

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 629.735:658.5

С. Г. СЕЛИВАНОВ, С. Н. ПОЕЗЖАЛОВА

**СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ
ИННОВАЦИОННЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ
РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Рассмотрены инновационные закономерности развития самолетов и двигателей истребительной авиации, описаны новейшие разработки и перспективы дальнейшего развития авиационной техники, обуславливающие смену поколений самолетов и двигателей, а также определены основные технологические проблемы, решение которых имеет определяющее значение для создания авиационных двигателей. Построены S-образные кривые развития авиационных двигателей для фронтовой авиации. Проведен сопоставительный анализ инновационных закономерностей, результатом которого является оптимальная функциональная зависимость для графического изображения развития авиационных двигателей. *Инноватика; инновационные закономерности; авиационные двигатели; самолеты-истребители; беспилотные летательные аппараты; смена поколений авиационной техники и технологий; функциональная зависимость; база данных*

Одним из основных научных законов инноватики является закон смены поколений техники и технологий [1, 2], т. е. изменения принципа действия (выполнения) технологической, энергетической и / или информационно-управляющей функции данного поколения техники или технологии для обеспечения роста их конкурентоспособности. В данной статье объектом системотехнического анализа являются газотурбинные реактивные авиационные двигатели для самолетов-истребителей, многофункциональных высокоманевренных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардировщиков) и самолетов вертикального взлета, начиная с первых дозвуковых реактивных самолетов-истребителей (Me-262) и двигателей (ЮМО-004 и БМВ-003) до двигателей современных беспилотных самолетов и «интеллектуального авиационного двигателя». Предметом исследований статьи является сопоставительный анализ научных инновационных закономерностей смены поколений названных типов техники.

**1. ИННОВАЦИОННЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ
РАЗВИТИЯ САМОЛЕТОВ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ
АВИАЦИИ**

Известно, что инноватика – это наука о формировании и распространении новшеств на основе целенаправленной организации инновационной деятельности. Системный подход к инновационной деятельности предполагает движение по единой цепочке преобразования

научных знаний в определенные ценности: фундаментальные исследования → поисковые НИР → прикладные НИР → прикладные НИОКР → технологии → производство → рыночная реализация.

Управление инновационной деятельностью осуществляют на всех этапах жизненного цикла инноваций, в перечне которых важнейшими в отношении товарной продукции являются: 1) разработка новой технологии; 2) проектирование нового изделия, обеспечивающего эту технологию; 3) освоение (инновация) разработанного изделия в производстве; 4) диффузия (проникновение) новых изделий на рынок; 5) преодоление кризисной ситуации, которая связана с освоением нового изделия (товара) и новых технологий.

Новыми технологиями развития самолетов-истребителей в настоящее время являются:

- **STEALTH TECHNOLOGY** (*stealth* англ. – «скрытность») – технология производства военных самолетов, обеспечивающая пониженную радиолокационную, инфракрасную, оптическую и акустическую заметность летательных аппаратов;

- **STOVL** (*Short Take-Off Vertical Landing*) – в этом случае самолет сможет взлетать вертикально или с укороченной взлетно-посадочной полосы и садиться вертикально.

На рис. 1 приведены примеры отечественных и зарубежных сверхзвуковых высокоманевренных многофункциональных истребителей 5-го поколения, созданных по **STEALTH TECHNOLOGY**.



а



б

Рис. 1. Самолеты-истребители 5-го поколения ВВС США и России

Тяжелый отечественный многофункциональный истребитель 5-го поколения «Т-50» разработан в ОКБ им. П. О. Сухого [7]. Он создан в рамках программы «Перспективный авиационный комплекс фронтовой авиации». Штатный двигатель 5-го поколения (первый полет 29.01.2010 г.) имеет форсажную тягу (по опубликованным данным) 16–18 тонн, что однозначно определяет максимальный взлетный вес самолета в диапазоне 32–36 тонн. Двигатель, оснащенный турбиной повышенной эффективности и аналого-цифровой системой управления, имеет вентилятор с увеличенным расходом воздуха, новую камеру сгорания и цифровую систему управления, что позволило увеличить тягу, а также системы реверса и всеракурсного управления вектором тяги [6].

Примером самолета-истребителя 5-го поколения, выполненного по технологии STOVL (Short Take-Off Vertical Landing), является F-35 (рис. 2).

Новыми разработками, которые обеспечивают смену поколений самолетов и двигателей, являются беспилотные летательные аппараты, в том числе гиперзвуковые самолеты и двигатели. Самолеты новейших технологий должны летать на гиперзвуковых скоростях, а для этого в их двигателях необходимо гармонично объединить черты авиационной и космической техники [8].

В 2004 году в самостоятельный полет отправился первый самолет с таким двигателем, таким образом, поставленная цель почти стала реальностью. Впервые беспилотный аппарат X-43A (рис. 3), установленный на крылатой ракете-носителе Pegasus («Пегас»), совершил полет в марте 2004 г. неподалеку от побережья Калифорнии с летящего на высоте 12 км бомбардировщика B-52.

С помощью стартового ускорителя экспериментальный аппарат поднялся на высоту 29 км, где и отделился от ракеты-носителя

(рис. 4). Далее заработал его собственный ПВРД, и хотя он проработал всего 10 секунд, разогнал гиперзвуковой самолет до скорости в 11260 км/ч, что в 9,8 раза превышает скорость звука. Полученные в ходе этого эксперимента результаты помогли объективно оценить концепцию сверхзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем [10].

Пентагон планирует использовать системы, созданные на базе X-45, для решения двух задач:

1) подавление системы противовоздушной обороны;

2) нанесение ударов по целям, прикрытым сильной противовоздушной обороной.

Концепция ГПВРД является образцом гармоничного сопряжения планера летательного аппарата и его движителя. В этой схеме двигатель занимает всю нижнюю поверхность летательного аппарата. Силовая установка состоит из семи основных элементов, пять из них относятся собственно к двигателю, а два – к фюзеляжу аппарата. Зона двигателя – это передняя и задняя части воздухозаборника, камера сгорания, сопло и система подачи горючего. К фюзеляжу можно отнести влияющие на работу двигателя нижние поверхности его носовой и хвостовой частей [9].

Дальнейшим развитием данного типа летательных аппаратов в настоящий момент является X-47 Pegasus (Пегас) – демонстрационная модель беспилотного боевого летательного аппарата производства компании «Northrop Grumman». Программа создания летательных аппаратов данного типа направлена на создание беспилотного самолета, способного взлетать с носителя. Начальная модель получила маркировку X-47A, а последовавшая за ней версия для военно-морских сил – X-47B. Первая рабочая модель X-47A (рис. 5) была построена компанией «Scaled Composites» в Центре гражданских аэрокосмических исследований в Мухаве.

В последнее десятилетие в ведущих странах Запада при проведении НИОКР в области новых видов авиационно-космической техники большое внимание уделяется разработке ключевых технологий создания гиперзвуковых летательных аппаратов, включая пилотируемые и беспилотные, управляемые ракеты различных классов, а также боевые блоки баллистических ракет. Интерес, проявляемый к гиперзвуковым технологиям, обусловлен перспективой получения следующих боевых преимуществ: малое (до 10 мин и менее при дальности пуска около 1000 км) подлетное время, сравнительно низкая уязвимость средств воздушно-космического нападения, способных выполнять крейсерский полет со скоростями, соответствующим числу $M = 6 \div 14$ и более на высотах $35 \div 40$ км; универсальность применения (самолеты стратегической и тактической авиации, надводные корабли и подводные лодки, баллистические ракеты).

По расчетам зарубежных экспертов, использование гиперзвуковых воздушно-космических систем обеспечит: существенное повышение оперативности и эффективности решения поставленных задач; возможность быстрого возврата на аэродром базирования; зна-

чительное (примерно в 10 раз) снижение стоимости и риска доставки полезной нагрузки на околоземные орбиты по сравнению с имеющимися системами; рассредоточение средств вывода в космос на национальной территории; уменьшение зависимости от незащищенных стационарных стартовых комплексов и специального наземного оборудования, необходимых для запусков ракет-носителей.

Кроме того, перспективные ГЛА будут применяться для решения таких задач, как: ведение стратегической воздушной разведки; поражение важных, в том числе критичных по времени и высокомобильных целей в глубине территории противника; перехват воздушно-космических целей; оперативная доставка личного состава, вооружений и военной техники на трансконтинентальную дальность, а также выведение на орбиту военных спутников.

По мнению зарубежных специалистов, чтобы ГЛА удовлетворяли предъявляемым к ним требованиям, разрабатываемые для них силовые установки должны обладать высокими тягово-экономическими характеристиками при относительно малой массе конструкции.

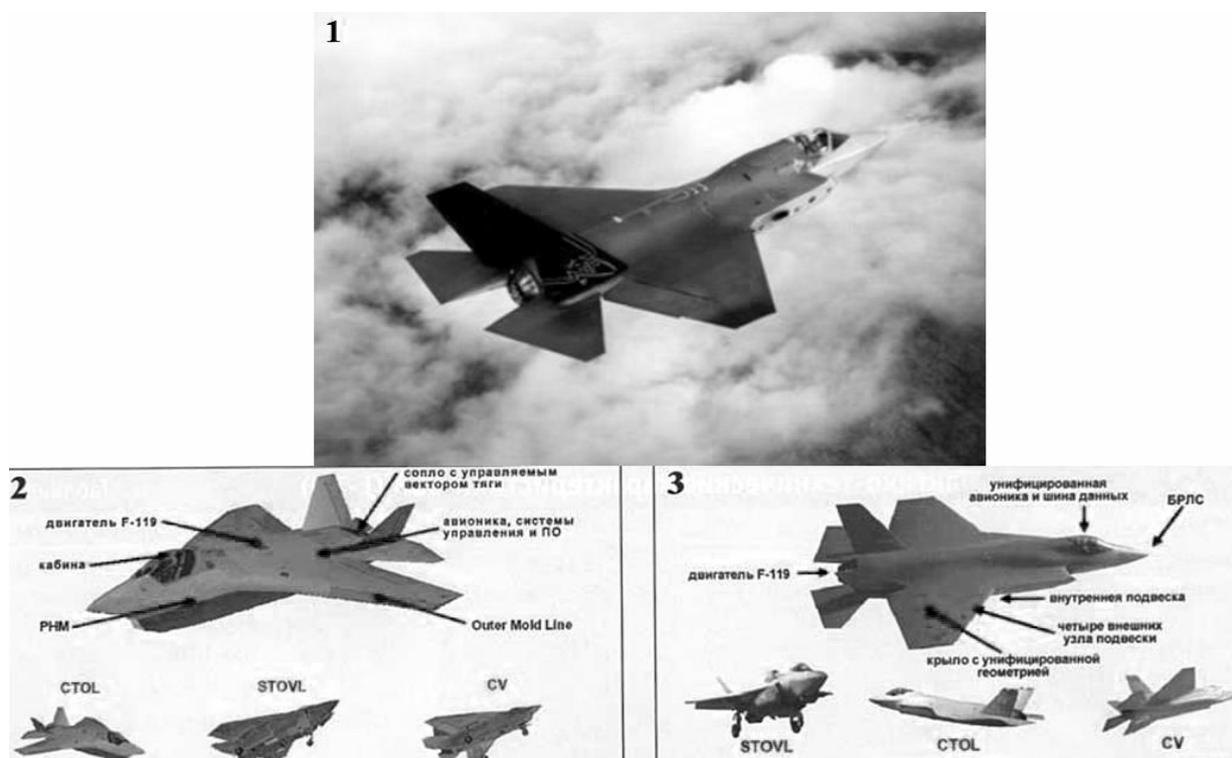


Рис. 2. Самолеты пятого поколения F-35 (США) технологии STOVL



a



б

Рис. 3. Беспилотные самолеты X-43A (*a*) и X-45A (*б*)



a



б

Рис. 4. Пример гиперзвукового самолета с ракетоносителем (*a*) и ускоритель (*б*)

В качестве основных силовых установок на современном этапе рассматриваются прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с дозвуковой и гиперзвуковые (ГПВРД) со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания, предназначенные для вы-

полнения полетов на скоростях, соответствующих числу $M = 5 \div 10$ и более, имеющие наибольшее значение удельного импульса в требуемом диапазоне скоростей и использующие углеводородное (авиационные керосины), водородное (жидкое или шугообразное) либо твердое топливо [4]. Для перспективных ГЛА и воздушно-космических систем предусматривается использовать комбинированные (турбопрямоточные или ракетно-прямоточные) либо составные, а в перспективе – силовые установки на других физических принципах работы [8].



a



б

Рис. 5. Новейшие беспилотные боевые летательные аппараты X-47A Pegasus (*a*) и X-47B (*б*)

Главная цель работ по исследованию ГЛА, организационно оформленных технологических программ для создания научно-технологического задела – способность обеспечить полномасштабную разработку авиационно-космической техники нового вида. Считается, что основными технологическими проблемами, решение которых будет иметь определяющее значение для реализации указанных программ, являются: разработка силовой установки, в состав которой могут входить двигатели различных типов; интеграция планера и силовой установки; создание перспективных высокотемпературных материалов.

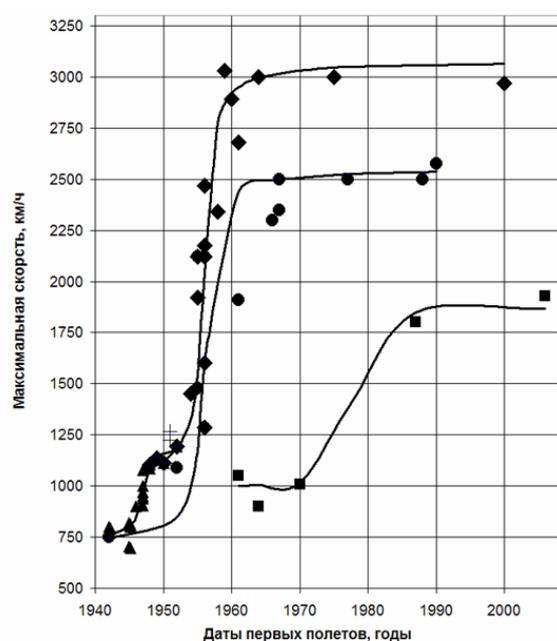
Системотехническое исследование инновационных закономерностей смены названных

и предшествующих поколений самолетов и их двигателей основывается на построении и изучении «S-образных кривых развития», которые для реактивных самолетов-истребителей фронтовой авиации имеют вид рис. 6.

Рассмотрим более подробно «S-образные кривые развития» авиационной техники в приложении к авиационным двигателям для фронтовой авиации.

2. ИННОВАЦИОННЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ САМОЛЕТОВ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ

Для анализа инновационных закономерностей развития двигателей в качестве главного критерия технического уровня будем рассматривать тягу (кг). Ее изменения с течением времени подчиняются общим законам инноватики и имеют вид, представленный на рис. 7. В табл. 1, 2 приведены исходные данные (тактико-технические характеристики) для построения и анализа закономерностей развития двигателей, начиная с дозвуковых реактивных и заканчивая современными двигателями для самолетов-истребителей 5-го поколения.



- ◆ Сверхзвуковые реактивные истребители-перехватчики
- Самолеты-истребители вертикального взлета и посадки
- Многофункциональные, высокоманевренные самолеты-истребители, истребители-бомбардировщики
- ▲ Дозвуковые реактивные самолеты-истребители
- + Ла-190, И-350 - особые точки. Самолеты сняты с летных испытаний вследствие низкой надежности двигателя



а



б



в

Рис. 6. Обобщенные S-образные закономерности смены поколений реактивных самолетов-истребителей 1, 2, 3 и 4 поколений: а – самолет МиГ-21; б – самолет МиГ-31; в – самолет Су-27

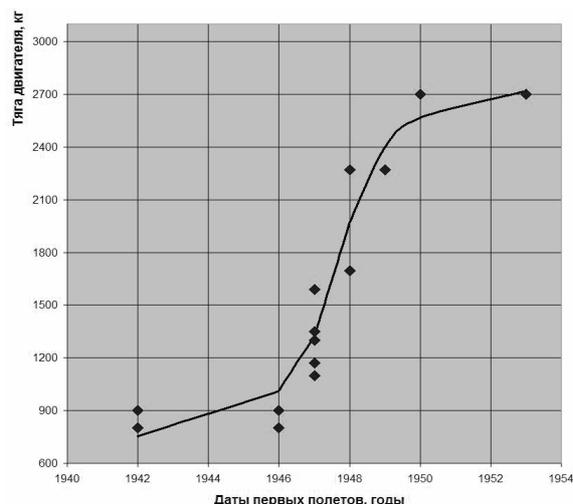


Рис. 7. Общий вид S-образной кривой на примере дозвуковых реактивных двигателей

Построив график по всем имеющимся данным [3], получим обобщенную картину, приведенную на рис. 8. Полученный график позволяет показать отставание или опережение в развитии авиационной техники, а также определить тенденции и дальнейшие направления развития, позволяющие сформулировать проблему технологического обеспечения создания авиационных двигателей нового поколения. Из данного рисунка можно сделать вывод о том, что разрыв по тяге отечественных ГТД в сравнении с лучшими зарубежными аналогами составляет приблизительно 1,5 тонны.

Методом решения задачи преодоления наметившегося отставания в трендах развития является технологическое обеспечение создания двигателей нового поколения. Это связано с тем, что в связи с большими затратами на НИОКР и опытно-технологические работы государство не может финансировать широкий фронт разработок, как, например, при создании реактивных самолетов и двигателей второго поколения (табл. 2), когда в серию шел только каждый пятый самолет и двигатель.

Для решения задачи технологического обеспечения разработок авиационных двигателей нового поколения рассмотрим построение электронной базы данных для поиска путей определения прогрессивных технологических решений на основе использования средств искусственного интеллекта при выборе лучших вариантов создания современных авиационных двигателей [5].

На рис. 9 приведено диалоговое окно такой электронной базы данных, где собраны данные патентной статистики, обеспечивающей решение проблемы преодоления разрыва по тяге для

основных узлов газотурбинного двигателя. На рис. 10 представлено окно совокупности патентов. «Кликнув» на выбранный патент, можно ознакомиться с содержанием патентного документа, иллюстрациями и приложением к нему. Электронная база данных позволяет также с использованием средств искусственного интеллекта определять единые технологии авиационных двигателей новых поколений, например, проиллюстрированных на рис. 10, 11.

3. СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИННОВАЦИОННЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрев основные закономерности развития авиационных двигателей, а также обозначив современные новейшие разработки в этой области и определив перспективы дальнейшего развития авиационной техники в целом, проведем сопоставительный анализ закономерностей развития авиационных двигателей вначале для выбора типа аналитической зависимости на примере дозвуковых самолетов-истребителей. На рис. 12 по оси ординат отложены данные по тяговым характеристикам дозвуковых самолетов-истребителей (кг), на оси абсцисс – даты первых полетов в годах, и продемонстрированы 5 S-образных кривых [1] различных функций. Полученные зависимости для авиационных двигателей (рис. 12) сведены в табл. 3, где указаны также данные по условиям сходимости функций (регрессионных зависимостей) для определения наилучшей аппроксимации, описывающей закономерности развития авиационных двигателей различных поколений. Опираясь на аналитические данные табл. 3, а также на вид графиков (рис. 7, 12), можно сделать вывод о том, что S-образная кривая, описывающая тангенциальную функцию, является обоснованным и рациональным вариантом для построения такого рода зависимостей. В этом случае наблюдается сходимость $R^2 = 0,9187$, являющаяся подтверждением того, что подобранный вариант аппроксимации в рамках данного исследования наилучшим образом подходит к имеющимся экспериментальным данным.

Таким образом, из всего многообразия регрессионных зависимостей сигмоидального типа (логистическая, гиперболический тангенс, арктангенс, двойная логистическая функция, логистическая функция в виде решения простого нелинейного дифференциального уравнения первого порядка) наиболее предпочтительной в нашем случае является функция арктангенса.

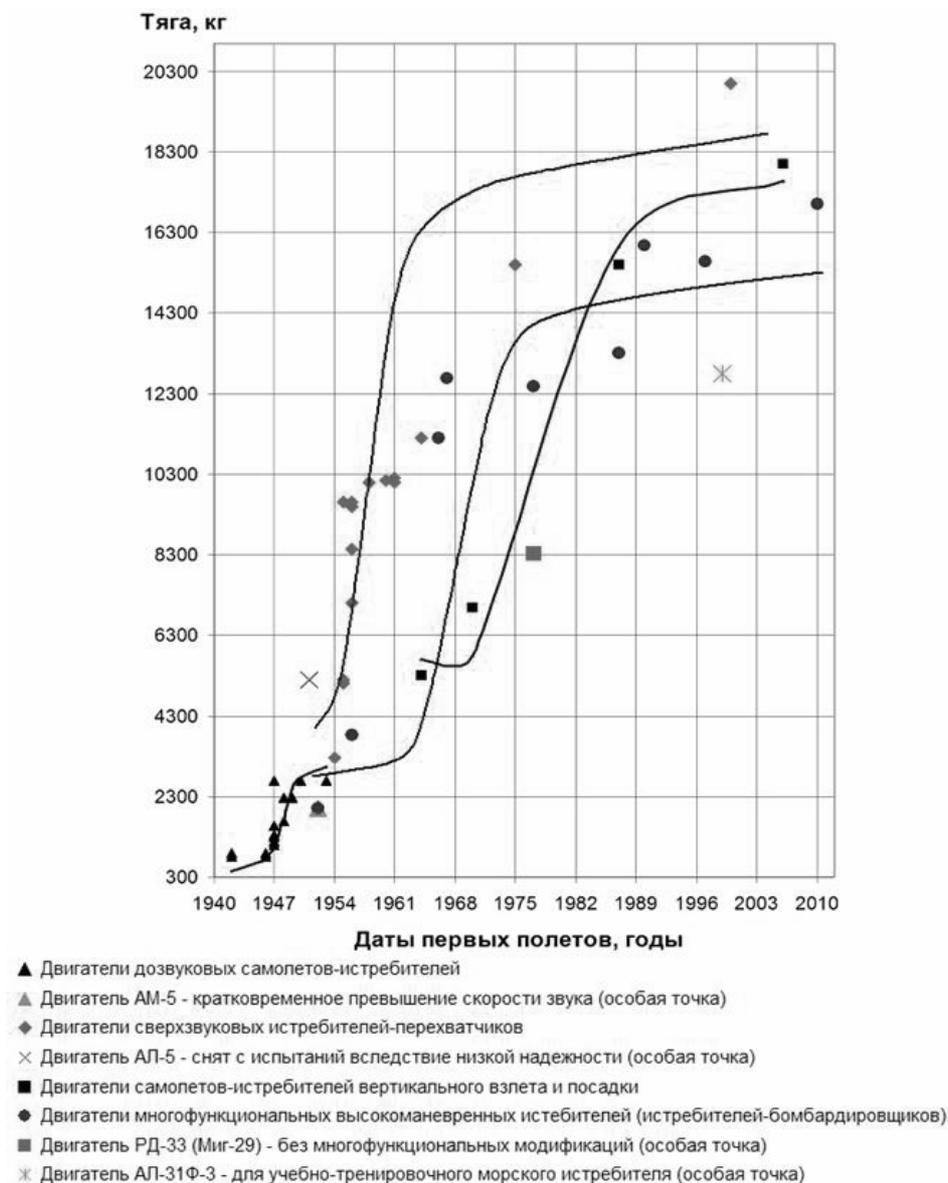


Рис. 8. Обобщенные закономерности развития авиационных двигателей

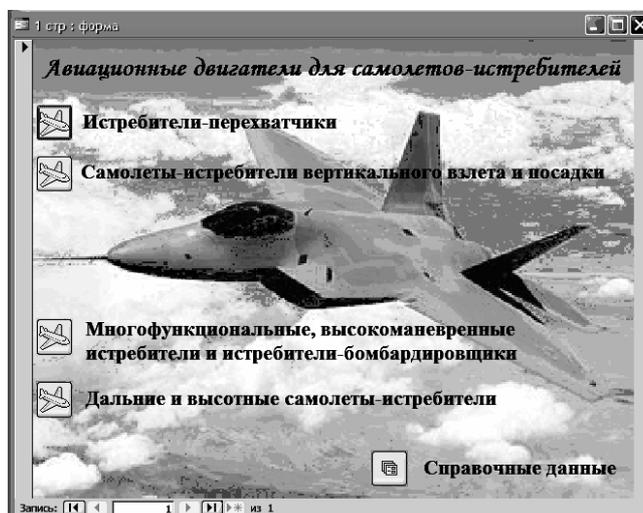


Рис. 9. Первое окно электронной базы данных по авиационным двигателям для самолетов-истребителей

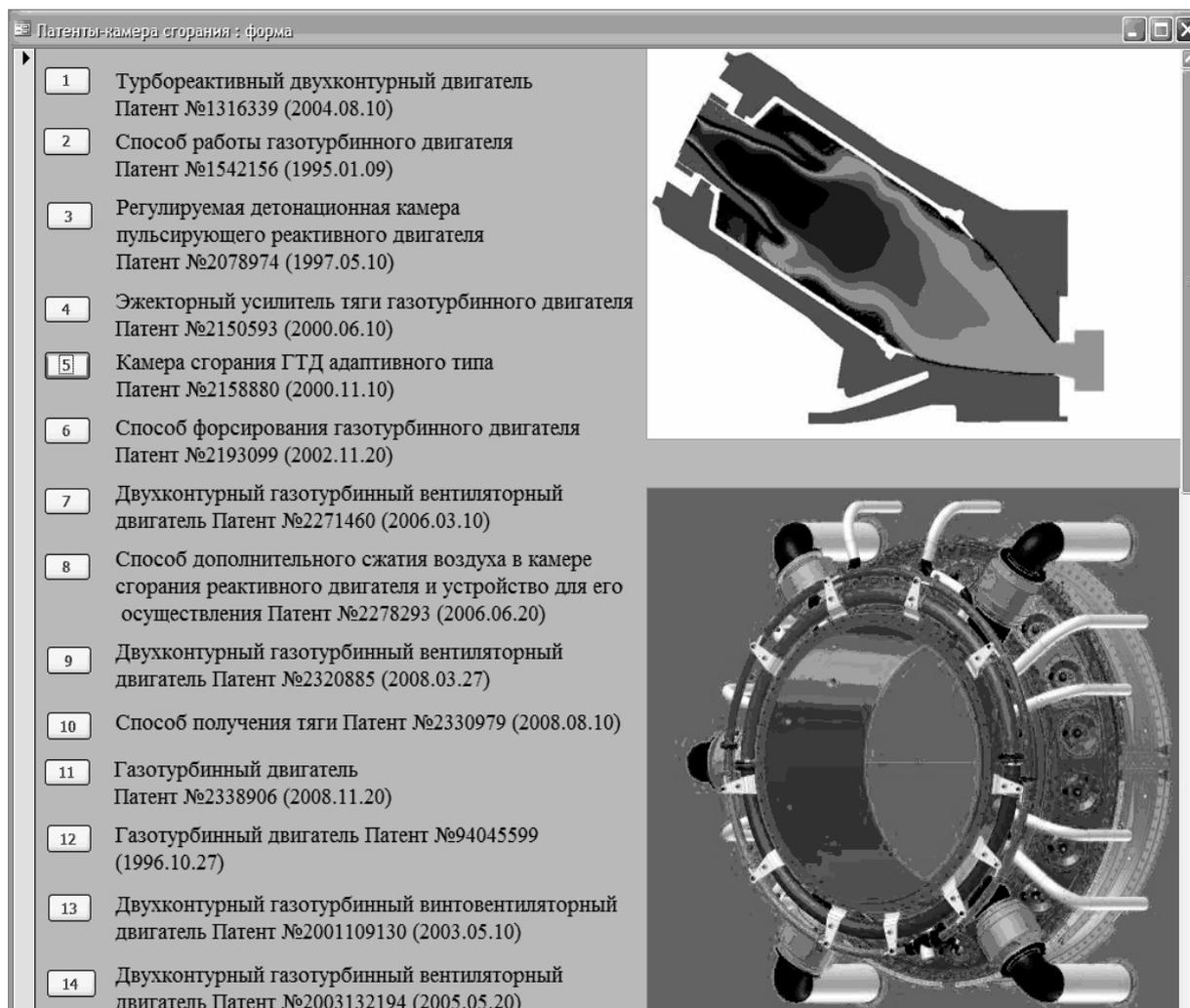


Рис. 10. Массив патентных документов по камере сгорания авиационного двигателя

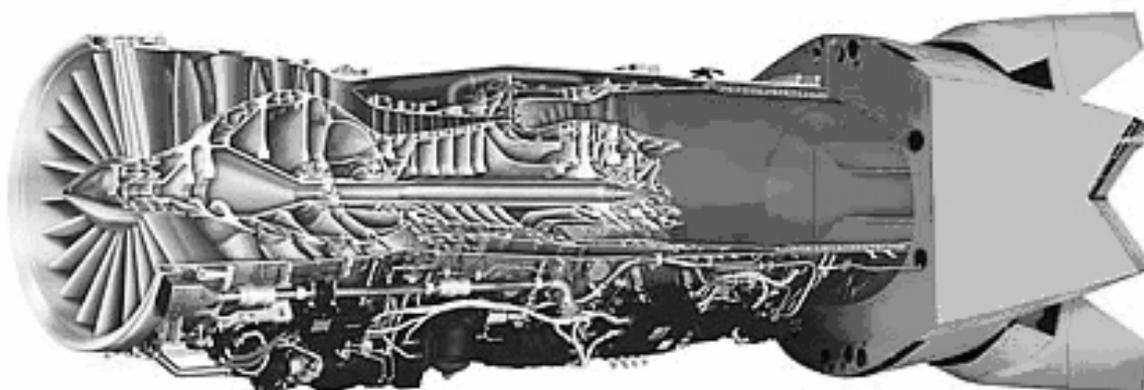


Рис. 11. Авиационный двигатель Pratt & Whitney F119-PW-100 для самолета F-22 Raptor

Т а б л и ц а 1

Основные тактико-технические характеристики отечественных дозвуковых реактивных самолетов-истребителей первого поколения

№	Модель самолета	Первый полет	Максимальная скорость, км/ч	Тип двигателя	Кол. двигателей	Тяга, кг	Примечания
1	МиГ-9	24.04.1946	900,0	РД-20	2	800,0	Двигатель-аналог БМВ-003
2	Як-15	24.04.1946	786,0	РД-10	1	900,0	Первый вариант с двигателем ЮМО-004
3	Ла-150	11.09.1946	805,0	РД-10	1	900,0	
4	Ла-152	10.1946	860,0	РД-10	1	900,0	
5	Су-9	13.11.1946	885,0	РД-10	2	900,0	
6	Як-17	06.1947	751,0	РД-10	2	900,0	
7	Як-19	8.01.1947	904,0	РД-10Ф	1	1100,0	
8	Ла-156	1.03.1947	845,0	РД-10ЮФ	1	1170,0	
9	Ла-160	1.06.1947	970,0	РД-10ЮФ	1	1170	
10	Су-11	28.05.1947	940,0	ТР-1	2	1300,0	–
11	И-211	1947	950,0	ТР-1	2	1350,0	–
12	Як-23	30.07.1947	925,0	«Дервент-V»	1	1590,0	–
13	И-215	1948	970,0	«Дервент-V»	2	1590,0	–
14	Ла-174ТК	1948	1040,0	«Дервент-V»	1	1695,0	–
15	Як-25	31.10.1947	932,0	РД-500	1	1590,0	–
16	Ла-15	8.01.1948	1026,0	РД-500	1	1590,0	–
17	Як-30	4.09.1948	1025,0	РД-500	1	1590,0	–
18	МиГ-15	30.12.1947	1076,0	ВК-1	1	2700,0	–
19	Ла-176	09.1948	1105,0	ВК-1	1	2700,0	Скорость звука превысил в пикировании
20	И-320	16.04.1949	1040,0	ВК-1	2	2700,0	–
21	Як-50	15.07.1949	1135,0	ВК-1	1	2700,0	Скорость звука превысил в пикировании
22	Ла-200	9.09.1949	1062,0	ВК-1	2	2700,0	–
23	Ла-168	22.04.1948	1084,0	«Нин-I»	1	2270,0	–
24	Су-15	11.01.1949	1045,0	РД-45Ф	2	2270,0	–
25	МиГ-17	14.01.1950	1114,0 (1060,0)	ВК-1А	1	2700,0	На высоте – 1114 км/час; у земли – 1060 км/час
26	И-340	1952	1193,0	АМ-5	2	2000,0	Кратковременное превышение скорости звука
27	И-360	24.05.1952	1153,0	АМ-5	2	2000,0	В горизонтальном полете $M < 1,0$. Самолет на вооружение не принят. Особая точка
28	МиГ-17СН	1953	<1060,0	ВК-1А	1	2700,0	Имел высокоскорострельные пушки на подвижном лафете и боковые воздухозаборники

Т а б л и ц а 2

**Основные тактико-технические характеристики отечественных
сверхзвуковых истребителей-перехватчиков**

№	Модель самолета	Первый полет	Максимальная скорость, км/ч	Тип двигателя	Кол. двигателей	Тяга, кг Безфорсажная / форсажная	Примечания
1	Ла-190	02.1951	1225,0*	ТР-3А(АЛ-5)	1	5200,0	*расчетные данные. Испытания прекращены вследствие низкой надежности двигателя
2	И-350	16.06.1951	1266,0*	ТР-3А(АЛ-5)	1	5200,0	
3	МиГ-19	5.01.1954	1452,0	РД-9Б	2	2600 / 3250	–
4	Е-2	14.02.1955	1920,0	РД-11	1	3800 / 5100	Опытный истребитель
5	И-370	16.02.1955	1452,0	ВК-7Ф	1	5200,0	Опытный истребитель. Ресурс двигателя 25 час. Испытания прекращены
6	Е-4	16.06.1955	1296,0	–	–	–	Результаты испытаний признаны неудовлетворительными
7	Су-7	7.09.1955	2120,0	АЛ-7Ф-1	1	6800 / 9600	Модифицирован из истребителя-перехватчика в истребитель-бомбардировщик
8	Е-50	9.01.1956	2470,0	РД-11 + ускоритель С-155 (ЖРД)	1	3800 / 5100+ +1300	Опытный истребитель-перехватчик. Самолет потерпел аварию
9	МиГ-21	9.01.1956	2175,0	Р-25-300	1	4100 / 7100	Фронтальной истребитель-перехватчик
10	Су-9	26.05.1956	2120,0	АЛ-7Ф1-100У	1	6800 / 9600	Модифицирован из истребителя-перехватчика (С-1) в истребитель-бомбардировщик
11	Ла-250	16.07.1956	1600,0	АЛ-7Ф	2	6500 / 9500	Опытный истребитель-перехватчик
12	И-7У	22.04.1957	2300,0*/1420,0	АЛ-7Ф	1	6420 / 9210	*расчетные данные И-7У Летные испытания прекращены
13	И-3У	08.1956	1960,0	ВК-3	1	5730 / 8440	Работы прекращены из-за частых доработок двигателя
14	СМ-12	04.1957	1926,0	РДЗ-26	2	– / 3800	Испытания прекращены
15	П-1	10.1957	2050*	АЛ-7Ф-1	1	6420 / 9210	*расчетные данные Летные испытания прекращены
16	И-75	28.04.1958	2050,0	АЛ-7Ф-1	1	6420 / 9210	
17	Су-11	01.1958	2340,0	АЛ-7Ф-2	1	6800 / 10100	Истребитель-перехватчик
18	Е-152А	10.07.1959	3030,0	Р-11Ф-300	1	3880 / 5740	Летающая лаборатория, потерпел катастрофу
19	Е-150	8.06.1960	2890,0	Р-15-300	1	6840 / 10150	Опытный истребитель-перехватчик
20	Е-152	21.04.1961	2681,0	Р-15Б-300	1	6840 / 10210	Опытный истребитель-перехватчик
21	Е-8	17.04.1962	2230,0	Р-21Ф-300	1	4700 / 7200	Опытный истребитель-перехватчик, потерпел аварию
22	Су-15	30.05.1962	2230,0	АЛ-7Ф-2	1	6800 / 10100	Истребитель-перехватчик последующие варианты компоновки предусматривали 2 двигателя Р-13-300
23	Т-58ВД	6.06.1966	2230,0	Р13-300	2 марш. + 3 ПД	4070 / 6490 + +2350	Самолет-лаборатория на базе Су-15ТМ с сокращенной длиной разбега
24	МиГ-21ПД	16.06.1966	–	Р-13Ф-300 + 2ПД-РД-36-35	1 марш. + 2 ПД	–	Самолет с укороченной длиной разбега на базе МиГ-21. Испытания прекращены
25	Як-28-64	5.11.1964	Менее 2138,0	Р-11Ф2-300	2	–	Летные испытания прекращены
26	Т6-1	2.07.1967	–	Р-27Ф2М-300 + РД-36-35	2 марш + 4 ПД	–	Экспериментальный самолет на базе Су-15, 2 маршевых и 4 подъемных двигателя

Примечание: Зависимость превращается в типовую S-образную закономерность, если на ней учесть точки реактивных двигателей, которые обеспечивали кратковременное превышение скорости звука (неустойчивый результат, который достигнут на самолетах: Ла-176, Як-50, МиГ-17, И-340, МиГ-17СН)

Т а б л и ц а 3

**Сопоставительный анализ полученных закономерностей развития
дозвуковых реактивных авиационных двигателей**

№	Наименование	Вид зависимости	Условные обозначения	Выведенная закономерность	Сходимость R^2	Критерий согласия χ^2	F-критерий Фишера
1	S-образная кривая по тангенциальной функции	$Y_t = A \cdot \arctg(t - B)$	Y_t – величина переменной по временной точке t ; t – фактор времени; A, B, C – числовые параметры (константы)	$Y_t = 707,6 \cdot \arctg(t - 194,7) + 1739,7$	0,9187	3,4928	11,3047
2	S-образная кривая Перла	$Y_t = \frac{L}{1 + a \cdot e^{-(k+b \cdot t)}}$	Y_t – величина переменной по временной точке t ; t – фактор времени; a, k, b – числовые параметры (константы); L – верхний предел переменной y ; e – число, основание натурального логарифма	$Y_t = \frac{3000}{1 + 2,3 \cdot e^{-(625,1+0,3 \cdot t)}}$	0,7659	14,6797	42,5229
3	Несимметричная S-образная кривая Гомпертца	$Y_t = k \cdot a^{b^{t-t_0}}$	Y_t – величина переменной по временной точке t ; t – фактор времени; t_0 – момент времени, когда относительное замещение достигает своего среднего значения; a, k, b – числовые параметры (константы); e – число, основание натурального логарифма	$Y_t = 2083,48 \cdot 1,14^{0,977^{t-1949,88}}$	0,7209	10,3836	2,5825
4	S-образная кривая А. Ф. Каменева	$Y_T = \frac{L}{a + e^{b \cdot c - d \cdot T}}$	Y_T – величина переменной по временной точке t ; L, a, b, c, d – коэффициенты, отражающие специфику изменения критерия эффективности для рассматриваемого класса технологических систем; T – время в годах; e – основание натурального логарифма	$Y_T = \frac{105300}{1 + e^{198,9 - 0,1 \cdot T}}$	0,6855	11,9749	28,333
5	S-образная кривая Фишера-Прая	$Y_t = \frac{a}{1 + e^{-b(t-t_0)}}$	Y_t – величина переменной во временной точке t ; t – фактор времени; t_0 – момент времени, когда относительное замещение достигает своего среднего значения; a, b – числовые параметры (константы); e – число, основание натурального логарифма	$Y_t = \frac{3025,89}{1 + e^{-0,41 \cdot (t-1947,07)}}$	0,7532	21,4715	39,6709

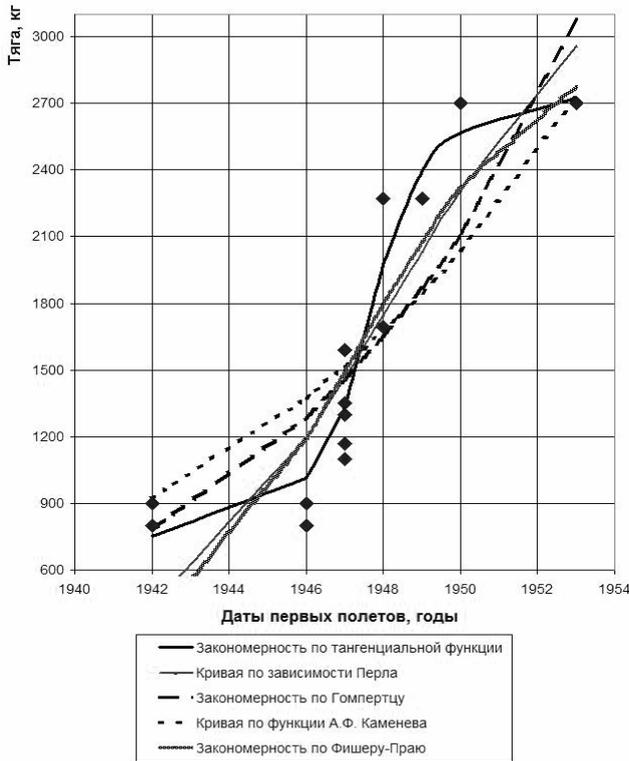


Рис. 12. Анализ S-образных кривых на примере двигателей дозвуковых самолетов-истребителей

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1) Установлено, что управление инновационными проектами создания самолетов и двигателей в условиях инновационной экономики должно осуществляться не «методом проб и ошибок», а на научной основе исследования инновационных закономерностей смены поколений авиационной техники и технологий.

2) Знание рассмотренных закономерностей позволяет заранее принять профилактические меры во избежание фатального перехода технической системы к стадиям ее деградации.

3) В результате проведенного сопоставительного анализа инновационных закономерностей выявлена и аналитически доказана оптимальная функциональная зависимость для графического изображения развития авиационных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Инноватика: Учеб. для вузов / С. Г. Селиванов [и др.]. М.: Машиностроение, 2008. 721 с.
2. Селиванов С. Г. Технологическая инноватика. М.: Наука, 2004. 283 с.

3. Баргаинов В. А. Крылья России: Полная иллюстративная энциклопедия. М.: Эксмо, 2007. 1072 с.

4. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных двигателей / под ред. В. А. Скибина и В. И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2004. 424 с.

5. Селиванов С. Г., Поезжалова С. Н. Метод математического моделирования и структурной оптимизации единых технологий в инновационных проектах // Вестник УГАТУ. 2009. Т. 12, № 2 (31). С. 93–102.

6. Вяткин Я. Таинственный хозяин неба [Электронный ресурс] // Он-лайн версия социально-аналитической газеты «Аргументы недели». 2009. № 46 (184). (<http://www.argumenti.ru/publications/1520>).

7. Военная авиация [Электронный ресурс] // ОАО Компания «Сухой», 2010. (<http://www.sukhoi.org>).

8. Андреадис Д. На пути к гиперзвуку: гиперзвуковые самолеты [Электронный ресурс] // Популярная механика, 2005. (<http://www.popmech.ru/article/k-giperzvuku>).

9. Зарубежные исследования в области гиперзвуковых летательных аппаратов [Электронный ресурс] // Авиапорт: Зарубежное военное обозрение, 2003. (<http://www.aviaport.ru/digest/2003/06/30.html>).

10. Парамонов В. Гиперзвуковой самолет Х-43А развил скорость свыше 11000 км/ч [Электронный ресурс] // Компьюлента: Наука и техника, 2004. (<http://science.compulenta.ru/51892>).

ОБ АВТОРАХ



Селиванов Сергей Григорьевич, проф. каф. технол. машиностр. Дипл. инж. по автоматиз. и компл. механиз. машиностр. (УАИ, 1970). Д-р техн. наук по технол. машиностр. (Мосстанкин, 1991). Иссл. в обл. технол. подг., реконстр., организ. пр-ва.



Поезжалова Светлана Николаевна, асп. той же каф. Дипл. спец. Иссл. в обл. высоких и критических технологий машиностроения.