



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Пассажирский самолет Боинг 737-300 для авиалиний малой и средней протяженности	1
Концепция малоразмерного воздушно-космического аппарата, запускаемого с самолета-носителя	5
Вопросы проектирования многоцелевого истребителя-бомбардировщика с учетом требования высокой топливной экономичности	11
Проектирование авиакосмических конструкций с учетом требований снижения производственных расходов	18
Испытания в аэродинамических трубах модели самолета F-18 с плоскими соплами	27

УДК 629.735.33—4(73) Боинг 737-300

ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ БОИНГ 737-300 ДЛЯ АВИАЛИНИЙ МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ

В 1980—1981 гг. многие зарубежные авиакомпании выразили заинтересованность в высокоэкономичных пассажирских самолетах для авиалиний малой и средней протяженности, рассчитанных на перевозку ~150 пассажиров. Требовались самолеты на основе последних достижений в области авиационной науки и техники, с высокой топливной экономичностью и низкими ПЭР. Они должны заменить устаревающие самолеты подобного класса: Боинг 727-200, Макдоннелл-Дуглас DC-9-50, Бритиш Аэроспейс «Трайидент». Спрос вызвал ряд предложений самолетостроительных фирм: от проектов самолетов нового поколения, таких как Эрбас Индастри А320*, до модификаций существующих самолетов, например новый вариант самолета Боинг 737, получивший обозначение Боинг 737-300.

Официально о начале программы самолета 737-300 было объявлено в конце марта 1981 г. Постройка первого самолета была завершена в январе 1984 г. Первый полет опытного самолета состоялся 24 февраля 1984 г. В полете продолжительностью 2 ч 56 мин была достигнута скорость, соответствующая числу $M=0,6$, опробована работа бортовых систем.

Самолет является развитием находящегося в эксплуатации самолета Боинг 737-200 и отличается от него удлиненным на 2,64 м фюзеляжем и увеличенной пассажироместимостью, улучшенными экономическими и акустическими характеристиками, более широким использованием композиционных материалов [1, 2].

Самолет Боинг 737-300 (рис. 1, 2) имеет низко-расположенное стреловидное крыло, которое на 80% сохранило исходную конструкцию. Размах крыла несколько увеличен, конструкция усилена, изменена форма носка крыла и конструкция предкрылков, что должно привести к снижению расхода топлива на крейсерском режиме и скорости захода на посадку. Новый носок крыла более тупой и больше отогнут вниз. В результате изменения конструкции носков на 4,4% увеличилась хорда крыла. Профиль крыла близок по характеристикам к сверхкритическому; аэродинамическое ка-

чество увеличилось на 4%, а крейсерское число M — на 0,02, что эквивалентно уменьшению расхода топлива на 1,5—3% на маршрутах длиной 370—2780 км.

Усовершенствованные предкрылки обеспечивают снижение скорости захода на посадку на 13 км/ч. При этом скорость захода на посадку у самолета 737-300 будет только на 7—9 км/ч выше, чем у более легкого самолета 737-200.

На первых этапах разработки самолетов 737-300 предусматривалась установка противофлаттерных грузов в виде выступающих вперед штанг длиной 1,83 м и весом 68 кгс на концах крыла. Позже эти грузы были заменены более легкими балластными блоками весом по 54 кгс внутри удлиненных законцовок крыла. Это привело к уменьшению лобового сопротивления и исключило опасность столкновения наземного оборудования с выступающими грузами.

На каждой консоли самолета установлены дополнительные интерцепторы для гашения подъемной силы [3].

Для повышения устойчивости размах горизонтального стабилизатора увеличен на 1,52 м по сравнению с исходным стабилизатором. Другим внешним признаком модификации конструкции является увеличенный форкиль.

Компоновочная схема самолета Боинг 737-300 показана на рис. 3 (см. стр. 16—17). Особенностью конструкции самолета 737-300 является более ши-

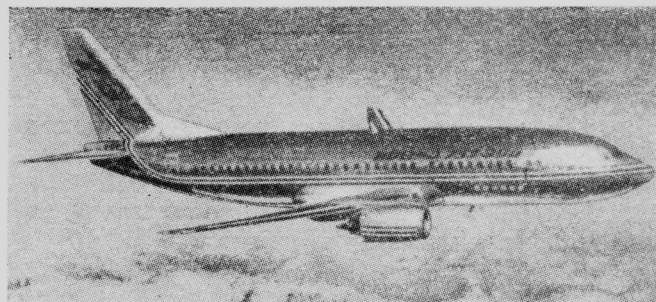


Рис. 1. Самолет Боинг 737-300



Рис. 2. Схема самолета Боинг 737-300

рокое применение композиционных материалов (КМ) и улучшенных алюминиевых сплавов, что позволило снизить вес самолета и увеличить его ресурс. Фирма Боинг в течение десяти лет проводила на самолетах испытания элементов конструкции из КМ. К октябрю 1983 г. установленные на самолете Боинг 737 интерцентры из углепластика наработали в полете более 1,5 млн. ч.

На самолете 737-300 из КМ изготовлены все поверхности управления, гондолы ТРДД и внутренние панели отделки кабины. Общий вес КМ составляет ~680 кгс.

Новые улучшенные алюминиевые сплавы используются в обшивке крыла, стрингерах, продольных балках фюзеляжа и балках крепления основных стоек шасси. Новые сплавы по своим прочностным характеристикам превосходят современные сплавы на 5—12%.

На самолете 737-300 используется усовершенствованный интерьер пассажирской кабины, разработанный для самолета Боинг 757. Кабина имеет верхние багажные полки больших размеров и светильники утопленного типа.

Потолочные и боковые панели пассажирской кабины, а также стенки багажных полок имеют слоистую конструкцию из КМ. Вес внутренней обшивки кабины снижен на 331 кгс по сравнению с исходным самолетом.

Фирма Боинг стремилась сохранить общность компоновок кабин экипажей самолетов 737-300 и 737-200 и системы управления для устранения переутомления летчиков. Кабина экипажа самолета 737-300 оснащена новым оборудованием и системами индикации.

Важным новым компонентом оборудования является система оптимизации режима полета FMS (Flight Management System) фирмы Лип Сиглер, в которую входит цифровая система управления полетом DFCS (Digital Flight Control System) фирмы Сперри; бортовая ЭВМ системы оптимизации

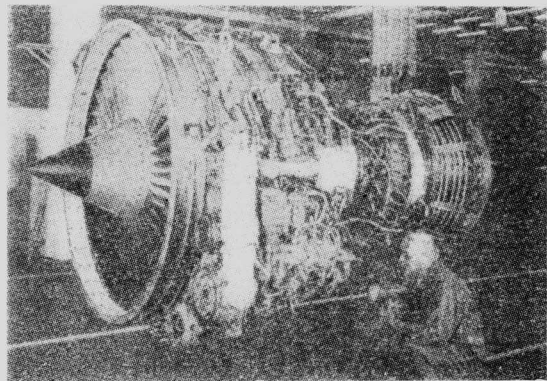


Рис. 4. ТРДД Дженерал Электрик — SNECMA CFM56-3

режима полета FMCS (Flight Management Computer System); автомат тяги фирмы Смит и двойная лазерная гироскопическая инерциальная система IRS (Inertial Reference System) фирмы Хануэлл.

Система FMS рассчитывает высоту и скорость полета, соответствующие наименьшему расходу топлива, а также выдает сигналы в цифровую систему управления полетом для выдерживания заданного курса и вертикального профиля полета.

ЭВМ системы оптимизации режима полета идентична системам, применяемым на самолетах Боинг 757 и 767.

Согласно оценкам фирмы Боинг, автоматический полет на оптимальных режимах обеспечит 4%-ую экономию топлива, причем экономия возрастает до 7% с использованием оптимального навигационного плана полета [4, 5].

Особое внимание фирма Боинг уделила выбору силовой установки. Для нового самолета был необходим ТРДД с тягой в классе 10 тс и малым

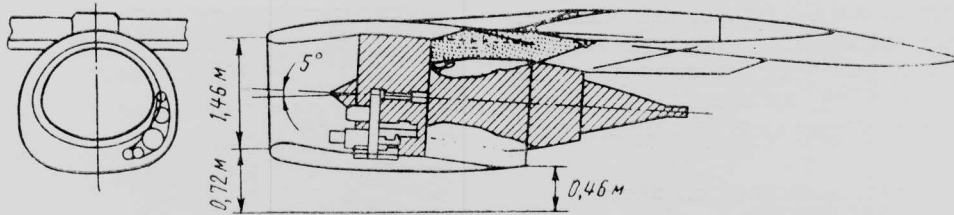
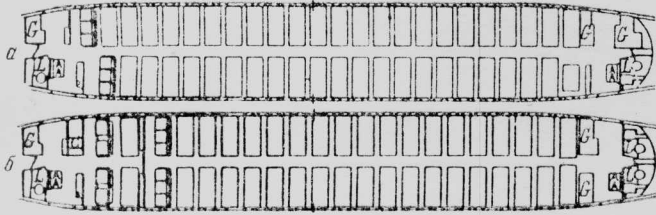


Рис. 5. Схема силовой установки самолета Бойнг 737-300



а—на 140 мест в салоне одного класса (расстояние между рядами кресел 0,81 м); б—на 128 мест в салоне смешанного класса (расстояние между рядами кресел в отделении первого класса 0,96 м)

Рис. 6. Компонировочная схема кабины самолета Бойнг 737-300 (G—кухня, L—туалеты, А—место стюардессы)

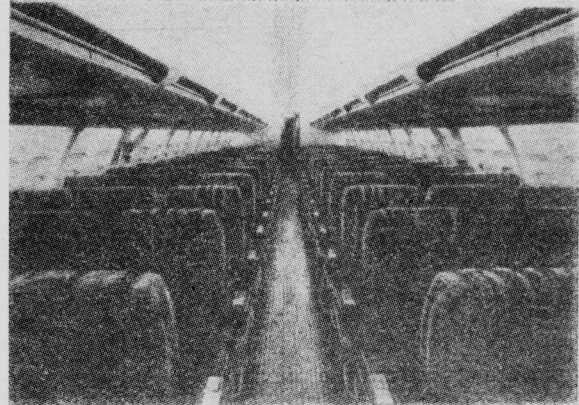


Рис. 7. Пассажирская кабина самолета Бойнг 737-300

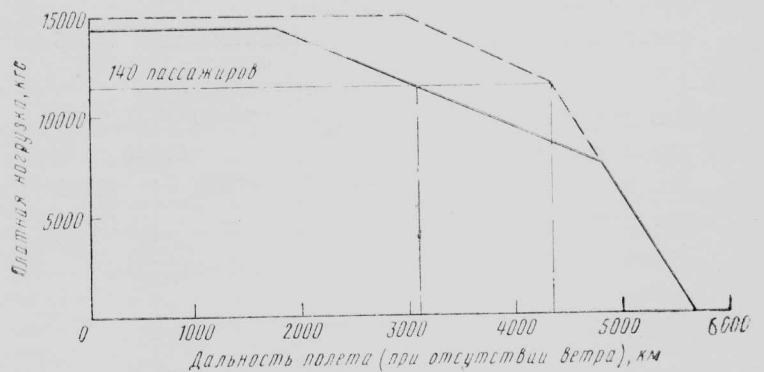
удельным расходом топлива. В начале программы самолета 737-300 требуемого готового двигателя не было. Предполагалось оснастить самолет 737-300 вариантом ТРДД Пратт-Уитни JT8D-200 с модифицированным вентилятором. Этот двигатель используется на самолетах Макдоннелл-Дуглас DC-9 «Супер» 80 (MD-80). Однако он имеет малую степень двухконтурности (1,7), в то время как для самолета 737-300 был необходим ТРДД со степенью двухконтурности 5, характерной для двигателей с большой тягой, используемых на широкофюзеляжных самолетах.

Этим требованиям отвечают двигатели нового поколения: ТРДД Джeneral Электрик — SNECMA CFM56 и Роллс-Ройс — Дженерал Аэро Энджинз RJ500.

Существующий вариант CFM56-2 с тягой 10 900 кгс, установленный на самолетах Макдоннелл-Дуглас DC-8-70 и Бойнг KC-135 из-за больших габаритов не подходил для самолета 737-300. Размеры ТРДД RJ500 с тягой ~9070 кгс были приемлемы, но двигатель не мог быть создан к требуемому сроку. Оптимальным двигателем оказался CFM56-3, новый вариант семейства CFM56.

Двигатель CFM56-3 (рис. 4) имеет газогенератор двигателя CFM56-2, уменьшенный до 1,524 м диаметр вентилятора, степень двухконтурности 5 и тягу 9070 кгс. Новый вентилятор создан на основе вентилятора двигателя Джeneral Электрик CF6-80, предназначенного для самолета Бойнг 767.

Проблема объединения крыла и новых двигателей большего диаметра была решена следующим образом. Гондолы с двигателями CFM56-3 были выдвинуты вперед относительно крыла на 1,93 м дальше, чем гондолы исходного самолета. Передняя стойка шасси несколько сдвинута назад и немного опущена вниз, что обеспечило расстояние от земли до нижней точки входного канала воздухозаборника 0,71 м (лишь на 5 см меньше, чем у исходного самолета). Минимальное расстояние гондолы от земли равно 0,456 м (0,508 м у самолета 737-200).



— взлетный вес ~ 60 555 кгс; — взлетный вес ~ 56 470 кгс

Рис. 8. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета Бойнг 737-300 (в условиях МСА, экономический крейсерский режим, по правилам FAR для внутренних авиалиний, крейсерский полет со ступенчатым набором высоты с 9450 до 10 700 м, при весе пассажира 90 кгс)

Взаимное размещение носовых колес и воздухозаборников двигателей таково, что брызги и другие предметы, отбрасываемые носовыми колесами, минуют воздухозаборники на значительном расстоянии.

На рис. 5 показана схема размещения ТРДД CFM56-3 на самолете Бойнг 737-300 [5].

Самолет Бойнг 737-300 рассчитан на перевозку 140 пассажиров в салоне одного класса и 128 пассажиров в салоне смешанного класса (рис. 6). На рис. 7 показан общий вид пассажирской кабины. Зависимость дальности полета от веса платной нагрузки представлена на рис. 8.

По расходу топлива на одно пассажирское место самолет 737-300 будет эквивалентен самолету

Боинг 767-200 и только на 5% хуже, чем самолет Боинг 757-200. Этот показатель самолета 737-300 будет на 21% меньше, чем у исходного при дальности полета 926 км/ч (18% за счет новых двигателей и 3% благодаря усовершенствованиям планера) [2, 4].

**Характеристика пассажирского самолета
Боинг 737-300 [6]**

	Основной	С увели- ченным весом
Длина самолета, м	33,4	
Высота самолета, м	11,1	
Размах крыла, м	28,9	
Площадь крыла, м ²	91	
Угол стреловидности по линии 1/4 хорд, град	25	
Число мест:		
экипажа	2	
пассажиrow:		
в кабине смешанного класса	128	
в кабине одного класса	140	
Силовая установка:		
число и тип двигателей	2 ТРДД Дженерал Электрик CFM56-3	
взлетная тяга, кгс	2×9072	
Весы и нагрузки (максимальные)		
Взлетный вес, кгс	56 470 (при отпуске тормозов)	61 235
Вес сваряженного самолета, кгс	31 480	31 570
Посадочный вес, кгс	51 700	
Вес самолета без топлива, кгс	47 630	48 300
Вес платной нагрузки, кгс	—	16 600
Запас топлива, л	20 290	
Летные данные		
Крейсерская скорость на высоте 10 700 м:		
экономическая, км/ч	787	
на режиме максимальной даль- ности, км/ч	795	
Максимальная скорость на высоте 760 м, км/ч	900	
Скорость захода на посадку, км/ч	248	
Дальность полета без резервов топлива:		
с максимальной платной нагруз- кой (140 пассажиров), км	3100	4360
с максимальным запасом топлива и платной нагрузкой 13 245 кгс, км	5485	
Длина взлетной дорожки, м	2500	
Длина посадочной дорожки, м	1355	

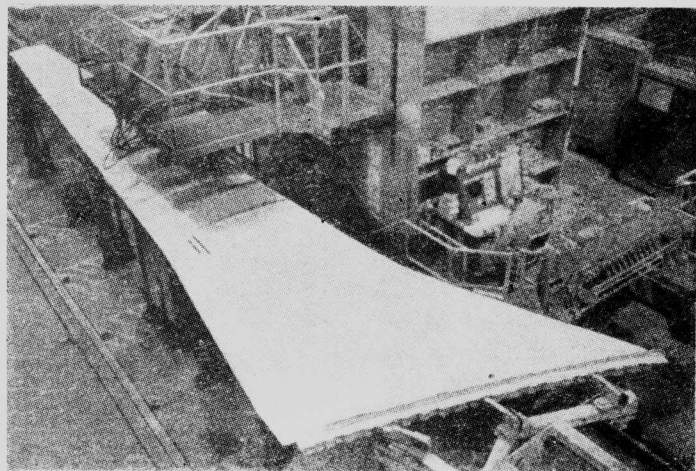


Рис. 9. Производство панелей самолета Боинг 737-300

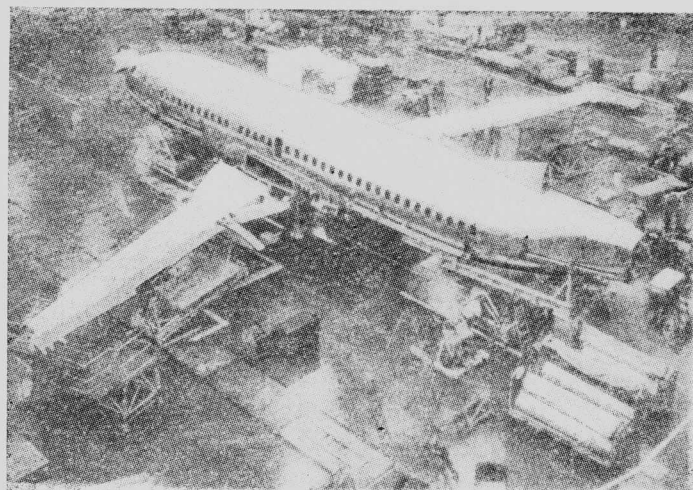
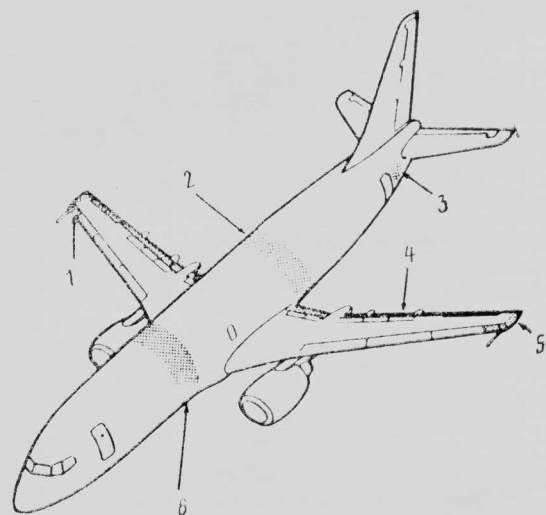


Рис. 10. Поестройка первого опытного самолета Боинг 737-300 на заводе фирмы в Рентоне



1—новый предкрылок; 2—вставная секция фюзеляжа длиной 1,02 м; 3—хвостовая предохранительная опора; 4—закрылки и элероны с увеличенной хордой; 5—удлиненная законцовка крыла; 6—вставная секция фюзеляжа длиной 1,52 м

Рис. 11. Отличия самолета Боинг 737-400 (проект) от самолета 737-300

Сертификация и начало поставок нового самолета запланированы на ноябрь 1984 г. На рис. 9 и 10 показаны отдельные этапы сборки самолета Боинг 737-300.

В программе летных испытаний, рассчитанных на 850 летных часов, будут принимать участие три опытных самолета.

Программа семейства самолетов Боинг 737 является одной из наиболее успешных программ фирмы. Первый самолет Боинг 737-100 начал эксплуатироваться в феврале 1968 г. Самолет Боинг 737-200 с увеличенной длиной фюзеляжа поступил в эксплуатацию в апреле 1968 г.

На январь 1984 г. было заказано 1119 самолетов Боинг 737, в том числе 56 самолетов 737-300 (кроме зарезервированных заказов еще на 40 самолетов этого типа). Фирма считает, что в месяц будет выпускаться шесть-семь самолетов 737-300. Цена самолета 737-200 16—20 млн. долл., 737-300 — 22—24 млн. долл. [4].

В 1983 г. фирма Боинг начала разработку проектов двух новых вариантов семейства, получивших обозначения 737-400 и 737-500.

Самолет 737-400 (рис. 11) будет иметь удлиненный на 2,54 м фюзеляж и дополнительно 20 пассажирских мест по сравнению с самолетом 737-300.

Силовая установка будет состоять из двух ТРДД CFM56. Предполагается использование модифицированного крыла (с большей хордой, закрылками увеличенной площади). Вариант 737-500 будет иметь планер самолета 737-400, но двигатели нового поколения [7].

1. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 5/III, N 10, p. 28.
2. Woolsey J. P. Boeing counting on Dash 300 to broaden 737 program future. Air Transport World, 1982, XI, p. 26—29.
3. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 4/IV, N 14, p. 30.
4. Velupillai D. 737-300: Big-seller gets bigger. Flight International, 1983, v. 124, 26/XI, N 3890, p. 1425—1430.
5. Taylor R. W. Introducing the 737-300. Tech Air, 1983, v. 41, X, N 10, p. 20—21.
6. Flight International, 1983, v. 124, 15/X, N 3884, p. 1000.
7. Air et Cosmos, 1982, 11/IX, N 919, p. 39.

Референт Д. С. Георгиевская.

УДК 629.782. (73) «Спейс Шаттл»

КОНЦЕПЦИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ЗАПУСКАЕМОГО С САМОЛЕТА-НОСИТЕЛЯ*

Фирмы Пратт-Уитни и Боинг по заданию лаборатории ракетных двигателей ВВС США исследовали концепцию малоразмерного многоразового воздушно-космического аппарата (мини-МВКА), запускаемого на низкие околоземные орбиты с самолета-носителя (рис. 1). Перспективный мини-МВКА должен совершать полеты с авиабаз ВВС аналогично военным самолетам и предназначен для выполнения военных задач министерства обороны. Основные компоненты системы включают: модифицированный самолет-носитель Боинг 747 со связкой ЖРД в хвостовой части фюзеляжа, сбрасываемый внешний топливный бак одноразового применения и мини-МВКА.

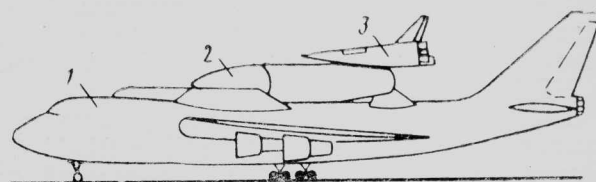
На борту самолета-носителя будут находиться топливные баки для жидкого кислорода и жидкого водорода с вакуумной теплоизоляцией. При взлете носителя внешний и внутренние баки мини-МВКА не заполнены топливными компонентами. Перекачка топлива из баков носителя в баки мини-МВКА начинается после достижения крейсерской высоты полета. На расчетную высоту отделения аппарата самолет Боинг 747 выходит, выполняя «горку» с включенными ЖРД. Для создания оптимальных условий отделения мини-МВКА носитель на расчетной высоте начинает маневр перехода в пикирование.

После отделения от носителя (рис. 2) мини-МВКА выводится на низкую околоземную орбиту. Поскольку внешний топливный бак должен сбрасываться непосредственно перед выходом аппарата на орбиту и полностью сгорать в атмосфере, необходимое приращение характеристической скорости мини-МВКА обеспечивается за счет частичного использования бортового запаса топлива. Остаток топлива во внутренних баках предназначен для

отработки тормозного импульса и схода аппарата с орбиты после выполнения программы полета.

Мини-МВКА имеет достаточную боковую дальность полета и может осуществлять посадку на заранее выбранный аэродром, в том числе и на аэродром базирования (рис. 3). Применение аппарата такого типа позволит выполнять различные военные задачи.

Самолет Боинг 747 с мини-МВКА может действовать с любой авиабазы ВВС США, имеющей ВПП длиной 3 км. Заправленный топливом носитель с аппаратом может длительное время находиться на ВПП без средств охлаждения топливных компонентов и осуществлять взлет по сигналу



1—самолет-носитель; 2—сбрасываемый внешний топливный бак; 3—мини-МВКА
Рис. 1. Мини-МВКА на самолете-носителе Боинг 747

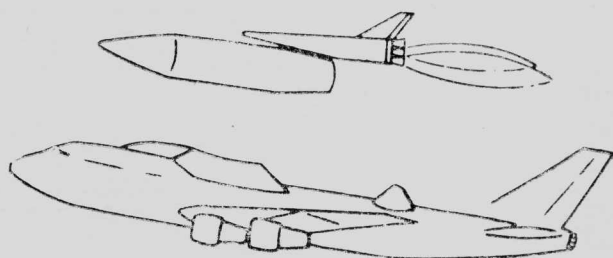


Рис. 2. Отделение мини-МВКА с внешним топливным баком от самолета-носителя

* Cuffe J. P. B., Limerick C. D. Propulsion for an air-launched space sortie system. AIAA Paper N 83-1188.

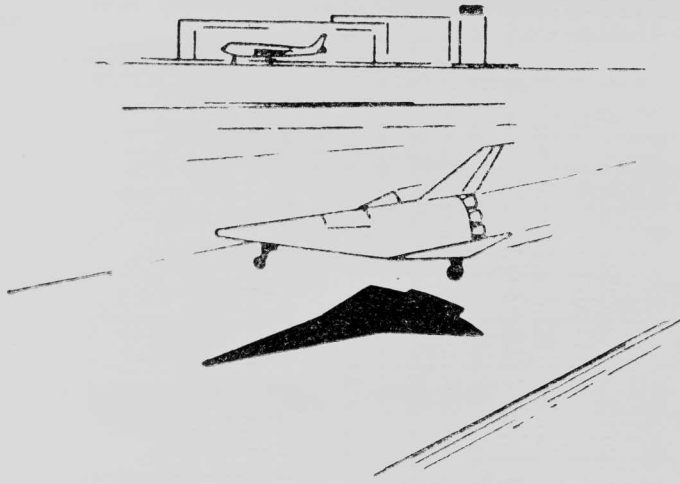


Рис. 3. Посадка мини-МВКА на ВПП

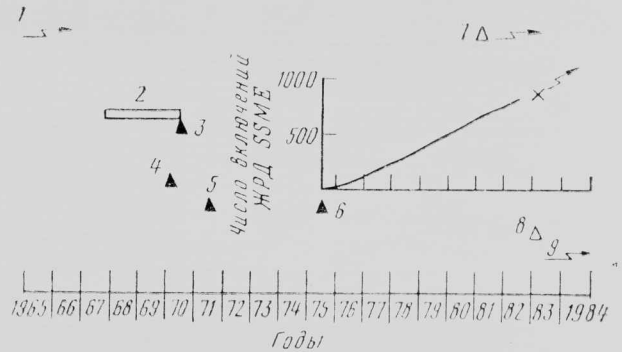
тревоги. Мини-МВКА может запускаться в любом направлении и в течение 90 мин после взлета самолета-носителя с ВПП достичь любой точки над поверхностью Земли или сблизиться с каким-нибудь объектом на низкой околоземной орбите.

Выбор силовой установки. Одной из основных проблем создания мини-МВКА, запускаемого с самолета-носителя, является разработка силовой установки с требуемыми характеристиками. Опыт создания ЖРД SSME для МВКА «Спейс Шаттл» показывает, что с начала программы разработки двигателя до его сертификации проходит в среднем более 10 лет (рис. 4). Кроме того, несколько лет занимают предварительные исследования. Поэтому начальная эксплуатационная готовность новой перспективной силовой установки может быть достигнута не ранее конца 1990-х годов.

Для скорейшей разработки и ввода в эксплуатацию мини-МВКА до конца 1980-х годов, а также для снижения стоимости и технического риска целесообразно провести модернизацию существующих ЖРД. Чтобы достигнуть характеристической скорости аппарата $\sim 9,15$ км/с, необходимо использовать кислородно-водородные ЖРД. В США имеются два ЖРД, которые могут рассматриваться в качестве наиболее вероятных силовых установок для концепции мини-МВКА: ЖРД SSME и RL-10. Сравнительные характеристики этих двигателей представлены в табл. 1. Как видно из таблицы, большие габариты и вес ЖРД SSME не позволяют использовать его для мини-МВКА.

Проведенный анализ влияния параметров силовой установки мини-МВКА на основные характеристики всей системы показал, что уменьшение сухого веса установки на 1 кгс увеличивает конечный вес аппарата также на 1 кгс. Повышение удельного импульса ЖРД на 1 с увеличивает конечный вес аппарата на 54 кгс.

Повышение тяги ЖРД при отделении мини-МВКА от самолета-носителя на 454 кгс обеспечивает увеличение конечного веса аппарата на 45,4 кгс (при варьируемом запасе топлива и весе мини-МВКА с внешним топливным баком в пределах грузоподъемности самолета-носителя) или на 22,7 кгс (при фиксированном запасе топлива и весе мини-МВКА с внешним топливным баком, соответствующих грузоподъемности самолета-носителя).



1—ранние исследования; 2—разработка экспериментального ЖРД XLR-129; 3—завершение программы ЖРД XLR-129; 4—выбор концепции ЖРД SSME; 5—выбор фирмы разработчика ЖРД SSME; 6—первые испытания ЖРД SSME; 7—развитие ЖРД SSME; 8—запланированная сертификация ЖРД SSME с максимальным уровнем тяги; 9—совершенствование ЖРД SSME в 1980-е годы

Рис. 4. Цикл разработки ЖРД с дожиганием

Увеличение на 100 с времени работы силовой установки в режиме тяги, обеспечившем отделение аппарата от носителя (максимальное время работы 250 с), эквивалентно приращению конечного веса мини-МВКА на 454 кгс. Однако по мере увеличения времени работы силовой установки ограничивающим фактором становится вес теплоизоляции внешнего топливного бака.

Оптимальный угол наклона траектории самолета-носителя при отделении мини-МВКА составляет около 45° . При угле наклона траектории 40° приращение на 1° обеспечивает увеличение конечного веса аппарата на 6,3 кгс, а при угле наклона траектории 20° — на 9 кгс.

Увеличение высоты полета на 305 м обеспечивает приращение конечного веса аппарата на 41 кгс (в диапазоне высот 7,6—9,1 км) или на 23 кгс (в диапазоне высот 9,1—10,6 км).

Максимальная высота полета самолета Боннг 747 с мини-МВКА без повышения тяги силовой установки носителя составляет 7,6 км. Угол наклона траектории полета носителя до включения хвостовой связки ЖРД достигает $\sim 15^\circ$. При отделении аппарата на высотах менее 9,1 км его лобовое сопротивление будет выше располагаемой тяги силовой установки до тех пор, пока мини-МВКА не удалится на безопасное расстояние от самолета-носителя. Это затруднит нормальную подачу компонентов топлива и запуск других двигателей силовой установки. Поэтому высота отделения мини-МВКА должна быть не менее 9,1 км, что требует повышения тяги силовой установки самолета Боннг 747.

ЖРД RL-10, использующийся в настоящее время на верхних ступенях некоторых ракет-носителей

Таблица 1
Характеристики ЖРД SSME и RL-10

Характеристики ЖРД	SSME	RL-10A-3-3A
Габариты, мм:		
высота	4242	1780
диаметр	2388	1003
Вес, кгс	3154	136
Тяга в вакууме, тс	213,2—232,4	7,48

Таблица 2

Характеристики семейства модифицированных двигателей RL-10

Характеристики	Варианты ЖРД RL-10				
	А-1	А-3	А-3-1	А-3-3	А-3-3А
Тяга в вакууме, тс	6,8	6,8	6,8	6,8	7,5
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	21	21	21	27,6	32,5
Диаметр критического сечения сопла, мм	152,4	152,4	152,4	129,5	124,5
Степень расширения сопла	40	40	40	57	61
Удельный импульс (соотношение окислитель—горючее 5,0), с	424	429	433	444	446,4

Таблица 3

Характеристики ЖРД RL-10А-3-3А и форсированного ЖРД RL-10

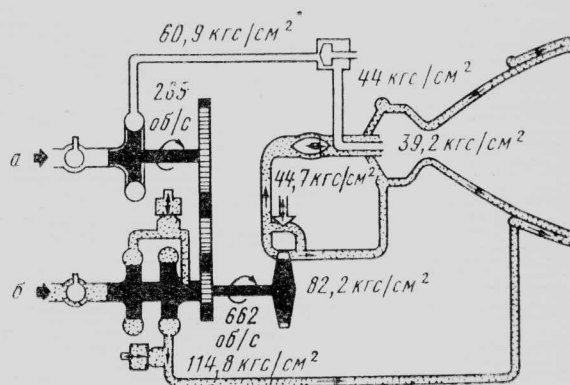
Характеристики	ЖРД RL-10А-3-3А	Форсированный ЖРД RL-10
Диаметр критического сечения сопла, мм	124,5	167,6
Диаметр выходного сечения сопла, мм	1016	889
Степень расширения сопла	61	26
Тяга, тс	5,5	14,1—15,6
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	32,5	39,2
Вес, кгс	136	147
Удельный импульс, с	324,3	389,1
Отношение тяги к весу	40,5	96

лей одноразового применения, неоднократно модифицировался. При этом габариты двигателя (длина ~1,8 м и диаметр ~1,0 м) оставались неизменными. Для повышения удельного импульса ЖРД в вакууме разработчики уделяли основное внимание увеличению степени расширения сопла и увеличению давления в камере сгорания. Характеристики семейства модифицированных двигателей RL-10 представлены в табл. 2.

ЖРД RL-10А-3-3А весом 136 кгс применяется на ракете-носителе «Атлас—Центавр», однако он не может использоваться на мини-МВКА из-за слишком большой площади выходного сечения сопла и недостаточной тяги. В ходе последующих доработок планируется значительно улучшить характеристики ЖРД RL-10А-3-3А и создать более эффективный форсированный ЖРД RL-10 (табл. 3). Отношение тяги к весу у форсированного ЖРД RL-10 возрастет примерно в 2,4 раза, удельный импульс — на 20%, а отношение тяги к площади выходного сечения сопла — в 3,3 раза.

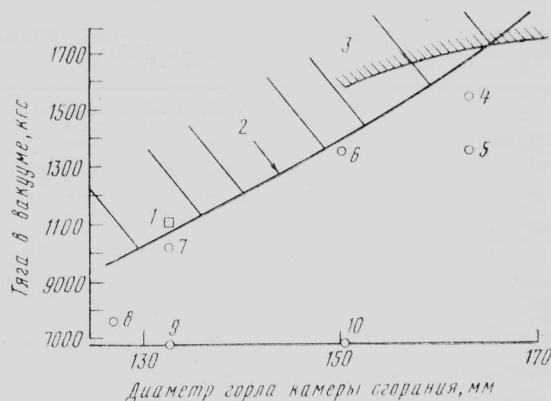
Принципиальная схема работы модифицированного ЖРД RL-10 с номинальной тягой в вакууме 15,6 тс показана на рис. 5.

Если необходимо обеспечить возможность многократного применения двигателя без существенной



а—жидкий кислород (давление на входе 2,1 кгс/см², секундный расход 31,1 кгс/с; б—жидкий водород (давление на входе 2,1 кгс/см², секундный расход 5,2 кгс/с)

Рис. 5. Схема работы модифицированного ЖРД RL-10 с номинальной тягой в вакууме 15,6 тс (соотношение окислителя и горючего 6,0)



1—промежуточный вариант ЖРД FX-150-25; 2—предельное давление в камере сгорания 42,2 кгс/см²; 3—предельная скорость вращения топливного насоса 708 об/с; 4—ЖРД RL-10 с номинальной тягой 15,6 тс; 5—вариант ЖРД RL-10 с тягой 13,6 тс на крейсерском режиме; 6—ЖРД RL-10А-3 с ограниченным форсированием; 7—ЖРД RL-10А-3-3 с ограниченным форсированием; 8—ЖРД RL-10А-3-3А; 9—ЖРД RL-10А-3-3; 10—ЖРД RL-10А-3-1 и более ранние модификации ЖРД RL-10

Рис. 6. Пределы увеличения тяги ЖРД RL-10

модификации конструкции, то максимальная степень форсирования ЖРД RL-10 по оценкам специалистов ограничена предельно допустимым давлением в камере сгорания 42 кгс/см². Другим ограничивающим конструктивным параметром является предельная скорость вращения турбины топливного насоса — около 833 об/с. С учетом 15%-ного запаса максимальная рабочая скорость вращения турбины насоса не должна превышать 708 об/с. В связи с этим наиболее целесообразным средством форсирования тяги является повышение площади критического сечения сопла до уровня, лимитируемого расходными характеристиками турбонасосного агрегата.

При увеличении диаметра критического сечения сопла двигателя до 167,6 мм можно повысить тягу до 15,6 тс. Однако при таком уровне тяги ЖРД RL-10 сможет работать ограниченное время на начальном участке полета мини-МВКА, после чего необходимо дросселировать тягу до 13,6 тс. Пределы увеличения тяги ЖРД RL-10 показаны на рис. 6.

Камера сгорания форсированного ЖРД RL-10 с тягой 15,6 тс имеет у форсуночной головки такой

же диаметр, как и у ЖРД RL-10А-3-3А. Диаметр критического сечения сопла у форсированного ЖРД RL-10 больше. Поскольку степень сужения камеры сгорания была уменьшена с 4,0 до 2,4, то для обеспечения полноты сгорания топлива длина камеры была увеличена на 102 мм.

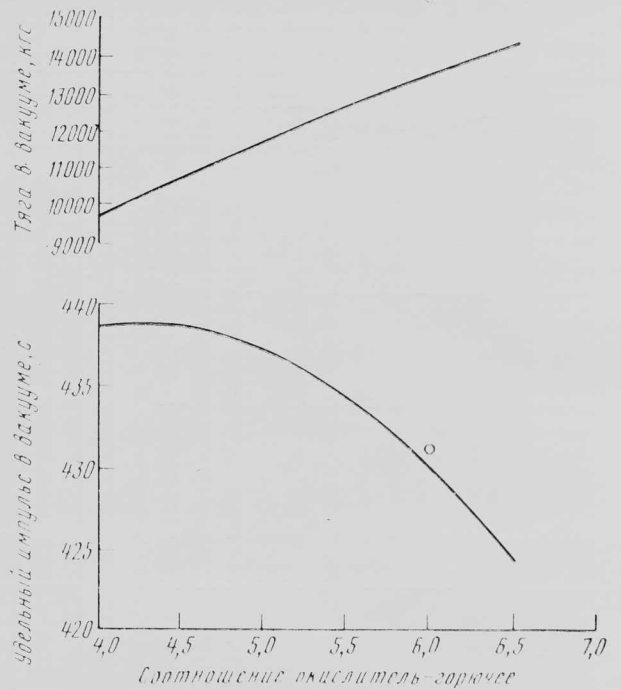
Характеристики силовой установки. В качестве базового двигателя для мини-МВКА и самолета-носителя Боинг 747 выбран форсированный ЖРД RL-10 с тягой в вакууме 15,6 тс. Силовая установка мини-МВКА будет состоять из девяти ЖРД, а самолет-носитель предполагается оснастить хвостовой связкой из семи двигателей RL-10. Двигатели мини-МВКА и самолета-носителя практически полностью идентичны и конструктивно отличаются только степенью расширения сопла. Сравнительные характеристики ЖРД мини-МВКА и самолета Боинг 747 приведены в табл. 4.

Таблица 4

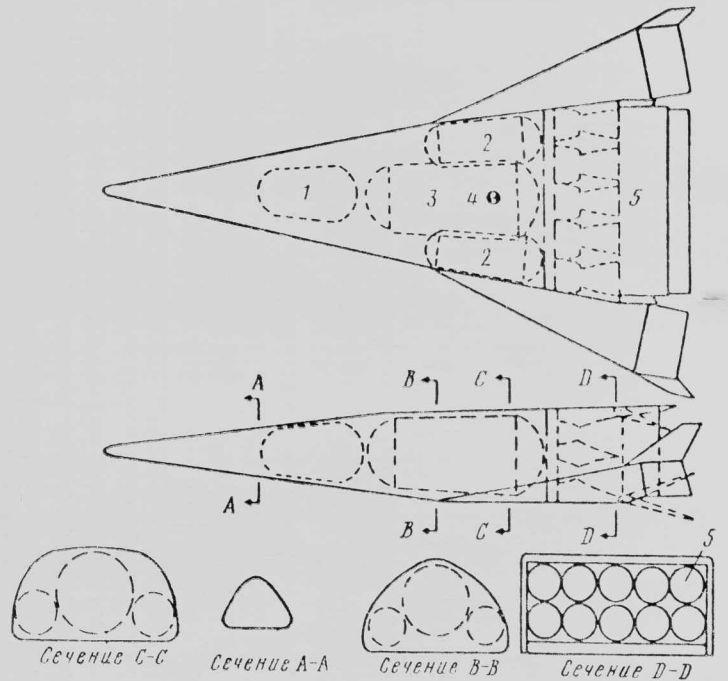
Характеристики ЖРД RL-10 для мини-МВКА и самолета-носителя Боинг 747

Характеристики	Форсированный ЖРД RL-10	
	для мини-МВКА	для самолета Боинг 747
Тяга в вакууме, тс	15,7	15,0
Соотношение окислитель—горючее	6,0	6,0
Удельный импульс, с	431	412
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	39,2	39,2
Степень расширения сопла	26,5	13
Длина, мм	1930	1524
Диаметр, мм	889	635
Сухой вес, кгс	147	139
Максимальное число запусков	190	190
Минимальный рабочий ресурс, мин:		
при номинальной тяге и соотношении окислитель—горючее 6,0	35	35
при крейсерской тяге и соотношении окислитель—горючее 6,0	108	108
при крейсерской тяге и соотношении окислитель—горючее 5,0	316	316

После запуска мини-МВКА силовая установка работает в номинальном режиме в течение 160 с. Затем тяга каждого ЖРД дросселируется до уровня крейсерского режима (13,6 тс) при уменьшении соотношения окислитель—горючее до 5,0, а удельный импульс увеличивается примерно на 7 с. В ходе дальнейшего полета аппарата тяга силовой установки продолжает дросселироваться за счет выключения части двигателей и ограничивается допустимой для конструкции мини-МВКА перегрузкой. Силовая установка самолета-носителя работает только при номинальной тяге. Характеристики ЖРД RL-10 представлены на рис. 7.



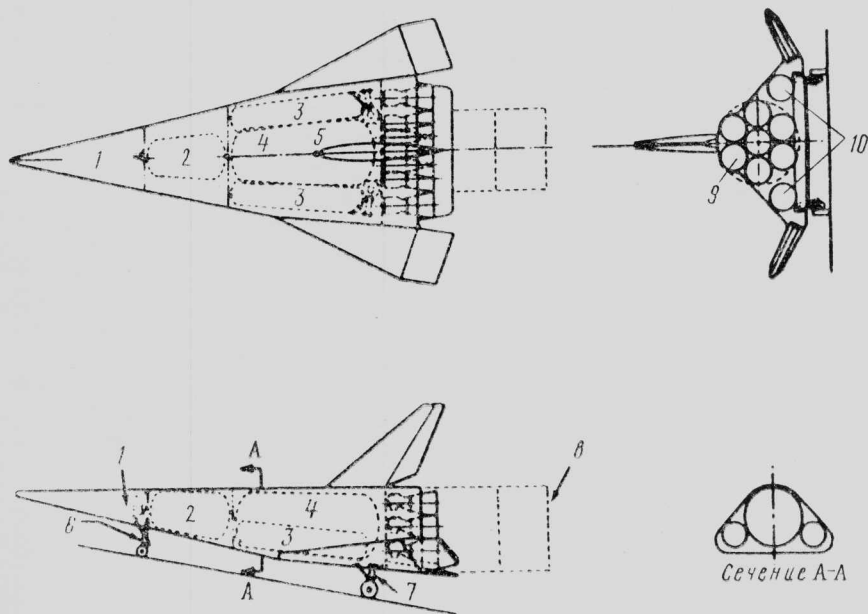
О — номинальная тяга; — — — — — тяга на крейсерском режиме полета
Рис. 7. Характеристики ЖРД RL-10 с номинальной тягой в вакууме 15,6 тс (степень расширения сопла $\epsilon=26$)



1 — полезная нагрузка; 2 — баки жидкого кислорода; 3 — бак жидкого водорода; 4 — центр тяжести аппарата; 5 — связка из 10 ЖРД RL-10 с двухрядным горизонтальным расположением двигателей (тяга одного ЖРД 10,2 тс)

Рис. 8. Первоначальная компоновка мини-МВКА с двухрядным горизонтальным расположением связки из десяти ЖРД RL-10

Варианты мини-МВКА. В процессе исследования концепции мини-МВКА рассматривались различные варианты компоновки аппарата и его силовой установки. На начальном этапе работ длина аппарата составляла 16,8 м, размах крыла 11,1 м, вес жидкого кислорода 5670 кгс и вес жидкого во-



1—бортовое радиоэлектронное оборудование; 2—отсек полезной нагрузки; 3—баки жидкого кислорода; 4—бак жидкого водорода; 5—центр тяжести; 6—носовая стойка шасси; 7—основное шасси; 8—сбрасываемый обтекатель двигателей; 9—центральная связка из семи ЖРД RL-10 (тяга одного ЖРД 13,6 тс); 10—два периферийных ЖРД RL-10 (тяга одного ЖРД 13,6 тс)

Рис. 9. Промежуточная компоновка мини-МВКА со связкой из девяти ЖРД RL-10

дорода 1134 кгс. Первоначальная концепция мини-МВКА (рис. 8) предусматривала двухрядное горизонтальное расположение связки из десяти ЖРД RL-10 с тягой по 10,2 тс и использование одного хвостового прямоугольного обтекателя, который выполнял бы функции сопла, обеспечивал требуемую степень расширения продуктов сгорания и более высокий удельный импульс. Однако в этом случае двигатели не могли устанавливаться в карданных подвесах и, соответственно, обеспечивать управление аппаратом на участке выведения. Ввиду значительной ширины отсека силовой установки увеличились и габариты мини-МВКА.

В дальнейшем на аппарате предполагалось использовать девять форсированных ЖРД RL-10 с тягой по 13,6 тс (рис. 9). Семь ЖРД были скомпонованы в центральную связку, закрытую цилиндрическим обтекателем, а два периферийных

ЖРД для управления аппаратом устанавливались в карданных подвесах и обтекателей не имели. Такая компоновка силовой установки позволила уменьшить площадь подфюзеляжной части аппарата и его длину. На этапе проработки уточненной концепции мини-МВКА имел длину 15,9 м, размах крыла 9,15 м, условную площадь 60,2 м², вес жидкого водорода 1134 кгс и вес жидкого кислорода 5670 кгс.

Применение цилиндрического обтекателя увеличивает степень расширения продуктов сгорания и удельный импульс силовой установки при последовательном попарном отключении двигателей по мере набора высоты и скорости аппарата. При одном работающем ЖРД удельный импульс силовой установки с обтекателем на 12 с превышает удельный импульс силовой установки без обтекателя (табл. 5). Однако этот вариант мини-МВКА

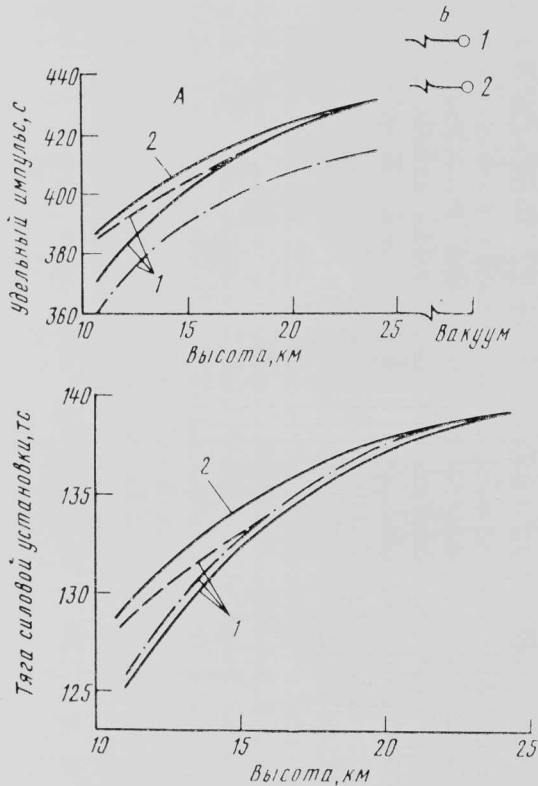
Таблица 5

Характеристики силовой установки для уточненной концепции мини-МВКА (семь ЖРД в центральной связке под обтекателем, два периферийных ЖРД без обтекателей)

Режим тяги	Число работающих ЖРД	Соотношение окислитель — горючее	Силовая установка с обтекателем		Силовая установка без обтекателя	
			Тяга в вакууме, тс	Удельный импульс в вакууме, с	Тяга в вакууме, тс	Удельный импульс в вакууме, с
Крейсерский	1	5,0	12,0	449,3	11,7	437,2
Крейсерский	4	5,0	47,4	442,1	46,8	437,2
Крейсерский	7	5,0	82,4	439,5	82,0	437,2
Крейсерский	9	5,0	105,8	439	105,4	437,2
Крейсерский	9	5,5	114,3	435,9	113,7	434
Крейсерский (тяга 13,6 тс)	9	6,0	123,3	432,2	122,8	430,2

был снят с рассмотрения из-за того, что на небольших высотах полета даже при форсировании тяги дожиганием в подводимом воздухе уровни тяги и удельного импульса при использовании обтекателя были меньше, чем у силовой установки без обтекателя (рис. 10).

Окончательный вариант мини-МВКА (рис. 11) имеет фюзеляж клинообразной формы, небольшие



А—девять ЖРД RL-10 с тягой по 15,6 тс (соотношение окислитель—горючее 6,0); Б—один ЖРД RL-10 с тягой 15,6 тс на крейсерском режиме полета (соотношение окислитель—горючее 5,0)

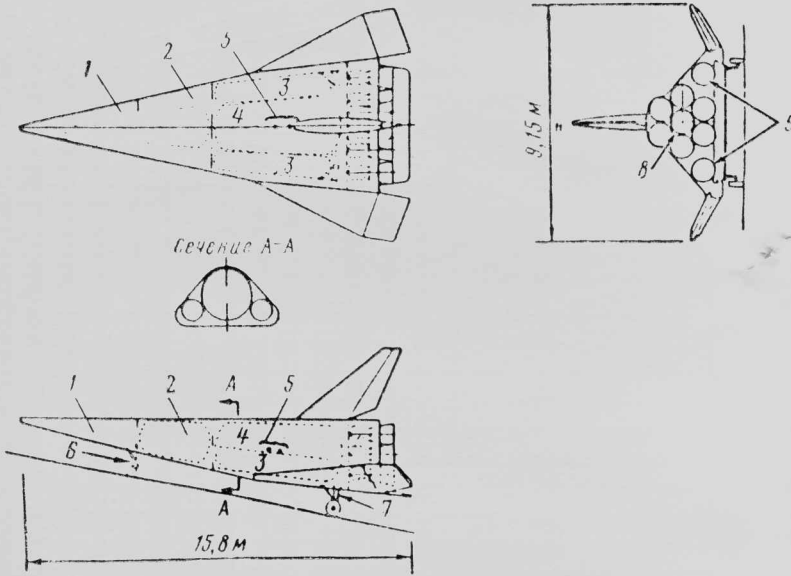
— без форсирования тяги; — — — — форсирование тяги дожиганием горючего в подводимом воздухе; — — — — форсирование тяги дожиганием жидкого водорода

1—с обтекателем; 2—без обтекателя

Рис. 10. Характеристики силовой установки из девяти ЖРД RL-10 с тягой по 15,6 тс

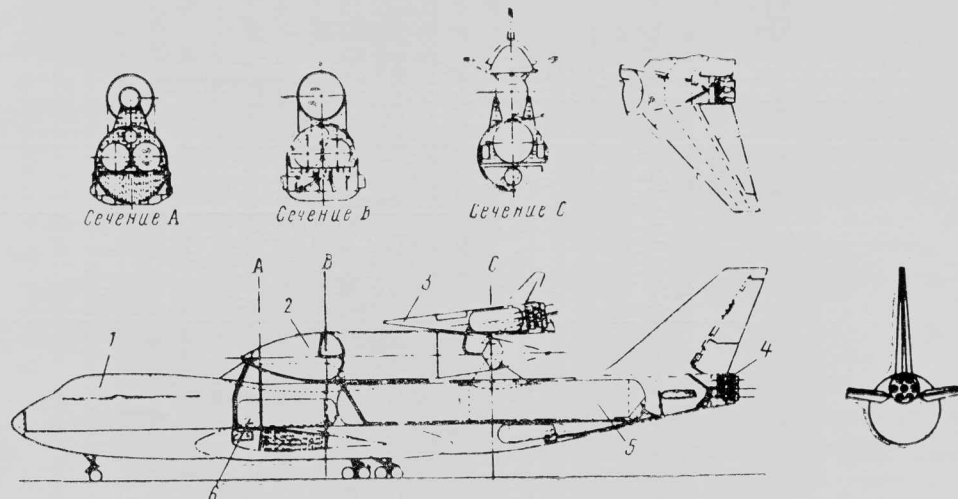
крыло и киль. В носовом отсеке фюзеляжа размещаются радиоэлектронное оборудование и передняя стойка шасси; в центральном отсеке, имеющем форму усеченного конуса длиной 2,5—3,0 м и диаметрами оснований 1,3 и 1,6 м, — полезная нагрузка; в хвостовом отсеке — баки с жидким водородом и жидким кислородом, связка из девяти ЖРД RL-10 с тягой по 15,6 тс без обтекателя и основные стойки шасси. Сухой вес мини-МВКА 8,5 тс, а вес топлива во внутренних баках 6,8 тс.

Компоновка мини-МВКА с внешним топливным баком и самолета-носителя Боинг 747 представлена на рис. 12. Взлетный вес всей системы 390 тс, в том числе криогенные компоненты топлива для мини-МВКА 128,4 тс и топливо для двигателей самолета-носителя Боинг 747 72,6 тс. При отделении от носителя вес мини-МВКА с внешним топливным



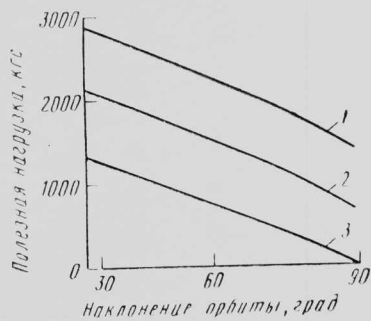
1—бортовое радиоэлектронное оборудование; 2—отсек полезной нагрузки; 3—баки с жидким кислородом; 4—баки с жидким водородом; 5—диапазон центровок; 6—носовая стойка шасси; 7—основные стойки шасси; 8—связка из семи фиксированных ЖРД RL-10 с тягой по 15,6 тс; 9—два периферийных ЖРД RL-10 с тягой по 15,6 тс, установленных в карданных подвесах

Рис. 11. Окончательная компоновка мини-МВКА со связкой из девяти ЖРД RL-10



1—самолет-носитель; 2—сбрасываемый топливный бак; 3—мини-МВКА; 4—связка ЖРД в хвостовой части самолета-носителя; 5—бак жидкого водорода; 6—бак жидкого кислорода

Рис. 12. Мини-МВКА на самолете-носителе Боинг 747



1 — круговая орбита высотой 185 км;
2 — круговая орбита высотой 555 км;
3 — круговая орбита высотой 925 км
Рис. 13. Зависимость полезной нагрузки мини-МВКА от наклона и высоты орбиты

баком составляет 122 тс. На полярную орбиту высотой 185 км может быть выведен аппарат весом 10,5 тс с полезной нагрузкой 1,4 тс.

Самолет-носитель представляет модифицированный самолет Боинг 747-200F, рассчитанный на пе-

регрузку 2,25 и оснащенный стандартными ТРДД JT9D с тягой 25,4 тс. В качестве ракетных ускорителей для самолета-носителя первоначально рассматривались РДТТ. Однако в дальнейшем от их применения отказались, поскольку после отделения мини-МВКА необходимо дросселировать тягу силовой установки самолета. Было принято решение установить в хвостовой части носителя связку из семи кислородно-водородных ЖРД RL-10 (см. табл. 4). В фюзеляже самолета располагаются один большой цилиндрический бак с жидким водородом (вес 19,5 тс) и два небольших цилиндрических бака с жидким кислородом (общий вес 113,4 тс).

Сбрасываемый внешний топливный бак мини-МВКА имеет диаметр 4,32 м, теплоизоляцию из пеноматериала толщиной 25,4 мм и содержит 98,1 тс топлива.

На рис. 13 представлены зависимости веса полезной нагрузки, выводимой мини-МВКА в космос, от наклона и высоты орбиты.

Референт П. И. Качур.

НДК 629.735.33.01:623.74

ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ-БОМБАРДИРОВЩИКА С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЯ ВЫСОКОЙ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ*

По указанию американского конгресса военно-морской флот США проводит мероприятия по экономии топлива. Хотя министерство обороны США закупает менее 3% топлива, расходуемого в США, в будущем военная ситуация может потребовать максимально эффективного использования располагаемого топлива. В связи с этим в авиационном научно-испытательном центре флота по заданию командования материально-технического снабжения ВМФ США была проведена серия исследований вопросов экономии топлива в морской авиации. В этих работах участвовали фирмы Воут, Грумман и Сикорский. Ниже излагаются результаты исследований фирмы Воут.

Цели работ были сформулированы следующим образом: «Выявление и анализ технических решений, способствующих повышению топливной экономичности палубного многоцелевого истребителя-бомбардировщика, бсеготовность первых эскадрилий которого может быть обеспечена в 1995—2000 гг.»

Работа выполнялась в три этапа. На первом этапе был выбран базовый проект самолета, на втором — определены технические решения, обеспечивающие экономию топлива, и оценен их эффект. На последнем этапе учтен ряд решений в пересмотренном проекте базового самолета, параметры которого пересчитаны в соответствии со сформулированными боевыми заданиями (рис. 1). Одно-

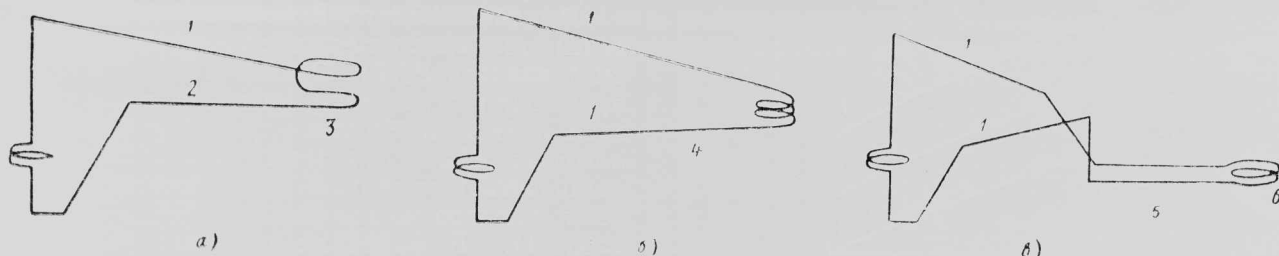
* Powers S. A., Driggers H. H., Krieg T. E. The application of energy saving concepts to future fighter/attack aircraft design.

AIAA Paper N 83—0092.

временно проводилась оценка стоимости жизненного цикла самолета (СЖЦ).

При разработке проекта самолета V-550, выполняющего задания палубных истребителя Грумман F-14 и бомбардировщика Грумман А-6, широко применялась САПР с комплексом программ синтеза проекта ASAP (Aircraft Synthesis Analysis Program), объединенным с программой PACER (Parametric Aircraft Cost Estimating Routine), рассчитывающей затраты, начиная с разработки самолета и кончая производством, а также с программой SACOM (Combat Aircraft Cost of Operation and Maintenance), позволяющей вычислять расходы на эксплуатацию и техническое обслуживание боевых самолетов.

Схема истребителя-бомбардировщика V-550, соответствующая базовому проекту, представлена на рис. 2. Самолет отвечает уровню техники ближайшего будущего, оснащен двумя двигателями F101DFE, соответственно измененными в масштабе. Воздухозаборники обеспечивают работу силовой установки при больших углах атаки и/или скольжения с минимальным ухудшением характеристик. Крыло имеет отклоняемые носки и предкрылки почти по всему размаху. Для управления по крену используются интерцепторы и дифференциально отклоняемый стабилизатор. Кроме того, интерцепторы служат как гасители подъемной силы и воздушные тормоза, необходимые для точного управления траекторией полета. Двухкилевое оперение способствует улучшению боковой — путевой устойчивости при всех рабочих углах атаки и скольжения и всех режимах полета. Кили разве-



а — перехват, б — патрулирование, в — ударная операция
 1 — наивыгоднейшая высота и скорость полета; 2 — $M=1,6$, $H=12\,200$ м; 3 — разворот на 180° при $M=1,6$, $\Delta H=6100$ м; 4 — разгон до $M=1,6$ на высоте $12\,200$ м, разворот на 180° при $M=1,6$, $\Delta H=6100$ м, патрулирование 60 мин; 5 — полет на уровне моря на расстояние 139 км, $M=0,85$; 6 — два разворота на 360° , применение оружия воздух-земля, $\Delta H=9150$ м

Рис. 1. Профили боевых операций

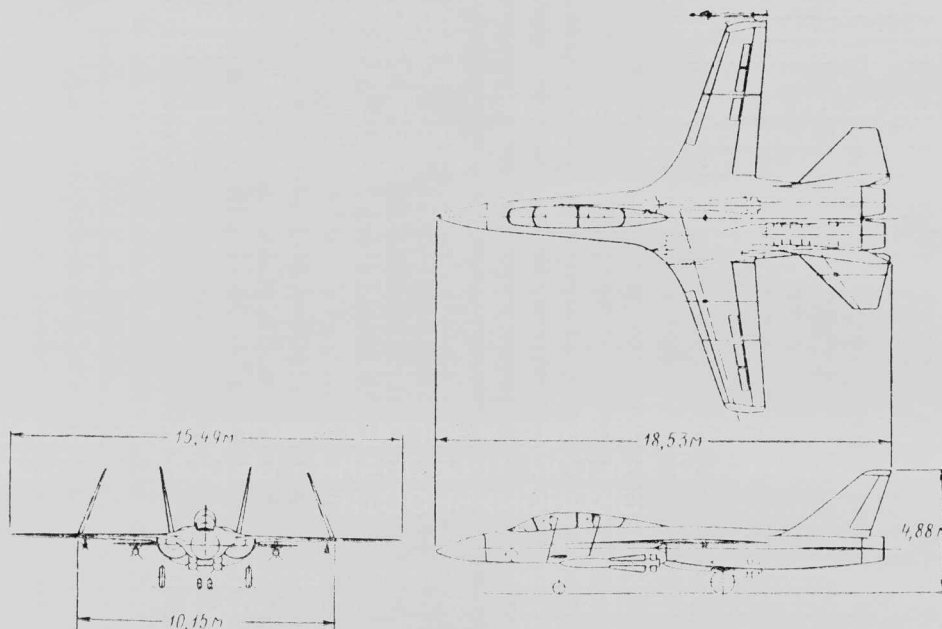


Рис. 2. Схема базового (базового) самолета V-550

дены в стороны для ослабления интерференции крыла и оперения.

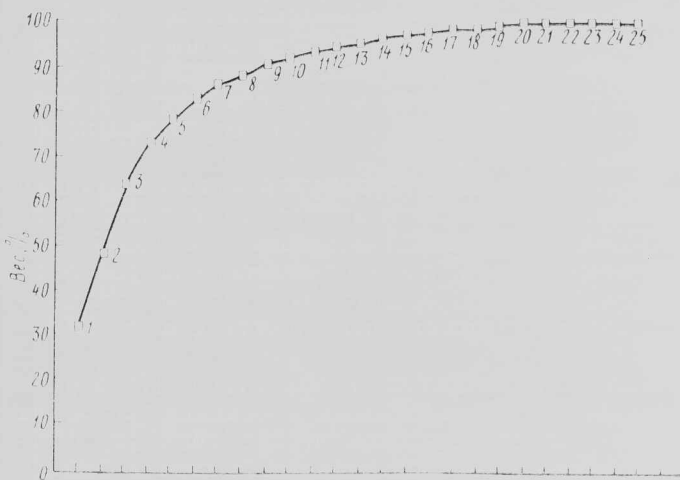
Рули с 30%-ной хордой отклоняются независимо. Улучшение устойчивости обеспечивается цифровой электродистанционной системой управления.

Самолет оснащен усовершенствованными РЛС и ИК системой обнаружения целей, навигационным оборудованием. Стандартным вооружением являются две УР типа «Сайдундер», две УР типа «Спэрроу» и встроенная 20-мм пушка. Самолет может нести четыре УР дальнего действия типа «Феникс» в нишах на нижней поверхности фюзеляжа.

Фюзеляж выполнен главным образом из алюминиевых сплавов, съемные панели — из эпоксидного композиционного материала на основе волокон углерода и кевлара. Фонарь изготовлен из слоистого поликарбоната, крыло и оперение — в основном из эпоксидного углепластика. Приводы, шарниры и крепежные узлы — титановой конструкции, стойки шасси — из высокопрочной стали.

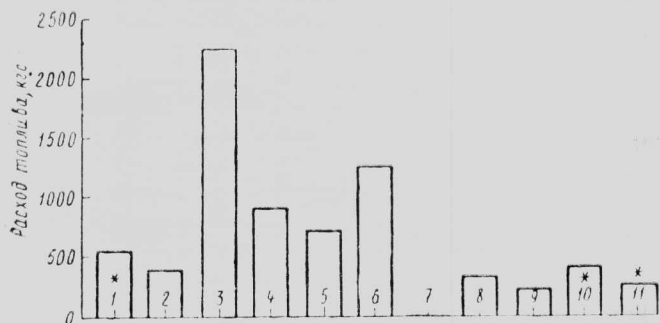
Относительные весовые составляющие самолета представлены на рис. 3. На топливо и силовую установку приходится 50% веса самолета.

Самолет рассчитан на $M_{\max}=2,25$ на высоте 11 000 м и потолок 18 300 м. Он способен развить перегрузку >12 при боевом весе (60% топлива во

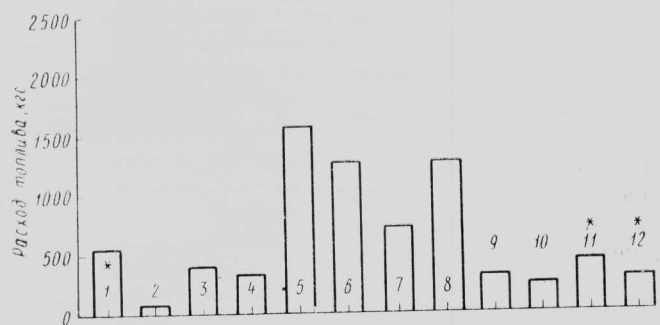


1 — топливо; 2 — силовая установка; 3 — фюзеляж; 4 — крыло; 5 — электронное оборудование; 6 — шасси; 7 — отсек двигателей; 8 — хвостовое оперение; 9 — органы управления; 10 — электросистема; 11 — пусковые устройства; 12 — оборудование кабины; 13 — экипаж; 14 — система кондиционирования; 15 — боезапас; 16 — пушка М61; 17 — приборное оборудование; 18 — гидросистема; 19 — прочее оборудование; 20 — неиспользуемое топливо; 21 — вооружение; 22 — масло; 23 — нециркулирующее масло; 24 — противообледенительная система; 25 — вспомогательное оборудование

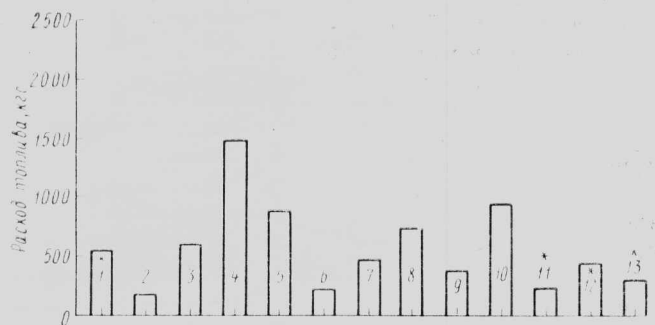
Рис. 3. Весовой состав базового самолета V-550



1—взлет; 2—разгон до $M=0,9$; 3—набор высоты и разгон до $M=1,6$; 4—крейсерский полет при $M=1,6$; 5—боевой разворот на 180° при $M=1,6$; 6—воздушный бой, $\Delta H_3=6100$ м; 7—набор высоты; 8—крейсерский полет; 9—ожидание посадки; 10—посадка; 11—резервы
Рис. 4. Расход топлива при выполнении боевого задания «перехват» (* — фиксированный запас)



1—взлет; 2—разгон до $M=0,6$; 3—набор высоты 8230 м; 4—крейсерский полет; 5—патрулирование 60 мин; 6—разгон до $M=1,6$; 7—боевой разворот на 180° при $M=1,6$; 8—воздушный бой, $\Delta H_3=6100$ м, $M=1,6$; 9—крейсерский полет; 10—ожидание посадки; 11—посадка; 12—резервы
Рис. 5. Расход топлива при выполнении задания «патрулирование» (* — фиксированный запас)



1—взлет; 2—разгон; 3—набор высоты; 4—крейсерский полет; 5—«бросок» на уровне моря при $M=0,8$; 6—удар по наземной цели, два разворота; 7—воздушный бой, $\Delta H_3=9150$ м; 8—«бросок» на уровне моря при $M=0,8$; 9—набор высоты; 10—крейсерский полет; 11—ожидание посадки; 12—посадка; 13—резервы
Рис. 6. Расход топлива при выполнении задания «ударная операция» (* — фиксированный запас)

внутренних баках). Все задания рассчитаны на использование подвесных топливных баков. Скорость подъема на уровне моря 14 630 м/мин. Самолет может разогнаться на высоте 10 700 м от $M=0,8$ до $M=1,6$ за 2 мин. Боевой радиус действия самолета с двумя подвесными баками по 1135 л равен 230, 195 и 973 км при выполнении перехвата, патрулирования и ударной операции соответственно. Скорость захода на посадку на авианосец 230 км/ч (60% топлива во внутренних баках). Расход топлива на различных этапах выполнения боевого задания показан на рис. 4—6.

При оценках стоимости жизненного цикла предполагался выпуск 1000 самолетов, рассчитанных на 15-летний срок службы. Стоимость топлива принималась равной 30 цент./л.

На втором этапе исследования оценивались возможности снижения затрат топлива. Средства, способствующие экономии топлива, представлены в табл. 1. При оценке эффекта применения различных средств экономии топлива общее число полетов для выполнения трех боевых заданий — перехват, патрулирование, ударная операция — распределялись как 15 : 20 : 65.

Таблица 1

Средства, способствующие экономии топлива

Средства	Области техники					
	Конструкций	Аэродинамика	Силовые установки	Электронные системы	Интеграция	Прочее
1. Композиционные материалы на основе органических волокон	×					
2. Материалы с металлическими матрицами	×					
3. Усовершенствованные сплавы	×					
4. Усовершенствованные двигатели			×			
5. Оптимизация размеров и веса самолета						×
6. Эффективная механизация крыла		×				
7. Крыло изменяемой кривизны		×				
8. Крыло изменяемой стреловидности		×				
9. Усовершенствованное электронное оборудование				×		
10. Интегральная схема					×	
11. Управление энергией самолета в бою				×		
12. Отказ от УР воздух—воздух дальнего действия						×
13. Патрулирование и ожидание посадки при одном работающем двигателе			×			
14. Одноместная кабина экипажа					×	
15. Конформные подвесные баки		×				
16. Усовершенствованная энергетическая система						×
17. Цифровая система оптимизации режима полета				×		
18. Уменьшенный запас устойчивости		×				
19. Усовершенствованные профили крыла		×				
20. Концевые шайбы		×				

Ниже рассматривается эффективность различных средств экономии топлива (нумерация средств, как в табл. 1).

1. По степени использования композиционных материалов базовый самолет V-550 примерно соответствует современному палубному многоцелевому истребителю F-18. При максимальном использовании органических композиционных материалов взлетный вес самолета может быть уменьшен на 595 кгс, что соответствует экономии 197 кгс топлива в среднем за полет. Однако СЖЦ при этом увеличивается на 752 млн. долл. из-за повышенной стоимости разработки, материалов и производства.

Таким образом, современный уровень использования композиционных материалов почти оптимален с точки зрения экономических показателей.

2. Применение композиционных материалов с металлической матрицей уменьшает вес самолета на 235 кгс. Это уменьшает расход топлива за полет на 65 кгс, но повышает СЖЦ на 746 млн. долл.

3. Применение улучшенных металлических материалов вместо композиционных в конструкции крыла, фюзеляжа и оперения увеличивает взлетный вес самолета на 129 кгс, расход топлива — на 36,3 кгс и СЖЦ — на 2,075 млрд. долл.

4. Для расчета параметров перспективного двигателя, потребного для самолета V-550, использовалась программа фирмы Пратт-Уитни. Тяга, температура за камерой сгорания и степень двухконтурности были переменными величинами при оптимизации ключевых параметров рабочего цикла двигателя. Выбор усовершенствованного двигателя привел к уменьшению взлетного веса на 1295 кгс, из которых 814 кгс приходится на сэкономленное топливо. СЖЦ снизилась на 584 млн. долл.

5. Если вместе с размерами и весом самолета можно непрерывно изменять параметры двигателя, самолет с минимальным расходом топлива будет самолетом с наименьшим максимальным взлетным весом.

На следующих стадиях процесса проектирования, когда параметры двигателя зафиксированы, самолет с минимальным расходом топлива будет значительно отличаться от самолета минимального взлетного веса. Это различие будет зависеть от соотношений между весом двигателя, удельным расходом топлива и типом выполняемого боевого задания. В описываемом исследовании параметры самолета были фиксированы на втором этапе исследования и самолет минимального веса был также самолетом с минимальным расходом топлива (после оптимизации параметров).

6. Палубному самолету необходима эффективная система механизации крыла. Однако на самолете фиксированных размеров и веса это не дает экономии топлива. В настоящем исследовании самолет с оптимальными параметрами оснащался усовершенствованной механизацией для получения скорости захода на посадку 232 км/ч.

7. Отклоняемые носки и щитки, изменяющие кривизну крыла, использовались для обеспечения оптимального распределения аэродинамической нагрузки по размаху. В результате взлетный вес снизился на 48 кгс, из которых 29,9 кгс приходилось на топливо. В результате усложнения конструкции крыла СЖЦ увеличилась на 559 млн. долл.

8. Применение крыла изменяемой стреловидности уменьшило максимальный взлетный вес на 234 кгс и запас топлива на 560 кгс. СЖЦ возросла на 148 млн. долл.

9. Прогнозы развития электронных систем на 1990 г. привели к уменьшению веса бортового электронного оборудования, что выразилось в уменьшении взлетного веса на 725 кгс, запаса топлива на 201 кгс и СЖЦ на 456 млн. долл.

10. Аэродинамическая интеграция крыла и фюзеляжа на самолете V-550 уменьшает $c_{x\min}$ на 0,0005, увеличивает эффективное удлинение крыла на 2%, и c_x на сверхзвуковом режиме на 0,0027. Вес конструкции при этом уменьшается. В результате взлетный вес уменьшился на 510 кгс, запас топлива на 514 кгс и СЖЦ на 128 млн. долл.

11. На борту самолета можно рассчитывать оптимальные (с точки зрения времени или расхода топлива) боевые маневры. Считается, что таким образом можно сэкономить 10% топлива, расходуемого в процессе боя. Это выразилось в уменьшении взлетного веса на 165 кгс, запаса топлива на 143 кгс и СЖЦ на 233 млн. долл.

12. Из состава вооружения самолета можно исключить УР воздух—воздух дальнего действия и превратить его в самолет-наводчик зенитных ракет дальнего действия, запускаемых с авианосца. Отказ от четырех УР и установка системы передачи данных привели к уменьшению веса самолета на 3612 кгс, экономии топлива на 800 кгс и снижению СЖЦ на 1,535 млрд. долл.

13. Патрулирование и ожидание посадки при одном работающем двигателе (воздухозаборник второго закрыт створками общим весом 68 кгс, коэффициент донного сопротивления принят равным 0,0018) обеспечивает экономию топлива, но ощутимую только при ожидании посадки на уровне моря. Взлетный вес увеличивается на 108,4 кгс, поскольку экономия топлива только 31,3 кгс. СЖЦ возрастает на 89 млн. долл.

14. Одноместный самолет (с усовершенствованным оборудованием кабины и исходной длиной фюзеляжа для уменьшения сверхзвукового лобового сопротивления) будет иметь меньше на 540 кгс взлетный вес и на 213 кгс запас топлива. СЖЦ снизится на 1,254 млрд. долл.

15. Комплект конформных баков с большим на 84,4 кгс весом и меньшим на 70% лобовым сопротивлением приведет к уменьшению взлетного веса на 617 кгс, запаса топлива на 638 кгс и СЖЦ на 604 млн. долл.

16. Усовершенствованная система генерирования электрической и гидравлической мощности позволит уменьшить взлетный вес на 183 кгс, запас топлива на 51,7 кгс и СЖЦ на 249 млн. долл.

17. Система оптимизации режима полета в зависимости от боевой нагрузки самолета и местных атмосферных условий может сэкономить 5% топлива, расходуемого на крейсерском режиме. Взлетный вес снизится на 111,5 кгс, запас топлива на 89 кгс. СЖЦ возрастет на 259 млн. долл. из-за дополнительного электронного оборудования.

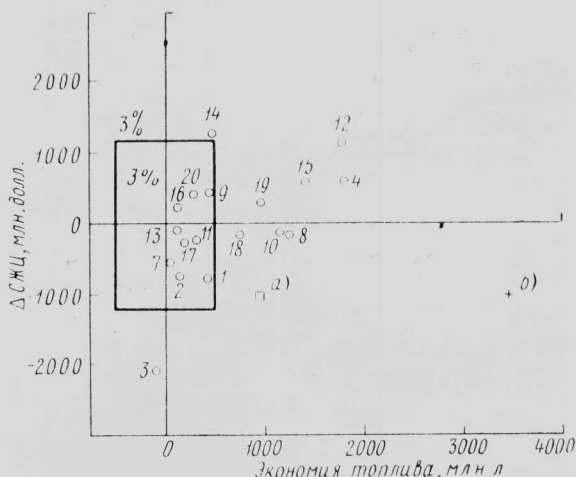
18. Минимум балансировочного сопротивления обычно достигается, если его собственная статическая устойчивость соответствует 3—5% САХ. Открывается возможность уменьшения площади стабилизатора. Анализ показывает, что уменьшение

запаса устойчивости на 5% САХ приводит к увеличению коэффициента Освальда e на 0,025, снижению c_x на 0,0004 и уменьшению веса (из-за уменьшенного стабилизатора) на 30,8 кгс. Это приводит к уменьшению взлетного веса на 412 кгс, запаса топлива на 336 кгс и СЖЦ на 164 млн. долл.

19. Фирма Воут ожидает, что в 1990—2000 гг. эквивалентный коэффициент сопротивления трения достигнет своего ламинарного предела. Для самолета V-550 коэффициент трения будет 0,0012 вместо 0,0026 по современному консервативным оценкам. Ожидается также, что аэродинамическое качество крыла составит 0,82 максимального при достаточно больших углах атаки. Учет этих перспектив приводит к уменьшению взлетного веса на 530 кгс, запаса топлива на 436 кгс и СЖЦ на 294 млн. долл.

20. Ожидается, что подходящие концевые шайбы для самолета V-550 приведут к увеличению $c_{x\min}$ на 0,0003 при дозвуковых скоростях, на 0,0006 на трансзвуковом режиме и на 0,0002 при числе $M \approx 2$. Шайбы увеличивают коэффициент e на 12% при числах M до 1,5. В результате взлетный вес уменьшится на 121 кгс, запас топлива на 129 кгс, а СЖЦ на 394 млн. долл.

Рекомендуемые решения. На рис. 7 представлены результаты применения рассмотренных технических усовершенствований на самолете V-550,



а — «наилучшее» использование усовершенствованных материалов (1, 2, 3); б — комбинация отобранных усовершенствований (4, 6, 10, 11, 12, 15, 17, 18, 19)

Рис. 7. Связь между изменением стоимости жизненного цикла (СЖЦ) и экономией топлива

в том числе эффект «наилучшего» использования усовершенствованных материалов (уменьшение взлетного веса на 1300 кгс и запаса топлива на 421 кгс, однако ценою увеличения СЖЦ на 1,066 млрд. долл.). С расширением производства таких материалов их стоимость может снизиться и не приведет к столь большому удорожанию самолета.

При пересмотре базового проекта самолета было решено учесть следующие технические и другие решения: усовершенствованные двигатели, крыло изменяемой стреловидности, интегральная схема, вооружение только ракетами ближнего боя, конформная подвеска внешних грузов, уменьшенный запас статической устойчивости, усовершенствованные профили крыла, эффективная механизация крыла, цифровая система оптимизации режима по-

лета и управления энергией самолета в воздушном бою, наилучшее сочетание усовершенствованных материалов в конструкции самолета. Эффект применения комплекса этих решений показан на рис. 7.

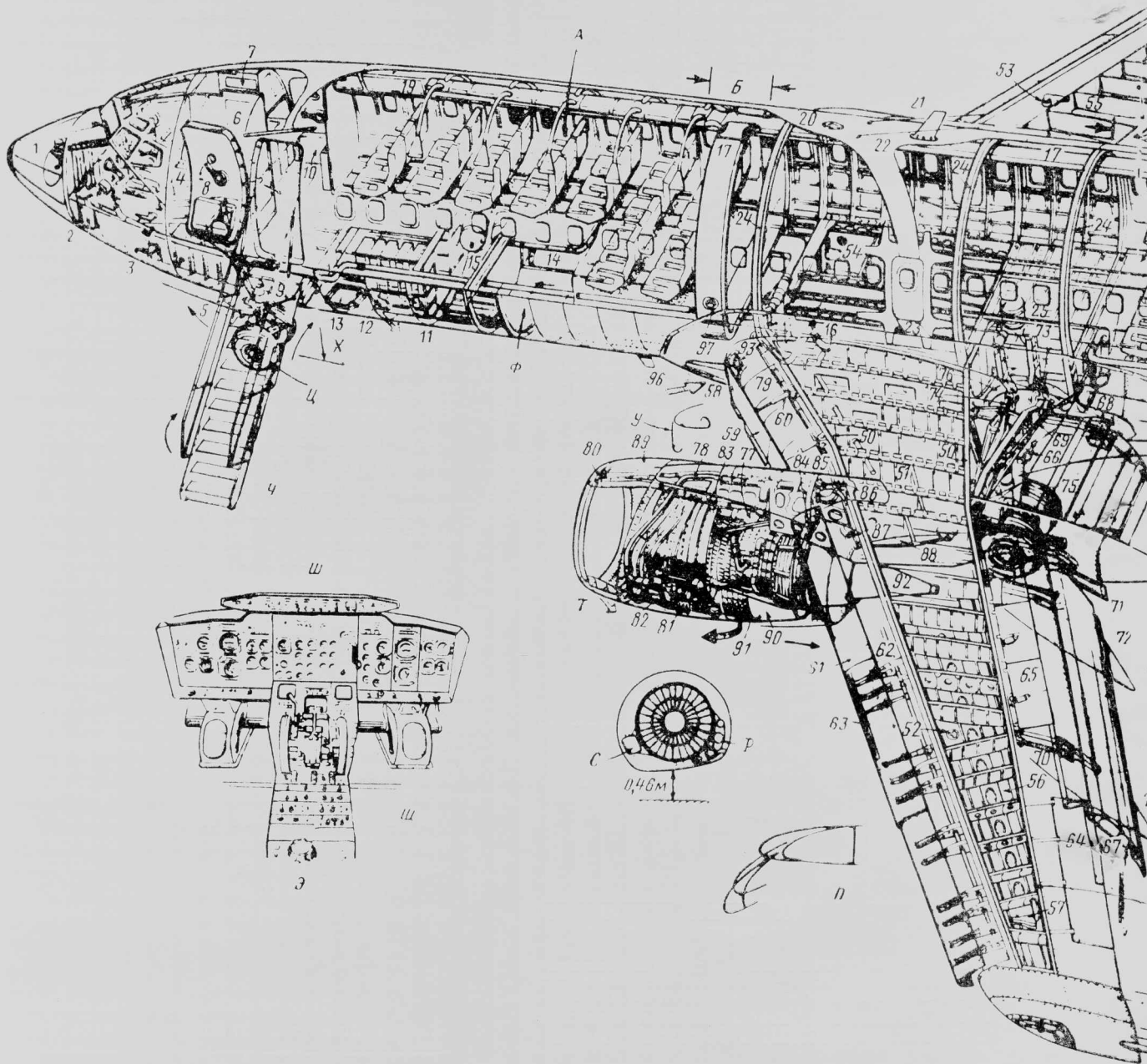
Этот набор определился следующими соображениями. Усовершенствованные двигатели дают наибольший вклад в экономию топлива. Крыло изменяемой стреловидности решает проблему высокой аэродинамической эффективности на до- и сверхзвуковых режимах полета. Интегральная схема способствует уменьшению сверхзвукового сопротивления (и, возможно, дозвукового). С расширением применения композиционных материалов требования к «цилиндрическим» обводам самолета ослабнут, что повысит привлекательность интегральной схемы. Отказ от УР дальнего действия существенно уменьшит размеры и вес самолета (для принятия этого решения необходим исчерпывающий анализ проблемы защиты кораблей). Применение конформных баков, снижающих лобовое сопротивление, должно быть учтено на ранней стадии проектирования самолета. Снижение балансировочного сопротивления уменьшением собственной устойчивости возможно благодаря применению электродистанционных систем управления. Усовершенствованные профили должны уменьшить сопротивление трения, задержать до больших значений числа M рост лобового сопротивления в трансзвуковом диапазоне скоростей и хорошо согласоваться с эффективной механизацией крыла, необходимой для палубного самолета. Механические средства увеличения подъемной силы крыла предпочтительнее «активных» (с использованием энергии силовой установки) из-за более простого технического обслуживания и независимого от двигателей действия (не требуется отбор воздуха, упрощается конструкция и т. д.). Оптимизацию режимов полета и управление энергией самолета в бою могут обеспечить уже имеющиеся на борту ЭВМ. Будущее удешевление усовершенствованных композиционных материалов сделает возможным их широкое использование в конструкции самолета.

Пересчет исходного проекта. На третьем этапе исследований эффекты применения рассмотренных

Таблица 2

Сравнение параметров базового и усовершенствованного вариантов самолета V-550

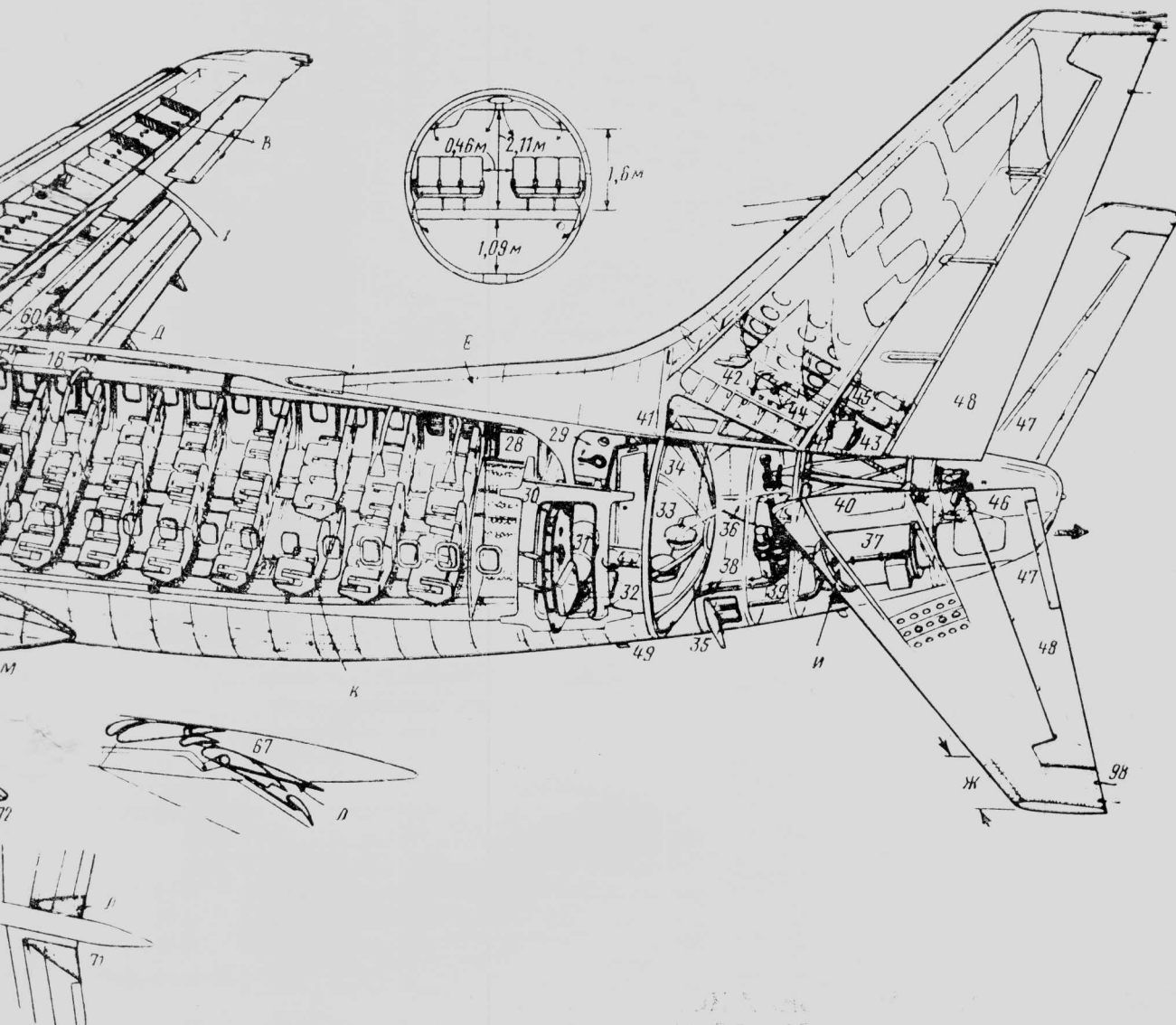
Параметр	Усовершенствованный вариант	Базовый вариант
Максимальный взлетный вес, кгс	16 774	18 017
Площадь крыла, м ²	40,04	39,95
Угол стреловидности крыла, град	15—30	15
Удлинение крыла	6	6
Статическая тяга двигателя на уровне моря, кгс	8762	8550
Вес топлива во внутренних баках, кгс	5250	5686
Вес топлива и боевой нагрузки, кгс	6140	6580
Вес конструкции, кгс	5620	6153
СЖЦ, млрд. долл.	37,885	36,852



1—носовой обтекатель (откидывающийся на шарнирах вверх) для размещения антенн метеорадиолокатора и системы ILS; 2—передняя гермоштанга; 3—ПВД (по два с каждого борта); 4—двухместная кабина экипажа с откидным сиденьем для наблюдателя; 5—носовое колесо (диапазон углов поворота $\pm 78^\circ$, диаметр пневматиков 0,68 м); 6—передний туалет; 7—передняя кухня; 8—передняя пассажирская дверь (0,86×1,83 м); 9—пассажирский трап (с электрическим приводом, с встроенной герметической дверью пробкового типа); 10—передняя служебная дверь (0,76×1,65 м); 11—стойки с радиоэлектронным оборудованием (охлаждаемым воздухом); 12—клапан выпуска охлаждаемого воздуха; 13—съемная панель отсека с электронным оборудованием; 14—передняя грузовая дверь (1,3×1,2 м); 15—аварийные баки с кислородом для пассажиров; 16—агрегаты кондиционирования воздуха (два под кессоном центроплана крыла); 17—основные воздухопроводы системы кондиционирования воздуха (для подачи воздуха в переднюю и хвостовую части кабины); 18—воздухопроводы системы кондиционирования для подачи воздуха к пассажирским креслам; 19—верхние багажные полки; 20—АПО системы предотвращения столкновений; 21—УКВ антенна; 22—КВ антенны; 23—аварийные выходы над крылом (0,51×0,71 м) с каждого борта; 24—силовые штанги стыковки крыла с фюзеляжем (кованые и фрезерованные); 25—усиленная конструкция герметического пола над шпангоутами основного шасси; 26—гидравлические бак и насосы; 27—задняя грузовая дверь (1,22×1,22 м); 28—кухня в хвостовой части фюзеляжа; 29—служебная дверь (0,76×1,65 м) в хвостовой части кабины; 30—зад-

няя пассажирская дверь (0,76×1,83 м, все пассажирские двери оборудованы надувными аварийными лотковыми трапами); 31—бак с нитьевой водой (111 л); 32—предохранительные и выпускные клапаны системы надува; 33—двухместный туалет; 34—задний полусферический гермошлангоут; 35—смотровой люк к хвостовому конусу обтекателя; 36—напорный воздухозаборник ВСУ (справа); 37—ВСУ (автономная, в противопожарном отсеке); 38—воздушный канал ВСУ; 39—силовой привод стабилизатора; 40—сквозной кессон с узлами крепления стабилизатора; 41—передний и задний узлы крепления лонжеронов кия; 42—приемник статического давления устройства загрузки рычагов управления; 43—силовой привод руля направления; 44—сектор проводки к рулю направления; 45—последовательно расположенные гидроцилиндры руля направления; 46—силовые приводы руля высоты; 47—сервокомпенсаторы (гидравлически запираемые при нормальных условиях эксплуатации); 48—рули высоты и направления из углепластика; 49—дренажная трубка с электрическим подогревом; 50—передний и задний лонжероны крыла; 51—усиленная зона конструкции крыла (для крепления увеличенных пилонов двигателей с большей тягой); 52—горловины заправки топливом на верхней поверхности крыла; 53—горловина заправки топливом под давлением; 54—топливный бак-отсек в центроплане крыла емкостью 8706 л; 55—топливные бак-отсеки в консолях крыла емкостью по 5790 л; 56—панели обшивки крыла (цельные по всей длине консоли с уменьшением толщины к концам); 57—дренажный топливный бак; 58—напорные воздухозаборники системы кондиционирования; 59—щитки

Рис. 3. Компонентная схема



Крюгера; 60—гидравлические силовые приводы закрылков; 61—предкрылки с гидравлическим приводом; 62—направляющие и ролики системы выпуска предкрылков; 63—противообледенительная система предкрылков; 64—элерон; 65—внешние секции интерцепторов-воздушных тормозов с гидравлическим приводом; 66—внутренние секции интерцепторов-газителей подъемной силы; 67—трехцелевые закрылки; 68—блок управления закрылками; 69—приводной вал и редукторы закрылков; 70—направляющие и каретка закрылков; 71—секции закрылков, отклоняющиеся на меньший угол (для обеспечения прохода реактивных струй ТРДД); 72—обтекатели направляющих закрылков, выполненные из стеклопластика; 73—вспомогательный лонжерон; 74—гидропривод системы управления шасси; 75—колеса основных стоек шасси (многодисковые тормоза с автоматами торможения, диаметр пневматиков 0,368–0,482 м); 76—надувные уплотнители створок ниш шасси; 77—предварительный теплообменник с отбором воздуха от компрессоров двигателей; 78—воздухопровод системы запуска двигателей; 79—воздухопровод от компрессоров двигателей к системе кондиционирования; 80—воздухозаборник с отбором горячим воздухом; 81—блок вспомогательных агрегатов двигателя; 82—отверстия для выпуска охлаждаемого воздуха из отсека генератора; 83—передний узел крепления двигателей; 81—задние узлы крепления двигателей; 85—узлы крепления пилонов с двигателями; 86—верхний узел крепления пилона к диагональному подкосу; 87—нижний узел крепления пилона к диагональному подкосу; 88—диагональный подкос; 89—панели обшивки гонолы, выполненные из КМ на основе волокон

а самолета Боинг 737-300

углерода и кевлара; 90—панели реверса тяги из КМ на основе волокон углерода и кевлара; 91—решетки реверсов тяги; 92—обтекатель пилона и хвостовой конус двигателя; 93—посадочные и рулевые фары; 94—навигационные и проблесковые огни; 95—АНО белого цвета; 96—антенна системы DME; 97—контрольная лампа на крыле; 98—разрядник статического электричества

Основные отличия конструкции самолета 737-300 от исходной: Л—пассажирская кабина на 140 мест в туристическом классе (расстояние между рядами 0,81 м); В—вставка фюзеляжа длиной 1,12 м; В—уравнительный топливный бак; Г—увеличенный объем баков-отсеков в консолях крыла; Д—вставка фюзеляжа длиной 1,52 м; Е—увеличенный форкиль; Ж—удлиненная консоль стабилизатора на 0,91 м; И—ВСУ с увеличенной тягой; К—задний грузовой отсек (18,2 м³); Л—секция закрылка, отклоняющаяся на меньший угол для обеспечения проходов потока газов от ТРДД; М—модифицированные и усиленные стойки шасси; Н—модифицированное и усиленное крыло; О—удлиненная на 0,36 м консоль крыла; П—модифицированный предкрылок; Р—вспомогательные агрегаты ТРДД; С—масляный бак; Т—ТРДД CFM56-3 с большой степенью двухконтурности и тягой 9070 кгс; У—щитки Крюгера; Ф—передний багажный отсек (12,03 м³); Х—увеличенное на ~0,14 м расстояние от земли; Ц—пневматика шасси увеличенных размеров (0,69×0,2×0,38 м); Ч—модифицированный трап; Ш—модифицированные верхняя и основная приборные панели; Щ—цифровая система управления полетом; Э—автопилот, автомат тяги, система оптимизации режимов полета, инерциальная навигационная система

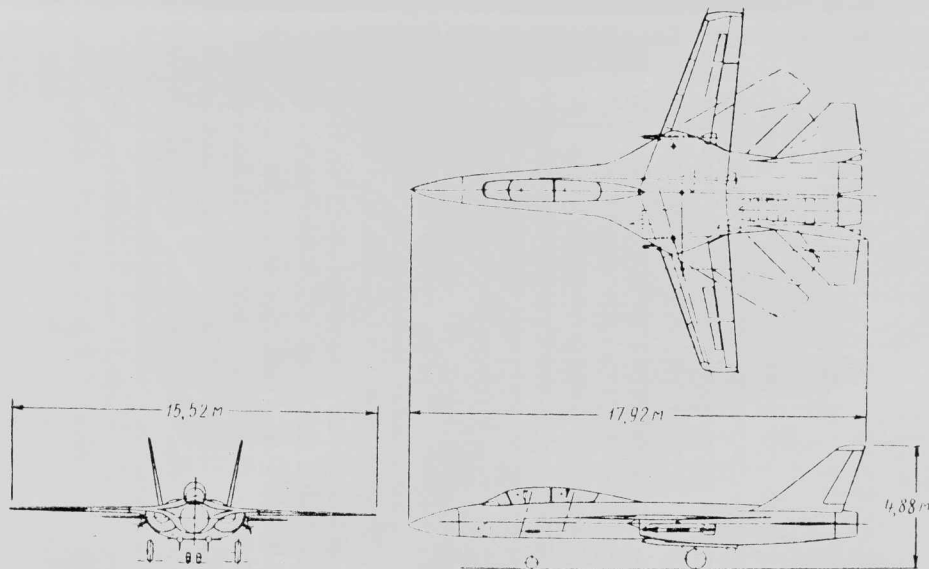


Рис. 8. Схема усовершенствованного варианта самолета V-550

усовершенствований были заложены в математическую модель самолета V-550. Ударная операция определила запас топлива во внутренних баках.

Пересчет параметров самолета привел к результатам, представленным в табл. 2. Оптимизирован-

ный самолет (рис. 8) использует только 79% топлива, требуемого исходному базовому самолету (для парка из 1000 самолетов, эксплуатируемых 15 лет) при увеличении СЖЦ на 2,8%.

Референт Ю. Я. Шилов.

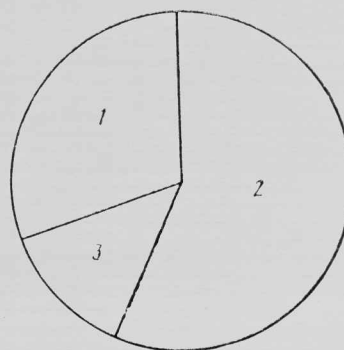
УДК 629.735.33.01.003.1

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ СНИЖЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ РАСХОДОВ*

По заданию отдела автоматизированных производственных систем лаборатории материалов НИЦ им. братьев Райт (ВВС США) Баттелевский исследовательский центр (г. Колумбус, шт. Огайо) вместе с ведущими американскими авиационными и радиоэлектронными фирмами (Дженерал Дайнемикс, Грумман, Локхид, Нортроп, Рокуэлл, Бонинг, Ханиуэлл) разрабатывает «Руководство для конструкторов по снижению производственных расходов».

Снижение расходов на всех этапах жизненного цикла самолета становится все более важной задачей. В связи с этим возрастает важность качественной и количественной информации об основных статьях расходов на этапах проектирования, производства, эксплуатации, технического обслуживания и ремонта. Число разрабатываемых самолетов постоянно сокращается, поэтому улучшению летно-технических характеристик новых самолетов и связанным с этим расходам уделяется большое внимание. На рис. 1 в качестве примера показано распределение стоимости перспективного сверхзвукового самолета.

Улучшение летно-технических характеристик должно быть экономически оправданным, а для этого необходимо выявить наиболее дорогостоящие технические решения, как конструктивные, так и технологические, и стараться избежать их применения при создании новых самолетов. Такие же меры нужно принимать в отношении технологии производства уже выпускаемых самолетов. Наиболее эффективным способом исключения дорогостоящих



1 — радиоэлектронное оборудование, 30%; 2 — планер, 57%; 3 — двигатель, 13%

Рис. 1. Распределение стоимости перспективного сверхзвукового самолета

* Noton B. R. Optimizing aerospace structures for manufacturing cost.

ICAS — 82—3.8.1.

технических решений является применение принципов проектирования и производства в соответствии с установленными стоимостными ограничениями.

Факторы, способствующие повышению стоимости изделия, можно отнести к четырем категориям: а) летно-технические характеристики; б) особенности проекта; в) конструкционные материалы; г) производство. Примерами таких факторов указанных категорий могут служить:

а) малый вес, большая эксплуатационная скорость, высокая надежность и хорошие характеристики технического обслуживания;

б) большое число деталей, использование нестандартных деталей и узлов, повышенные требования к точности изготовления;

в) дорогие и лимитированные материалы, низкая степень использования, большие затраты энергии на производство и обработку, особые свойства;

г) сложность технического контроля, высокая стоимость оборудования, низкая цикличность производства, малые размеры выпускаемых партий, особые условия производства, потребность в высококвалифицированном персонале, большой объем механической обработки, высокий процент отходов, вспомогательные ручные операции, термообработка, необходимость подгонки вручную, большие затраты энергии (операции в автоклаве).

Повышение стоимости часто является результатом применения технических новшеств. Например, при использовании в конструкции самолета усовершенствованных композиционных материалов или титановых деталей, изготовленных с помощью суперпластического формования и диффузионной сварки, необходимо вносить усовершенствования в технологию производства, чтобы, обеспечивая повышение летно-технических характеристик, не выходить за пределы допустимых затрат. Наиболее перспективными средствами решения возникающих при этом проблем являются ЭВМ, промышленные работы и адаптивное управление производственными процессами.

Учет стоимости будущего производства в процессе разработки нового самолета стал одной из дисциплин, используемых проектировщиками (рис. 2 и 3). Однако проектировщики редко обладают необходимой подготовкой и располагают требуемой информацией для выполнения оптимизации разрабатываемого изделия с целью снижения производственных затрат. Проблема усложняется значительным различием проектных требований и возможных технических решений при создании, например, дозвукового гражданского самолета и усовершенствованного сверхзвукового самолета.

Для снижения стоимости разрабатываемого дозвукового самолета целесообразно выбрать существующий двигатель. Выгодно использование листового материала из алюминиевых сплавов. Следует ограничить применение поковок и механически обработанных деталей. Для уменьшения числа различных деталей выгодно применить прямые сборные лонжероны, крыльевые нервюры постоянного сечения, цилиндрический фюзеляж с балками постоянного сечения и одинаковыми шпангоутами, поверхности управления постоянной хорды, ступенчатое изменение толщины обшивки. Необходимо широкое использование взаимозаменяемых симметричных деталей (шасси, поверхности управления

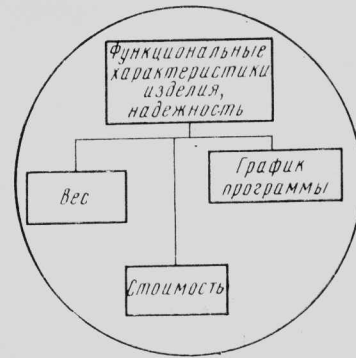


Рис. 2. Основные показатели, по которым оценивается работа проектировщика

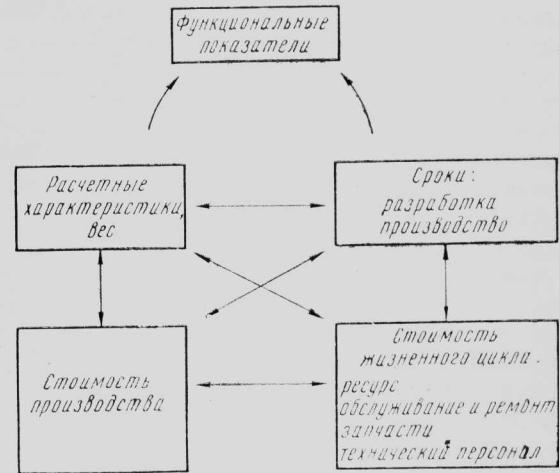


Рис. 3. Взаимосвязь между проектными и прочими дисциплинами

и т. п.) и сотовых конструкций (носок и хвостовая часть крыла и поверхностей управления).

При сборке следует применять обычные заклепки и минимизировать потребность в зенковании. Панели обшивки должны отвечать требованиям автоматической клепки; необходимо, по возможности, ограничить использование специальных крепежных элементов. Целесообразно разделить агрегаты на небольшие узлы, шире использовать соединение листов обшивки внахлестку. Следует предусмотреть возможность прокладки жгутов и трубопроводов и монтажа радиоэлектронного оборудования уже на раннем этапе сборки основных агрегатов. Использование простых гидросистем низкого давления уменьшит вероятность течи. Необходимо обеспечить хороший доступ для прокладки жгутов и трубопроводов и максимально использовать заранее заготовленные жгуты и секции трубопроводов. Допустимо некоторое перетяжеление конструкции в целях ее удешевления. Возможен значительный компромисс между летно-техническими и стоимостными показателями самолета.

Создание сверхзвукового самолета во многом отличается от разработки дозвукового самолета. Программы сверхзвукового самолета и двигателя для него часто осуществляются параллельно при соответствующем увеличении числа решаемых проблем. Характерно широкое использование поковок, высокопрочных сталей и титана, панелей двой-

Содержание тома „Технология изготовления планера“

Стоимость покупных изделий	Стоимость сжатия материала	Стоимость изготовления деталей	Стоимость обработки материала	Стоимость неразъемных соединений узлов	Стоимость сборки (агрегатов и планера)	Стоимость испытаний, контроля и оценки
Поковки	Механическая обработка	Металлические	Термообработка	Сварка	Металлические	Металлические детали и узлы
Отливки	Химическое фрезерование	Неметаллические	Обработка поверхности	Склеивание	Неметаллические	Неметаллические детали и узлы
Прессованные профили	Электронскровая обработка	Новые процессы	Новые процессы	Пайка	Новые процессы	
Материалы	Новые процессы			Новые процессы		
Крепеж						

ной кривизны. Поверхности управления отличаются переменной хордой и толщиной, отсутствует взаимозаменяемость левых и правых деталей. Для уменьшения веса деталей применяются трудоемкие технологические операции.

При сборке широко используются специальные крепежные детали, мало применяется автоматическая клепка. Обычно соединения панелей веток, необходимы герметизация заклепок и стыков, точная подгонка поверхностей, специальные виды сварки.

При создании сверхзвукового самолета основной задачей является достижение высоких летно-технических характеристик, их снижение оправдывается только значительным удешевлением разработки и производства.

Для учета требований столь широкого спектра конструкторы должны иметь пособия, помогающие им выявить основные факторы, влияющие на экономические показатели, и выбрать соответствующие методы, снижающие затраты на этапах разработки и производства. Необходимо также выработать критерии оценки деятельности конструктора с точки зрения удешевления разрабатываемого изделия.

В прошлом конструктор мог определять стоимость только с помощью эмпирических формул. Эти формулы и сейчас играют важную роль в процессе оценки вариантов перед принятием решения о серийном производстве. Однако часто бывает трудно обеспечить соблюдение поставленных сроков и при этом проработать достаточное количество вариантов, чтобы с уверенностью выбрать соответствующий минимальным затратам.

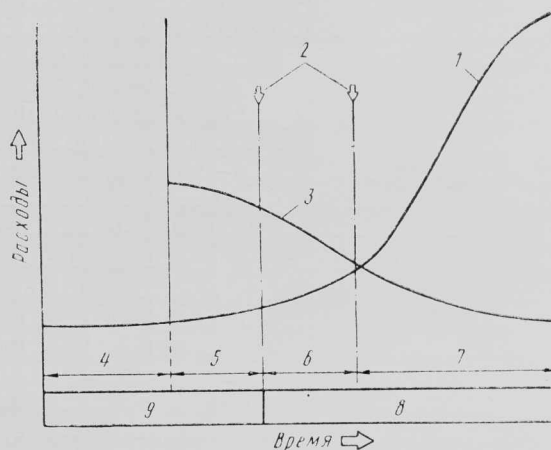
Для повышения уровня совершенства производственных процессов должно быть тесное взаимодействие конструкторских и производственных подразделений.

Разрабатываемое «Руководство» даст конструктору возможность просмотреть большое число альтернативных вариантов узлов планера с целью достижения минимальной стоимости производства. Тематика одного из томов «Руководства» представлена в табл. 1.

В «Руководстве» указаны средства управления стоимостью, находящиеся в распоряжении конструктора; если требуемый уровень летно-технических характеристик превышен, то конструктор может уменьшить стоимость за счет некоторого ухудшения характеристик самолета. Обычно конструктор

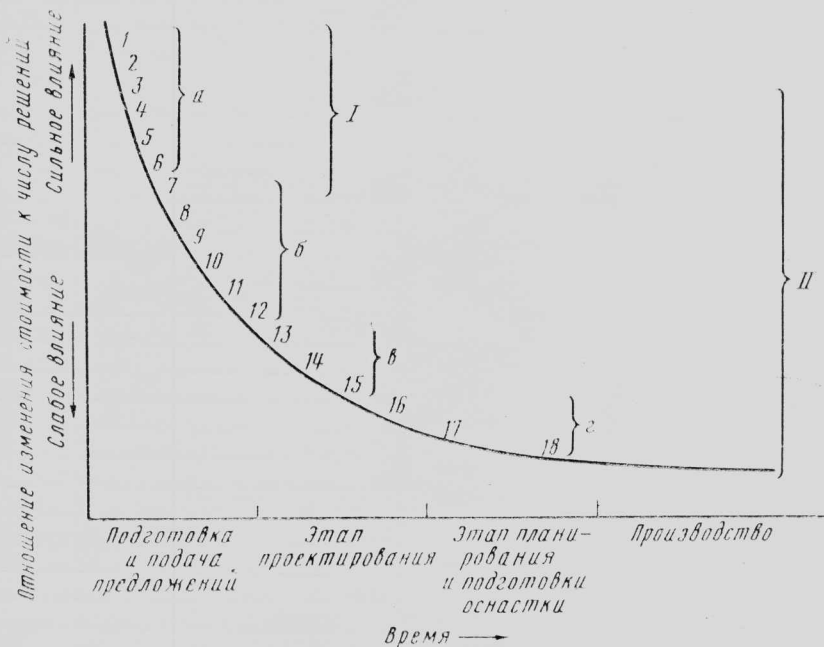
для изготовления элементов планера, радиоэлектронного оборудования и систем выбирает наиболее дешевый процесс, а с помощью «Руководства» он сможет рассмотреть несколько альтернативных вариантов, поскольку ему дается информация о трудозатратах в трех основных формах: для процессов минимальной стоимости, для методов мелко- и крупносерийного производства деталей.

Хотя «Руководство» может быть полезно на всех этапах проектирования, значение его особенно велико на этапе эскизного проектирования. Из рис. 4 видно, как сокращается возможная экономия по мере развития программы. Создание дешевой конструкции обеспечивается в основном на этапе эскизного проектирования, когда принятие радикально новых вариантов конструкции и технологии производства может оказать существенное влияние на стоимость. Значительная возможность снижения стоимости часто связана с выбором схемы самолета. Этому этапу соответствует лишь несколько процентов общей стоимости программы, но на нем принимаются решения, влияющие на 90—95% общей стоимости жизненного цикла изделия. На этапах рабочего проектирования и производства становится крайне трудно снизить стоимость более чем на несколько процентов, даже применяя



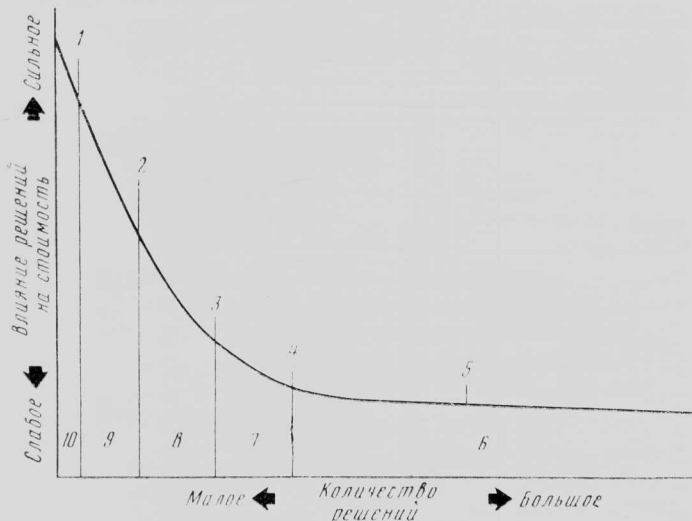
1 — суммарные расходы; 2 — принятие решений; 3 — возможное сокращение расходов; 4 — предварительная проработка, исследование; 5 — эскизное проектирование и опытно-конструкторские работы; 6 — рабочее проектирование и планирование производства; 7 — этап основного инвестирования, производство; 8 — 90—95% расходов; 9 — менее 5% расходов

Рис. 4. Уменьшение возможности сокращения расходов по мере создания системы



I—проектирование в соответствии с заданной стоимостью; II—производство в соответствии с заданной стоимостью
 а—решения, относящиеся к изделию; б—решения, относящиеся к производству;
 в—административные решения; г—контроль за затратами и сроками
 1—требования к характеристикам; 2—схема; 3—выбор материалов; 4—основные компоненты; 5—интеграция систем; 6—радиоэлектронное оборудование; 7—требования к техническому обеспечению; 8—изготовление или закупка готовых компонентов; 9—планирование производства; 10—производственные мощности и оборудование; 11—планирование технологических процессов; 12—выбор оснастки; 13—способы контроля за ходом программы; 14—размеры партий; 15—сроки; 16—планирование производства; 17—проектирование и изготовление оснастки; 18—совершенствование производственных процессов

Рис. 5. Изменение относительного влияния решений на стоимость программы



1—увязка основных факторов: степень использования общей оснастки, темпы и объем производства, график, выбор оснастки; 2—влияние на проектирование: определение технологических размеров, применение принципов проектирования в соответствии с заданной стоимостью, использование новых технологических процессов, обеспечение технологичности конструкции, определение стоимости оснастки и производства; 3—заказ минимального комплекта оснастки: выявление производственных проблем, изменения технологии и оснастки, проверка оснастки и плана производства; 4—заказ серийной оснастки: совершенствование плана серийного производства, проверка серийной оснастки; 5—совершенствование технологических процессов; заказы специальной оснастки; 6—этап серийного производства; 7—этап предсерийного производства; 8—этап разработки и постройки опытного образца; 9—этап проектирования; 10—этап подготовки и заключения контракта

Рис. 6. Влияние ранних решений на стоимость программы при планировании производства

новые проектные и технологические решения. При приближении к этапу рабочего проектирования для большинства компонентов, конструкцию которых можно было бы изменить в расчете на использование более совершенных технологических процессов и материалов, уже определены требования, относящиеся к конфигурации, размерам и функциональному назначению. На рис. 5 и 6 показано, как оказываемое решениями влияние на стоимость зависит от числа этих решений.

Создатели «Руководства» преследовали следующие цели:

1. Снабдить конструкторов необходимым средством для быстрой количественной оценки производственных расходов.

2. Представить материалы по стоимости и производственным трудозатратам в форме, удобной для использования на этапах эскизного и рабочего проектирования.

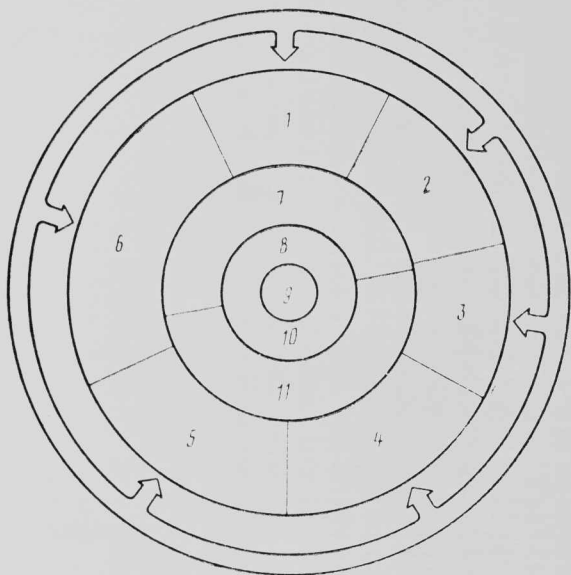
3. Дать возможность более широкого параметрического исследования стоимости изготовления и сборки элементов планера и бортового радиоэлектронного оборудования.

4. Привлечь внимание к потенциальным стоимостным преимуществам новых материалов и производственных процессов, ускорив их внедрение.

5. Предоставить конструктору сведения о наиболее дешевом производственном процессе на раннем этапе проектирования, чтобы исключить возможность принятия им дорогостоящих технических решений.

6. Выявить последовательные группы производственных процессов, которые в дальнейшем нужно автоматизировать.

Участие в разработке «Руководства» специалистов ведущих авиационных фирм обеспечило следующие преимущества:



1—проектирование; 2—изготовление деталей; 3—сборка; 4—испытания, проверка, оценка и обеспечение качества; 5—хранение и распределение материалов; 6—управление производством и внешние функции; 7—планирование; 8—база данных; 9—структура производства; 10—автоматизация хранения, обработки и выдачи данных; 11—моделирование, исследование операций

Рис. 7. Влияние «Руководства» на основные элементы комплексной системы автоматизированного управления производством ICAM

1. Учитываются стоимостные данные по легким и тяжелым, военным и гражданским самолетам всей авиационной промышленности США.

2. Составители тесно связаны с разработчиками всех уровней, поэтому «Руководство» быстро найдет применение в процессе проектирования.

3. Использование опыта различных фирм делает представленную информацию более достоверной и исчерпывающей.

4. Составители располагают обширной базой данных.

5. Имеется возможность получить результаты, усредненные по всей авиационной промышленности.

6. Полученные результаты и форма их представления отражают точку зрения специалистов всей авиационной промышленности, а не отдельной фирмы.

7. Имеется широкая возможность учета перспективных технических решений и результатов исследовательских программ министерства обороны США.

Группа, разрабатывающая «Руководство», провела его сравнение с существующими справочниками по стоимостным оценкам (ССО) и выявила следующие основные различия:

1. ССО не предназначены специально для конструкторов, ими пользуются главным образом экономисты.

2. ССО не удовлетворяют критериям, в соответствии с которыми разрабатывается описываемое «Руководство».

3. Форма представления материалов ССО неудобна для использования конструкторами, требует длительных и сложных расчетов, что приводит к снижению темпов разработки проекта.

4. В ССО не указываются или не выделяются факторы, влияющие на стоимость программы.

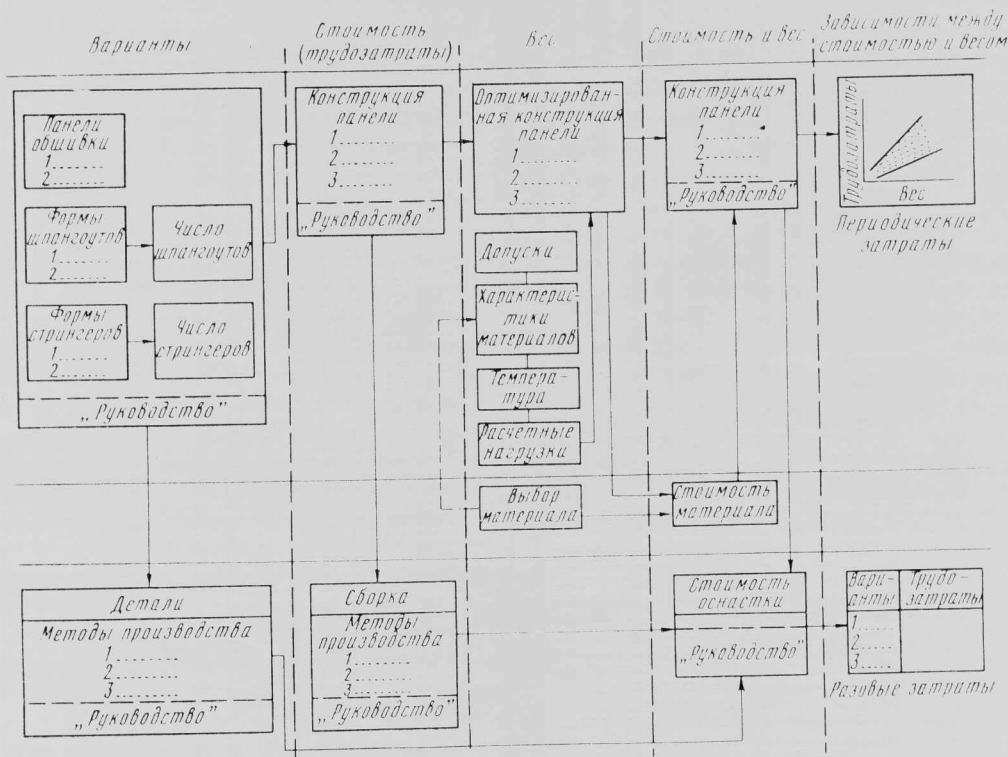


Рис. 8. Блок-схема процесса параметрических исследований с применением «Руководства»

5. В ССО не приведены параметрические зависимости в форме, удобной для использования проектировщиками разных уровней.

6. С помощью существующих ССО можно выполнить лишь ограниченный параметрический анализ с учетом стоимости для ограниченного числа конструкций и технологий вследствие недостаточно обширного статистического материала и особенностей его представления.

Поскольку задача минимизации стоимости разработки и производства авиационных систем очень сложна, авиастроительные фирмы все шире ис-

пользуют для этой цели ЭВМ. Вычислительные средства являются основой разработанной ВВС США комплексной системы автоматизированного управления производством ICAM (Integrated Computer-Aided Manufacturing Program), которая поможет промышленности радикально повысить производительность на всех уровнях — от изготовления деталей до принятия решений.

Описываемое «Руководство» является важнейшей частью системы ICAM. К уже имеющимся разделам, относящимся к проектированию, изготовлению деталей и узлов и сборке, вскоре будут добавлены разделы, посвященные вопросам испытаний, технического контроля и оценки, влияния на стоимость программ новых технических решений. «Руководство» влияет в первую очередь на следующие этапы программы (рис. 7): проектирование, изготовление деталей и узлов, сборка, испытания, контроль качества и оценки.

«Руководство» предоставляет разработчикам возможность проведения качественных и количественных оценок влияния тех или иных технических решений на стоимостные показатели программы. Эти методы на этапе проектирования направляют усилия разработчиков на создание дешевой в производстве конструкции. Качественные стоимостные оценки (КСО) служат для проведения простейшего сравнительного анализа технических решений с целью достижения минимальных производственных расходов. Для получения количественных данных (обычно в чел.-ч) служат средства расчета экономических показателей (РЭП) производства.

На рис. 8 показана схема процесса параметрического анализа вариантов конструкции.

Разработанные для «Руководства» форматы представления информации оценивались группами авиаспециалистов различного профиля, мнение которых сводилось к следующему:

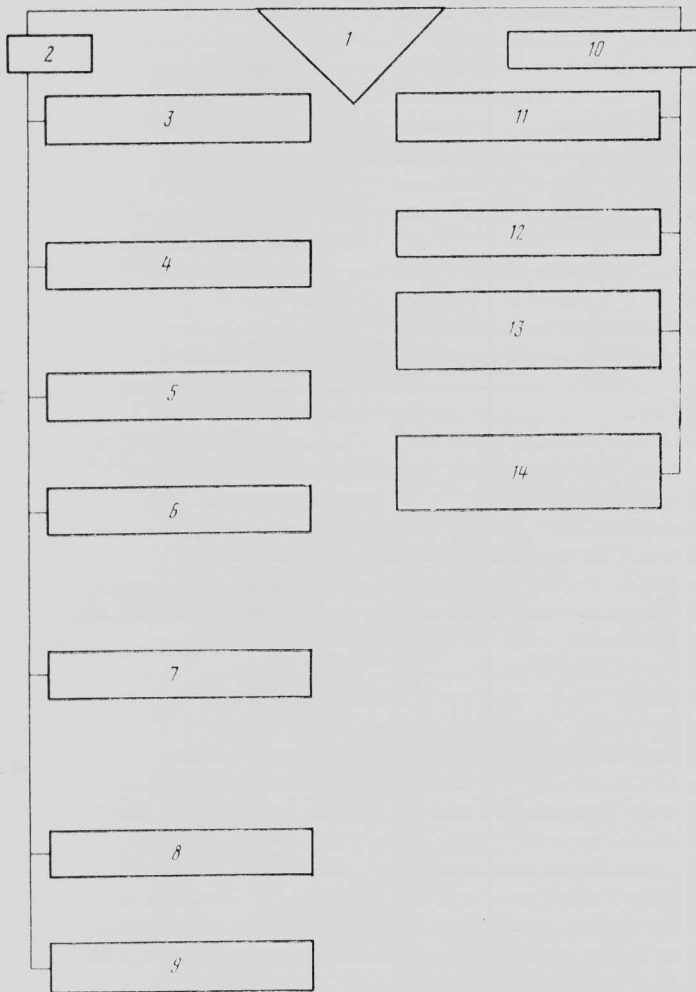
- 1) информационные форматы должны быть максимально простыми;
- 2) их использование в процессе проектирования не должно отнимать много времени;
- 3) необходимость в сложных расчетах должна быть исключена;
- 4) необходимые для оценок производственные показатели нужно представить в виде, удобном для проектировщиков;
- 5) отдельная самолетостроительная фирма не может представить всех необходимых для «Руководства» данных по экономике производства;
- 6) проектировщиков больше интересуют относительные, а не абсолютные стоимостные показатели, что свидетельствует о важности средств качественной оценки.

На рис. 9 показан широкий выбор различных форматов представления данных в процессе проектирования.

При расчете производственных трудозатрат на элементы конструкции планера используются следующие понятия (для примера взяты элементы, включающие композиционные материалы):

1. Исходный элемент — конкретный элемент конструкции в его простейшей форме (без дополнительных слоев из композиционных материалов, вырезов, накладок и т. д.).

2. Усложняющие особенности (УО), зависящие от конструктора и влияющие на стоимость элемен-



1—информационные форматы для проектирования и учета производственных факторов; 2—для проектирования; 3—наиболее дешевые процессы изготовления деталей из листового материала (инструкция по выбору информационных форматов, раздел алюминиевых конструкций, раздел стальных конструкций, раздел титановых конструкций, раздел УО); 4—изготовление узлов из усовершенствованных композиционных материалов (инструкция по выбору информационных форматов, раздел КСО, раздел РЭП, раздел УО); 5—узлы с механическим крепёжом (инструкция по выбору информационного формата, раздел КСО, раздел РЭП); 6—испытания, проверка и оценка (инструкция по выбору информационных форматов, раздел листов металлических деталей, раздел узлов с механическим крепёжом, раздел узлов из усовершенствованных композиционных материалов, раздел механически обрабатываемых деталей, раздел отливок); 7—отливки (необработанные отливки: раздел КСО, раздел РЭП, раздел УО; механическая обработка отливок: раздел КСО, раздел РЭП); 8—поковки (инструкция по выбору информационных форматов, раздел КСО, раздел РЭП); 9—прессованные профили (инструкция по выбору информационных форматов, раздел КСО, раздел РЭП); 10—для учета производственных факторов; 11—конструкции из листового металла (инструкция по выбору информационных форматов, раздел КСО, раздел РЭП); 12—технология производства конструкций из листового металла (раздел КСО); 13—испытания, контроль и оценка конструкций из листового металла (инструкция по выбору информационных форматов, раздел КСО, раздел РЭП); 14—испытание, контроль и оценка технологии производства конструкций из листового металла (раздел КСО)

Рис. 9. Структура разработанных разделов «Руководства»

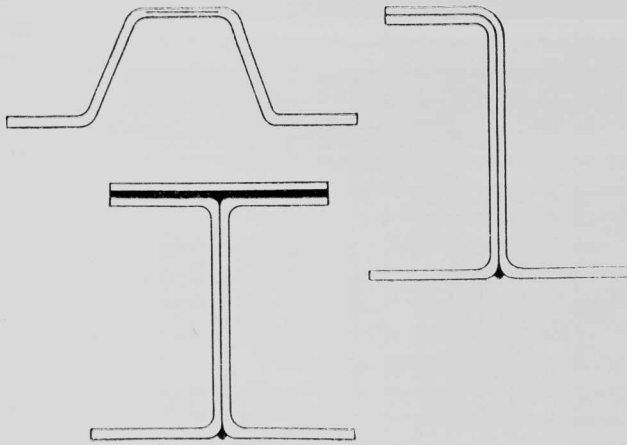


Рис. 10. Примеры форм профилей с усилением из композиционных материалов

та. К ним относятся дополнительные слои, вырезы, накладки и специальные допуски, ведущие к повышению стоимости за счет усложнения производства и применения дополнительной оснастки по сравнению со стандартной технологией производства исходного элемента.

3. Готовый элемент — отдельный элемент конструкции планера с усложняющими особенностями, подготовленный к сборке и выполнению требуемой функции в составе планера.

Для деталей из листового материала, например, можно указать УО, зависящие от конструктора:

1) требующие стандартных производственных операций — выступы, отверстия с отбортовкой, специальная обработка поверхности, специальная обработка кромок, радиусные участки, отбортовки;

2) требующие специальных производственных операций — термообработка, специальные допуски, специальные покрытия.

На рис. 10 и 11 даны примеры элементов жесткости и панелей, параметры которых выбираются для обеспечения минимума производственных расходов.

Для подготовки разделов «Руководства» необходимо было выявить экономические показатели каждого традиционного или нового технологического процесса, указанного в табл. 1. Затем определялись требуемые данные для построения программ, предназначенных для использования проектировщиками (рис. 12—15).

Ниже приводится примерный перечень факторов, оказывающих влияние на стоимость типовых деталей и производственных процессов.

Поковки: особенности применяемого процессаковки; материал; требования к качеству (допуски, требования к химическому составу, способы неразрушающего контроля); потребное количество, сроки изготовления и объем партий; степень сложности; размеры.

Отливки: особенности процесса литья; материал; требования к качеству (методы неразрушающего контроля, методы разрушающего контроля, требуемые допуски и чистота поверхности, требования к химическому составу); потребное количество; степень сложности; размеры; необходимость последующей механической обработки.

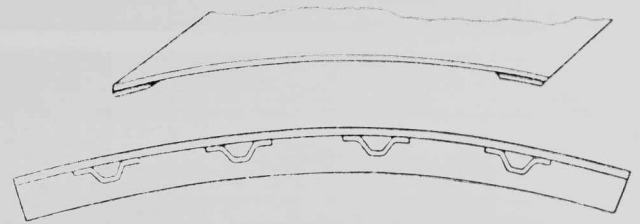


Рис. 11. Примеры панелей из композиционных материалов

Формованные детали из листового материала: материал; сложность формы детали; размеры; допуски; количество; потребность в термообработке и других процессах.

Обработка поверхности: необходимая подготовка поверхности; размеры; степень сложности; затраты энергии; материалы; допуски.

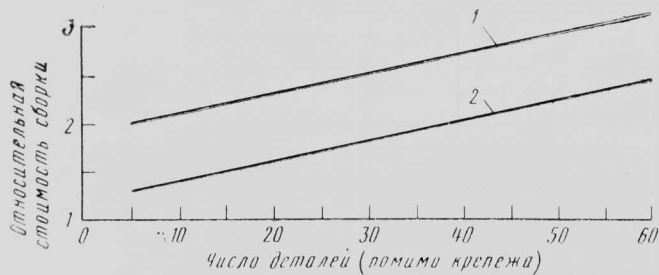
Узлы с механическим креплением: простота доступа; потребная оснастка; последовательность сборки; материалы соединяемых деталей; герметизация и уплотнения; потребное количество; необходимость последовательного крепления деталей друг к другу; количество деталей; количество и тип крепежных элементов; допуски; размеры узла.

Сварка: материал; особенности процесса сварки; степень автоматизации (ручная, механизированная, автоматическая); тип соединения; классификация свариваемого узла по назначению (основная конструкция, вспомогательная конструкция, несилловая конструкция); размеры узла; длина и количество швов; форма швов (прямые, криволинейные, неправильной формы); необходимость обработки до и после сварки (термообработка и правка); степень сложности оснастки; обработка по контролю; необходимость испытания на расчетную нагрузку; необходимость ремонта швов.

Допуски и качество поверхности: завышенные требования к точности выдерживания размеров; завышенные требования к качеству поверхности; относительное влияние допусков на размеры в сочетании с качеством поверхности; типы материалов и уровни сложности их механической обработки.

Усовершенствованные композиционные материалы: виды волокон; типы и назначение деталей; размеры деталей; количество слоев; наличие перекрытий слоев; наличие зазоров; размеры выпускаемой партии; типы смол; сочетания волокон (в гибридных композиционных материалах); требования к качеству; автоматическая или ручная укладка слоев; метод отверждения; требования к оборудованию; конструкция оснастки.

Факторы, определяющие увеличение стоимости изделия вследствие проведения испытаний, проверки и оценки, имеют для всех технологических процессов много общего. Имеется также четкая связь между факторами увеличения стоимости при производстве, с одной стороны, и при испытаниях, проверке и оценке — с другой, как результат проектных требований. Стоимость контроля качества может меняться в широких пределах в зависимости от типа выпускаемого изделия, но в авиационном составляет 10—30% стоимости производства. В самолето- и двигателестроении затраты на обеспечение требуемого качества равны 4—5% общей



1—ручная клепка; 2—автоматическая клепка
Рис. 12. Формат представления данных о влиянии числа деталей и способа соединения на стоимость сборки

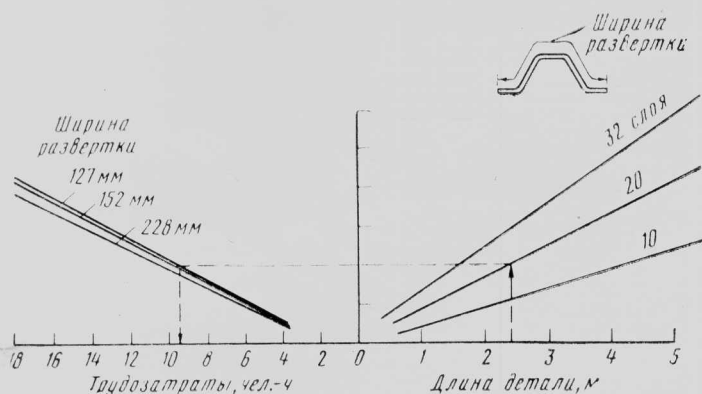


Рис. 13. Формат представления данных для оценки стоимости (на примере типовой детали из композиционного материала)

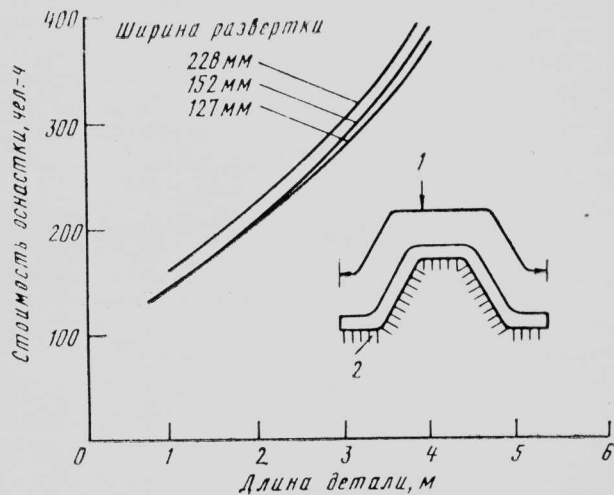
стоимости продукции или 8—12% стоимости производства. При изготовлении таких сложных узлов, как скоростной привод постоянных оборотов, указанная компонента затрат может достигать 30% стоимости производства. Расходы на обеспечение и контроль качества при производстве планера и двигателя распределяются следующим образом:

	Планер, %	Двигатель, %
Расходы на предотвращение брака	15,4	20,3
Расходы на выявление брака	57,3	64,8
Прочие расходы	27,4	15,0

Эти неизбежные расходы оказывают большое влияние на общую стоимость и, подобно производственным и другим расходам, могут быть снижены путем выявления и устранения или хотя бы ограничения влияния факторов повышения стоимости.

Поскольку с этапом испытаний, проверки и оценки часто связаны большие расходы, то проектировщикам необходимо дать информацию о влиянии конструкторских решений на затраты указанного этапа. В «Руководстве» имеется раздел, посвященный испытаниям, проверке и оценке отливок, деталей из композиционных материалов, механически обработанных деталей, деталей из листового материала и некоторых элементов радиоэлектронного оборудования. Контроль качества охватывает все этапы создания системы. На рис. 16 показан типовой формат представления данных о расходах на этапе испытаний, проверки и оценки.

В «Руководстве» приведен типовой бланк для расчета общей стоимости изготовления отдельных деталей и узлов с учетом периодических и разовых



1—ширина развертки; 2—поверхность оснастки
Рис. 14. Стоимость оснастки для изготовления типовой детали из композиционного материала

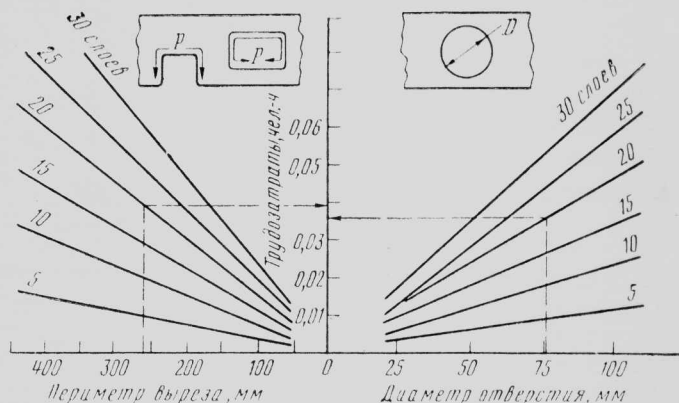
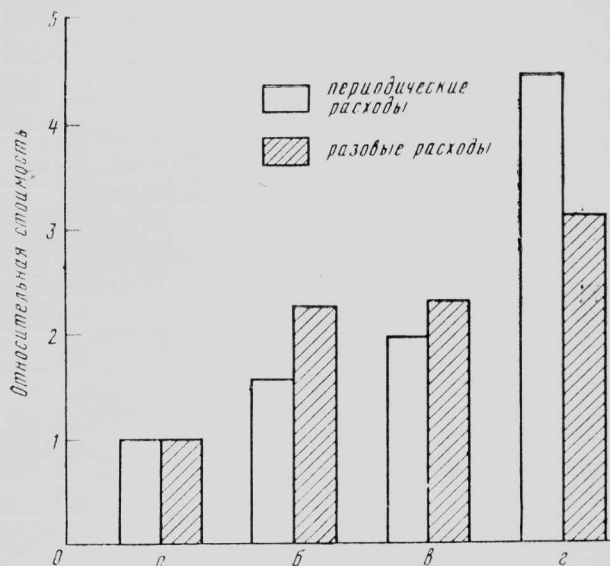


Рис. 15. Трудозатраты на выполнение вырезов в деталях из композиционных материалов



а—П-образное сечение; б—J-образное сечение; в—двухвыпуклое сечение; г—лонжерон с синусоидальной стенкой
Рис. 16. Формат представления данных об относительной стоимости проведения испытаний и оценки профилей из усовершенствованных композиционных материалов

издержек. Поскольку опыт и оборудование разных фирм различны, при оценке стоимости производства с помощью «Руководства» используются приведенные в табл. 2 величины коэффициента K , характеризующего удешевление изделия с увеличением объема производства (K равно отношению стоимости изделия с номером $2n$ к стоимости изделия с номером n).

Таблица 2
Принятые значения коэффициента снижения производственных затрат при увеличении объема производства

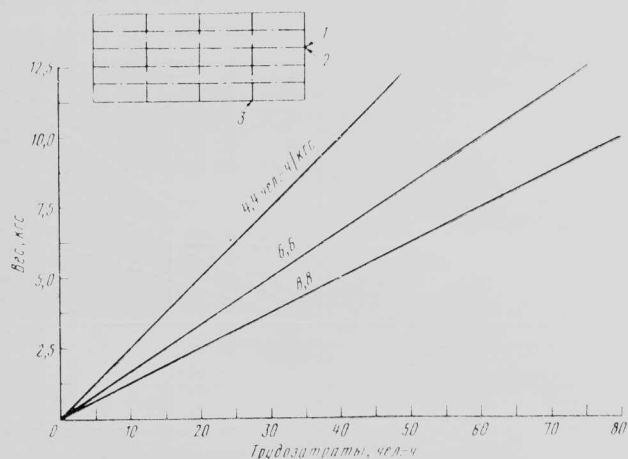
Категория работ	K
Сборочные работы (система управления)	0,85
Сборочные работы (электросистема)	0,80
Сборочные работы (швемо- и гидросистемы)	0,85
Установка оборудования	0,65
Изготовление пластмассовых деталей	0,85
Механическая обработка обычная	0,90
Механическая обработка на станках с ЧПУ	0,95
Сборка конструкции в станеле	0,85
Сборка конструкции вне станели	0,75
Окончательная сборка конструкции	0,70
Изготовление деталей из листового металла	0,90

На рис. 17 представлены типичные результаты анализа различных вариантов панели, проведенного конструктором. Выбор окончательного варианта работающей на срез композиционной панели фюзеляжа иллюстрируется диаграммой на рис. 18. Пробное параметрическое исследование вариантов композиционной панели дало возможность убедить-

ся в высокой эффективности «Руководства» и в простоте его применения. Было признано целесообразным расширить объем используемых данных, включить новые технологические процессы, рассмотреть другие варианты конструкций, учесть возможность применения других композиционных материалов.

«Руководство» является ценным средством накопления и сохранения опыта многих авиационных фирм и может служить как учебное пособие для молодых специалистов.

Значительный экономический эффект может дать применение «Руководства» при создании усовершенствованных сверхзвуковых самолетов. Из-за



1—со стрингерами J-образного сечения (отверждаются вместе с панелью); 2—со стрингерами П-образного сечения и механическим крепежом; 3—шпангоут J-образного сечения
Рис. 17. Сравнение вариантов панели сложной конструкции из усовершенствованных композиционных материалов

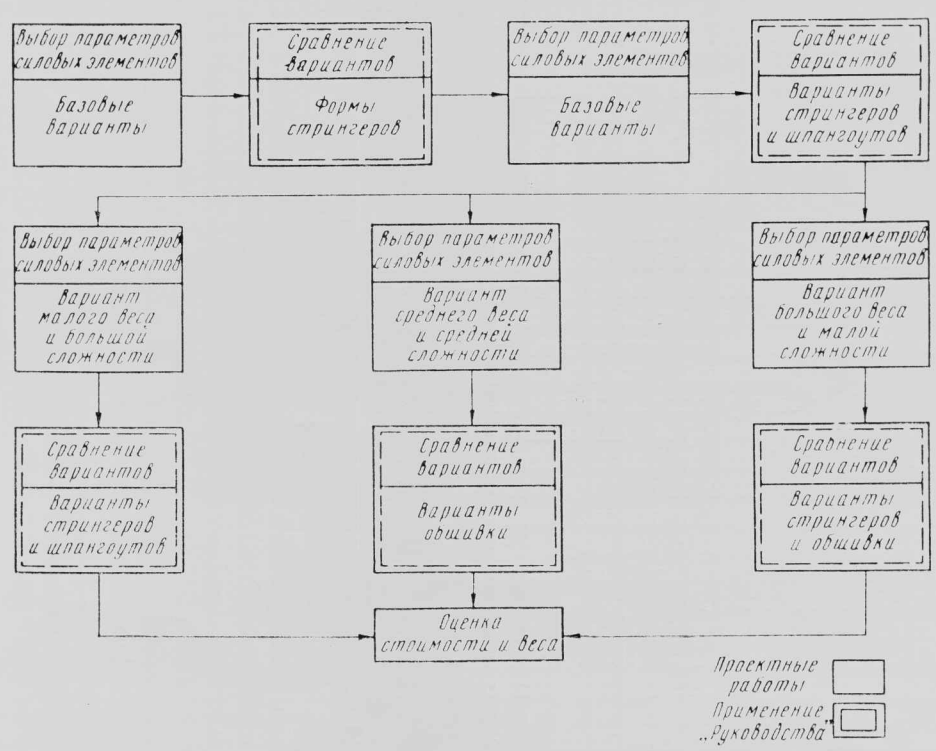


Рис. 18. Схема выбора работающей на срез композиционной панели фюзеляжа на основе параметрического исследования вариантов

сложности существующих методов оценки стоимости в настоящее время экономическое сравнение вариантов проводится на основе лишь очень ограниченных статистических данных. В результате этого выбранный вариант зачастую является не самым экономичным, а после выпуска чертежей и начала производства внесенные изменения настолько удорожаются, что многие возможности снижения стоимости уже не реализуются.

Полное использование всех преимуществ «Руководства» возможно лишь на базе современной вычислительной техники, дающей возможность быстро найти нужную информацию, исследовать множество возможных вариантов конструкции в диалоговом режиме и получить все результаты в наглядной форме, максимально отвечающей потребностям проектировщиков.

Референт В. И. Шубин.

УДК 533.6.072

ИСПЫТАНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ МОДЕЛИ САМОЛЕТА F-18 С ПЛОСКИМИ СОПЛАМИ*

На протяжении нескольких последних лет специалисты ряда американских авиационных фирм и научно-исследовательских организаций оценивают эффективность сопел с прямоугольным поперечным сечением, называемых обычно двумерными или плоскими, и возможность их применения на современных и перспективных тактических боевых самолетах. Такие сопла хорошо согласуются с клиновидной геометрией хвостовой части некоторых истребителей и могут обеспечить снижение лобового сопротивления системы планер — сопло, улучшение маневренности, короткий взлет и посадку самолета благодаря управлению вектором тяги, реверсирование тяги для уменьшения пробега при посадке и повышение маневренности при рулежке.

Специалисты NASA, ВМС и ВВС США провели испытания в аэродинамических трубах модели (в масштабе 0,1) самолета F-18 (рис. 1) с тремя типами плоских сопел: с клиновидным внутренним телом, типа ADEN с системой отклонения вектора тяги (сопло ADEN) и с сужающимся—расширяющимся (сверхзвуковым) соплом (рис. 2).

По результатам испытаний проводилось сопоставление характеристик плоских и исходных осесимметричных сопел самолета F-18.

Испытания проходили в трансзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли с диаметром рабочей части 4,9 м при числах $M=0,6-1,2$ и в сверхзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда с такими же размерами рабочей части при числах $M=1,6-2,2$. В зависимости от числа Маха относительное полное давление на срезе сопла p_c (равное отношению полного давления на срезе к атмосферному давлению) изменялось от малых величин до 20. Конструкция модели обеспечивала возможность замеров разности тяги и сопротивления хвостовой части. Для имитации работы двигателей через державки и крыло модели подавался воздух.

Для обеспечения наилучшей совместимости планера модели с соплами отношение ширины к высоте сечения плоских сопел на бесфорсажных режимах было выбрано равным 1:4.

В испытаниях на бесфорсажном режиме плоские сопла имели площадь критического сечения $\sim 16,1$ см², а на форсажном режиме $\sim 25,8$ см².

Схема осесимметричного сопла показана на рис. 3, а. В натурном сопле степень расширения сопла $F_c/F_{кр}$ есть функция $F_{кр}$. В испытаниях имитировалась работа сопла на бесфорсажном режиме при $F_c/F_{кр}=1,28$ и на форсажном — при $F_c/F_{кр}=1,56$.

На рис. 3, б приведена схема плоского сопла с клиновидным внутренним телом. Это регулируемое сопло с внешним и внутренним расширением имело сжимающееся клиновидное тело и фиксированные внешние створки. При помощи шарнирного устройства клина можно независимо изменять $F_{кр}$ и F_c . На режиме бесфорсажной тяги степень расширения плоского сопла с клиновидным внутренним телом была равна 4.

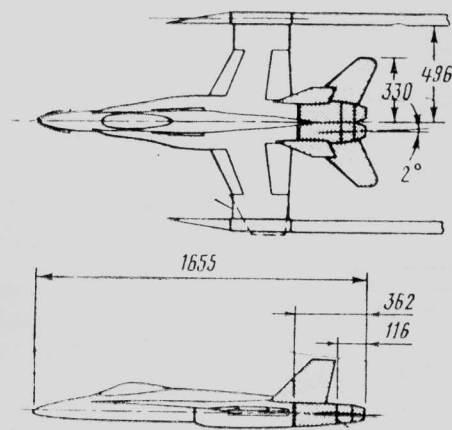
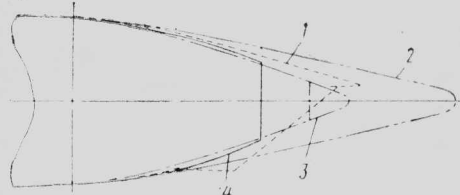


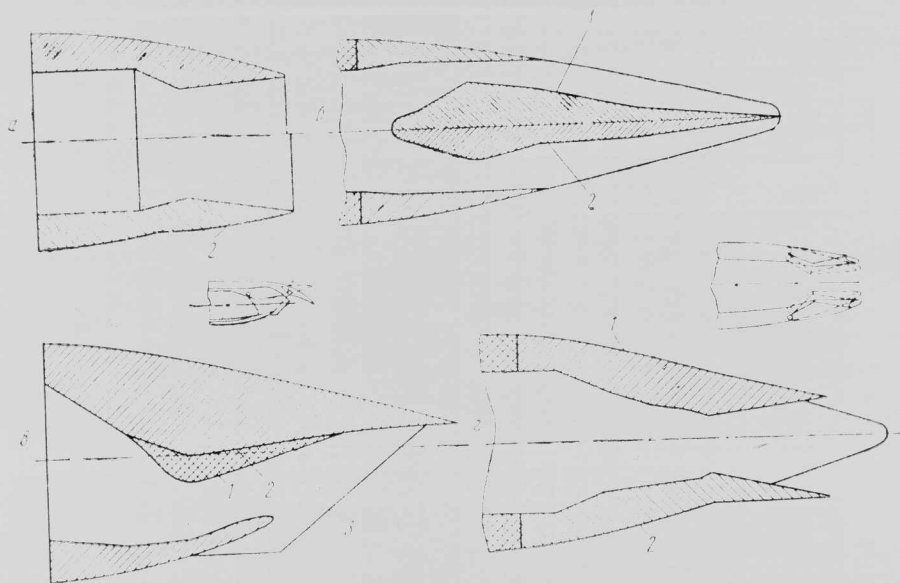
Рис. 1. Схема модели самолета F-18 (размеры в миллиметрах, испытываемая часть модели заштрихована)



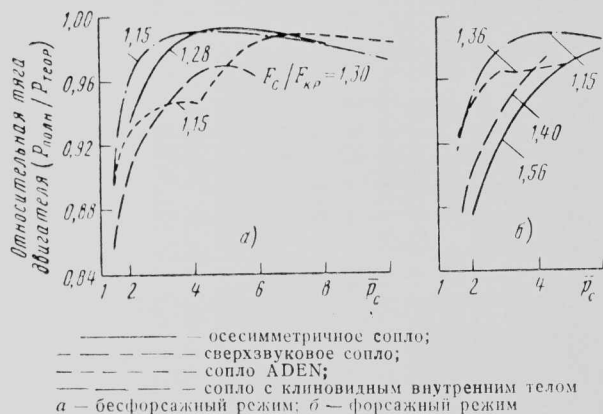
1—ADEN; 2—с клиновидным внутренним телом; 3—плоское сверхзвуковое; 4—осесимметричное

* Carone F. J., Hunt B. L. and Poth G. E. Subsonic/supersonic nonvectored aeropropulsive characteristics of nonaxisymmetric nozzles installed on an F-18 model.

AIAA Paper N 81—1445.

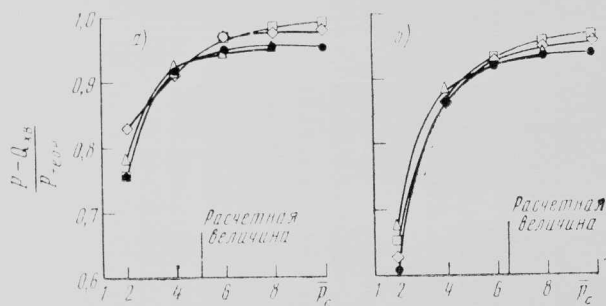


а — осесимметричное сопло; б — сопло с клиновидным внутренним телом; в — сопло ADEN; г — сверхзвуковое сопло
1 — бесфорсажный режим; 2 — форсажный режим; 3 — боковая стенка сопла
Рис. 3. Схемы сопел



— осесимметричное сопло;
- - - сверхзвуковое сопло;
- · - · - сопло ADEN;
- · - · - сопло с клиновидным внутренним телом
а — бесфорсажный режим; б — форсажный режим

Рис. 4. Зависимость относительной тяги от \bar{p}_c

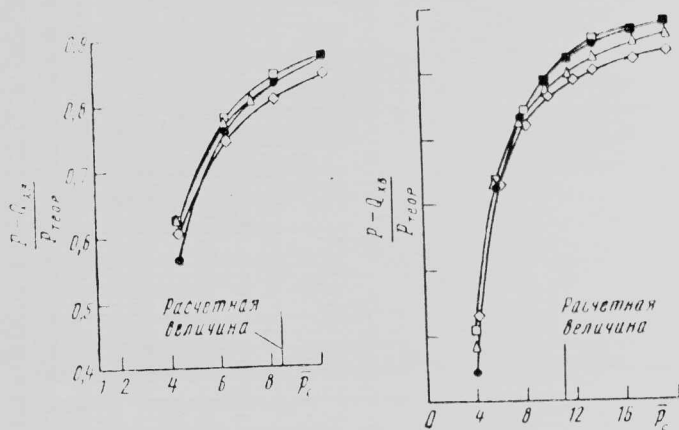


- — осесимметричное сопло ($F_c/F_{кр} = 1,28$);
 - — сверхзвуковое сопло ($F_c/F_{кр} = 1,65$);
 - — сопло ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,15$);
 - △ — сопло с клиновидным внутренним телом ($F_c/F_{кр} = 1,3$)
- а — при $M = 0,60$; б — при $M = 0,90$

Рис. 5. Зависимость относительной эффективной тяги двигателя от \bar{p}_c на дозвуковых режимах [относительная эффективная тяга двигателя $(P-Q_{хв})/P_{теор}$, где P — тяга вдоль продольной оси, $Q_{хв}$ — сопротивление хвостовой части, $P_{теор}$ — расчетная тяга двигателя]

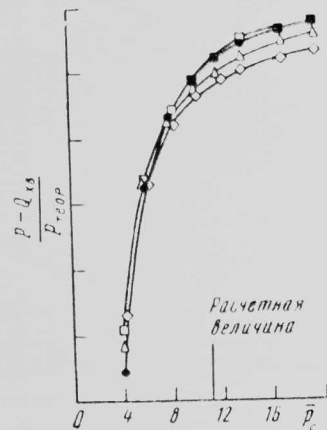
Управление площадью сопла ADEN с отклоняемым вектором тяги (рис. 3, в) осуществляется регулированием положения створок сужающейся — расширяющейся части сопла. Для изменения степени расширения сопла используется нижняя створка. Геометрия сопла ADEN была выбрана с целью уменьшить донные области сопла и обеспечить наиболее полное согласование с планером.

Схема плоского сверхзвукового сопла приведена на рис. 3, г. Изменение конфигурации сопла с фиксированными боковыми стенками осуществляется с помощью трехстворчатого механизма. На бесфорсажном и форсажном режимах степень расширения сверхзвукового сопла была равна соответственно 1,15 и 1,65.



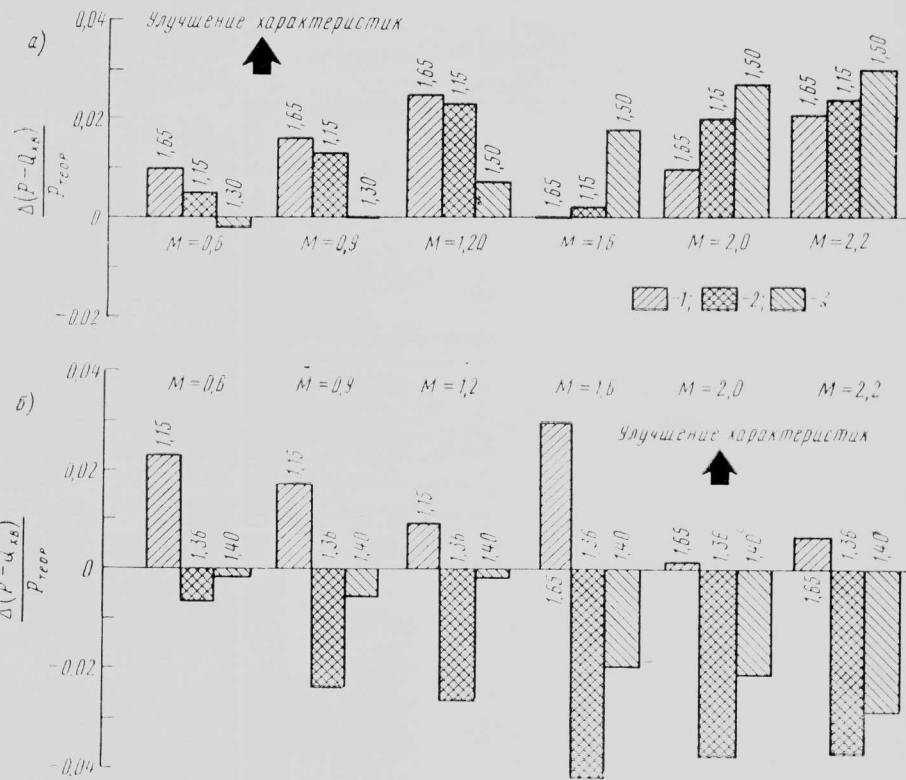
- — осесимметричное сопло ($F_c/F_{кр} = 1,56$);
- — сверхзвуковое сопло ($F_c/F_{кр} = 1,15$);
- ◇ — сопло ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,36$);
- △ — сопло с клиновидным внутренним телом ($F_c/F_{кр} = 1,40$)

Рис. 6. Зависимость относительной эффективной тяги двигателя от \bar{p}_c при числе $M=1,2$



- — осесимметричное сопло ($F_c/F_{кр} = 1,56$);
- — сверхзвуковое сопло ($F_c/F_{кр} = 1,65$);
- ◇ — сопло ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,36$);
- △ — сопло с клиновидным внутренним телом ($F_c/F_{кр} = 1,40$)

Рис. 7. Зависимость относительной эффективной тяги двигателя от \bar{p}_c при числе $M=2$



а — бесфорсажный режим; б — форсажный режим
 1 — сверхзвуковое сопло; 2 — сопло ADEN; 3 — сопло с клиновидным внутренним телом

Рис. 8. Приращение относительной эффективной тяги в зависимости от числа М (цифрами на диаграмме указаны значения степени расширения сопла)

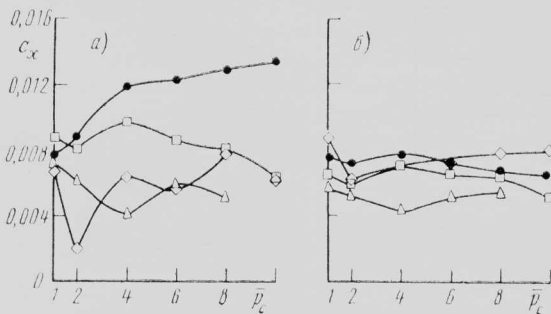
Полученные статические характеристики плоских сопел на бесфорсажном и форсажном режимах при выбранных значениях степени расширения сопла сопоставлялись с характеристиками основного осесимметричного сопла (рис. 4). Внутренние характеристики плоских сверхзвуковых сопел на бесфорсажном режиме (при $F_c/F_{кр} = 1,15$ и степени понижения давления в сопле сверх 6) практически совпадают с внутренними характеристиками сужающегося — расширяющегося осесимметричного сопла.

На бесфорсажном режиме КПД плоского сопла с клиновидным телом при $F_c/F_{кр} = 1,3$ и сопла ADEN при степени понижения давлений в соплах меньше 6 обычно на 2—4% хуже характеристик осесимметричного сопла. Эти сопла имеют внешние дефлекторы; внутренние характеристики сопел будут изменяться под действием набегающего потока.

Характеристики хвостовой части модели с соплом ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,15$) при $M = 0,9$ приблизительно такие же, как и у осесимметричного при степени понижения давления в сопле меньше 6; при больших значениях \bar{p}_c эффективность сопла ADEN значительно выше, чем у осесимметричного сопла. На форсажном режиме характеристики всех плоских сопел оказались лучше характеристик осесимметричного сопла.

На рис. 5—7 представлены характеристики хвостовой части модели самолета F-18 с плоскими и осесимметричными соплами, а на рис. 8 показаны изменения относительной эффективной тяги плоских сопел при расчетной величине \bar{p}_c .

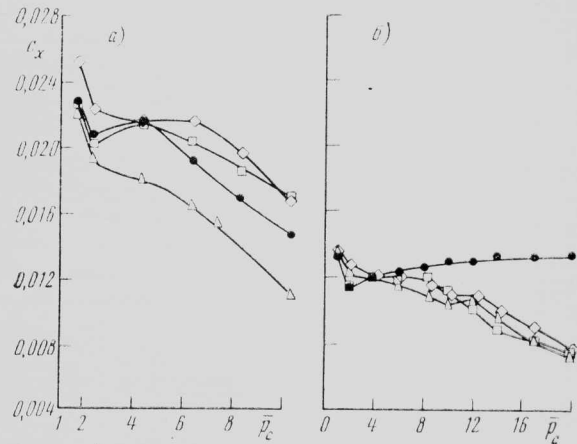
На рис. 9 и 10 представлена зависимость коэффициента сопротивления различных компоновок



● — осесимметричное сопло ($F_c/F_{кр} = 1,28$);
 □ — сверхзвуковое сопло ($F_c/F_{кр} = 1,65$);
 ○ — сопло ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,15$);
 △ — сопло с клиновидным внутренним телом ($F_c/F_{кр} = 1,30$)

а — при $M = 0,60$; б — при $M = 0,90$

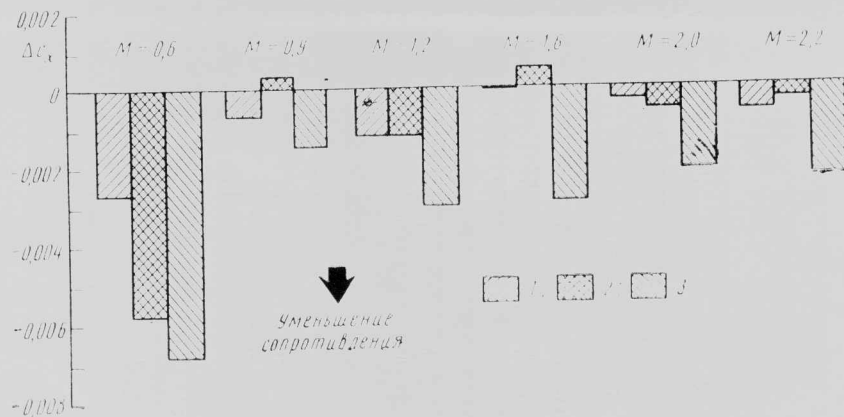
Рис. 9. Зависимость коэффициентов сопротивления различных компоновок хвостовых частей модели от \bar{p}_c на дозвуковых режимах



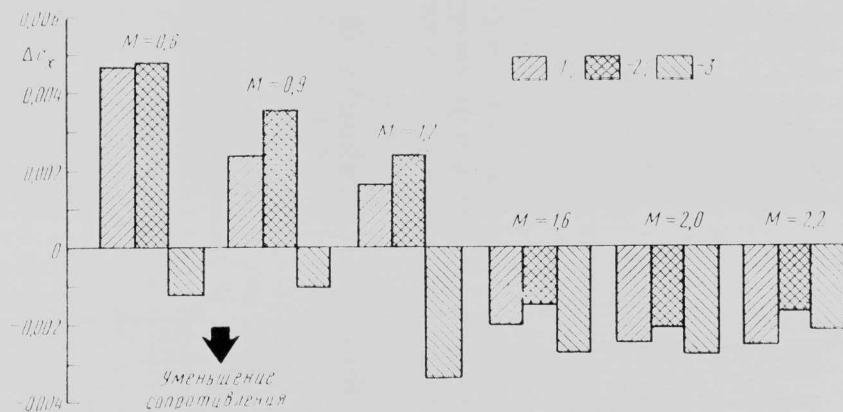
● — осесимметричное сопло ($F_c/F_{кр} = 1,56$);
 □ — сверхзвуковое сопло ($F_c/F_{кр} = 1,65$);
 ○ — сопло ADEN ($F_c/F_{кр} = 1,36$);
 △ — сопло с клиновидным внутренним телом ($F_c/F_{кр} = 1,40$)

а — $M = 1,2$; б — $M = 2,2$

Рис. 10. Зависимость коэффициента сопротивления различных компоновок хвостовых частей модели от \bar{p}_c на сверхзвуковых режимах



1—сверхзвуковое сопло; 2—сопло ADEN; 3—сопло с клиновидным внутренним телом
Рис. 11. Изменение аэродинамического сопротивления хвостовых частей модели в зависимости от числа M при расчетном значении \bar{p}_c на бесфорсажном режиме



1—сверхзвуковое сопло; 2—сопло ADEN; 3—сопло с клиновидным внутренним телом
Рис. 12. Изменение аэродинамического сопротивления хвостовых частей модели в зависимости от числа M при расчетном значении \bar{p}_c на форсажном режиме

хвостовых частей модели самолета F-18 от \bar{p}_c на дозвуковых и сверхзвуковых режимах.

На рис. 11 и 12 показано влияние числа M набегающего потока на изменение внешнего сопротивления хвостовых частей модели при расчетных значениях \bar{p}_c .

На бесфорсажных и форсажных режимах внешнее аэродинамическое сопротивление хвостовой части модели самолета F-18, имеющей сопло с клиновидным внутренним телом, меньше, чем в случае осесимметричного сопла. На форсажном режиме при дозвуковых и околозвуковых скоростях внешнее аэродинамическое сопротивление хвостовой части сверхзвукового сопла также меньше, чем у осесимметричного.

На рис. 11 видно, что внешнее аэродинамическое сопротивление хвостовых частей с плоскими соплами на бесфорсажном режиме меньше, чем с осесимметричными соплами.

Проведенные эксперименты позволяют сделать вывод о том, что на самолете-истребителе с близким размещением двигателей в фюзеляже можно применить плоские сверхзвуковые сопла равной или большей эффективности, чем обычные осесимметричные. На бесфорсажных режимах плоские сопла ADEN и с клиновидным центральным телом также имеют преимущества перед осесимметричными соплами.

Референт А. В. Левиков.

«ТИ», ЦАГИ, 1984, № 9, 1—28.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вождаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов,
Р. Д. Иродов, А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (ответственный редактор)

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 05.04.84.	Подписано в печать 15.05.84.	Формат бумаги 60×90 ^{1/8} .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2,0.	Усл. печ. л. 4,0.	Уч.-изд. л. 4,96.	Тираж 2872 экз.
				Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1961.

