



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Многоцелевой истребитель Нортроп F-20 „Тайгершарк“ . . . . .	1
Шведская авиакосмическая промышленность и программа нового многоцелевого истребителя JAS 39 „Грипен“ . . . . .	8
Разработка высоконадежных резервированных систем управления полетом . . . . .	15
Французский проект воздушно-космического самолета „Гермес“ . . . . .	28

УДК 629.735.33(73) Нортроп F-20 «Тайгершарк»

## МНОГОЦЕЛЕВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ НОРТРОП F-20 „ТАЙГЕРШАРК“

Американская фирма Нортроп осуществляет на собственные средства программу разработки нового многоцелевого истребителя F-20 «Тайгершарк» (тигровая акула), предназначенного для экспорта. В настоящее время ведутся испытания опытных самолетов (рис. 1 и 2).

Проектные исследования нового истребителя начались в 1978 г., а в начале 1980 г. работы были ускорены после одобрения правительством США программы создания экспортного истребителя FX [1, 2]. Новый «промежуточный» истребитель FX должен обладать «умеренными» характеристиками — более высокими, чем соответствующие показатели экспортных истребителей Нортроп F-5E, но более низкими, чем у современных американских истребителей первой линии Дженерал Дайнемикс F-16 и Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F/A-18. В частности, самолет FX должен уступать истребителям США по характеристике дальность полета — боевая нагрузка, однако он должен быть дешевле и проще в эксплуатации. Его характеристики не должны улучшаться без одобрения правительства США [3].

Требованиями к самолету FX предусматривалось создание многоцелевого истребителя, обладающего хорошими характеристиками при выполнении операции ПВО (основная задача) и определенными возможностями для выполнения ударных операций.

Помимо фирмы Нортроп в программе FX приняла участие фирма Дженерал Дайнемикс, построившая на основе серийного истребителя F-16 вариант F-16/J79 с ТРДФ с тягой 8165 кгс вместо ТРДД F100 исходного самолета. Истребитель F-16/J79

прошел летные испытания в 1980—1982 гг., выполнено 213 полетов общей продолжительностью 215 ч [4, 19]. Однако этот самолет не привлек большого внимания ВВС других стран, и более вероятным считается производство на экспорт истребителя F-20 фирмы Нортроп. В поддержку экспорта самолета F-20 выступает и администрация США.

Самолет F-20 разрабатывается на основе серийного многоцелевого истребителя F-5E «Тигр» II и рассматривается как логическое развитие семейства истребителей F-5 (к середине 1982 г. выпущено более 3500 самолетов F-5 всех модификаций, которые использовались ВВС свыше 30 стран) [5]. Самолет F-20 по конструкции во многом идентичен исходной модели и сначала получил обозначение F-5G (в качестве новой модификации), и лишь в конце 1982 г. ему было дано обозначение F-20 [6].

Изготовление опытного самолета F-20 началось в ноябре 1980 г. [7], сборка самолета — в сентябре 1981 г. [8]. Постройка завершилась в начале августа 1982 г. [9], а уже 30 августа состоялся первый полет [10]. В полете продолжительностью 40 мин самолет достиг скорости, соответствующей числу  $M=1,04$ , и высоты 12 190 м. При взлете вес самолета составил ~8,15 тс, длина разбега — 915 м, взлетная скорость была равна ~305 км/ч, посадочная — ~314 км/ч [11].

Программа летных испытаний первого опытного самолета велась ускоренными темпами. Так, за первые шесть дней летных испытаний было выполнено пять полетов общей продолжительностью 5 ч 4 мин. Во время второго полета продолжительностью 1 ч 7 мин, состоявшегося 2 сентября 1982 г., была достигнута перегрузка 3 и было выполнено несколько

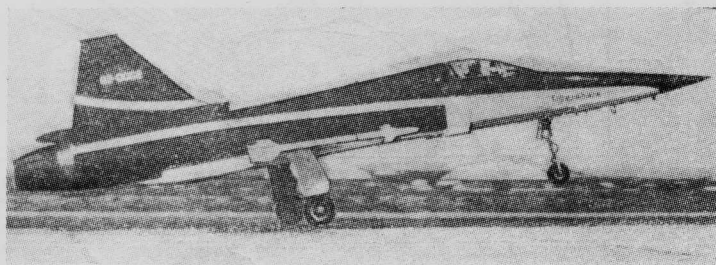


Рис. 1. Самолет Нортроп F-20 «Тайгершарк»

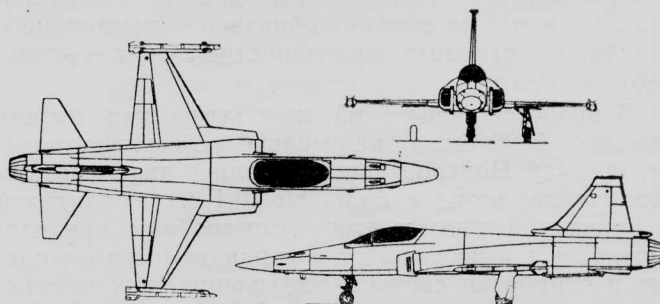


Рис. 2. Схема самолета F-20

ко бочек. 3 сентября для выполнения третьего полета самолет совершил взлет на форсаже. В полете проводилась оценка управляемости самолета и характеристик ТРДДФ Джeneral Электрик F404 при различных скоростях и высотах полета до 11280 м, осуществлялась калибровка датчиков углов атаки и скольжения. В четвертом полете, выполненном в этот же день, также исследовались управляемость самолета и характеристики двигателя. Кроме того, самолет испытывался на режимах, близких к срывным.

В пятом полете продолжительностью 1 ч 7 мин 4 сентября 1982 г. самолет достиг высоты 12190 м. В полете осуществлялось циклическое перемещение РУД, неоднократно включался и выключался форсаж.

За период с 30 августа по 22 декабря 1982 г. самолет F-20 выполнил 92 полета и налетал 75 ч, из них более 6 ч на форсажном режиме. Наибольшая продолжительность полета составила 2 ч 12 мин. Были получены следующие результаты:

достигнуто число  $M=1,9$  в горизонтальном полете на высоте 13410 м (на высоте более 10970 м скорость полета не ограничивается по числу  $M$ );

выполнялись маневры при углах атаки до  $30^\circ$ ;

достигался угол атаки  $\sim 35^\circ$  при скорости менее 130 км/ч;

осуществлялся набор высоты 12190 м за 2,4 мин с момента отпускания тормозов (в дальнейшем предполагается уменьшить время до 2,1 мин);

выполнен набор высоты 15240 м с разгоном до числа  $M=1,6$  менее чем за 6 мин (в условиях МСА по оценке может быть достигнуто время менее 5 мин);

осуществлен разгон от числа  $M=0,3$  до  $M=0,9$  за 31 с, от числа  $M=0,5$  до  $M=1,25$  за 70 с;

достигнута перегрузка 7,2;

выполнен установившийся вираж с угловой скоростью 4 град/с и перегрузкой 2,8 при числе  $M=1,2$  на высоте 9150 м при температуре на  $10^\circ$  выше стандартной [12].

Всего на 19 января 1983 г. первый опытный самолет совершил 113 полетов и налетал 93 ч (из них на форсажном режиме более 8 ч) [13].

Ускоренное проведение программы летных испытаний самолета F-20 стало возможным благодаря широкому использованию пилотажных стендов при разработке самолета. Математическая модель нового самолета была создана на основе модели самолета F-5E, с высокой степенью точности соответствовавшей характеристикам реального самолета. Для отработки модели самолета F-5E применялась следующая методика: в первой половине рабочего дня летчики совершали полеты на самолетах F-5E, а во второй половине того же дня — имитировали «полеты» на стенде, добиваясь максимального подобия пилотажных характеристик стенда и реального самолета.

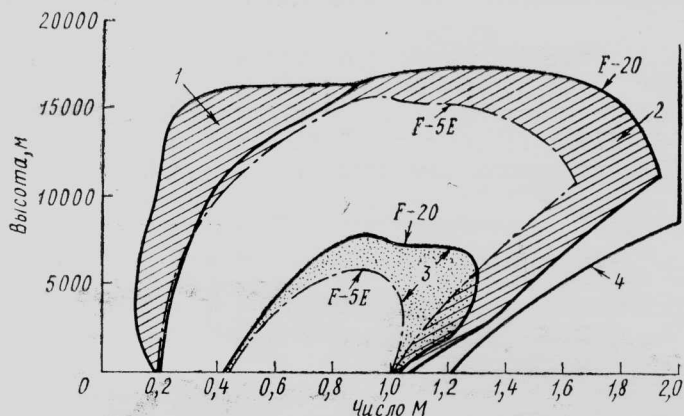
В процессе испытаний математическая модель самолета F-20 была значительно усовершенствована. Фирмой Нортроп использовались два пилотажных стенда: стенд с большой (6,1 м) амплитудой перемещений и пятью степенями свободы, предназначенный для исследования управляемости самолетов и отработки системы управления, и комплексный стенд с неподвижной базой для оценки радиоэлектронного оборудования и системы оружия [14].

Первый опытный самолет F-20 предназначен для оценки летных характеристик самолета, его устойчивости и управляемости, работы двигателя. Летные испытания второго самолета начались летом 1983 г., он используется для оценки приборного и радиоэлектронного оборудования, вооружения. Намечено построить два планера для статических испытаний [9]. Первоначально планировалось подготовить к поставке первые серийные самолеты с упрощенным оборудованием в июле 1983 г., а самолеты с полным комплектом оборудования — в 1984 г. Однако к середине 1982 г. заказов на самолеты F-20 не поступило, и фирма перенесла сроки начала серийного производства на более отдаленное будущее [15].

Фирме Нортроп разрешено вести переговоры о продаже самолета F-20 с 42 странами. К концу 1982 г. интерес к самолету проявили ВВС следующих стран: Саудовской Аравии, Иордании, Египта, Индонезии, Малайзии, Сингапура, Филиппин, Турции, Таиланда, Южной Кореи, Чили и Аргентины. Считается, что страны Ближнего Востока и Юго-Восточной Азии могут закупить до 300—400 самолетов F-20. Всего в ближайшие 10 лет может быть построено 800—1200 самолетов [12].

Возможно, что партия из 20 экспортных истребителей будет закуплена министерством обороны США, но в конечном итоге будет предложена для продажи на экспорт. Средства на закупку самолетов могут быть выделены из специального фонда SDAF (Special Defence Acquisition Fund), учрежденного в 1981 г. конгрессом с целью создания запасов оружия, предназначенного для последующей продажи в другие страны [16]. ВМС США рассматривают возможность закупки 24 самолетов F-20 для использования их (вместо применяющихся в настоящее время самолетов F-5E, T-38 и A-4) во время учений с целью имитации самолетов потенциального противника [17]. Цена оборудованного самолета F-20  $\sim 9$  млн. долл. (по курсу 1982 г.) [9].

Самолет F-20 должен обладать значительными преимуществами перед истребителем F-5E (рис. 3). Согласно оценкам, угловая скорость установившегося виража у нового самолета будет 11,5 град/с, максимальная угловая скорость виража должна достигать 20 град/с [27], время разгона на высоте  $\sim 9150$  м от  $M=0,6$  до  $M=0,9$  составит 26 с, от  $M=0,9$  до  $M=1,2$  — 30 с, от  $M=0,9$  до  $M=1,6$  —



1—зона неустойчивых режимов; 2— $n_y=1$ ; 3— $n_y=4$ ; 4—предельная земная индикаторная скорость 1480 км/ч

Рис. 3. Область летных режимов самолетов F-20 и F-5E (50%-ный запас топлива, установлены рельсовые направляющие для УР)



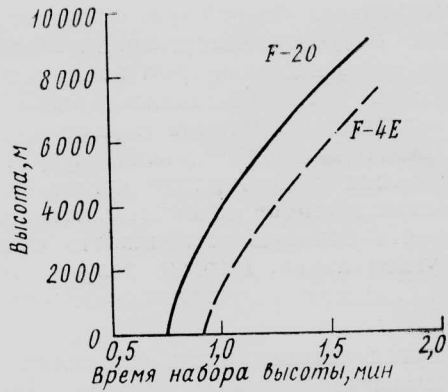


Рис. 4. Время набора высоты самолетов F-20 и F-4E

80 с [21]. Скороподъемность будет больше, чем у самолета F-4E «Фантом» (рис. 4) [22]. Типичные профили полета самолета показаны на рис. 5 [28].

Большое внимание при разработке самолета уделяется повышению его надежности и улучшению эксплуатационных характеристик. По оценке фирмы Нортроп, среднее время наработки на отказ самолета F-20 составит 4,2 летных часа (у самолета F-16A ~3 ч), трудоемкость технического обслуживания 12,8 чел.-ч на 1 ч полета (у самолета F-16A ~18 чел.-ч на 1 ч полета). По мнению фирмы, для эскадрильи самолетов F-20 потребуется на 20% меньше обслуживающего персонала, чем для эскадрильи самолетов F-16A; расходы на 1 ч полета (без учета оплаты труда обслуживающего персонала) будут меньше в два раза [20]. Во время первых ~100 полетов трудоемкость текущего технического обслуживания самолета составила 1,36 чел.-ч на 1 ч полета вместо 3,9 чел.-ч по плану [26].

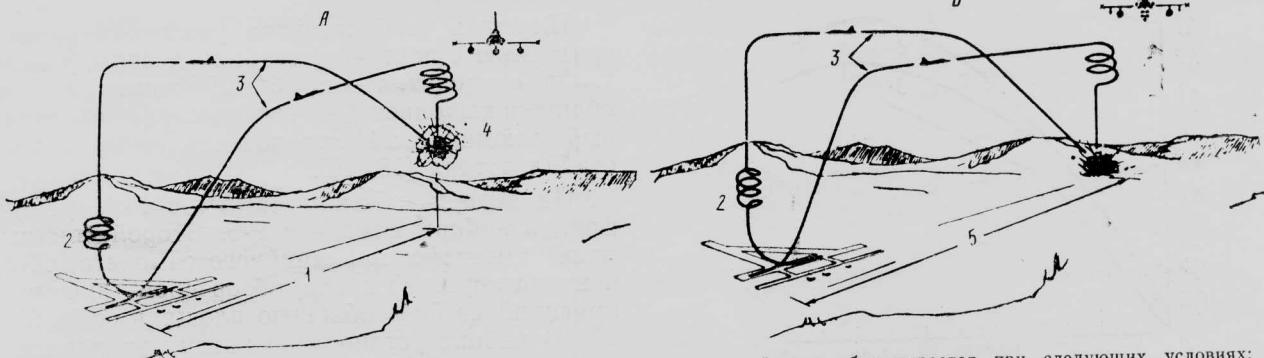
Компоновочная схема самолета F-20 показана на рис. 6 (см. стр. 16—17) [7].

#### Характеристика самолета F-20 [19]

Длина самолета . . . . .	14,17 м
Высота самолета . . . . .	4,22 "
Размах крыла без ракеты/с ракетами на концах . . . . .	8,13/8,53 м
Площадь крыла . . . . .	17,28 м <sup>2</sup>

#### Вес и нагрузки (расчетные)

Взлетный вес:	
максимальный . . . . .	11 925 кгс
максимальный без внешних подвесок . . . . .	7 829 "
боевой (с 50%-ным запасом топлива) . . . . .	6 831 "



А—боевое патрулирование (две УР AIM-9; три подвесных топливных бака емкостью по 1040 л; горизонтальный разгон от  $M = 0,8$  до  $M > 1,1$ ; ведение боя на форсажном режиме, высота ~4600 м; пять разворотов); Б—атака наземной цели (две УР AIM-9, семь бомб Mk.82, два подвесных топливных бака емкостью по 1040 л; осуществление удара в течение 5 мин на уровне моря при работе двигателей на номинальном бесфорсажном режиме)  
1—радиус действия 555 км (согласно последним сведениям, этот

Вес пустого самолета . . . . .	5 089 "
Максимальный запас топлива во внутренних баках . . . . .	1 996 "
Максимальная подвесная нагрузка . . . . .	>3 630 "

Летные данные (расчетные при максимальном взлетном весе без внешних подвесок, если не указаны другие условия)

Максимальное число $M$ на большой высоте	~2
Максимальная скороподъемность на уровне моря . . . . .	275 м/с
Потолок:	
боевой . . . . .	16 170 м
практический . . . . .	16 765 "

Взлетная дистанция (на уровне моря в условиях МСА) . . . . .	457 "
Взлетная дистанция при максимальном взлетном весе . . . . .	1 174 "
Посадочная дистанция (на уровне моря в условиях МСА) . . . . .	793 "
Перегонная дальность . . . . .	3 000 км

**Конструкция самолета.** Самолет F-20 имеет на 80% общую со стандартным самолетом F-5 конструкцию [6], поскольку фирма широко использовала существующие компоненты (передняя часть фюзеляжа, кабина экипажа, крыло и т. д.).

Вследствие применения на самолете F-20 одного двигателя (вместо двух на F-5), имеющего увеличенную длину, потребовалось уменьшить ширину фюзеляжа и увеличить его длину путем вставки дополнительной секции длиной 0,13 м непосредственно за кабиной летчика.

Самолеты семейства F-5 обладают хорошей устойчивостью и управляемостью при больших углах атаки. Так, самолет T-38 (исходный учебно-тренировочный вариант) практически не входит в штопор, самолеты F-5A и E обладают высокой сопротивляемостью штопору. Считается, что хорошая устойчивость и управляемость обусловлены прежде всего правильно выбранной формой носовой и хвостовой частей фюзеляжа, а также использованием крыла с умеренными стреловидностью и сужением. При разработке самолета F-20 фирма стремилась сохранить высокие характеристики устойчивости и управляемости. В частности, для компенсации уменьшения ширины фюзеляжа самолета F-20 (по сравнению с F-5) и получения требуемой продольной устойчивости было решено использовать боковые выступы на хвостовой части фюзеляжа, начинающиеся от крыла. Выступы привели к росту смачиваемой поверхности самолета, но в то же вре-

радиус действия обеспечивается при следующих условиях: две УР AIM-9, три подвесных топливных бака емкостью по 1040 л, патрулирование в течение 97 мин, ожидание посадки на уровне моря в течение 20 мин [19]; 2—ожидание в зоне посадки на уровне моря в течение 20 мин; 3—крейсерский полет на оптимальном режиме; 4—патрулирование в течение 77 мин; 5—радиус действия 665 км (по более поздним сведениям, радиус действия при этих условиях составляет 713 км [19])

Рис. 5. Типичные профили полета самолета F-20



мя увеличили подъемную силу при больших углах атаки.

У носовой части фюзеляжа сплюснутая форма (отсюда и название самолета) для улучшения путевой устойчивости самолета при больших углах атаки. Повышение устойчивости обусловлено особенностями вихревого обтекания носовой части данной конфигурации: в случае ненулевого угла скольжения несимметрия вихрей, возникающих при обтекании носовой части фюзеляжа, способствует появлению восстанавливающего момента. С целью получения требуемого обтекания носовой части фюзеляжа было принято решение отказаться от использования на самолете обычной носовой штанги ПВД и установить две L-образные штанги по бокам фюзеляжа. Дополнительное преимущество такого решения состоит в улучшении характеристик РЛС, расположенной внутри носового корпуса. С целью калибровки флюгерных датчиков углов атаки и скольжения, расположенных на концах консолей крыла\* (для повышения точности измерений при летных испытаниях), было совершено несколько полетов на опытном самолете F-20, оснащенном носовым обтекателем стандартного самолета F-5 с датчиками, расположенными на носовой штанге. В ходе этих испытаний была установлена хорошая корреляция показаний датчиков, и дальнейшие испытания опытного самолета вновь проводились с носовым обтекателем сплюснутой формы, не имеющим штанги ПВД [18].

«Поджатие» фюзеляжа в средней части в соответствии с правилом площадей, примененное на самолете F-5, при разработке истребителя F-20 устроено в связи с тем, что он обладает большей тяговооруженностью [19].

У самолета F-20 в основном сохранена исходная форма в плане, лишь несколько изменена форма и увеличена площадь корневых наплывов крыла, что позволило увеличить  $C_{y \max}$  на 12% (рис. 7) [7, 22]. Площадь наплывов составляет 6% площади всего крыла, развиваемая ими подъемная сила достигает ~30% всей подъемной силы [23]. По другим данным, увеличение максимальной подъемной силы, обусловленное наличием корневых наплывов, обеспечивает при полностью отклоненной механи-

\* На компоновочной схеме (рис. 6) датчик угла атаки показан сбоку фюзеляжа (поз. 36). Прим. реф.

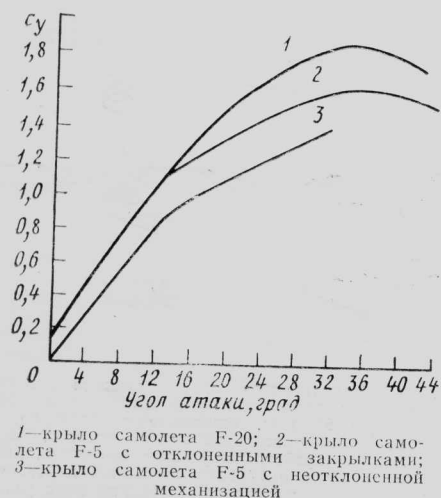


Рис. 7. Улучшение несущей способности крыла самолета F-20

зации уменьшение боевой удельной нагрузки на крыло (при 50%-ном запасе топлива) на ~50%: с ~390 до ~260 кгс/м<sup>2</sup>. Форма наплывов (так же, как и носовой части фюзеляжа) разработана на основе детальных испытаний в аэродинамических трубах. Предполагается, что выбор формы носовой части фюзеляжа и комбинации крыло—наплывы с учетом взаимодействия их вихревых систем позволит сохранить боковую устойчивость самолета до больших углов атаки. Первые результаты летных испытаний подтверждают правильность этого решения [18, 19].

Сплюснутая носовая часть фюзеляжа и увеличенные корневые наплывы крыла используются также на серийных самолетах F-5E последних выпусков [7].

Механизация крыла самолета F-20 состоит из автоматически отклоняемых (в функции скорости полета и угла атаки) носков и закрылков. Летчик может также вручную отклонить механизацию на фиксированный угол. Обшивка корневых частей крыла упрочнена для обеспечения возможности маневрировать с перегрузками до 9 (при боевом весе).

Высота хвостовой части фюзеляжа самолета F-20 больше, чем у самолета F-5, вследствие установки нового двигателя. В результате обтекание кия самолета F-20 при полете при больших углах атаки оказалось более благоприятным, что позволило уменьшить площадь кия на 20% и снизить таким образом его вес и лобовое сопротивление. Киль имеет новую конструкцию с семью лонжеронами из алюминиевого сплава, соевым наполнителем в носке и хвостовой части и углепластиковой обшивкой. В корневой части кия расположен воздухозаборник систем кондиционирования и охлаждения коробки привода агрегатов и генератора переменного тока мощностью 40 кВ·А. В задней части обтекателя указанного воздухозаборника размещен тормозной парашют.

При проектировании цельноповоротного стабилизатора была поставлена задача обеспечить:

высокую эффективность продольного управления, достаточную для предотвращения сваливания самолета при интенсивном маневрировании на критических углах атаки;

достаточный запас устойчивости для выполнения аварийной посадки с использованием ручного обратного управления при отказе системы повышения устойчивости.

Площадь стабилизатора увеличена на 30% по сравнению с исходным стабилизатором, а диапазон углов отклонения — на 3°. Лонжерон, нервюры и обшивка выполнены из углепластика; имеется сотовый алюминиевый наполнитель на всю толщину стабилизатора [18, 19].

На первом опытном самолете F-20 установлен фонарь кабины самолета F-5. Второй опытный самолет имеет фонарь серийного самолета, обеспечивающий круговой обзор, обзор вбок—вниз на 15° и имеющий на 50% большую площадь остекления [7, 16]. В кабине установлено катапультируемое кресло Стенсел S11S-3, обеспечивающее покидание самолета при нулевой высоте и скорости [19].

**Система управления.** При разработке системы ставилась цель обеспечить требуемые характеристики управляемости при задней центровке самолета, уменьшить градиенты усилий на ручке управ-

ления при маневрировании, устранить по возможности ограничения на последовательность сброса подвесных грузов и применение оружия [18].

В контуре продольного управления используется электрическая проводка. Имеется система улучшения продольной управляемости, в состав которой входит цифровая ЭВМ с двухканальной схемой передачи данных. Сохранена резервная механическая проводка управления, обеспечивающая возвращение самолета на базу при отказе электродистанционной системы (в случае поражения молнией или электромагнитными импульсами при ядерных взрывах).

Собственная статическая устойчивость самолета мала при большинстве режимов полета. При некоторых вариантах размещения боевой нагрузки ц. т. может находиться позади фокуса, но этот случай считается нерасчетным.

В контуре путевого управления имеется система с обычной механической проводкой, работающая параллельно с упрощенной системой улучшения путевой управляемости. В контуре поперечного управления используется механическая проводка и гидропривод [23, 7]. Возможности автоматической системы улучшения управляемости самолета F-20 меньше, чем у активных электродистанционных систем управления ряда современных самолетов с уменьшенной степенью устойчивости или аэродинамически неустойчивых. Эта система не охватывает контур поперечного управления. Тем не менее самолет F-20 может быть выведен кратковременно на критические углы атаки, что улучшает как оборонительные, так и наступательные возможности самолета [20].

Датчики углового положения, скорости и ускорения в контуре продольного управления имеют двукратное резервирование, в контуре путевого управления — однократное резервирование [18].

**Силовая установка** самолета F-20 была выбрана после рассмотрения более 20 вариантов с одним и двумя двигателями. Предпочтение было отдано использованию одного двигателя Джeneral Электрик F404, который хорошо зарекомендовал себя на истребителе-бомбардировщике Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F/A-18. Фирма Нортроп считает, что ТРДДФ F404 устойчив в отношении срыва потока, отличается высокой приемистостью и имеет относительно небольшой удельный расход топлива на боевом режиме. По сравнению с ТРДДФ Пратт-Уитни F100 (который также рассматривался фирмой Нортроп) двигатель F404 имеет меньшее число деталей. Он оснащен компрессором с турбинами с меньшим числом ступеней, форсажной камерой с одним топливным коллектором (у двигателя F100 пять коллекторов). Удельный расход топлива двигателя F404 на форсажном режиме на 5% меньше, чем у двигателя F100.

На начальном этапе испытаний первый опытный самолет F-20 был снабжен двигателем F404-GE-400, который используется на двухдвигательном самолете F/A-18. В дальнейшем на первом опытном самолете F-20 предполагалось установить модификацию F404-GE-100. Этот же двигатель будет устанавливаться на серийных самолетах. Отличие ТРДДФ F404-GE-100 от исходного двигателя заключается в установке резервной системы зажигания, новых топливного насоса и коробки привода

агрегатов. Было решено отказаться от использования системы автоматического управления двигателем и обеспечить дублирование основного и аварийного регуляторов подачи топлива с целью повышения живучести самолета [21].

Форсажная тяга двигателя F404-GE-100 на 7% выше, чем у исходного варианта. Это достигнуто увеличением температуры на входе в турбину (на 39°) благодаря изготовлению лопаток турбины высокого давления из сплава Рене 80 вместо сплава Рене 95. Цель модификации состояла прежде всего в увеличении форсажной тяги в диапазоне чисел  $M=0,6 \div 1,3$ , когда аэродинамическое сопротивление самолета является наибольшим. Ресурс горячих компонентов двигателя не уменьшился, удельный расход топлива не увеличился [20, 23].

Конструкция нерегулируемых боковых воздухозаборников была тщательно отработана на основе испытаний в аэродинамической трубе. Расстояние от воздухозаборников до фюзеляжа несколько увеличено с целью предотвратить засасывание пограничного слоя. Испытания показали, что неравномерность поля скоростей на входе в компрессор невелика, а ограничения на углы атаки и скольжения должны быть менее жесткими, чем для самолета F/A-18.

Расход воздуха через двигатель равен 63,5 кгс/с, однако воздухозаборник рассчитан на расход 72,5 кгс/с с целью обеспечить возможность установки в будущем вариантов двигателя с тягой до ~9100 кгс. Модификация планера самолета потребует только в случае установки еще более мощных двигателей [20, 23].

**Радиоэлектронное оборудование.** На первом опытном самолете F-20 установлено такое же аналоговое радиоэлектронное оборудование, как и на самолете F-5E. Второй опытный самолет имеет серийное усовершенствованное цифровое радиоэлектронное оборудование общим весом 244 кгс, основными компонентами которого являются многорежимная импульсно-доплеровская РЛС Джeneral Электрик APG-67 (фирменное обозначение GE-200), коллиматорный индикатор фирмы Джeneral Дайнемикс, лазерная инерциальная навигационная система: фирмы Ханиуэлл, цифровая система индикации и управления фирмы Бендикс и ЭВМ фирмы Теледайн.

В состав РЛС APG-67 (рис. 8) входят ЭВМ обработки радиолокационных данных, соответствующий стандарту MIL-STD-1750A, антенная система с плоской щелевой антенной решеткой и программируемый передатчик. Потребляемая РЛС мощность

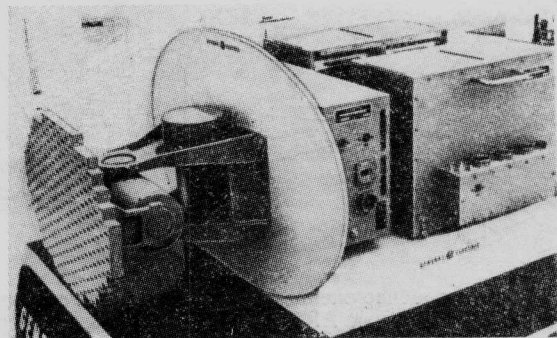


Рис. 8. РЛС Джeneral Электрик APG-67

3,3 кВт, объем 85 дм<sup>3</sup>. Вес РЛС составлял первоначально 100 кгс, но в дальнейшем возрос до 123 кгс в связи с использованием более мощного (200 Вт вместо 120 Вт) передатчика для увеличения дальности обнаружения целей. Передатчик на лампе бегущей волны работает с перестройкой частоты от импульса к импульсу в диапазоне 1 (9,5—9,7 ГГц). Частоты повторения импульсов (ЧПИ) и длительности импульсов изменяемые.

При действиях против воздушных целей РЛС работает на режимах обзора верхней полусферы при низкой ЧПИ, обзора нижней полусферы при средней ЧПИ и поиска по скорости при высокой ЧПИ. При действиях против наземных целей используется средняя ЧПИ. Дальность обнаружения воздушных целей с ЭПР, равной 5м<sup>2</sup>, при работе РЛС в режимах обзора верхней и нижней полусфер показана на рис. 9 в зависимости от угла сканирования антенны по азимуту и возвышению. Указывается, что дальность действия РЛС АРГ-67 близка к дальности РЛС АРГ-66, устанавливаемой на самолете F-16А, и превышает дальность РЛС самолета F-4, которая практически не обеспечивает обзор в нижней полусфере.

РЛС АРГ-67 имеет также три режима ближнего воздушного боя, на которых обеспечивается автоматический захват первой обнаруженной цели в интервале дальностей до 18 км: режим захвата по линии визирования (при сканировании в секторе 5° по азимуту и 7° по возвышению), когда производится захват первой цели, которая пересекает линию визирования; режим «суперпоиска» (при сканировании в секторе 20° как по азимуту, так и по возвышению), когда сектор обзора примерно совпадает с полным полем зрения коллиматорного индикатора; режим вертикального поиска (при сканировании в секторе 10° по азимуту и 40° по возвышению над линией визирования).

При действиях против наземных целей РЛС может работать в режимах картографирования местности обычным лучом (масштабы дальности 9,3; 18,5; 37; 74 и 148 км) и с доплеровским сужением луча (в последнем случае при масштабе дальности 18,5 км разрешающая способность по азимуту на расстоянии 9,3 км составит ~18 м), а также в режиме измерения дальности до наземных объектов и т. д. В режимах картографирования можно осу-

ществлять отключение передатчика и запоминание изображения с целью повышения скрытности подхода самолета к цели.

Действия против надводных целей обеспечиваются при работе РЛС на двух режимах. Использование первого из них позволяет обнаружить неподвижные и медленно движущиеся цели с ЭПР, равной 50 м<sup>2</sup>, на дальности 65 км в условиях штиля. Второй режим обеспечивает обнаружение и сопровождение цели с такой же ЭПР, движущейся со скоростью свыше 15 км/ч на дальности до 56 км при волнении на море.

Предусмотрена возможность введения режима сопровождения на проходе. Этот режим обеспечит одновременное сопровождение до 10 целей и отображение на индикаторе восьми из них с автоматическим установлением приоритета каждой цели на основе данных о дальности и относительной скорости сближения.

В дальнейшем предполагается увеличить мощность передатчика РЛС до 500 Вт, расширить режим захвата до больших углов отклонения от линии визирования, при которых могут использоваться всеракурсная ракета АИМ-9L и перспективные ракеты с тепловой ГСН, обеспечить совместимость с ракетами АИМ-7 и «Скай Флеш», имеющими полуактивную радиолокационную ГСН, и с ракетой АИМ-120 (АМРААМ) [12, 20, 23].

Первая опытная РЛС АРГ-67 проходила в начале 1983 г. летные испытания на самолете Дуглас С-54. Первый полет самолета F-20 с РЛС АРГ-67 (пятая опытная РЛС) на борту был намечен на 1983 г. [24].

Инерциальная навигационная система (ИНС) с лазерными гироскопами весит ~21 кгс и занимает объем менее 21 дм<sup>3</sup>. Опытный экземпляр ИНС прошел испытания на самолете А-7. ИНС можно выставить за 22 с, если использовать хранящиеся в памяти системы данные о курсе в конце предыдущего боевого вылета. Выставка системы может производиться одновременно с запуском двигателя, на который уходит 30 с (при использовании наземных источников электропитания). В результате в течение 3 мин после сигнала на взлет по тревоге самолет может набрать высоту 7600 м, достичь числа М=0,9 и удалиться от аэродрома более чем на 18 км. Местоположение самолета будет определяться с отклонением 1,85 км за 1 ч полета, горизонтальная и вертикальная составляющие скорости — с точностью 0,76 и 0,61 м/с соответственно [20]. Без использования хранящихся в памяти данных о курсе время выставки ИНС для достижения указанной точности определения места и скорости составляет 4 мин [23].

Малое время взлета по тревоге считается существенным преимуществом самолета F-20 по сравнению с истребителем F-16 (оснащенным ИНС обычного типа). Фирма Нортроп указывает, что самолет F-20 может подняться в воздух через 1—3 мин после сигнала на взлет, в то время как самолету F-16 требуется для этого 15 мин [25].

Приборное оборудование самолета F-20 является полностью новым. Установленный в кабине коллиматорный индикатор имеет следующие режимы работы: навигационный, применения пушки, применения УР АИМ-9, непрерывного вычисления точки попадания, непрерывного вычисления точки сбра-

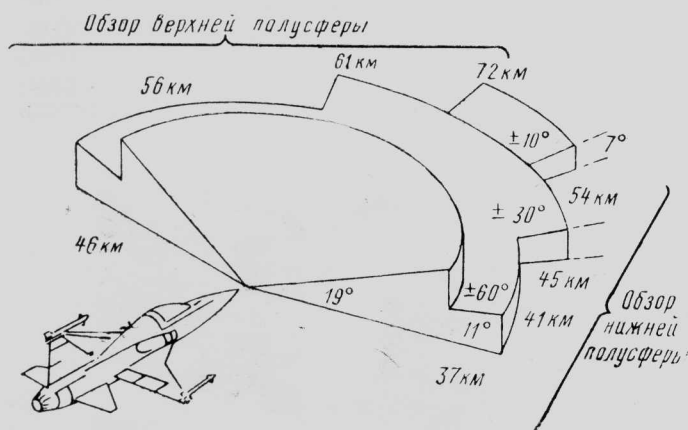


Рис. 9. Дальность обнаружения воздушных целей с помощью РЛС Джиганал Электрик АРГ-67 в режимах обзора верхней и нижней полусфер в зависимости от угла сканирования антенны по азимуту и возвышению (масштаб дальности 148 км)



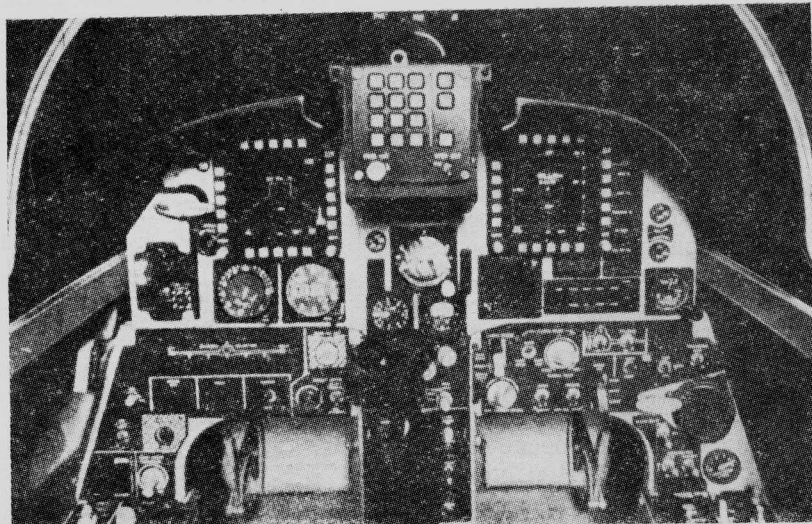


Рис. 10. Приборная доска самолета F-20

сывания. Индикатор имеет мгновенное поле зрения  $19,7^\circ$  по горизонтали и  $16^\circ$  по вертикали, полное поле зрения по кругу составляет  $22^\circ$ . На приборной доске установлены два цифровых многофункциональных индикатора фирмы Бендикс (рис. 10). Имеются двойные генераторы символов, микропроцессоры и источники питания (каждый из источников питания может обеспечить работу всех индикаторов).

Для уменьшения рабочей загрузки летчика основные переключатели управления прицельно-навигационной системой и системой оружия установлены на РУД и ручке управления самолетом.

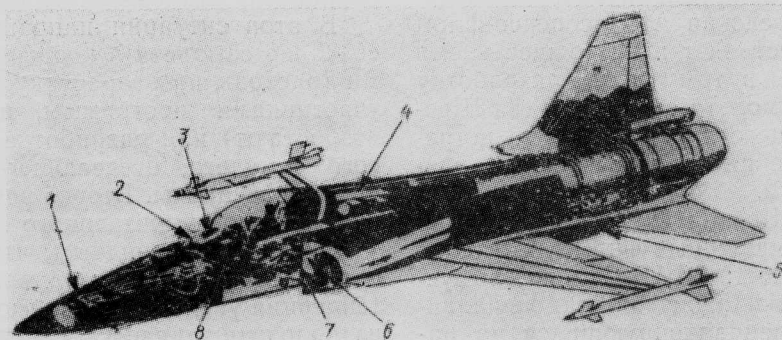
На самолете используется распределенная схема обработки информации: под управлением центральной ЭВМ находятся 28 процессоров, девять из которых являются ЭВМ, 19 — микропроцессорами. Часть микропроцессоров установлены в подкрыльных пилонах для обслуживания специализированных интерфейсов системы вооружения. Центральная ЭВМ обрабатывает слова разрядностью 20 бит и обладает быстродействием 648 тыс. операций в секунду. Она выполнена в соответствии со стандартом MIL-STD-1750A, использует язык высокого уровня «Джовиал» J73, весит 8,6 кгс и занимает объем  $9,3 \text{ дм}^3$ . Емкость запоминающего устройства

составляет 64 тыс. слов. Все связи в системе обработки информации обеспечиваются с помощью двойных мультиплексных шин, отвечающих требованиям MIL-STD-1553B.

Имеются значительные резервные возможности средств обработки информации. Так, уровень использования мультиплексных шин на исходном самолете F-20 должен составить 30% их максимальных возможностей, центральной ЭВМ — 35—40%. Тем не менее предусматривается возможность увеличить в случае необходимости емкость запоминающего устройства центральной ЭВМ до 128 тыс. слов.

В состав радиоэлектронного оборудования самолета F-20 входят также автоматический радиоконпас, система посадки по приборам, УКВ аппаратура, система опознавания AN/APX-101, аппаратура AN/ARN-118 радионавигационной системы «Такан». Возможна установка системы предупреждения о радиолокационном облучении AN/ALR-46, системы РЭП AN/ALQ-171 с конформной подвеской [20, 23].

При разработке самолета F-20 большое внимание уделяется обеспечению автономности его использования и предполагается достичь высокой надежности радиоэлектронного оборудования. Например, гарантируется, что среднее время между отка-



1—многорежимная РЛС Джeneral Электрик APG-67; 2—приемник системы предупреждения о радиолокационном облучении; 3—коллиматорный индикатор; 4—отсек для размещения радиоэлектронной аппаратуры; 5—отсек для размещения дипольных отражателей и трассеров; 6—инерциальная навигационная система; 7—ЭВМ; 8—цифровые дисплеи

Рис. 11. Схема размещения радиоэлектронного оборудования на самолете F-20

зама РЛС самолета составит 200 ч, инерциальной навигационной системы — 2000 ч, ЭВМ — 2100 ч (это соответствует почти пяти годам эксплуатации самолета), коллиматорного индикатора — 3260 ч, дисплеев РЛС — 4000 ч [12]. Схема размещения радиоэлектронного оборудования показана на рис. 11.

**Вооружение** самолета F-20 включает две встроенные пушки M39 калибром 20 мм (с боезапасом по 450 снарядов), размещенные в верхней части фюзеляжа. Для подвески внешних грузов имеются семь узлов: один подфюзеляжный, четыре подкрыльных и два узла на концах крыла. Типичная внешняя нагрузка включает до трех подвесных контейнеров GPU-5/A с пушками калибром 30 мм, шесть УР «Сайдуиндер» или четыре УР «Мейврик», девять бомб Mk.80 или четыре бомбы с лазерной системой наведения. Предполагается обеспечить в будущем возможность использования УР «Спэрроу» и AIM-120 AMRAAM [19].

1. Interavia Air Letter, 1980, 7/I, N 9412, p. 1.
2. Interavia Air Letter, 1980, 28/IV, N 9490, p. 4.
3. Flight International, 1980, v. 117, I, N 3696, p. 141.
4. Air et Cosmos, 1983, 8/I, N 936, p. 17.
5. Air et Cosmos, 1982, 30/X, N 926, p. 13.
6. Flight International, 1980, v. 118, 9/VIII, N 3718, p. 504.
7. Braybrook R. From claws to jaws. Tiger into Tigershark. Air International, 1982, v. 22, III, N 3, p. 111—116, 136—138.
8. Aerospace Daily, 1981, 11/IX, v. 111, N 8, p. 60.
9. In Interavia Air Letter, 1982, 2/VIII, N 10055, p. 1.

10. Air et Cosmos, 1982, 11/IX, N 919, p. 15.
11. Interavia Air Letter, 1982, 14/IX, N 10085, p. 9.
12. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 13/XII, N 24, p. 19.
13. Air et Cosmos, 1983, 29/I, N 939, p. 14.
14. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 17/I, N 3, p. 72.
15. Interavia Air Letter, 1982, 29/VI, N 10031, p. 7.
16. Interavia Air Letter, 1982, 13/IV, N 9978, p. 3.
17. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 17/I, N 3, p. 15.
18. Scott R. J. Tigershark development and flight test. SETP Technical Review, 26th Symposium Proceedings, 1982, p. 257—263.
19. Jane's All the World's Aircraft, 1982—1983.
20. Gilson C. F-5G Tigershark. In for a testing time. International Defense Review, 1982, v. 15, IX, N 9, p. 1281—1284.
21. Flight International, 1981, v. 120, 17/X, N 3780, p. 1144—1150.
22. Air et Cosmos, 1981, 27/VI, N 866, p. 27.
23. Richardson D. Tigershark — a sabrejet for the 1990s. Defence, 1982, v. 13, X, N 10, p. 579—585.
24. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 7/II, N 6, p. 81.
25. Aerospace Daily, 1983, v. 119, 13/I, N 9, p. 65.
26. Interavia Air Letter, 1982, 17/I, N 10172, p. 7.
27. Air et Cosmos, 1982, 11/IX, N 919, p. 5.
28. Lambert M. Northrop F-5G Tigershark faces the competition. Interavia Aerospace Review, 1981, v. 36, IX, N 9, p. 900—901.

Референт М. А. Левин.

УДК 658 : 629.7 (485)  
629.735.33 (485) JAS 39 «Грипен»

## ШВЕДСКАЯ АВИАКОСМИЧЕСКАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ И ПРОГРАММА НОВОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ JAS 39 „ГРИПЕН“

Швеция располагает собственной и в значительной степени независимой авиакосмической промышленностью (АКП), хотя в последние годы ее программы становятся все в большей мере международными.

Во второй мировой войне Швеция не смогла обеспечить себя всем необходимым вооружением. Послевоенные правительства Швеции исходили из того, что небольшой по мощности АКП нужно обеспечить стабильность рабочей нагрузки в конструкторских бюро, научно-исследовательских организациях и на промышленных предприятиях. В результате такой политики шведская АКП с персоналом около 10 000 чел. осуществляет в настоящее время ряд важных программ, в том числе разработку реактивного военного самолета седьмого (для Швеции) поколения, являющегося одновременно истребителем третьего поколения среди самолетов, рассчитанных на число  $M=2$ .

Современную АКП Швеции представляют в основном крупные промышленные фирмы, имеющие авиакосмические отделения: SAAB-Сканиа, выпускающая самолеты; Volvo, производящая авиадвигатели; LM Эрикссон, специализирующаяся на радиоэлектронном оборудовании; Бофорс, выпускающая авиационное оружие.

Шведская АКП прошла ряд серьезных испытаний. В 1979 г., например, фирма SAAB-Сканиа стояла перед кризисом в результате решения правительства отменить разработку легкого учебно-

боевого самолета V3LA. В то время фирма не имела других программ и ее будущее было неопределенным. Основные трудности были связаны с финансовыми проблемами. В соответствии с общими тенденциями развития военной авиации боевой самолет нового поколения становится тяжелее, технически сложнее и дороже. Это означает, что при фиксированном располагаемом бюджете число закупаемых самолетов становится меньше, снижаются темпы производства, баланс затрат на разработку и производство изменяется так, что расходы на разработку становятся преобладающими.

В этой ситуации напрашивались два решения: создание самолета в кооперации с другими странами (расходы на разработку распределяются между участниками программы, и темпы производства возрастают) или разработка более легкого и дешевого самолета, отвечающего, конечно, поставленным требованиям. Второе решение означает и меньшую стоимость жизненного цикла самолета.

Считалось очевидным, что самолет для замены истребителя «Вигген» не может быть создан, если тенденция увеличения стоимости сохранится. Выход из положения виделся в закупке иностранного самолета или производстве его по лицензии.

Однако шведские авиационные специалисты были уверены в возможности изменения тенденции роста стоимости военных программ путем разработки небольшого по габаритам и весу самолета, боевые возможности которого благодаря новым тех-

ническим решениям будут лучше, чем у самолетов прежних поколений.

Совет директоров фирмы SAAB-Скания принял в 1979 г. два важных решения: расширение гражданских программ и подготовка предложения о создании относительно небольшого самолета для замены истребителя «Вигген». Намечалось уравнивать обороты фирмы по военным и гражданским программам. Правительство оказало фирме поддержку, финансировав работы по новому семейству управляемых ракет RBS-15 и увеличив космический бюджет с целью постройки двух шведских спутников Земли.

В 1979 г. фирма SAAB-Скания начала совместно с американской фирмой Фэрчайлд изучение концепций перспективных пассажирских самолетов для местных авиалиний. В январе 1980 г. был подписан контракт на разработку, производство и сбыт самолета SF.340, опытный экземпляр которого совершил первый полет 25 января 1983 г. Значительное число заказов свидетельствует об экономической перспективе этой программы. Шведская фирма построила новый завод с современным оборудованием для производства этого самолета. Самолет внешне выглядит обычным, но с технической точки зрения он представляет собой весьма совершенную систему. В его производстве широко используются склейка (двойная клееная обшивка фюзеляжа, клееные лонжероны) и композиционные материалы. Применена новая радиоэлектронная система с цифровой аппаратурой и индикаторами на цветных ЭЛТ. Отделка и оснащение пассажирской кабины отвечает современным стандартам. Несмотря на жесткую конкуренцию со стороны ряда фирм других стран, также разрабатывающих новые самолеты аналогичного класса для местных авиалиний, программа самолета SF.340 имеет хорошие перспективы.

Концептуальные исследования нового всепогодного многоцелевого истребителя для замены самолета «Вигген» начались в 1979 г. после прекращения разработки проекта самолета B3LA.

Новый многоцелевой истребитель получил обозначение JAS 39, свидетельствующее о его назначении — действие по воздушным целям, операции против наземных объектов и разведка (Jakt/Attack/Spanning), и название «Грипен» (грифон).

В процессе разработки проекта многоцелевого истребителя оказалось весьма трудным убедить правительство, политические партии и военные круги в жизнеспособности предложенной концепции и возможности создания относительно дешевого самолета. Военные сомневались в расчетных боевых качествах нового самолета, а правительство — в стоимостных оценках. Чтобы гарантировать заявленные характеристики, пришлось принять ряд экстраординарных решений.

Фирма SAAB-Скания была уверена в технической правильности концепции, а для снижения стоимости было решено максимально использовать заграничные покупные компоненты и организовать кооперацию, где это целесообразно.

Чтобы убедить своих заказчиков, фирма решила применить необычный коммерческий подход. Фирма предложила заключить контракт фиксированной стоимости на разработку и начальную стадию производства при условии гарантии заявленных характеристик.

В январе 1980 г. проект был готов для представления министерству обороны Швеции и объединенному штабу вооруженных сил. Фирма SAAB-Скания заявила, что она может построить самолет вдвое меньше по весу, чем истребитель «Вигген», с лучшими характеристиками и на 40% меньшей стоимостью. После предоставления проекта парламенту был начат этап уточнения проекта, который завершился подписанием контракта 30 июня 1982 г.

Программа создания истребителя «Грипен» является крупнейшей в истории шведской АКП. Для ее осуществления был создан консорциум JAS Индастри, образованный фирмами, владеющими равными пакетами акций: SAAB-Скания (планер, объединение систем), Волво Флигмотор (двигатель), LM Эрикссон (РЛС, ЭВМ); SRA Коммюникейшн (индикаторы на ЭЛТ), FFV (Förenade Fabriksverken, оборудование для технического обслуживания).

Консорциум должен гарантировать заявленные характеристики нового самолета. Около 65% работ будет выполнено фирмой SAAB-Скания, 15% — фирмой Волво Флигмотор, 15% — фирмой LM Эрикссон, 5% — фирмой FFV.

Для разработки и производства первых 30 самолетов с консорциумом заключен контракт фиксированной стоимости с учетом повышения стоимости материалов и рабочей силы. Условиями контракта предусматривается, что в случае недостижения какого-либо заявленного показателя самолета консорциум должен выполнить необходимые доработки самолета за свой счет. Большими штрафами грозит задержка поставок самолетов. Консорциум гарантирует также некоторые составляющие стоимости жизненного цикла. Предложена формула для расчета показателей надежности и технического обслуживания, указан предел расходов по программе до 2000 г.

Многие системы самолета покупаются в других странах, если это дешевле, чем их выпуск в Швеции, если при этом снижается технический риск или удается избежать краткосрочного увеличения численности персонала. В результате участие иностранных фирм в программе истребителя «Грипен» более широкое, чем в программе самолета «Вигген». В начале исследований проектов нового самолета не исключалось осуществление программы с другой страной. Однако ни одна западноевропейская страна не была в то время готова к этому, а подсобная кооперация с другими странами не считалась целесообразной. В результате Швеция оказалась полным хозяином программы своего нового боевого самолета.

В роли истребителя самолет «Грипен» может использоваться весьма разнообразно. Для атаки воздушной цели на значительном расстоянии необходимо иметь РЛС большой дальности действия в условиях радиопротиводействия, так же как и соответствующие управляемые ракеты. Анализ воздушных дуэлей показал, что для выживания в воздушном бою исключительно важно иметь сверхзвуковую скорость полета, возможность быстрого разгона и торможения, высокую маневренность. Максимальная дальность действия ракет потенциального противника предъявляет новые требования к самолету. Необходима также надежная система опознавания («свой—чужой»).



Для эффективного ведения ближнего воздушно-го боя важны высокие показатели установившегося разворота. Однако в ряде случаев более важными являются показатели форсированных разворотов, поскольку первый контакт между самолетами-противниками обычно происходит на встречных курсах. Если противники намерены продолжить бой, то такая же ситуация обычно характерна и для следующего контакта. Возможность поразить противника на встречных ракурсах имеет огромное значение. В связи с этим новое поколение управляемых ракет с ИК системой наведения высокой чувствительности и хорошая маневренность обеспечат самолету значительные преимущества в ближнем воздушном бою.

Исследования показали, что при фронтальных атаках может оказаться целесообразным применение пушки с большими дальностью стрельбы и начальной скоростью снарядов. Таким оружием, которое уже имеет самолет «Вигген», будет оснащен и истребитель «Грипен». Однако поскольку при лобовых атаках возникает опасность столкновения с самолетом противника, необходимо использовать эффективные нестандартные режимы маневрирования. С этой целью самолет «Грипен» будет выполнен по схеме «утка» и оснащен управляемым передним оперением.

Проектировщики исходили из условия, что при действиях по наземным целям самолет не должен слишком близко подходить к защищенному объекту даже в полете на малой высоте. Поэтому самолет будет оснащен управляемыми ракетами различных типов со значительной дальностью действия. Основной проблемой в этом случае является целеуказание. Очевидно, что ракеты должны иметь систему наведения на цель, чье местоположение указывается другими средствами. Последние достижения в области обработки данных и анализа картинной информации помогут обеспечить поиск цели и наведение на нее. Исследования показали, что полет на малой высоте с большой скоростью является важным условием выживаемости, позволяющим самолету уйти от перехватчика и других средств ПВО в зоне атакемой цели. Другим исключительно важным оборонительным средством являются системы РПД [1].

Новый самолет должен был отвечать ряду специфических требований ВВС Швеции:

совместимость с существующей наземной системой ПВО (система STRIL);

возможность использования вооружения, применяемого на самолете JA37, а также УР нового поколения средней и малой дальности действия;

максимальная скорость на большой высоте должна быть в диапазоне чисел  $M=1,7 \div 2$ , а на малой высоте превышать соответствующую числу  $M=1$ ;

оборудование РПД, а также некоторое разведывательное оборудование должны располагаться во внутренних отсеках фюзеляжа, что значительно сократит время подготовки самолета к выполнению различных боевых задач, а также затруднит определение противником характера выполняемого боевого задания;

возможность эксплуатации самолета с автострад [2, 3].

Уязвимость мест базирования новых самолетов

потребовала специального анализа. Изучение различных сценариев возможных боевых действий показало, что в случае известного положения авиабаз они будут уничтожены в первый день конфликта. В связи с этим была рассмотрена концепция распределенного базирования [1]. Принятая шведскими ВВС система базирования самолетов «Вигген» обеспечивает их действия с расширенных участков автострад длиной 500 м, имеющих покрытие повышенной прочности и связанных узкими рулежными дорожками с авиабазами. Хотя эта система будет сохранена до 2005 г., новый истребитель должен быть способен действовать с участков автострад с обычным покрытием шириной 9—10 м. Такие участки внешне ничем не выделяются и могут иметь длину более 500 м.

Выбранная схема базирования предполагает, что на площадь 1,61 км<sup>2</sup> приходится только один самолет, причем неизвестно его точное местонахождение в этом квадрате. Это условие значительно повлияло на требования к новому самолету. Более широкий выбор мест базирования позволит новому самолету быть ближе к району боевых действий, иметь меньшую потребность в топливе, так что традиционное требование ВВС Швеции к перегоночной дальности полета без заправки в воздухе 1850 км (перелет между наиболее удаленными географическими пунктами Швеции) будет необязательным [2, 3].

На конкурсе по программе JAS были рассмотрены самолеты американских фирм Дженерал Дайнэмикс F-16XL, Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F/A-18, Нортроп F/A-18L, Нортроп F-5S (обозначение для самолета F-20, доработанного в соответствии с техническими требованиями ВВС Швеции) и французский истребитель Дассо-Бреге «Мираж» 2000. В июне 1981 г. консорциум JAS Индастри представил проект истребителя SAAB 2105 (рис. 1). В первом полугодии 1982 г. правительство Швеции приняло решение выбрать его в качестве основы для создания нового многоцелевого истребителя JAS 39 «Грипен» (рис. 2) [4—6]. Было отмечено, что остальные рассмотренные самолеты не удовлетворяют основным требованиям ВВС Швеции, а их доработка привела бы к значительному увеличению стоимости программы [3].

4 июня 1982 г. шведский парламент утвердил ассигнования в сумме 3,8 млрд. крон на программу истребителя JAS 39 в 1982—1987 гг. Общие затраты на разработку и закупку до 2000 г. 140 самолетов JAS 39, в том числе 25 двухместных, составят 25,7 млрд. крон по курсу 1981 г. (7,8 млрд. крон в 1987—1992 гг. и 14,1 млрд. крон в 1992—2000 гг.). Из указанной суммы ~15 млрд. крон пойдут на

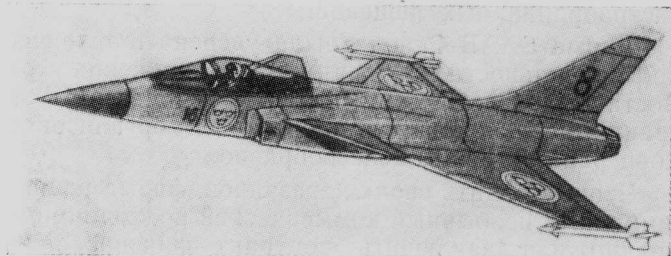


Рис. 1. Рисунок многоцелевого истребителя SAAB 2105, представленного на конкурсе консорциумом JAS Индастри

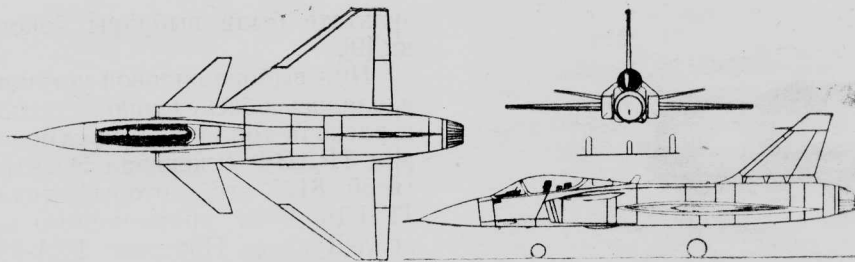


Рис. 2. Схема самолета JAS 39 «Грипен»

разработку планера самолета, его силовой установки и систем планера, а остальные средства — на разработку вооружения, оборудования РПД, запчастей и т. д. [7, 8].

30 июня 1982 г. консорциуму JAS Индастри был выдан контракт стоимостью ~10 млрд. крон на разработку истребителя и производство первых 30 самолетов [8].

Предполагается, что НИОКР по программе самолета «Грипен» будут продолжаться до 1992 г., их стоимость оценивается в 7 млрд. крон. Предусматриваются использование двух модифицированных самолетов «Вигген» для испытаний систем и постройка пяти опытных самолетов JAS 39, первый из которых должен совершить первый полет в 1987 г. Программа летных испытаний продлится до 1991—1992 гг. вплоть до поставки ВВС первого серийного самолета [3, 7].

Размеры самолета JAS 39 (размах крыла 8 м, длина самолета ~14 м) и вес (~8 тс) будут значительно меньше, чем у истребителя «Вигген» (рис. 3)\*. Это уменьшит уровень заметности нового самолета, позволит использовать капониры меньших размеров и облегчит маскировку самолета на земле.

Не менее 30% элементов конструкции истребителя (крыло, переднее горизонтальное оперение, воздухозаборник, киль и крышки смотровых люков) будут изготовлены из углепластика, что позволит уменьшить его вес на ~25% [3, 4].

В процессе проектирования самолета JAS 39 рассматривался вариант, имеющий схему «бесхвостка» с треугольным крылом, как у французского истребителя «Мираж». Такая схема сулила удешевление самолета, однако она не обеспечивала необходимых взлетно-посадочных характеристик. Для достижения требуемых боевых характеристик самолет, выполненный по схеме «бесхвостка» с треугольным крылом, необходимо сделать статически неустойчивым, что предъявляет повышенные требования к математическому обеспечению электродистанционной системы управления.

Специалисты консорциума JAS Индастри выбрали для самолета JAS 39 схему «утка» с треугольным крылом. Было решено сделать самолет умеренно неустойчивым: ц. т. должен располагаться позади аэродинамического фокуса приблизительно на 10% САХ. Самолет будет аэродинамически неустойчив при большинстве вариантов нагрузок и режимов полета. Искусственная устойчивость будет обеспечена применением триплексной электродистанционной системы управления [9, 10].

14 сентября 1982 г. состоялся первый полет самолета JA37 «Вигген», оборудованного цифровой электродистанционной системой управления, которую предполагается использовать на истребителе JAS 39 [11].

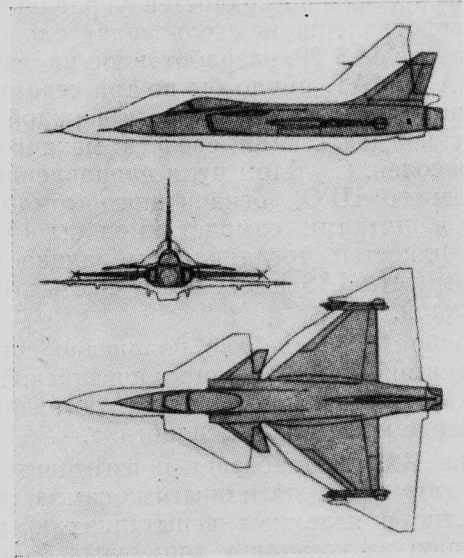


Рис. 3. Сравнение габаритов истребителя «Вигген» и многоцелевого истребителя JAS 39 (темный контур)

При выборе крыла для самолета JAS 39 рассматривались два основных проекта: вариант 2110 с крылом треугольной формы в плане по проекту фирмы SAAB-Сканиа и вариант 2111, имеющий крыло с целенаправленной аэроупругой деформацией, разработанное американской фирмой Рокуэлл на основе крыла экспериментального ДПЛА HiMAT.

Крыло фирмы Рокуэлл обеспечивает самолету высокую маневренность самолета на околозвуковом режиме (это было продемонстрировано при летных испытаниях ДПЛА HiMAT, который маневрировал с восьмикратной перегрузкой при скорости, соответствующей расчетному числу  $M=0,9$ ). Однако ввиду высокой стоимости самолета по проекту 2111, в 1,5 раза превышающей стоимость альтернативного проекта, и худших сверхзвуковых характеристик самолета с таким крылом Швеция отказалась от крыла фирмы Рокуэлл, хотя для оценки этого проекта было выделено 28 млн. крон (более 2 млн. ф. ст.) [10].

Специалисты фирмы SAAB считают, что технику ДПЛА HiMAT целесообразно использовать на более тяжелых самолетах, оптимизированных для ведения воздушного боя. Аэродинамическое сопро-

\* Длина самолета «Вигген» (со штангой ПВД) 16,3 м, размах крыла 10,6 м, взлетный вес с нормальной боевой нагрузкой 17 тс. Прим. ред.

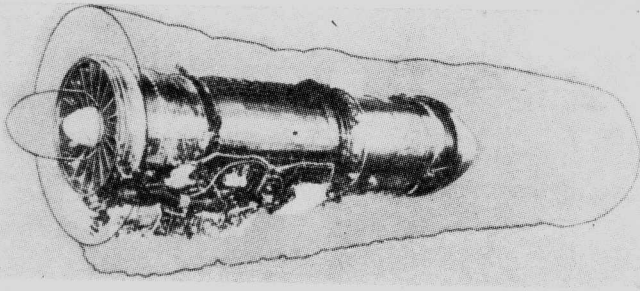


Рис. 4. ТРДДФ Дженерал Электрик F404J (контуром показаны габариты двигателя RM8, устанавливаемого на самолете «Вигген»)

тивление при сверхзвуковых скоростях в этом случае меньше, и влияние установки дополнительных аэродинамических поверхностей управления на лобовое сопротивление не столь значительно. Крыло для самолета JAS 39, разработанное на основе крыла ДПЛА NiMAT, имело бы по три секции средств механизации на хвостовой части каждой консоли крыла и по две секции средств механизации на носке консолей. С учетом руля направления и цельноповоротного ПГО, оснащенного отклоняемыми носками и щитками, самолет имел бы 15 подвижных поверхностей, тогда как выбранная конфигурация самолета JAS имеет всего шесть подвижных поверхностей.

22 ноября 1982 г. было подписано соглашение между фирмой SAAB-Сканиа и английской фирмой BAe, предусматривающее совместную разработку и изготовление крыла из углепластика.

Фирма BAe разработает и изготовит кессоны крыльев для трех из пяти опытных самолетов и примет участие в наземных испытаниях крыла. Она ответственна за установку топливных баков, электрической и гидравлической проводки в кессоне крыла. Фирма SAAB-Сканиа разработает управляющие аэродинамические поверхности крыла, пилоны для подвески вооружения, узлы соединения крыла с фюзеляжем и зализы крыла. Серийное производство крыльев будет осуществляться полностью фирмой SAAB-Сканиа [9].

По всему размаху крыла будут установлены двухсекционные зависающие элероны, а на части размаха — отклоняемые носки или предкрылки. В полете поверхности управления на крыле и цельноповоротное ПГО будут отклоняться автоматически\*. При посадке носки, элероны и ПГО, возможно, будут использоваться в качестве гасителей подъемной силы и воздушных тормозов [3].

Первоначально на самолете JAS 39 предполагалось применить подфюзеляжный воздухозаборник. Однако в этом случае возникает опасность засасывания в двигатель посторонних предметов при взлете самолета с автострад. Кроме того, носовая стойка шасси должна при этом иметь достаточно заднее расположение, а это наряду с необходимостью размещения ниш уборки основных стоек шасси в фюзеляже (в связи с тем что крыло самолета будет изготавливаться из композиционных материалов) затрудняло подвеску грузов под фюзеляжем. В ре-

зультате были выбраны боковые воздухозаборники [9].

При выборе силовой установки особое внимание уделялось обеспечению небольших габаритов, веса и расхода топлива. Для самолета JAS 39 был выбран ТРДДФ Дженерал Электрик F404J (рис. 4) с тягой 8165 кгс, который является модификацией ТРДДФ F404, применяемого на самолете Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F/A-18. Рассматривалась возможность использования двигателя Пратт-Уитни PW1120, однако его стоимость оказалась примерно на 30%, а стоимость жизненного цикла на 20% больше, чем у двигателя F404J. Кроме того, выбор ТРДДФ PW1120 привел бы к увеличению размеров истребителя. На основании вышесказанного предпочтение было отдано ТРДДФ F404J.

В разработке этого двигателя принимает участие фирма Volvo Флигмотор, которая будет изготавливать 40% компонентов двигателя, осуществлять сборку двигателей и проводить их приемочные испытания. Не исключается возможность выпуска ТРДДФ F404J в Швеции по лицензии.

Модификация ТРДДФ F404 предусматривает следующие доработки:

изменение гидромеханической и электронной систем управления двигателем, что повысит их уровень резервирования с 50 до 90%;

для улучшения защиты двигателя при попадании в него птиц намечено увеличение жесткости лопаток вентилятора, рассматривается возможность изготовления вентилятора из стали и увеличения расстояния между ступенями компрессора;

увеличение расхода воздуха через вентилятор и использование улучшенных сплавов при изготовлении турбины для повышения рабочей температуры приблизительно на 75°C, это позволит увеличить тягу на 907 кгс.

В хвостовой части фюзеляжа с правой стороны предполагается установить блок аварийного питания двигателя, а с левой стороны — вспомогательную силовую установку [2, 12].

При нормальном взлетном весе 8 т тяговооруженность будет близка к 1 [2].

На самолете JAS 39 будет установлена многорежимная импульсно-доплеровская РЛС фирмы LM Эрикссон. Ее объем составит 60% объема РЛС PS. 46 самолета «Вигген», вес также будет значительно меньше (~156 кгс вместо 273 кгс), в то время как функциональные возможности утроятся (рис. 5).

При действии самолета в качестве истребителя РЛС будет работать в режимах поиска целей, сопровождения при поиске, быстрого захвата цели на

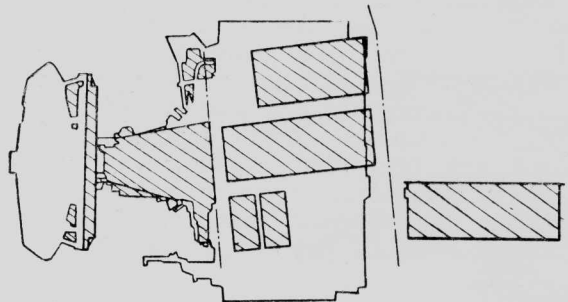


Рис. 5. Сравнение объемов блоков РЛС самолетов «Вигген» и JAS 39 (заштрихованные участки)

\* На самолете «Вигген» ПГО фиксировано, а установленные на нем щитки отклоняются только при взлете и посадке. Прим. ред.



малой дальности, управления огнем из пушки и наведения ракет, в том числе в режиме подсвечивания целей при наведении УР с полуактивной радиолокационной головкой самонаведения («Скай Флеш»).

При выполнении ударных и разведывательных операций РЛС будет работать в режиме поиска целей на фоне земли и водной поверхности, картографирования местности с нормальной и высокой разрешающей способностью, наведения ракет класса воздух—поверхность, полета на малой высоте и навигации. Может быть обеспечен режим обгibanия препятствий, в то время как режим следования рельефу местности при полетах над территорией Швеции считается излишним.

Особенно высокие требования предъявляются к РЛС для обеспечения перехвата воздушных целей. Найден разумный компромисс между требованиями быстрого захвата цели на малых дальностях и характеристиками для обеспечения пуска УР на сравнительно больших дальностях. В 1982 г. специалисты фирмы LM Эриксон указывали, что разработка новой РЛС для самолета JAS 39 займет еще восемь лет и с целью уменьшения ее стоимости может быть привлечена к разработке фирма Ферранти [2].

На самолете JAS 39 будет установлена ИК система переднего обзора FLIR фирмы LM Эриксон. Система FLIR будет связана с широкоугольным дифракционным коллиматорным индикатором (на уровне остекления), на котором будут высвечиваться метки потенциальных целей, что позволит летчику быстро выбрать цель. Много времени заняла разработка алгоритмов, позволяющих ЭВМ, объединенной с системой FLIR, по виду теплового излучения определять потенциальные цели. Система FLIR стабилизирована и может быть сопряжена с ТВ камерой, что позволяет выводить изображение не только на коллиматорный индикатор, но и на дисплей на приборной панели. Фирма LM Эриксон провела летные испытания предназначенной для самолета JAS 39 опытной ИК системы FLIR, размещаемой в подвесном контейнере. Фирма имеет

контракт на проектные исследования по объединению ИК системы с другими системами самолета. Контейнер с ИК системой будет весить 160 кгс.

На самолете предполагается установить лазерный дальномер — целеуказатель, который, возможно, будет разрабатываться фирмой LM Эриксон. Контейнеры с системой FLIR и лазерной системой, будут, очевидно, устанавливаться на пилонках под каналами воздухозаборников (как на самолете F/A-18 «Хорнит») [2, 9].

Оборудование кабины летчика самолета JAS 39 (рис. 6) должно иметь малый вес и будет оптимизировано для выполнения различных боевых операций. Помимо широкоугольного дифракционного коллиматорного индикатора будут установлены три растровых многофункциональных дисплея с размерами экрана 120×150 мм.

В конце 1982 г. фирма SRA Коммюникейшн выдала фирме Хьюз Эркафт контракт стоимостью более 10 млн. долл. на разработку и производство начальной партии коллиматорных индикаторов для самолета JAS 39 [15, 16]. Поле зрения коллиматорного индикатора по горизонтали составит 30°, по вертикали — 22°. Информация коллиматорного индикатора может выводиться на все три дисплея приборной доски. На левом дисплее будут представляться летные данные, включая углы крена и тангажа, скорость, число М, высоту, и информация, необходимая для захода на посадку. Средний дисплей служит для отображения подвижной карты местности. На правом дисплее будет отображаться тактическая горизонтальная обстановка и информация от РЛС [9].

Для самолета JAS 39 фирма LM Эриксон разрабатывает вычислительную систему SDS 80, состоящую из бортовой ЭВМ D80 и системы программного обеспечения PUS 80, в которых используется машинный язык высокого уровня «Паскаль». В будущем возможно использование нового языка ADA.

Аппаратная часть выполнена в виде модулей,

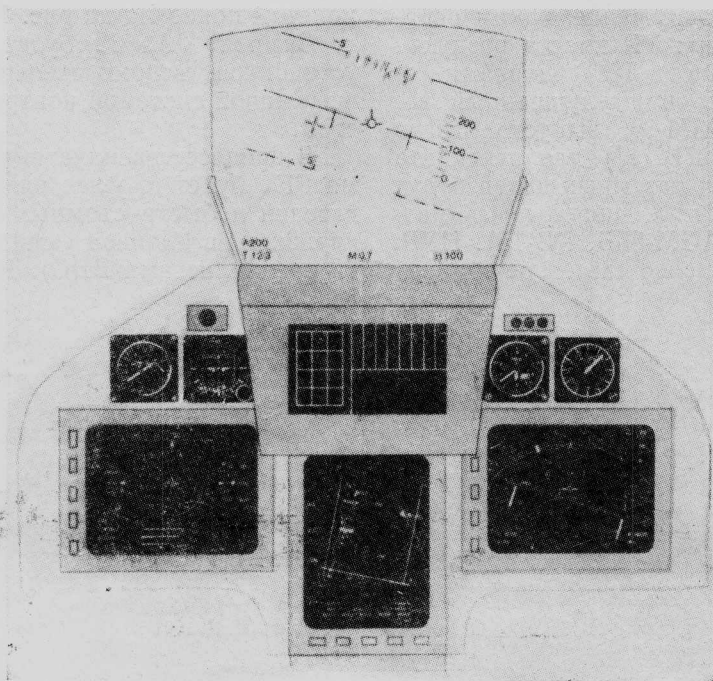


Рис. 6. Приборная доска истребителя JAS 39

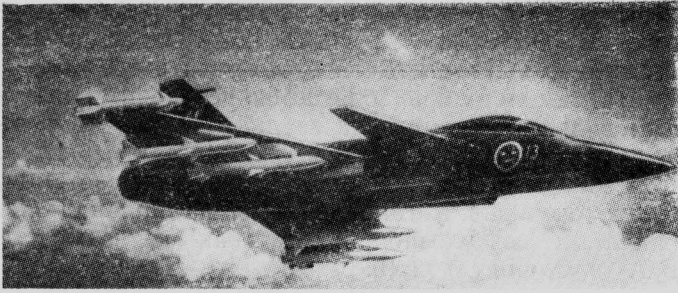


Рис. 7. Самолет JAS 39 в варианте истребителя ПВО

которые могут быть соединены между собой шиной и иметь общую память, образуя ЭВМ требуемой мощности. Каждая ЭВМ сопрягается с одной из трех стандартных мультиплексных шин 1553В. ЭВМ D80 будет обслуживать РЛС, прицельную и навигационную системы, а также системы индикации. Для выполнения некоторых функций, например для обработки сигналов воздушных данных, могут быть применены микропроцессоры 68000 фирмы Моторола.

В 1980 г. начались испытания опытного образца ЭВМ D80, а в 1982 г. — усовершенствованного образца этой ЭВМ. Серийный образец ЭВМ D80 предполагалось изготовить в 1983 г. [2].

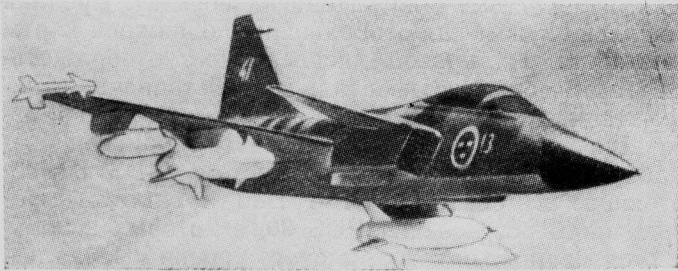


Рис. 8. Самолет JAS 39 в ударном варианте

Хотя вес самолета JAS 39 составит всего ~8 тс, он может нести такое же вооружение, каким оснащается истребитель «Вигген»: УР класса воздух—воздух с радиолокационной или ИК головками самонаведения («Скай Флеш» или улучшенный вариант УР «Сайдундер» AIM-9J, выпускаемый в Швеции под обозначением RB.24J) для перехвата воздушных целей; для атаки наземных целей будут применяться УР класса воздух—поверхность различных типов («Мейврик» AGM-65B, RB-15). НУР, бомбы, а также, возможно, новое кассетное оружие.

Шведская фирма SBMC разрабатывает на основе всепогодной корабельной ракеты RB-15 ракету RBS-15F, имеющую большую дальность при полете с околосвуковой скоростью, быструю реакцию, высокую эффективность при использовании против всех типов надводных целей. В отличие от исходного варианта ракета RBS-15F не будет оснащена стартовым двигателем и не потребует пускового контейнера. В июне 1982 г. фирма SBMC получила контракт стоимостью 500 млн. крон на производство ракет RBS-15F.

В дальнейшем самолет JAS 39 предполагается вооружить всеракурсными ракетами AMRAAM (для перехвата воздушных целей на средней дальности за пределами прямой видимости в любых метеоусловиях) и ASRAAM (для ближнего боя), а также управляемыми бомбами. Самолет будет иметь встроенную скорострельную пушку «Маузер» калибром 27 мм. Возможна подвеска УР класса воздух—воздух («Скай Флеш», AMRAAM) в нишах на нижней поверхности фюзеляжа [2, 13].

На рис. 7, 8, 9 показан самолет JAS 39 в различных вариантах [14].

На рис. 10 представлена компоновочная схема самолета JAS 39, где показано размещение РЛС, основных отсеков бортового радиоэлектронного обо-

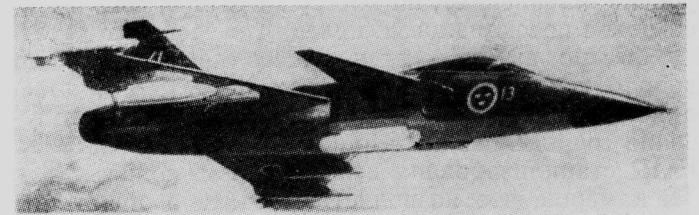


Рис. 9. Самолет JAS 39, оснащенный контейнерами с разведывательным оборудованием

рудования, системы жизнеобеспечения, шасси, ТРДДФ F404J и топлива [9]. Система управления полетом показана на рис. 11 [1].

Самолет JAS 39 будет оснащен кислородной установкой, вспомогательной силовой установкой, встроенной системой контроля работы бортовых систем.

В процессе эксплуатации самолета JAS 39 фирма FFV будет осуществлять техобслуживание двигателей и быстроремных блоков самолета (техобслуживание планера самолета будет осуществляться специалистами BBC). Разрабатываемое фирмой

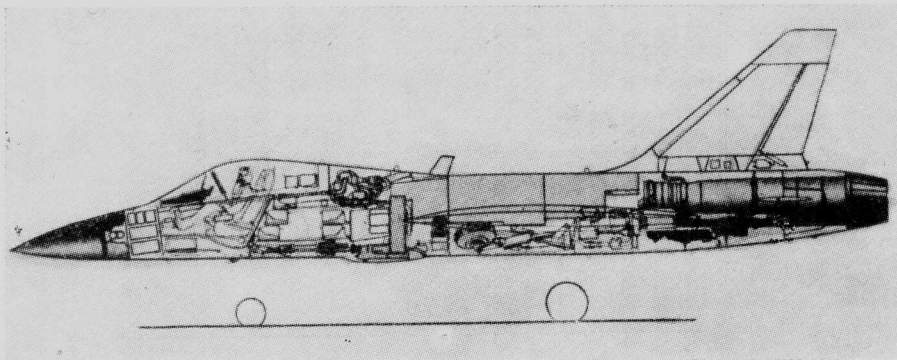
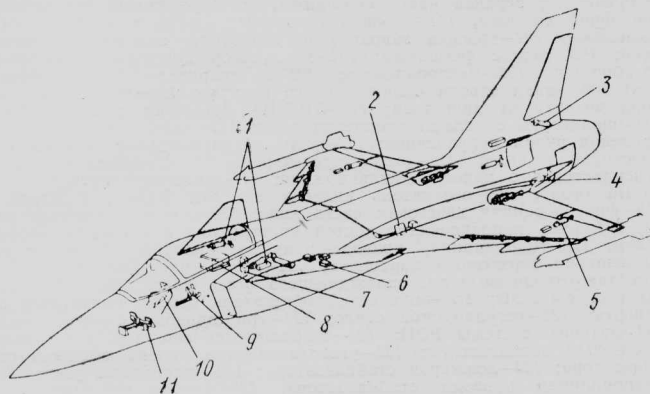


Рис. 10. Компоновка самолета JAS 39

FFV оборудование для техобслуживания должно быть изготовлено в течение 1984 г.



1—сервопривод консолей переднего оперения; 2—блоки системы отклонения носков крыла; 3—сервопривод руля направления; 4—сервопривод воздушного тормоза; 5—сервопривод элевонов; 6—гироскопы; 7—датчик перегрузки; 8—ЭВМ; 9—РУД; 10—ручка управления; 11—педали (обеспечивают управление носовым колесом)

Рис. 11. Система управления полетом самолета JAS 39

Условиями контракта фирма FFV гарантирует ряд показателей: стоимость материально-технического обеспечения, эксплуатационные расходы, вре-

мя обслуживания планера и систем самолета и т. д. Фирма Volvo Флигмстор гарантирует ряд показателей технического обслуживания двигателя [9].

1. Gullstrand T. R. The new Swedish JAS fighter programme — and its industrial background. Aerospace, 1983, v. 10, X, N 8, p. 14—20.
2. Lambert M. Why Sweden wants its own fighter. Interavia Aerospace Review, 1982, v. 37, V, N 5, p. 434—437.
3. Interavia Air Letter, 1982, 7/X, N 10102, p. A—D.
4. Interavia Air Letter, 1981, 5/VI, N 9764, p. 6.
5. Flight International, 1981, v. 120, 8/VIII, N 3770, p. 410.
6. Flight International, 1981, v. 119, 9/V, N 3757, p. 1290.
7. Interavia Air Letter, 1982, 7/VI, N 10015, p. 1.
8. International Defense Review, 1982, v. 15, VII, N 7, p. 923—924.
9. Flight International, 1983, v. 123, 8/I, N 3844, p. 62—65.
10. Flight International, 1982, v. 122, 6/XI, N 3835, p. 1315.
11. Air et Cosmos, 1982, 2/X, N 922, p. 15.
12. Flight International, 1981, v. 119, 22/VI, N 3763, p. 1932.
13. Interavia Air Letter, 1982, 7/IX, N 10081, p. 2.
14. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 11/X, N 15, p. 128.
15. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 27/XII, N 26, p. 18.
16. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 10/I, N 2, p. 81.

Референты А. В. Левиков, Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33.051

## РАЗРАБОТКА ВЫСОКОНАДЕЖНЫХ РЕЗЕРВИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ\*

Резервированные системы управления полетом разрабатываются с 1950-х годов. К ранним примерам относятся системы автоматической посадки самолетов БАК.111 и VC.10, позже были созданы системы управления полетом самолетов «Конкорд» и «Торнадо». В этих системах использовалась преимущественно аналоговая вычислительная техника. Применение современной цифровой вычислительной техники обещает существенно расширить эксплуатационные возможности и улучшить характеристики надежности систем управления.

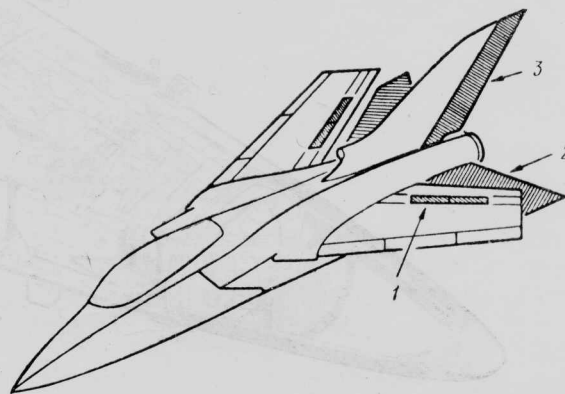
Основные тенденции развития резервированных систем управления полетом можно проследить на представленных ниже примерах уже существующих и проектируемых систем.

### СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ САМОЛЕТА «ТОРНАДО»

Основные функции управления полетом выполняются системой улучшения устойчивости и управляемости (CSAS). Это триплексная аналоговая система обеспечивает электродистанционное управление аэродинамическими управляющими поверхностями — рулем направления, поворотными консолями стабилизатора и интерцепторами (рис. 1). Стабилизатор имеет механическую резервную проводку управления, что позволяет завершить полет при отказе системы CSAS. Траекторный контур управления реализуется с помощью сдвоенной цифровой системы автоматического или директорного управления полетом (AFDS). В автоматическом режиме

с большими пределами управления используется проверенный метод перекрестного сравнения сигналов для обнаружения внутренних отказов. Те же две ЭВМ системы управления обеспечивают ее работу в директорном режиме (даже в случае определенных отказов) путем передачи данных на коллиматорный индикатор. Связь систем CSAS и AFDS с датчиками и приводами показана на рис. 2.

**Система CSAS.** Основными элементами системы CSAS, схема которой приведена на рис. 3, являются: вычислитель канала тангажа, вычислитель канала крена, вычислитель канала рыскания, входной блок сигналов отклонения ручки по тангажу, входной блок сигналов отклонения ручки по крену, входной блок сигналов отклонения педалей, контуры обратной связи по угловой скорости тангажа, крена и рыскания.



1—интерцепторы (2 секции); 2—консоли поворотного стабилизатора (2 секции); 3—руль направления

Рис. 1. Управляющие аэродинамические поверхности истребителя «Торнадо»

\* Corney J. M. The development of multiple redundant flight control systems for high integrity applications. The Aeronautical Journal, 1980, v. 84, X, N 837, p. 327—338.



1—обтекатель РЛС; 2—плоская антенная решетка РЛС; 3—РЛС Джерал Электрик АРГ-67; 4—следящее устройство РЛС; 5—обтекатель антенны системы РЭП; 6—антенна системы «Такан»; 7—антенна системы опознавания и УКВ радиостанции; 8—приемник РЛС; 9—передатчик РЛС; 10—убирающийся пламеотражатель пушки; 11—привод пламеотражателя; 12—ствол пушки; 13—штанга ПВД; 14—воздухопроводы системы охлаждения РЛС и радиоэлектронного оборудования; 15—цифровой шифратор сигналов РЛС; 16—датчик температуры; 17—створки доступа в носовой отсек фюзеляжа; 18—створка доступа в отсек боеприпасов; 19—контейнер с боеприпасами; 20—амортизатор отдачи пушки; 21—ниша носовой стойки шасси; 22—центральная коробчатая балка носовой части фюзеляжа; 23—канал отвода пороховых газов; 24—пушка М39А2 калибром 20 мм; 25—рукав боепитания; 26—подкос передней стойки шасси; 27—двухзвенник шасси; 28—носое колесо; 29—амортизатор передней стойки шасси; 30—механизм управления носовой стойкой шасси; 31—створка ниши носового колеса; 32—отсек для стреляных гильз; 33—задняя опора пушки; 34—передняя герметическая перегородка кабины летчика; 35—педаль ножного управления; 36—датчик угла атаки; 37—приборная панель; 38—ручка управления; 39—окантовка кабины летчика и крышки люков доступа к приборному оборудованию; 40—кожух приборной доски; 41—бескаркасное лобовое стекло фонаря кабины; 42—фотокинопульт; 43—коллиматорный индикатор; 44—фонарь кабины; 45—подголовник кресла; 46—катапультируемое кресло; 47—зеркало заднего вида; 48—РУД; 49—уровень пола кабины летчика; 50—нижний лонжерон носовой части фюзеляжа; 51—откидная подножка для входа в кабину; 52—боковой пульт управления; 53—задняя герметическая перегородка кабины летчика; 54—отсекатель системы кондиционирования; 55—перфорированная решетка для слива пограничного слоя; 56—наружная рукоятка открывания замка фонаря; 57—механизм открывания фонаря; 58—регулятор рабочего цикла двигателя; 59—крышка заправочной горловины; 60—передний топливный бак; 61—щель для слива пограничного слоя; 62—каркас воздухозаборника; 63—подфюзеляжный штуцер заправки топливом под давлением; 64—левый аэронавигационный огонь; 65—убирающаяся рулежно-посадочная фара; 66—корневой наплыв крыла; 67—электронное оборудование системы управления подвесными грузами; 68—привод отклонения носка крыла; 69—узел крепления лонжерона крыла к фюзеляжу; 70—подфюзеляжные воздушные тормоза (левый и правый); 71—гидроцилиндр отклонения воздушного тормоза; 72—силовой шпангоут, к которому крепится передний лонжерон крыла; 73—канал воздухозаборника; 74—лонжерон фюзеляжа; 75—центральный фюзеляжный топливный бак; 76—отсек радиоэлектронного оборудования; 77—ЭВМ системы управления полетом; 78—крышка заправочной горловины; 79—топливопровод; 80—воздухопровод системы кондиционирования; 81—антенна СВЧ радиостанции; 82—узлы для подвески внешней нагрузки под правым крылом; 83—отклоняемый носок крыла; 84—пилон для подвески внешних грузов; 85—УР класса воздух—воздух—поверхность АГМ-65А «Мейврик»; 86—рельсовая направляющая на конце крыла для ракеты; 87—УР АИМ-9L «Сайдундер» класса воздух—

воздух; 92—правый стреловой огонь; 93—фиксированная хвостовая часть крыла; 94—шарнирный узел отклонения элерона; 95—два гидроцилиндра привода элерона; 96—элерон правой консоли крыла; 97—закрылок правой консоли крыла; 98—антенны системы РЭП; 99—трубопроводы в верхней части фюзеляжа; 100—дренажный трубопровод топливной системы; 101—крышки смотровых люков в верхней части фюзеляжа; 102—крышка заправочной горловины заднего топливного бака; 103—каркас фюзеляжа; 104—компрессор двигателя; 105—воздухозаборник; 106—маслорадиатор; 107—предварительный теплообменник; 108—канал отвода охлаждающего воздуха; 109—трубопровод отбора воздуха от двигателя; 110—ТРДДФ Джерал Электрик F404; 111—шпангоуты с узлами крепления киля; 112—элементы системы управления рулем направления; 113—узлы крепления киля; 114—силовая конструкция киля; 115—огонь предотвращения столкновения; 116—углепластиковые панели обшивки киля; 117—хвостовой аэронавигационный огонь; 118—обтекатель килевой антенны УКВ радиостанции; 119—фиксированная хвостовая часть киля; 120—антенны системы связи; 121—руль направления слонистой конструкции с сотовым заполнителем; 122—гидроцилиндр привода руля направления; 123—отсек для размещения тормозного парашюта; 124—форсажная камера; 125—канал для отвода воздуха, охлаждающего отсек двигателя; 126—антенны системы РЭП; 127—конический обтекатель отсека тормозного парашюта; 128—регулируемое сопло; 129—три привода створок сопла; 130—антенна системы РЭП; 131—стабилизатор слонистой конструкции с сотовым заполнителем; 132—углепластиковые панели обшивки стабилизатора; 133—лонжерон стабилизатора; 134—шарнирный узел; 135—гидроцилиндр привода стабилизатора; 136—электронное устройство управления двигателем и форсажной камерой; 137—гидроаккумулятор; 138—основной шпангоут крепления двигателя; 139—гидробак; 140—аварийный гидронасос; 141—тормозной крюк; 142—проводка управления в боковом фюзеляжном наплыве; 143—коробка приводов агрегатов; 144—разъем для подключения аэродромной ВСУ и стартера; 145—задний фюзеляжный топливный бак; 146—привод закрылка; 147—



Рис. 6. Компоненты

ниша уборки основной стойки шасси; 148—нервюры части крыла, прилегающей к закрылкам; 149—силовой набор левого щелевого закрылка; 150—слоистая конструкция с сотовым наполнителем; 151—левый элерон; 152—два гидроцилиндра привода элерона; 153—проводка управления элероном; 154—фиксированная хвостовая; 155—левый стреловой огонь; 156—УР АТМ-9L «Сайдундер» класса воздух—воздух; 157—рельсовая направляющая ракеты; 158—пилон для подвесных грузов весом до 454 кгс; 159—отклоняемый носок крыла; 160—узлы для установки пилонов; 161—многолонжеронная конструкция крыла; 162—усиленная нервюра в месте крепления основной стойки шасси; 163—гидроцилиндр уборки основной стойки шасси; 164—шарнирный узел крепления основной стойки шасси; 165—боковой подкос; 166—конструкция отклоняемого носка; 167—амортизатор стойки шасси; 168—двухзвенник основной стойки шасси; 169—створка ниши основной стойки шасси; 170—левое колесо; 171—центральный подвесной топливный бак емкостью 1040 л; 172—центральный узел подвески грузов весом до 1360 кгс; 173—подкрыльный пилон для подвески грузов весом до 907 кгс; 174—подвесной топливный бак емкостью 568 л; 175—контейнер LAU-31A с НРР (19 × 70 мм); 176—бомба Mk.83



ная схема самолета F-20

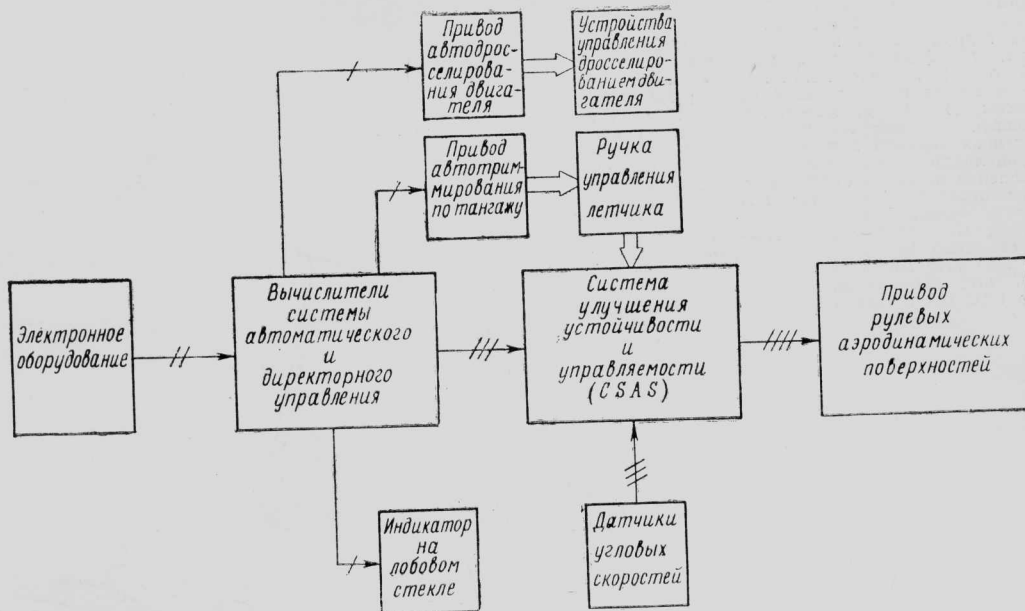


Рис. 2. Основные элементы системы управления полетом и системы улучшения устойчивости и управляемости истребителя «Торнадо»

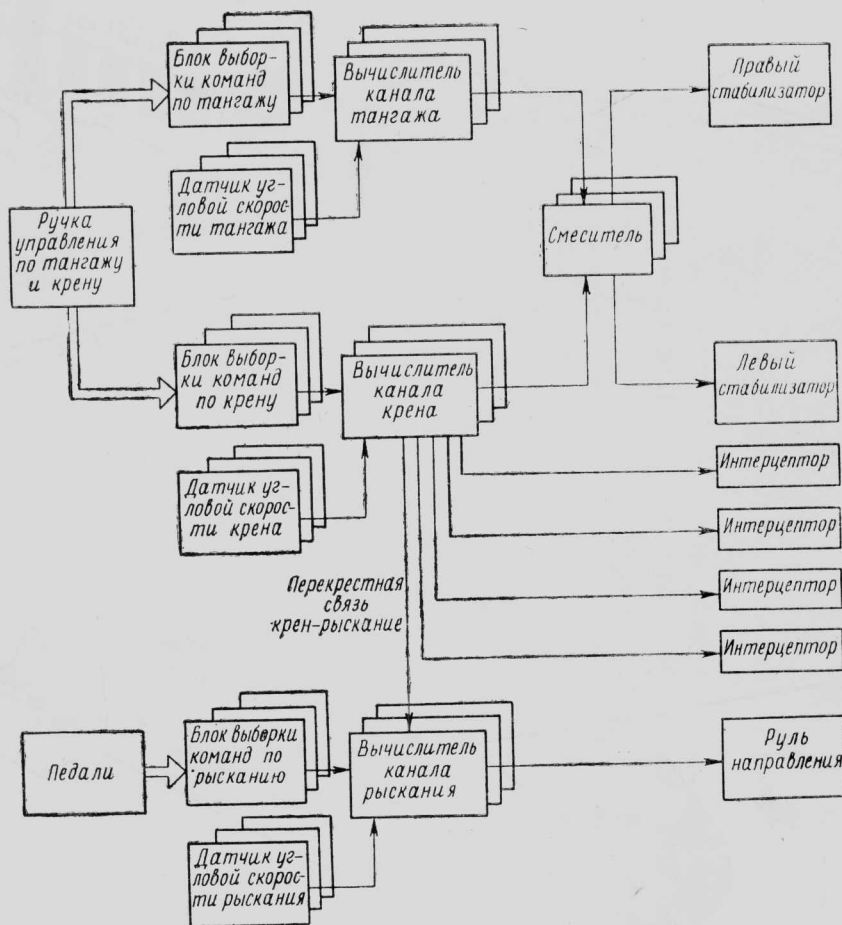


Рис. 3. Вычислительные устройства в системе CSAS

Каждый из указанных элементов имеет триплексную схему резервирования. Коэффициенты в законах управления являются функциями скоростного напора и угла стреловидности крыла. Для повышения эффективности выполнения форсированных маневров с креном используется перекрестная связь между каналами крена и рыскания. Тройное резервирование вычислителей вместе с мажоритар-

ной логикой, используемой в узловых точках схемы, позволяет компенсировать единичный или множественно не связанных между собой отказов системы. В случае двух одинаковых отказов система автоматически перестраивается для обеспечения наилучших характеристик с оставшимися работоспособными элементами (вычислителями, датчиками и приводами).



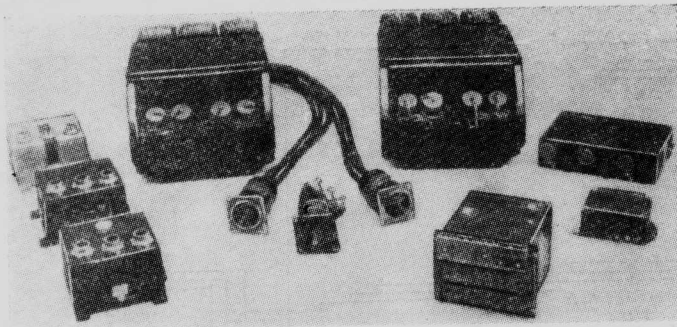


Рис. 4. Электронные блоки системы CSAS истребителя «Торнадо»

Примером реконфигурации системы при двойных отказах может служить переход:

к постоянным коэффициентам в законах управления после отказа двух (из имеющихся трех) датчиков скоростного напора;

к прямой электрической связи в канале тангажа (крена) после отказа двух датчиков угловой скорости тангажа (крена) или отказа соответствующего вычислителя;

на внутренние (внешние) интерцепторы после отказа внешних (внутренних) интерцепторов.

Достоинством аналоговой системы является возможность использования мажоритарной логики в распределенных по системе узловых точках, что обеспечивает меньшую вероятность полной потери аналоговой системы (по сравнению с цифровой системой, использующей цифровой процессор в режиме разделения времени). С другой стороны, это достоинство может и не обеспечивать абсолютного преимущества аналоговой схеме. Во-первых, исправность каждого вычислительного тракта может зависеть от других устройств, например от блока питания. Во-вторых, наличие нескольких режимов управления, отвечающих различным уровням деградации системы, усложняет проверку системы и затрудняет обучение летчиков.

Блоки системы CSAS показаны на рис. 4. Вычислители продольного и бокового каналов управления размещены в отдельных блоках. В свою очередь, каждый вычислитель состоит из трех одинаковых аналоговых секций, изолированных механически и электрически. Можно было бы принять альтернативный вариант — три одинаковых блока с вычислителями продольного и бокового каналов управления. Однако в этом случае возрастет число

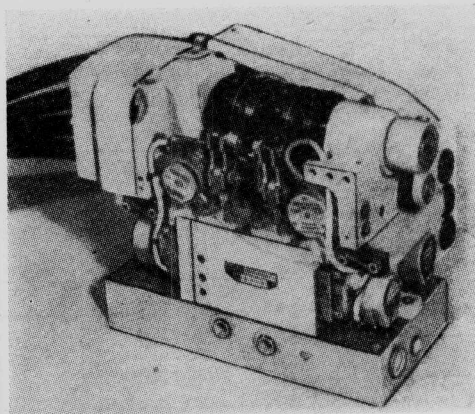


Рис. 6. Четырехканальная рулевая машина

внешних электрических связей. Характерно, что для цифровой техники имеет место обратное соотношение. На рис. 4 показаны также: строенные гиродатчики угловых скоростей тангажа, крена, рыскания (слева) и строенный датчик боковых перегрузок (справа), блок передачи сигналов с ручки управления и педалей (в центре), пульт управления и блок коммутаций (на переднем плане справа).

Назначение пульта управления следующее:

обеспечить индикацию первого и второго отказов;

дать возможность летчику попытаться сбросить фиксаторы отказов;

обеспечить тренировочный режим, с умышленной организацией отказов;

обеспечить функции встроенного контроля и аварийного триммирования.

Особого внимания заслуживает организация связей между элементами исполнительного привода (рис. 5). Четырехканальная рулевая машина (рис. 6) непосредственно управляет клапанами силового привода, а электрическая обратная связь замыкает контур исполнительной системы.

В электрической цепи контура управления используются схемы контроля с мажоритарной логикой. В местах их установки происходит переход с триплексного уровня резервирования (вычислители) на квадруплексный (рулевая машина). Использование мажорирования в наиболее высокочастотном тракте исполнительной системы удобнее скорее для аналоговой, чем для цифровой системы управления.

Резервирование рулевых машин выполнено по

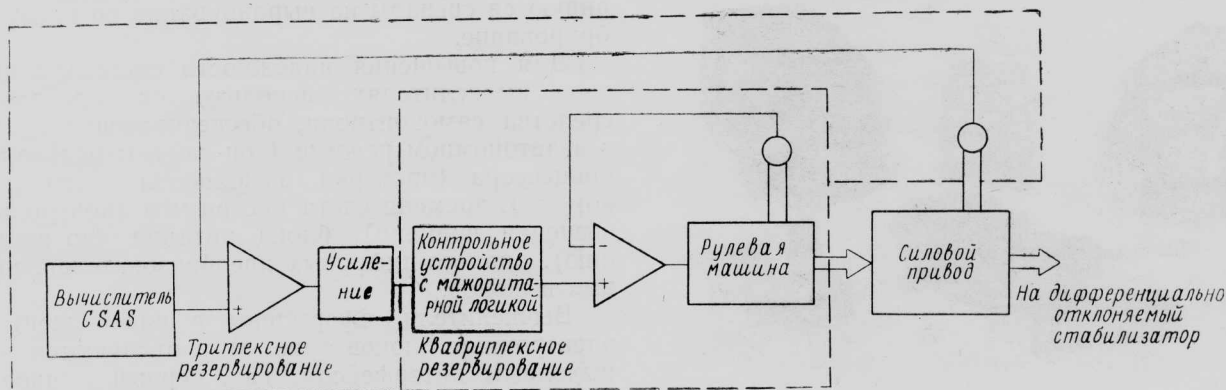


Рис. 5. Объединение компонентов привода

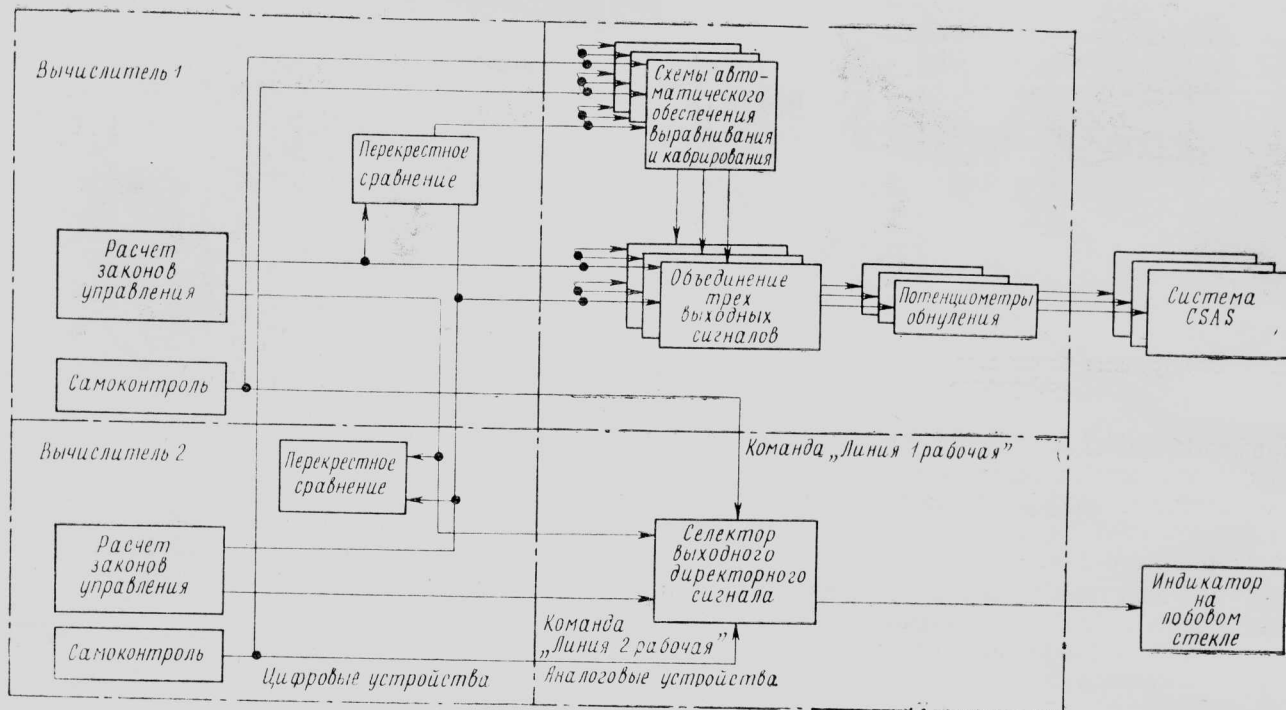


Рис. 7. Функции системы AFDS

принципу механического отражения отказа. В условиях исправного функционирования двух имеющихся систем гидропитания четырехканальная система рулевых машин в состоянии обеспечить автоматическое отключение двух неисправных каналов. В целом же привод может сохранить работоспособность при одном гидравлическом отказе или двух электрических отказах, либо в случае одного электрического отказа с последующим гидравлическим.

Для привода поворотных консолей стабилизатора предусмотрена возможность переключения на механическое управление. Привод руля направления также имеет механическую обратную связь, однако она может использоваться только для установки руля в нейтральное положение в случае, например, отказа вычислителей системы CSAS или рулевой машины.

**Система AFDS.** В системе автоматического или директорного управления (AFDS) используются два вычислителя, основные функции которых показаны на рис. 7. Оба вычислителя рассчитывают управляющие команды, которые подвергаются

перекрестному сравнению на предмет обнаружения сбоев. До поступления в систему CSAS командные сигналы проходят через аналоговые схемы (трехкратно резервированные), где происходит их объединение. Для команд управления по тангажу объединение заключается в выборе максимального значения из двух дублирующих команд. Такой подход снижает опасность прохождения ошибочной команды на пикирование, что особенно важно при полете на малой высоте.

Для команд управления по крену объединение заключается в вычислении среднего значения для двух дублирующих команд. Очевидно, что в этом случае последствия отказа одной из дублирующих линий будут частично скомпенсированы правильной командой исправной линии. Когда в результате перекрестного сравнения дублирующих команд по тангажу или крену обнаруживается их существенное расхождение, автопилот немедленно отсоединяется и командные сигналы, как правило, плавно обнуляются потенциометрами на выходе системы. Однако на некоторых режимах низковысотных полетов после обнаружения расхождения для обеспечения безопасности полета автоматически генерируются сигналы на выравнивание по крену и кабрирование.

Для повышения надежности системы в цифровых вычислителях используются программные средства самоконтроля, обеспечивающие проверку в неавтономном режиме («он-лайн»): центрального процессора (проверка выполнения всего набора команд), времени счета программы (контроль превышения времени), блока питания (по напряжению), аналого-цифровых преобразователей, цифровых выходов.

Вычислители оформлены в виде идентичных электронных блоков (рис. 8) и отличаются только выходным интерфейсом. Так, первый вычислитель выдает для системы CSAS командные сигналы по тангажу и крену, а второй — выдает команды на

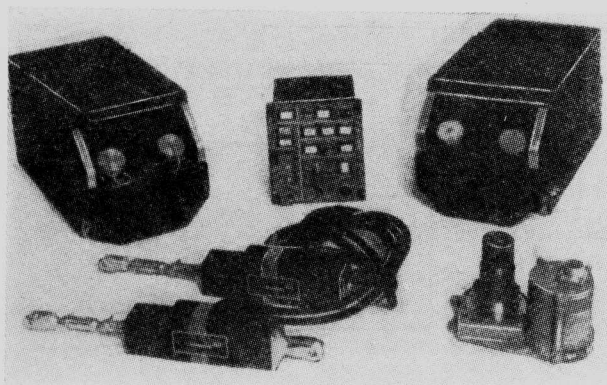


Рис. 8. Компоненты системы AFDS



Рис. 9. Вычислительные блоки системы AFDS

привод дросселирования тяги двигателя, на систему автотриммирования и на командно-пилотажные индикаторы. На рис. 8 помимо вычислителей показаны датчики усилий на ручке управления по тангажу и крену (датчики используются для обеспечения возможности пересиливания летчиком автопилота), блок управления системой и блок привода дросселирования тяги.

Идентичные в обеих ЭВМ алгоритмы вычисления команд по тангажу и крену построены по модульному принципу, отвечающему разнообразным режимам полета (рис. 9). Эти алгоритмы в автоматическом и директорном режимах полета одни и те же. Однако на выходе системы командные сигналы преобразуются различным образом в соответствии с требуемой формой представления для си-

стемы CSAS и директорного индикатора. Для устранения переходных процессов в момент переключения с ручного пилотирования на автоматическое предусмотрена выдача команд по тангажу также и на систему автотриммирования.

В общем случае цифровые вычислители дублирующих линий функционируют асинхронно. Кроме того, входные данные могут несколько различаться. Так как в законах управления используются большие значения коэффициентов усиления, а для канала управления по тангажу и автомата тяги с целью обеспечения астатизма используется операция интегрирования, то небольшие начальные отклонения могут привести к заметному расхождению решений. Синхронизация решений обоих цифровых вычислителей выполняется усреднением промежуточных решений и синхронизацией процессов инте-

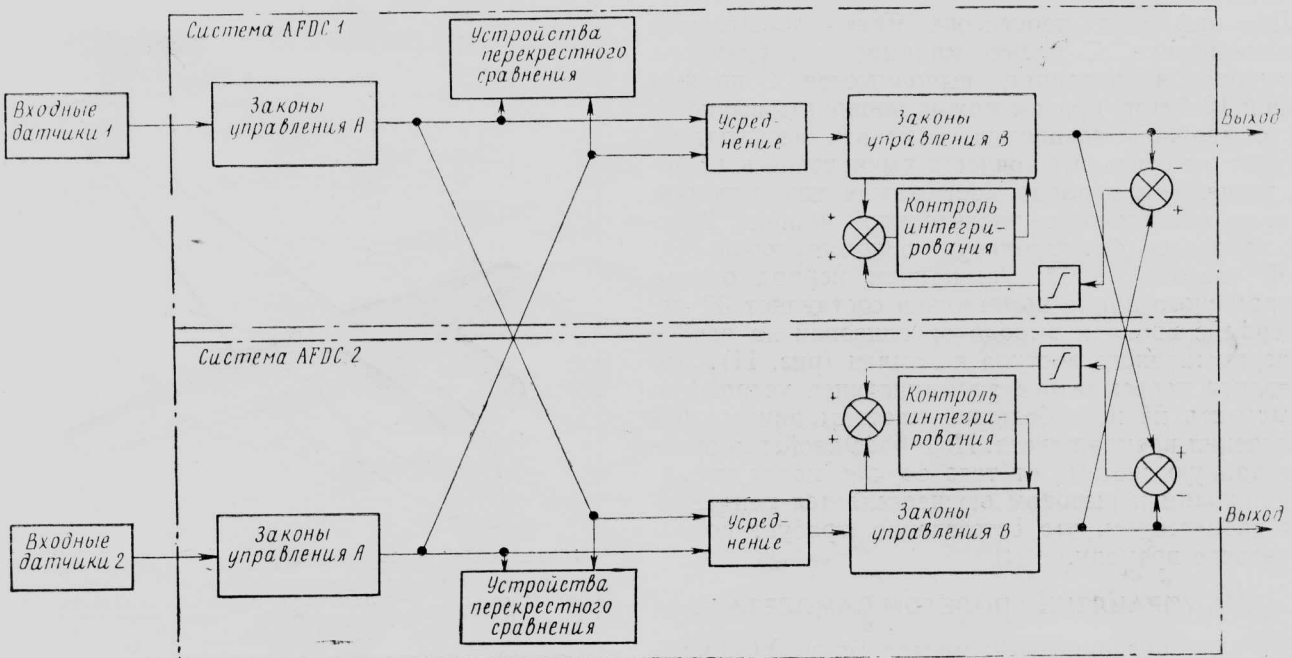


Рис. 10. Объединение и синхронизация резервирующих вычислительных линий системы AFDS



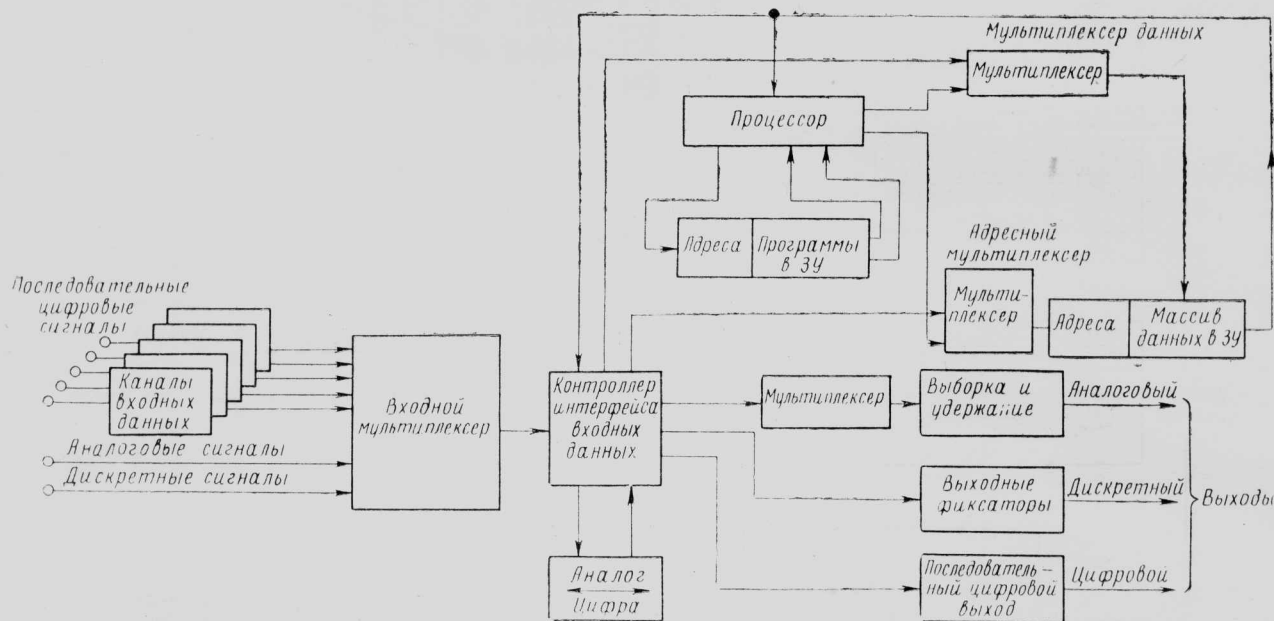


Рис. 11. Организация интерфейса центрального процессора системы AFDS

группирования. Схематично эта процедура показана на рис. 10.

Система управления имеет следующие особенности:

приоритет по тангажу (автоматическое предпочтение команде по тангажу в случае, когда одновременно проходят команды на изменение тангажа и крена);

ограничения на скорость разворота (обеспечивается ограничение скорости изменения курса при полете на малой высоте);

ограничения нормальной перегрузки (ограничения являются функциями скоростного напора и угла стреловидности крыла);

пересиливание системы летчиком (временное отсоединение системы при малых усилиях на ручку управления в крейсерском полете и отключение системы при больших усилиях на ручку при полете на малой высоте).

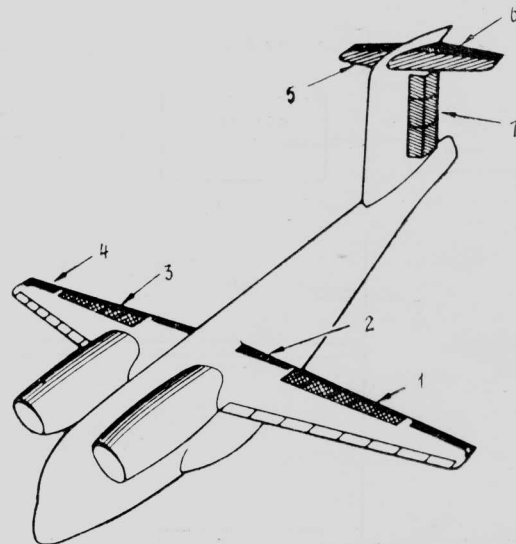
Два цифровых процессора имеют идентичные характеристики. С целью минимизации размеров оборудования операции выполняются с полями длиной 12 битов, причем можно проводить вычисления с двойной точностью, если это необходимо. Следует отметить, что точность вычислений в 12 битов выше, чем реально достижимая точность при счете на аналоговой вычислительной машине. Каждый процессор функционирует с номинальной тактовой частотой 1 Мбит/с, причем период одного программного цикла номинально составляет 32 мс. Интерфейс ввода и вывода организован на основе непосредственного доступа к памяти (рис. 11). Это позволяет пересылать в запоминающее устройство и выводить из него большие массивы данных без увеличения времени счета. Подобное свойство отличает данную систему от того случая, когда управление вводом и выводом осуществляется центральным процессором, что естественно, требует дополнительного времени.

#### СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ САМОЛЕТА YC-14

Рулевые поверхности самолета Боинг YC-14 показаны на рис. 12. Штриховкой отмечены поверх-

ности, обслуживаемые электродистанционной системой управления.

Система управления спроектирована из условия обеспечения хороших пилотажных характеристик самолета на режимах КВП, когда значительная часть подъемной силы образуется благодаря обтеканию верхней поверхности обдуваемых закрылков реактивными струями двигателей и имеет место сильная взаимосвязь движений самолета по всем трем осям. Основными задачами системы управления являются автоматическая стабилизация пространственной ориентации и выдерживание скорости полета дросселированием двигателей и отклонением обдуваемых закрылков. Для самолета YC-14 отказ одного из двигателей приводит к значительному изменению моментов крена и рыскания, и в этом случае должна обеспечиваться автоматическая компенсация дестабилизирующих моментов.



1—закрылки (4 секции); 2—закрылки с обдувом верхней поверхности (2 секции); 3—интерцепторы (10 секции); 4—элероны (2 секции); 5—стабилизатор (триммируемый); 6—руль высоты (4 секции, двухшарнирный); 7—руль направления (3 секции, двухшарнирный)

Рис. 12. Управляющие аэродинамические поверхности самолета Боинг YC-14

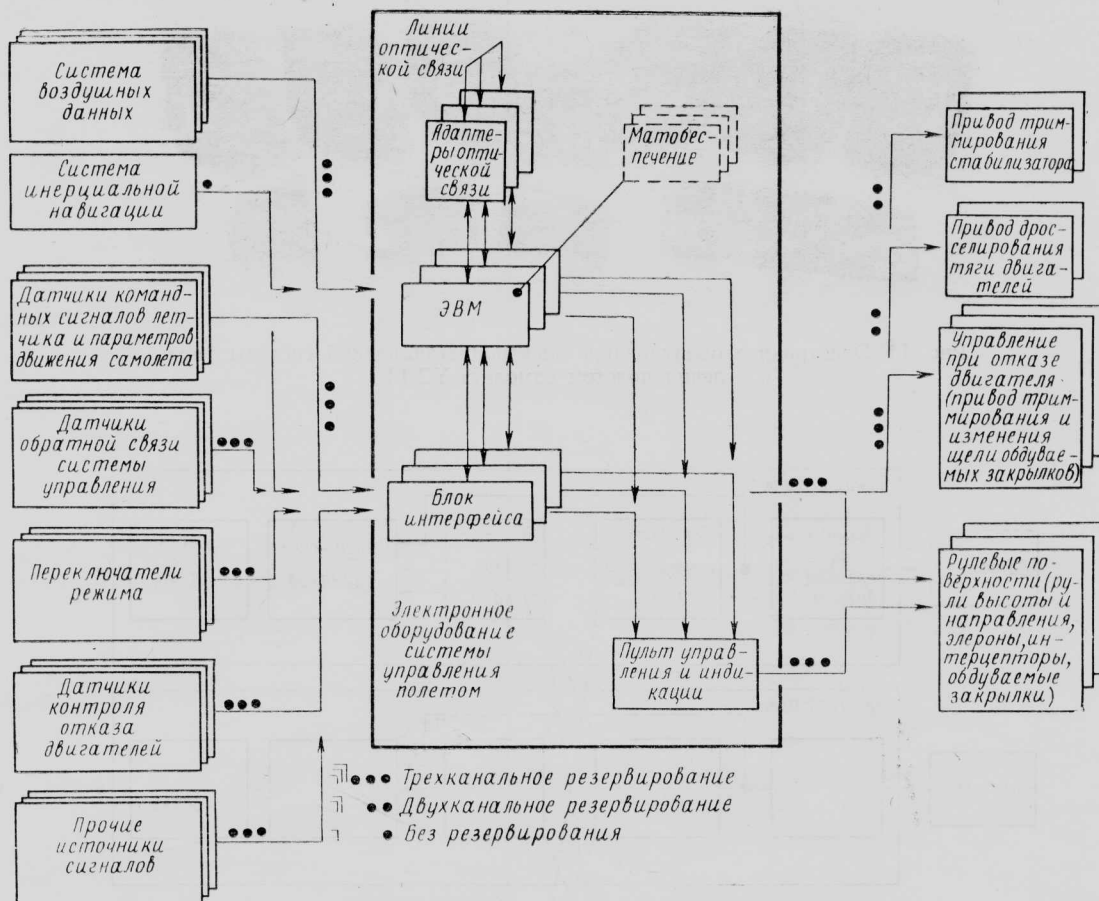


Рис. 13. Блок-схема электродистанционной системы управления полетом

Отказоустойчивость системы управления обеспечивается на уровне трехкратного резервирования: применены три идентичные цифровые ЭВМ, а рулевые поверхности секционированы. Например, руль направления разделен на три секции, каждая из которых отклоняется с помощью последовательно соединенных приводов, управляемых соответствующими ЭВМ. Благодаря усреднению аэродинамических сил положению управляющих поверхностей контролируется таким образом, что в общем случае обнаруженный отказ приводит к установке в нейтральное положение поверхности, связанной с отказавшим каналом.

Детекция отказа и изоляция отказавшей линии в системе управления элеронами и рулями высоты выполняется на уровне матобеспечения. Обдуваемые закрылки управляются только электродистанционно, в то время как остальные рулевые поверхности могут управляться механически.

Блок-схема системы управления полетом самолета УС-14 показана на рис. 13. Каждая из трех вычислительных линий состоит из цифрового вычислителя и блока интерфейса, помещенных в отдельные модули. Особенностью системы является использование оптических линий связи для передачи сигналов. В качестве ЭВМ применяются модифицированные вычислители самолета «Торнадо». Отличия заключаются в следующем: увеличены разрядность слова (16 бит вместо 12), частота синхронизации центрального процессора (1,4 МГц вместо 1 МГц), объем памяти, введена аппаратная защита от переполнения, используется несколько тактов расчета.

Увеличение разрядности машинного слова упростило масштабирование переменных, позволило отказаться от операций двойной точности и обеспечило прямую адресацию большой памяти. Увеличение объема памяти связано с усложнением решаемых задач. Защита от переполнения предупреждает появление непредусмотренных амплитуд выходного сигнала в случае ошибок масштабирования. Использование нескольких тактов расчета позволяет уменьшить объем вычислений на такте расчета короткопериодического контура управления и тем самым расширить полосу пропускания этого контура. Вычислительная часть электронного оборудования помещена в шести одинаковых блоках, как показано на рис. 14. В трех из них размещаются вычислители, в трех других — аппаратура интерфейса. Показаны также три адаптера оптической связи (в центре), пульты управления и проверки (на переднем плане).

В вычислениях используются сигналы трехкратного резервированных датчиков. Схема объединения избыточной информации представлена на рис. 15. Сигнал датчика после преобразования в цифровую форму поступает в вычислительный тракт, к которому относится данный датчик, а по световодам оптической связи — в два других вычислительных тракта. Таким образом, в распоряжении каждого процессора имеются три «дубликата» измеряемого параметра. Для объединения сигналов, обнаружения и изоляции отказавших датчиков используются одинаковые для всех трех процессоров алгоритмы. Дополнительным средством устранения различия входных сигналов, возникающего при несинхронной

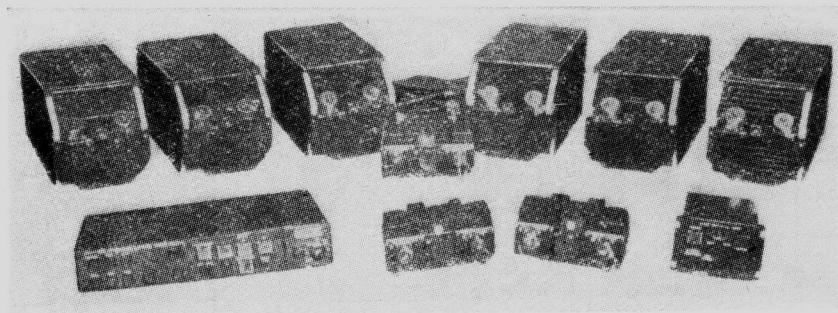


Рис. 14. Электронное оборудование электродистанционной системы управления полетом самолета УС-14

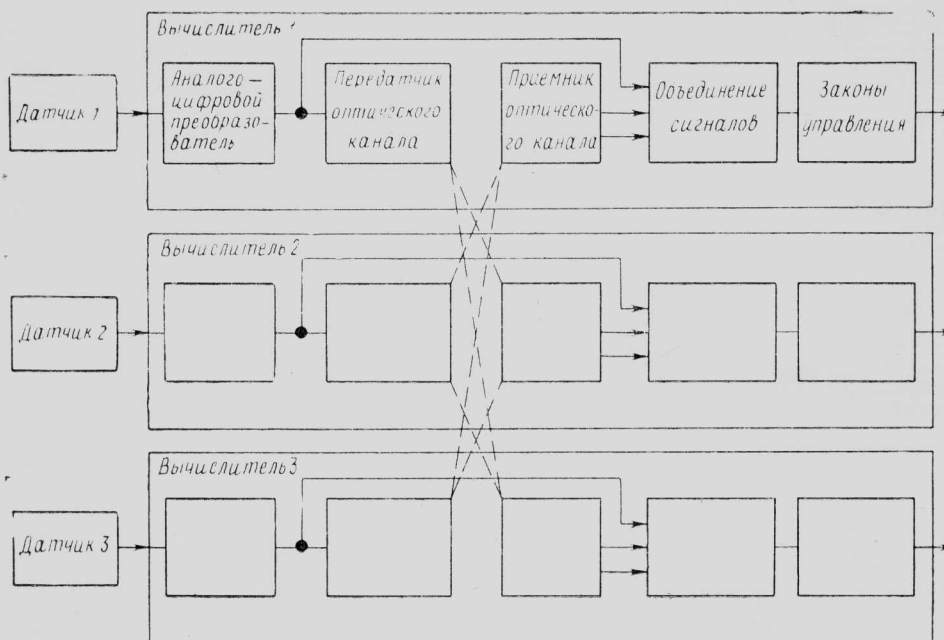


Рис. 15. Объединение входных данных от резервированных датчиков

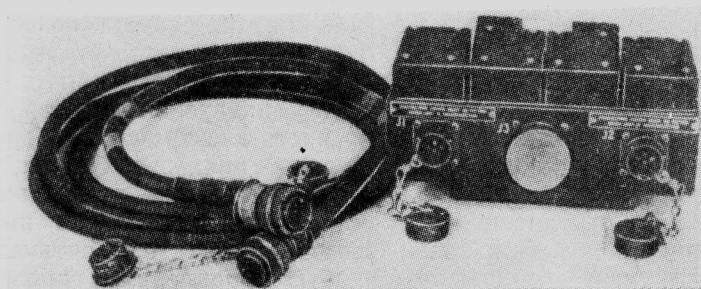


Рис. 16. Блок оптической связи

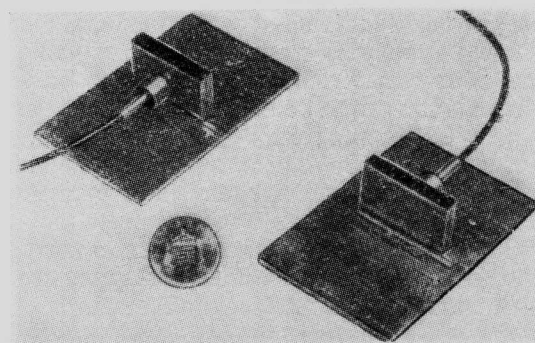


Рис. 17. Миниатюрные платы передатчика и приемника оптической связи

выборке, является синхронизация программных циклов процессоров.

Применение оптико-волоконной связи между вычислительными трактами дает ряд преимуществ. Во-первых, устраняется опасность распространения неполадок электрической природы из отказавшего тракта по всей системе, во-вторых, оптическая связь не подвержена электромагнитным возмущениям и исключена проблема заземления. На рис. 16

показан один из оптических адаптеров, два разьема которого используются для оптической связи с другими двумя адаптерами, а третий разъем служит для электрической связи с вычислителем.

Платы приемника и передатчика (размер  $29 \times 16 \times 5$  мм) оптической связи показаны на рис. 17.



## ПОСТОЯННО ДЕЙСТВУЮЩАЯ ЦИФРОВАЯ ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

**Требования избыточности.** На самолетах «Торнадо» и УС-14 отказ электронной части системы управления не ведет к катастрофе, поскольку предусматривается возможность перехода на механическое управление. Если же система управления является полностью электродистанционной, отказ системы ведет к потере самолета. Для боевых самолетов принято считать, что допустимая вероятность подобного отказа имеет порядок  $10^{-7}$  за 1 ч наработки.

Достижимость этой цифры зависит от вероятности возникновения общих отказов, уровня резервирования, надежности оборудования.

Первая из перечисленных характеристик с трудом подчиняется количественной оценке и зависит, в частности, от надежности любых отдельных механических частей системы, от надежности программного обеспечения и от катастрофических отказов, когда из строя выходят более одного резервированного элемента. Вторая и третья характеристики взаимосвязаны, так как при более надежном оборудовании можно допустить более низкий уровень резервирования.

Для оценки надежности резервированной системы можно принять следующую упрощенную модель. Пусть надежность одной линии, включающей датчик, вычислитель и привод, такова, что частота ее отказов равна  $P$ . Для триплексной системы из трех одинаковых линий (как на самолете УС-14) вероятность отказов за 1 ч наработки будет равна  $3P$  для первого отказа и  $3P^2$  для второго отказа. Потеря самолета наступает при втором отказе. Так как вероятность этого события должна быть порядка  $10^{-7}$ , то соответственно частота отказов одной линии оценивается величиной  $P = 1,83 \cdot 10^{-4}$ .

В настоящее время получение такой надежности в сложной системе управления в условиях боевого

применения невозможно. В то же время для квадруплексно резервированной системы справедливы следующие оценки: вероятность первого отказа  $4P$ , вероятность второго отказа  $6P^2$ , вероятность третьего отказа  $4P^3$ .

Принимая вероятность третьего отказа равной  $10^{-7}$ , получаем  $P = 2,92 \cdot 10^{-3}$ . Такая надежность вполне достижима. Следовательно, цифровая электродистанционная система должна быть квадруплексной.

**Компоновка перспективной системы.** В разрабатываемой системе с четырехканальным резервированием (рис. 18) основные датчики входной информации подключаются к ЭВМ точно так же, как в рассмотренной выше системе управления самолета УС-14 с триплексным резервированием по принципу один датчик на одну ЭВМ. В данном случае каждая ЭВМ имеет в распоряжении четыре «дубликата» измеряемого параметра. Мажоритарная логика в каждой ЭВМ позволяет обнаружить и изолировать два отказа датчиков на входе. Менее важные датчики имеют более низкий уровень резервирования (трех- и двукратный) или совсем не резервируются. Однако и они подключаются по принципу один датчик на одну ЭВМ.

Для того чтобы система оказалась работоспособной после выхода из строя двух ЭВМ, необходимо организовать специальное сопряжение ЭВМ с рулевыми машинами (см. рис. 18). Здесь используется метод повышения уровня резервирования в месте сопряжения от четырех- до шестикратного. Такая система не выходит из строя при любых двух механических или электрических отказах без использования в приводе какой-либо дополнительной логики парирования отказов.

ЭВМ выполнены на микропроцессорной основе. Базовая частота синхронизации микропроцессора 3,8 МГц. Высокое быстродействие ЭВМ позволило применить высокочастотные законы управления и сложные алгоритмы. Например, обеспечиваются

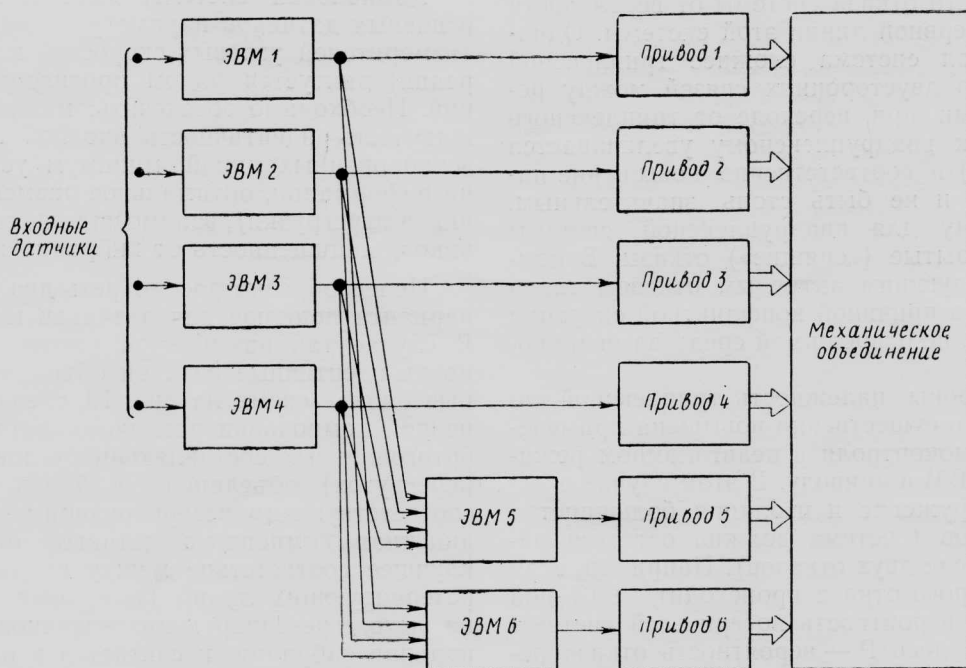


Рис. 18. Подключение квадруплексной системы ЭВМ к шестиканальному приводу

## Сравнение цифровых систем управления

	Система самолета „Торнадо“	Система самолета УС-14	Разрабатываемая система
Уровень резервирования	Дуплексный	Триплексный	Квадруплексный
Разрядность слова, бит	12	16	16
Частота синхронизации процессора, МГц	1,0	1,4	3,8
Время выполнения типичной коман- ды, мкс	6,2	4,4	1,2
Связь между резервирующими ли- ниями	Электрическая аналоговая	Оптическая цифровая	Электрооптическая цифровая
Такт расчетов, мс	32	20—80	5—80
Память программ, число слов	6К	13,5К	16К
Память данных, число слов	1К	3К	6К

демпфирование пространственного движения, перекрестные связи между каналами управления и функциональная зависимость коэффициентов от скоростного напора и статического давления. Введены добавочные зависимости по углам атаки и скольжения, служащие для повышения устойчивости и предупреждения сваливания. Вычисления производятся с несколькими тактами — от 5 до 80 мс.

В таблице сравниваются современные и перспективные цифровые системы управления с точки зрения вычислительных возможностей.

### КОМПРОМИССНЫЙ ВЫБОР СТРУКТУРЫ РАЗРАБАТЫВАЕМОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Разработка электродистанционной системы управления требует принятия компромиссных решений относительно уровня резервирования, структуры датчиков и интеграции с исполнительным приводом.

**Уровень резервирования.** В предыдущем разделе целесообразность перехода к квадруплексному резервированию обосновывалась простой зависимостью вероятности отказа системы от вероятности отказа одной резервной линии этой системы. Однако квадруплексная система сложнее триплексной (например, число двусторонних связей между резервными линиями при переходе от триплексного резервирования к квадруплексному увеличивается от трех до шести) и соответственно повышение надежности может и не быть столь значительным. Особую проблему для квадруплексной системы представляют скрытые («спящие») отказы. В комбинации с последующим активным отказом такой отказ может стать причиной конфликтной ситуации двое против двух, не разрешимой средствами мажоритарной логики.

С другой стороны, надежность триплексной системы может быть существенно повышена применением методов самоконтроля в неавтономном режиме к датчикам, ЭВМ и приводу. В этом случае обеспечиваются обнаружение и изоляция большинства вторичных отказов (система должна остаться работоспособной после двух отказов). Например, если обнаружение второго отказа происходит с 90%-ной вероятностью, то вероятность потери всей системы составит  $0,3 P^2$  (здесь  $P$  — вероятность отказа резервной линии). Из условия, что вероятность отказа на 1 ч полета равна  $10^{-7}$ , находится  $P = 5,8 \cdot 10^{-4}$ .

Полученное значение вероятности  $P$  является для цифровой системы достижимым даже в условиях боевого применения. Современные средства аппаратного и программного самоконтроля позволяют обнаруживать вторые отказы ЭВМ с 90%-ной вероятностью. Самоконтроль может быть введен и для датчиков. Необходимо только отметить, что не все датчики являются критическими для безопасности полета, т. е. отказ некоторых датчиков требует всего лишь реконфигурации системы, и полет может продолжаться, хотя и с определенными ограничениями. Для рулевых машин обнаружение и изоляция первого отказа осуществляется методами перекрестного сравнения, а второго отказа — с использованием математической модели сервопривода.

Учитывая, что надежность оборудования непрерывно повышается, можно, таким образом, ожидать, что электродистанционные системы управления следующего поколения боевых самолетов будут иметь требуемую надежность и при триплексном резервировании.

**Компоновка системы датчиков.** Расположение основных датчиков параметров движения самолета (измерителей угловых скоростей и линейных ускорений) диктуется рядом противоречивых требований. Необходимо обеспечить: минимальную боевую живучесть, идентичность входной информации резервированных линий, минимум устройств передачи информации, оптимальное размещение (для датчиков перегрузки), взаимозаменяемость блоков датчиков, защищенность от вибраций и шумов.

Целесообразно рассмотреть два альтернативных варианта подключения датчиков к ЭВМ (рис. 19). В случае так называемой покоординатной компоновки идентичные датчики объединяются в отдельные блоки (схема на рис. 19, слева). В случае линейной компоновки различные датчики (например, ортогональных составляющих угловых скоростей и перегрузок) объединены в блоки, относящиеся к соответствующим резервирующим линиям. Покоординатная компоновка датчиков обеспечивает наилучшее соответствие между входными сигналами резервирующих линий (т. е. идентичность данных на выходе резервирующих датчиков), особенно при наличии вибраций, и считается в настоящее время «нормальной» схемой резервирования. Другим преимуществом покоординатной компоновки является

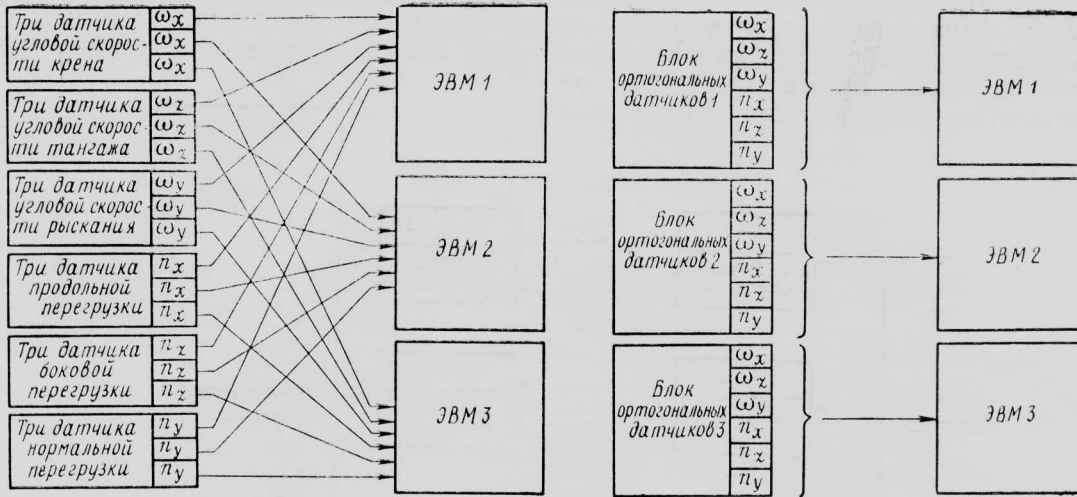


Рис. 19. Альтернативные варианты подключения датчиков к ЭВМ

возможность установки блока датчиков в наиболее удобном для измерений месте. Линейная же компоновка не обеспечивает идентичность дублирующих данных даже при отсутствии вибраций и шумов.

Линейная компоновка обеспечивает, во-первых, большую живучесть, поскольку резервирующие линии пространственно разнесены. Во-вторых, упрощается коммутация резервированных датчиков, поскольку для связи одного блока датчиков со своей ЭВМ достаточен один мультикомплексный канал. В-третьих, облегчается взаимозаменяемость, поскольку все резервирующие блоки датчиков идентичны (покоординатная компоновка обеспечивает только частичную взаимозаменяемость, например между блоками датчиков угловой скорости тангажа и рыскания). Наконец, имеется возможность объединения бесплатформенных навигационных датчиков (в частности, лазерных гироскопов) с датчиками угловых скоростей и перегрузок.

**Рулевые машины.** Существуют три разных способа обеспечения работоспособности привода при

отказе: поглощение отказа, механическое отражение отказа и электрическое отражение отказа. В методе поглощения отказа уровень резервирования привода должен быть достаточным для того, чтобы исправные устройства могли перенести отказавшие. Например, в системе, показанной на рис. 18, два отказавших привода всегда могут быть перенесены четырьмя исправными приводами, что и обеспечивает требуемую работоспособность системы при двух отказах.

Пример схемы с механическим отражением отказа показан на рис. 20. В данном случае рассматривается квадруплексная система приводов, нагруженных на общий шток. Если работа одного из приводов не будет согласована с работой остальных, этот привод будет отключен и зафиксирован в нерабочем положении. Такой привод работоспособен при двух любых неодновременных отказах. Третий отказ приводит к «борьбе» двух оставшихся приводов. Рассмотренная идея реализована на истребителе «Торнадо» в приводе руля направления и консолей дифференциально отклоняемого стабилизатора.

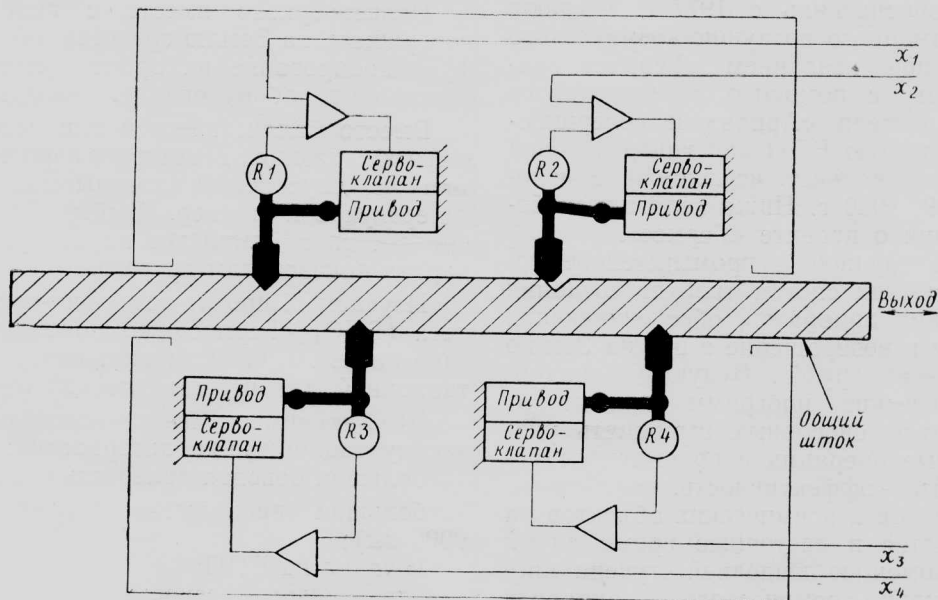


Рис. 20. Резервированный привод с механическим отражением отказа



Электрическое отражение отказов предполагает использование контролирующих и электромеханических изолирующих устройств для каждой резервирующей линии. Очевидно, что в этом случае может быть достигнута более высокая устойчивость

лическим приводом они удобнее для применения в резервированной системе, поскольку не связаны с ограничениями на число резервных источников гид-

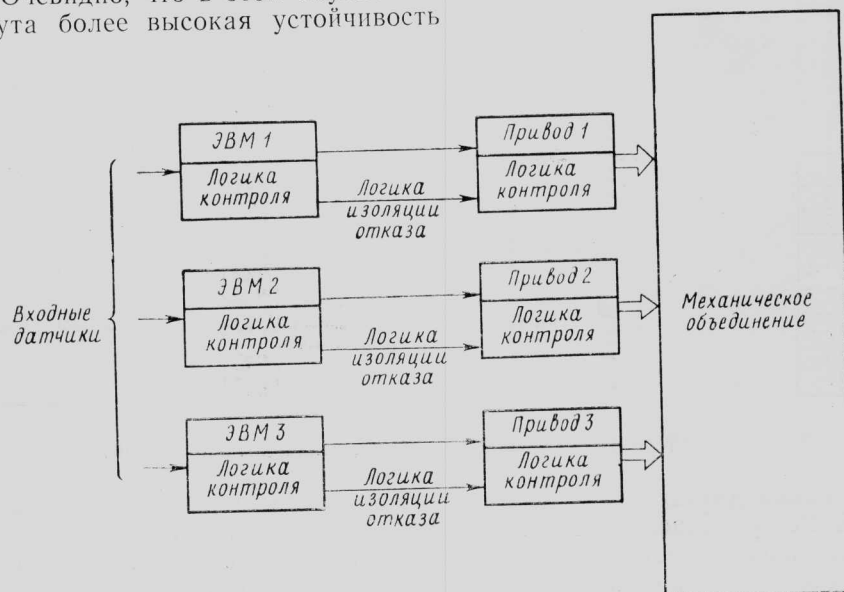


Рис. 21. Подключение ЭВМ к приводу в трехканальной системе с электронным контролем

системы к отказам, поскольку ситуация пересиливания разрешается внешними по отношению к механическому приводу контрольными устройствами (рис. 21).

В заключение следует обратить внимание на возможность использования полностью электрических рулевых машин. В сравнении с электрогидрав-

ропитания. Естественно, что для электрических рулевых машин требуются резервированные источники электроэнергии. Однако резервирование источников электроэнергии необходимо в любом случае, в частности для питания ЭВМ.

Референт С. Н. Супруненко.

УДК 629.782.01

## ФРАНЦУЗСКИЙ ПРОЕКТ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА „ГЕРМЕС“

Французский национальный центр космических исследований CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) и фирма Аэроспасьяль с 1977 г. изучают концепцию малоразмерного воздушно-космического самолета (ВКС) под названием «Гермес», запускаемого на орбиту с помощью перспективного варианта ракеты-носителя «Ариан» и совершающего посадку на обычную ВПП как гиперзвуковой планер. Результаты начальных исследований изложены в «ТИ» № 19, 1980 г. Ниже излагаются более поздние сведения о проекте «Гермес».

Расширяющееся научное и промышленное использование космических систем требует создания воздушно-космических аппаратов, обеспечивающих доставку на орбиту и возвращение с нее на Землю оборудования и других грузов. Будущее западноевропейских космических программ зависит от разработки аппаратов, способных выполнять указанные транспортные операции с приемлемым показателем стоимости — эффективность.

Возвращение грузов и космических объектов на Землю осуществляется в настоящее время двумя способами: (1) с помощью последней ступени многоэтажного воздушно-космического аппарата (МВКА) типа американской системы «Спейс

Шаттл» и (2) с помощью спускаемых аппаратов-капсул.

Целесообразно вместе с полезной нагрузкой возвращать на Землю средства, обеспечивающие ее функционирование на орбите (силовая установка, электронное оборудование, энергосистема).

Вместо баллистической или псевдобаллистической (обладающей некоторым аэродинамическим качеством) спускаемой капсулы можно использовать гиперзвуковой планер. Выбор будет зависеть от предпочтения комплекса характеристик одного аппарата показателям другого.

Изучаемый проект воздушно-космического самолета (ВКС) «Гермес», компоновка которого показана на рис. 1, представляет интерес как с эксплуатационной, так и с технической точек зрения.

ВКС «Гермес» имеет следующие расчетные эксплуатационные характеристики:

- большая боковая дальность полета (до 2500 км);
- большая продольная дальность полета (до 9000 км);
- посадка на ВПП;
- значительный ресурс;
- «самолетные» особенности конструкции, схемы

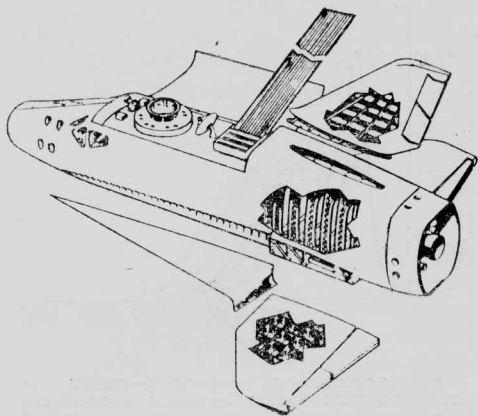


Рис. 1. Компоновка ВКС «Гермес»

интеграции систем и методы обслуживания;  
гибкость применения в соответствии с требованиями заказчика.

Значительная боковая дальность позволяет ВКС совершать посадку в заданном районе, не дожидаясь прохождения плоскости орбиты через место посадки. Расчетная величина боковой дальности (2500 км) позволяет ВКС «Гермес» совершать посадку в месте старта — на космодроме Куру (Французская Гвиана) после одного орбитального витка (в случае нерасчетного выведения или при неполадках, вынуждающих совершить посадку по соображениям безопасности) или менее чем через сутки для номинальной посадки. Кроме того, указанная боковая дальность позволяет в случае необходимости использовать резервные ВПП.

Значительная продольная дальность ослабляет ограничения на условия схода с орбиты для посадки в заданном районе, что очень важно с точки зрения безопасности полета с экипажем или автоматического полета с ценным оборудованием.

Аэродинамическое качество ВКС определяет его дальность полета и способность совершать посадку на ВПП. Это дает возможность эксплуатировать ВКС подобно гражданскому самолету с использованием существующего наземного оборудования.

Комплекс бортовых систем, размещенный как на обычном самолете, отвечает требованиям повторного использования. Повышенная деградация характеристик будет присуща только системе теплозащиты, что потребует ее периодической замены.

Разработка ВКС и его систем представляется во многом аналогичной самолетным программам. Характер использования ВКС «Гермес» будет иметь много общего с применением ВКС системы «Спейс Шаттл». В связи с этим можно создать западноевропейскую воздушно-космическую систему, которая в эксплуатационном плане будет аналогична американской системе.

Разработка ВКС, являющегося фактически гиперзвуковым планером, ознаменует значительный прогресс западноевропейской космонавтики в следующих областях:

- техника встречи на орбите;
- средства причаливания;
- вход в атмосферу;
- средства обеспечения многоразового использования;

- системы связи;
- системы энергопитания;
- высоконадежные системы;
- обеспечение условий полета аппарата с экипажем.

Достижения в этих областях могут быть использованы для разработки полностью сохраняемых ступеней ракет-носителей.

Применение для спуска с орбиты гиперзвукового планера обеспечивает транспортной системе большую эксплуатационную гибкость. Размеры ВКС «Гермес» позволяют разместить экипаж; этот аппарат можно легко переоборудовать в беспилотный автоматический (подсистемы обеспечения жизнедеятельности снимаются и освобождают место для полезной нагрузки).

К другим требованиям, предъявляемым к ВКС «Гермес», относятся:

- посадка со скоростью  $\sim 85$  м/с на ВПП длиной  $\sim 4000$  м;
- безударное причаливание (относительная скорость  $\sim 1$  см/с);
- высокоэффективная система энергоснабжения (800 Вт-ч/кгс);
- условия комфорта, как в космической лаборатории «Спейслэб»;
- вероятность сохранения ВКС 0,999 (в случае полетов с экипажем);
- надежность запуска 0,98;
- посадка во Французской Гвиане или на территории Европы;
- срок службы не менее 5 лет;

Конфигурация ВКС «Гермес» обеспечивает размещение экипажа, оборудования и силовой установки. Располагаемый объем в герметической части фюзеляжа  $\sim 20$  м<sup>3</sup>.

Система причаливания и стыковки находится на верхней поверхности фюзеляжа. Здесь же находятся люки для выдвижения панелей теплообменника, антенн, фото- и телевизионных камер. Габариты ВКС показаны на рис. 2.

#### Геометрические данные ВКС «Гермес»

Длина ВКС . . . . .	12,55 м
Высота ВКС . . . . .	5,30 "
Размах крыла . . . . .	7,40 "
Длина герметического отсека . . . . .	$\sim 6,5$ "
Высота герметического отсека . . . . .	$\sim 2,0$ "
Ширина герметического отсека . . . . .	$\sim 1,7$ "

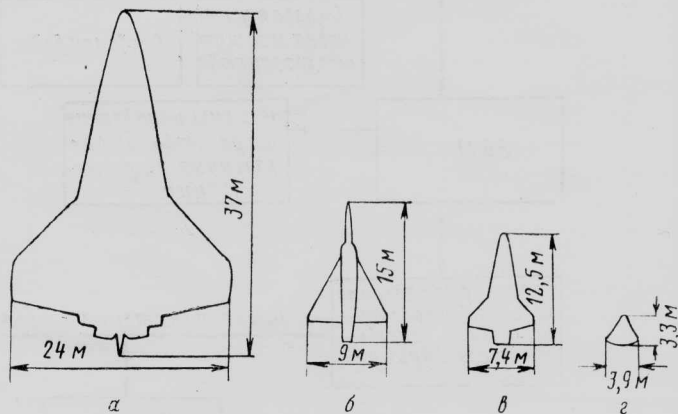


Рис. 2. Сравнение габаритов космических ВКС транспортной системы «Спейс Шаттл» (а), истребителя «Мираж» 2000 (б), ВКС «Гермес» (в) и спускаемой капсулы системы «Аполлон» (г)

В герметической кабине ВКС могут разместиться два летчика-космонавта и два пассажира.

**Конструкция и теплозащита.** Основная конструкция ВКС выполнена из алюминиевых сплавов, поскольку система теплозащиты ограничивает нагрев основной конструкции 175°C. Теплозащита обеспечивается:

композиционным материалом углерод—углерод на носке фюзеляжа, носках крыла и в некоторых других зонах повышенного нагрева;

абляционным покрытием с низкой теплопроводностью на нижней поверхности крыла и фюзеляжа; теплоизоляцией на верхней поверхности крыла и фюзеляжа и в других зонах умеренного нагрева.

Общий вес теплозащитной системы менее 600 кгс, что составляет 12% веса ВКС перед входом в атмосферу (у космического аппарата системы «Аполлон» ~12%, у ВКС системы «Спейс Шаттл» примерно 8%).

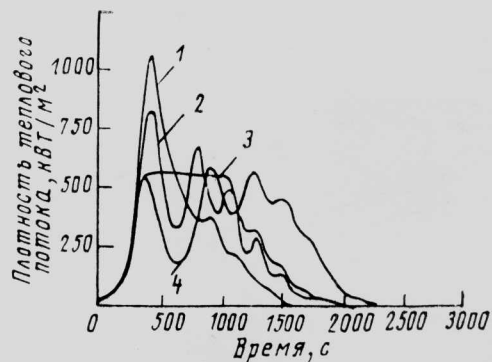
При расчете теплозащитного покрытия рассматривались следующие режимы спуска в атмосфере (рис. 3):

постоянный тепловой поток на единицу площади поверхности ВКС;

- оптимальное управление по крену;
- с участком постоянной высоты;
- с участком постоянного угла крена.

Эти режимы примерно эквивалентны с точки зрения теплового потока и торможения и обеспечивают определенную свободу выбора материалов планера ВКС.

Блок-схема радиоэлектронного и интерфейсного оборудования ВКС и ракеты-носителя представлена на рис. 4.



1—режим постоянной высоты; 2—режим постоянного угла крена; 3—режим постоянного теплового потока; 4—оптимальный заход на посадку

Рис. 3. Изменение поверхностной плотности теплового потока при движении ВКС «Гермес» в атмосфере

**Радиоэлектронные системы.** Основой бортового радиоэлектронного комплекса является ЭВМ, обслуживающая необходимые системы ВКС и систему управления и навигационное оборудование ракеты-носителя. Каждая подсистема связана с ЭВМ с помощью системы управления и обработки сигналов, которая посредством интерфейсных блоков обеспечивает подключение подсистем к ЭВМ. Интерфейсные блоки, распределенные по планеру ВКС и группирующие вокруг себя аппаратуру по выполняемым функциям, связаны мультиплексной шиной передачи информации.

**Система энергоснабжения.** На пилотируемом варианте ВКС энергетические потребности оцениваются примерно в 240 кВт·ч. Для выработки элек-

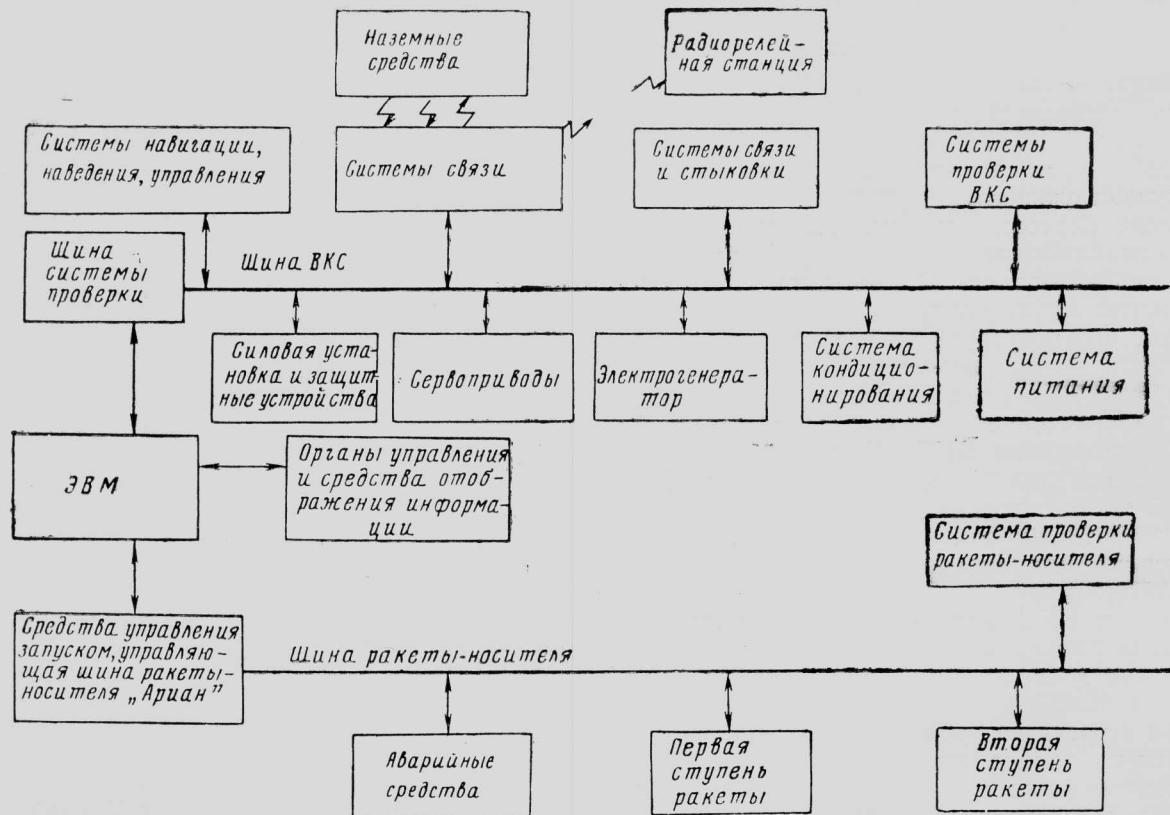


Рис. 4. Блок-схема радиоэлектронной системы и интерфейсных компонентов ВКС «Гермес»



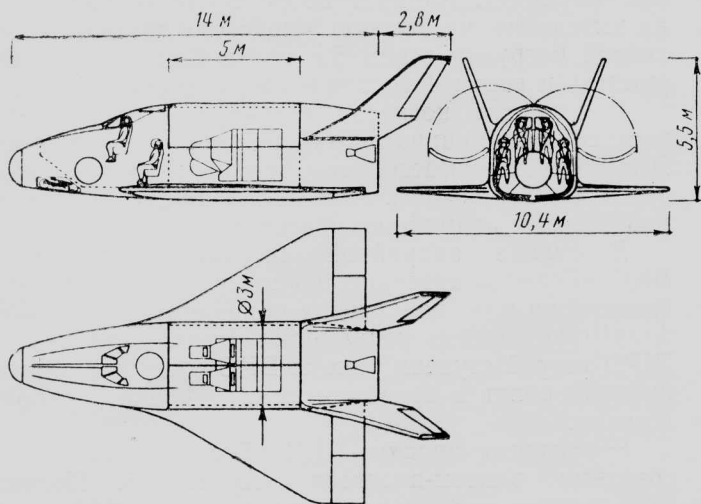


Рис. 5. Один из последних вариантов ВКС «Гермес»

троэнергии используются топливные элементы. Пиковые потребности в электроэнергии, равные примерно 1100 Вт, удовлетворяются аккумуляторной батареей Ag—Zn.

**Силовая установка.** Параметры силовой установки определяются расчетными маневрами на этапах выведения и спуска в атмосфере. Используются ЖРД двух типов, работающие на монометилгидразине и азотной кислоте. Двигатель с тягой 15 кН предназначен для орбитального маневрирования и схода с орбиты, другие ЖРД с тягой по 400 Н — для точного изменения параметров движения (встреча на орбите, управление угловой ориентацией).

Эти ЖРД объединены в две группы, одна из которых находится в передней части фюзеляжа и имеет 12 ЖРД с тягой по 400 Н, а другая — в хвостовой части и имеет 16 ЖРД с тягой по 400 Н и один ЖРД с тягой 15 кН.

**Система кондиционирования и обеспечения жизнедеятельности.** Эта система состоит из пяти подсистем, выполняющих следующие функции: подача воздуха с требуемыми параметрами; регулирование температуры, очистка воздуха; питание и обеспечение гигиены экипажа; подача воды; сбор и удаление отходов.

**Переходник.** Эта конструкция обеспечивает передачу сил между ракетой-носителем и ВКС во время старта и требуемую аэродинамическую конфигурацию при выведении. Его размеры и вес зависят от нагрузок при старте и геометрии ВКС. Для снижения веса переходника планируется использование углепластиков.

**Шасси.** Относительный вес шасси составит ~5% посадочного веса ВКС.

**Аварийная система.** Предусматриваются средства аварийного отделения ВКС от ракеты-носителя и парашюты для мягкой посадки.

**Автоматический вариант ВКС.** Этот вариант отличается от пилотируемого отсутствием герметического отсека, системы обеспечения жизнедеятельности и аварийной системы. Отсутствие экипажа ослабит требования и к ряду бортовых систем и позволит уменьшить их вес.

Весовая сводка пилотируемого ВКС «Гермес» (в кгс)

Компоненты конструкции и системы	Характеристическая скорость	
	710 м/с, гелио-синхронная орбита	490 м/с, круговая орбита
Конструкция фюзеляжа	1130	
крыла	1050	
киля	220	
гермоотсека	300	
Система теплозащиты	600	
Система причаливания и стыковки	150	
Радиоэлектронное оборудование	300	
Система энергопитания	370	
Система кондиционирования и обеспечения жизнедеятельности	570	
Аварийная система	610	
Шасси	400	
Переходник	500	
Общий «сухой» вес	6 200	
Силовая установка	550	
Весовой запас	750	
Экипаж	220	
Невыработываемые остатки топлива	70	65
Полезная нагрузка	1 270	5 410
Запас топлива	2 340	2 175
Полный вес	11 400	15 400

Весовая сводка автоматического варианта ВКС «Гермес» (в кгс)

Компоненты конструкции и системы	Характеристическая скорость	
	710 м/с, гелио-синхронная орбита	490 м/с, круговая орбита
Конструкция фюзеляжа	1 130	
крыла	1 050	
киля	220	
Система теплозащиты	600	
Система причаливания и стыковки	150	
Радиоэлектронное оборудование	240	
Система энергопитания	195	
Система терморегулирования	150	
Переходник	300	
Шасси	290	
«Сухой вес»	4 325	
Силовая установка	550	
Весовой запас	550	

	Характеристическая скорость	
	710 м/с, гелио-синхронная орбита	490 м/с, круговая орбита
Дополнительный вес переходника	200	
Дополнительный вес шасси	100	
Нерасходуемые остатки топлива	70	
Полезная нагрузка	3 265	7 315
Запас топлива	2 340	2 290
Полный вес	11 400	15 400

Первый орбитальный полет ВКС «Гермес» может состояться через 7,5 лет с начала реализации программы [1].

На Парижской авиационно-космической выставке 1983 г. была представлена новая информация о проекте «Гермес». На рис. 5 показана схема одного из последних вариантов ВКС «Гермес» с некоторыми усовершенствованиями (более плоское днище, увеличенная ширина фюзеляжа, двухкпле-

вое оперение). Аппарат весом 9—11 тс рассчитан на выведение на низкую околоземную орбиту полезной нагрузки весом 5,5 тс (в беспилотном варианте) и весом 4 тс с экипажем из двух человек.

В качестве носителя потребуется почти полностью новый вариант ракеты-носителя «Ариан». Для обеспечения безопасности экипажа в хвостовой части ВКС предусматривается размещение ракетной системы аварийного спасения.

В случае аварийной ситуации при старте ВКС «Гермес» совершит полет по баллистической траектории и на парашютах приводнится в Южной Атлантике вблизи космодрома Куру. При отказе ЖРД второй ступени ракеты ВКС совершит планирующий полет и приземлится в Африке в районе Дакара.

Реализация проекта ВКС «Гермес» зависит от создания ракеты-носителя «Ариан» 5. Полеты этой ракеты с ВКС начнутся не ранее 1995 г. (к этому времени NASA осуществит ~200 запусков МВКА «Спейс Шаттл») [2].

1. Cretenet J.-C. Hermes: un système habitable européen. L'Aéronautique et L'Astronautique, 1983, N 99, p. 56—62.
2. Paris Air Show Daily, 1983, 28/V, p. 1.

Референт Ю. Я. Шолов.

ТИ\*, ЦАГИ, 1984, № 4, 1—32.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 23.01.84.

Подписано в печать 01.03.84.

Формат бумаги 60×90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Рысокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 4,96.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1917.

