манёвренность и

Результаты оценочных отношений для двух типовых двигателей		
	Новый двигатель (Доллары 2001 года)	Дериват (Доллары 2001 года)
Стоимость разработки	\$4840 млн	\$780 млн
Время разработки	51 месяц	33 месяца
Себестоимость двигателя (T1)	\$14,3 млн	\$8,67 млн
Себестоимость двигателя (T375)	\$5,8 млн	\$5,6 млн
T1 - первый образец T375 - 375-ый образец		

топливная эффективность, уменьшенный общий вес самолёта, большой потенциал для роста характеристик в будущем, увеличенный ресурс двигателя, большая надёжность и ремонтпригодность и другие преимущества.

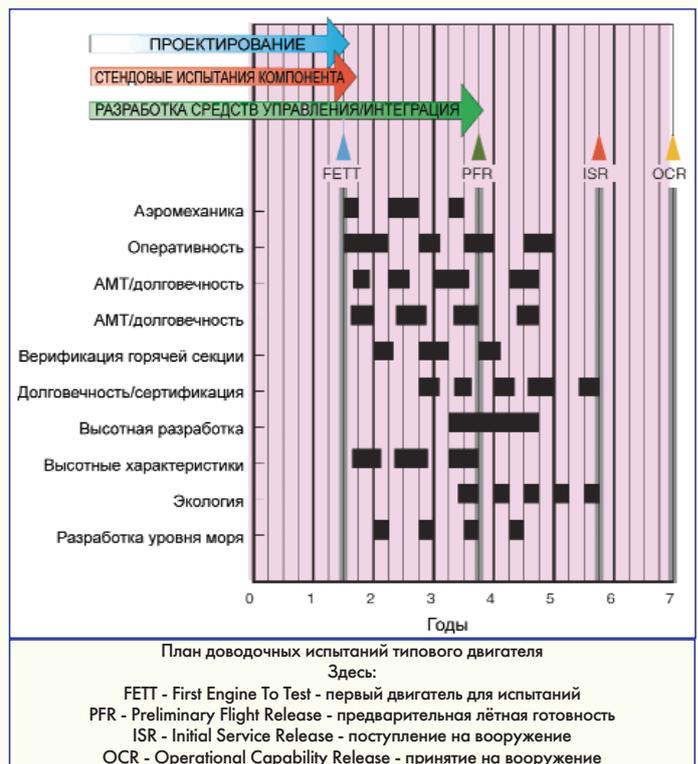
К сожалению остаточная ошибка для оценочных отношений стоимости разработки и времени разработки довольно высокая, особенно для производных двигателей. Такие отношения целесообразны только на концептуальной стадии разработки двигательной технологии и требуют осторожного обращения в виду их диапазона неопределённости.

Результаты американского анализа также показывают, что проект нового двигателя перспективной технологии будет значительно дороже в разработке и потребует больше времени, чем производный двигатель, использующий эволюционные технологии.

Наконец, учитывая высокую степень неопределённости, окружающую направление будущей разработки военного авиадвигателя, анализ стоимости американцы проводят с двигателестроительной промышленностью, чтобы контролировать на практике изменения и технологию, которые внедряется в авиацию и являются предметом изучения с позиции стоимость - эффективность. Американцы следуют практике продолжения сбора данных по фактической стоимости разработки и производства реактивных авиадвигателей. Такая практика улучшит качество будущих средств оценки стоимости.

Типовой план доводочных испытаний для американского военного авиационного ГТД, поступающего в разработку с низким уровнем технологического риска, представлен ниже на Рис. Очевидно, это только пример того, что может включать типичный оптимальный план разработки двигателя. Он не предназначается быть шаблоном для всех последующих программ. Составление плана доводочных испытаний двигателя это сложный конкретный программный процесс, направленный на обеспечение оптимального использования ресурсов, графика и необходимого качества двигателя. Используя взвешенный средний подход, сначала формулируется программа разработки "базового" типового двигателя, которая охватывает десять лет, требует 14 испытательных активов и 11000 часов двигательных испытаний.

Усовершенствован этот метод путём внедрения преимуществ перспективного инструментария проектирования, материалов и процессов американцы значительно оптимизировали программу, сведя размах до 5,5 лет, испытательные активы - до девяти и двигательные испытания - до 7,550 часов.



План доводочных испытаний на рисунке охватывает семь лет с момента утверждения контракта через рубеж ОСР и включает пять стендов доводки узлов, 12 опытных двигателей и примерно 10000 часов наземных испытаний. Стенды доводки узлов переходят из фазы определения программы и снижения риска и предназначаются для сбора конкретных данных конструкторами в поддержку ФЕТТ.

Каждый из 12 опытных двигателей изготавливается для выполнения уникальных требований конкретного вида испытаний. Этот план не учитывает активов запасных частей, которые могут составлять значительную часть издержек разработки. Число двигателей для лётных испытаний (сюда не включено) определяется потребностями команды лётных испытаний самолёта. Двигатели наземных испытаний обычно не передаются в программу лётных испытаний из-за специального препарирования и не выражаемого в количественной форме износа, накопленного во время наземных испытаний.

Требования к системным характеристикам будут возрастать с более жёсткими военными ТТ и возникающими технологиями. Вооружённые силы США будут всегда требовать, чтобы их системы оружия превосходили системы противников и тактически, и логистически. Технология ТРДД сталкивается с многочисленными вызовами, которые могут меняться при выполнении программ разработки в будущем. Например, повышение требований малой заметности, накладываемых на систему двигатель/СУ, может привести к использованию более токсичных материалов и покрытий и более сложных конструкций вздухозаборника и выхлопного устройства. Более жёсткие стандарты шума и эмиссий влияют на сложность конструкции и могут потребовать дополнительного времени проектирования и испытаний. Интегрирование управления полётом и силовой установкой также может диктовать системную сложность и требовать дополнительного времени проектирования и испытаний. Тщательная разработка и применение перспективной технологии будут играть критическую роль в выполнении этих требований и доступном поддержании американского военного тактического превосходства.

Технологические достижения обычно реализуются в США одним из трёх путей: новые технологии внедряются в конструкцию существующих двигателей посредством модификации компонентов для корректировки конкретных проблем, многочисленные технологии интегрируются в зрелый продукт для создания производной конструкции двигателя или разрабатывается совершенно новый двигатель. Степень доработки конструкции под производный двигатель варьируется. Например, F110-PW-129 имеет около 80 % общих частей со своим предшественником F110-PW-100, а F100-PW-229 около 20..30 % общих частей с F100-PW-200. В большинстве случаев, производные существующих двигателей сопровождаются меньшим числом непредвиденных технических проблем, чем совершенно новые двигатели.

Выводы

Внедрение новых комплексных технологий в военные авиационные двигатели имеет свои плюсы и минусы. Американское министерство обороны и промышленность прилагают совместные усилия для повышения доступности, продления ресурса компонентов, увеличения надёжности, автоматизации прогностики и диагностики, упрощения процедур обслуживания и повышения характеристик. Однако непрерывная интеграция новых технологий в существующие и новые двигатели и расширение лётных режимов, вероятно, будут создавать рост технических вызовов и стоимости. Американская методология оценки приобретения охватывает освоение технологии военных реактивных авиадвигателей и стоимость их жизненного цикла. 

Литература:

1. Obaid Younossi, Mark V. Arena, Richard M. Moore, Mark Lorell, Joanna Mason, John C. Graser. Military Jet Engine. Acquisition. Technology Basics and Cost-Estimating Methodology. Prepared for the United States Air Force Approved for Public Release; RAND Project AIR FORCE
2. Anderson, Arthur J., and J. R. Nelson, Measuring Technological Change: Aircraft Turbine Engines, Santa Monica, Calif.: RAND, R-

1017-ARPA/PR, 1972.

3. Aronstein, David C., Michael J. Hirschberg, and Albert C. Piccirillo, From the Advanced Tactical Fighter to the F-22 Raptor: Origins of the Air Force's 21st Century Air Dominance Fighter, Arlington, Va.: ANSER, 1998.
4. Berenson, Mark, and David Levine, Basic Business Statistics: Concepts and Applications, Upper Saddle River, N.J.: Prentice Hall, 1996.
5. Birkler, J. L., J. B. Garfinkle, and K. E. Marks, Development of Cost Estimating Relationships for Aircraft Turbine Engines, Santa Monica, Calif.: RAND, N-1882-AF, 1982.
6. Bond, David F., "Risk, Cost Sway Airframe, Engine Choices for ATF," Aviation Week and Space Technology, April 29, 1991, pp. 20-25.
7. Camm, Frank, The Development of the F100-PW-220 and F110-GE-1000 Engines: A Case Study of Risk Assessment and Risk Management, Santa Monica, Calif.: RAND, N-3618-AF, 1993.
8. Cook, Cynthia R., and John C. Graser, Military Airframe Acquisition Costs: The Effects of Lean Manufacturing, Santa Monica, Calif.: RAND, MR-1325-AF, 2001.
9. Cook, R.D., and S. Weisberg, Residuals and Influence in Regression, New York: Chapman & Hall, 1982.
10. Dabney, Thomas R., and Michael J. Hirschberg, Engine Wars: Competition for U.S. Fighter Engine Production, Arlington, Va.: ANSER, 1998.
11. "The Defense Acquisition System," DoD Directive 5000.1, January 4, 2001.
12. The Engine Handbook, U.S. Air Force, <https://www.kelly.af.mil/lrweb/handbk.htm>, March 1998.
13. "F117 Engine Design Duplicates That of Basic F404 Powerplant," Aviation Week and Space Technology, June 25, 1990, p. 27.
14. "F119 Configuration Reflects Balanced Design, Lessons from F100 Program," Aviation Week and Space Technology, November 18, 1991, pp. 35 and 38.
15. Fisher, Gene H., Cost Considerations in Systems Analysis, New York: Elsevier, R-490-ASD, 1974.
16. Flower, H. M., High Performance Materials in Aerospace, New York: Chapman and Hall, 1995.
17. Hirschberg, Michael J., The Advanced Tactical Fighter Engine Development Program, Arlington, Va.: ANSER, 1997.
18. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Jet Engines," Jane's All the World's Aircraft 1999-2000.
19. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Turbofan, United States of America, General Electric-GE Aircraft Engines," Jane's Aero-Engines, 1999b, 19. <http://www.janesonline.com>.
20. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Turbofan, United States of America, United Technologies Pratt & Whitney," Jane's Aero-Engines, 1999c, <http://www.janesonline.com>.
21. Janos, Benon Z., "Thermal Barrier Coatings," Active Materials and Structures Laboratory, The Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Mass.,
22. Jay, David A., and S. Michael Gahn, eds., "IHPTET-21st Century Propulsion for the American G.I.-Keep 'Em Flying," Air Force Research Lab, Wright Patterson AFB, Ohio, September 11, 2000.
23. Kandebo, Stanley, "Improved F100-229 Fan Could Boost Engine Life," Aviation Week and Space Technology, March 27, 1995a, p. 64.
24. Kandebo, Stanley, "Pratt Begins Tests of JSF Powerplants," Aviation Week and Space Technology, June 22, 1998d, pp. 34-35.
25. Large, J. P., Estimating Aircraft Turbine Engine Costs, Santa Monica, Calif.: RAND, RM-6384-PR, 1970.
26. Lorell, Mark A., and John C. Graser, An Overview of Acquisition Reform Cost Savings Estimates, Santa Monica, Calif.: RAND, MR-1329-AF, 2001.
27. "Mandatory Procedures for Major Defense Acquisition Programs (MDAPs) and Major Automated Information System (MAIS) Acquisition Programs," DoD Regulation 5000, 2-R, June 2001.

Связь с автором: kokorev@ciam.ru

