

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Анализ потенциальных возможностей снижения уровня шума в зоне аэропорта при эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов	1
Самолеты с фотоэлектрической силовой установкой	7
Перспективы развития учебно-тренировочной авиации за рубежом	12
Исследования проектов сверхтяжелых транспортных экранов-нопланов	19
Изучение возможности установки дополнительного грузового отсека на хвостовой части внешнего топливного бака МВКА „Спейс Шаттл“	26

УДК 534.83 : 629.735.33

АНАЛИЗ ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ШУМА В ЗОНЕ АЭРОПОРТА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ*

Перспективный сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС) по многим параметрам будет значительно отличаться от дозвукового транспортного самолета (рис. 1). В качестве примера можно привести следующие характерные цифры. Типичное

Обычный метод увеличения пассажирской вместимости путем установки дополнительных секций (вставок) фюзеляжа неприемлем для СПС из-за сложной формы фюзеляжа, выполненного по правилу площадей, и других ограничений (обеспече-

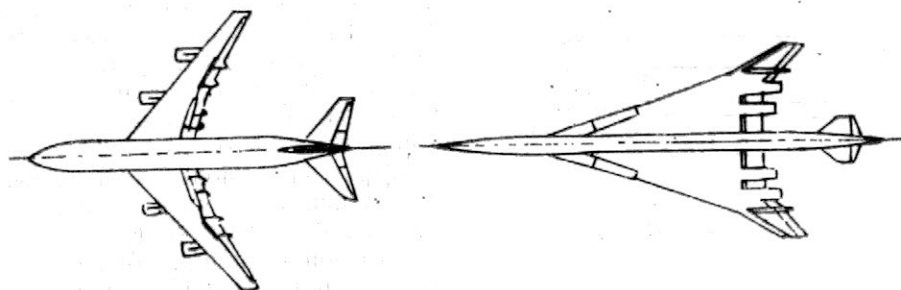


Рис. 1. Типичная аэродинамическая схема дозвукового транспортного самолета и возможная схема перспективного СПС

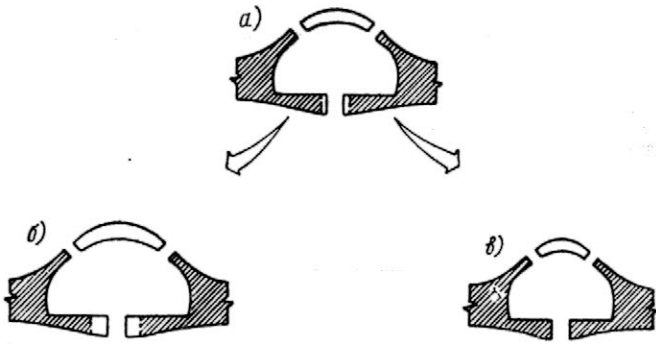
относительное удлинение крыла дозвукового самолета равно 7,0, а СПС — 1,8, величины удельной нагрузки на крыло составляют соответственно 732 кгс/м² и 366 кгс/м², а тяговооруженности 0,18 и 0,25. Отношение площади смачиваемой поверхности самолета к его площади крыла равно 5,6 у дозвукового самолета и 3,0 у СПС. Механизация крыла у дозвукового самолета, как правило, сложна; напротив, у перспективного СПС она будет относительно простой. В отличие от дозвукового самолета воздухозаборники и сопла двигателей СПС будут регулируемы. Для уменьшения волнового сопротивления для СПС будет характерна интегральная компоновка.

Усилия от нагрузки на крыло будут восприниматься силовыми элементами верхней и нижней частей фюзеляжа, а не центральным кессоном, как у дозвуковых самолетов.

* Driver C., Maglieri D. Some unique characteristics of supersonic cruise vehicles and their effect on airport community noise.
AIAA Paper N 80-0859.

ние требуемого угла атаки при разбеге и т. д.). Фирма Боинг недавно предложила создавать варианты СПС с требуемой пассажирской вместимостью путем изменения ширины фюзеляжа (рис. 2). Таким образом, из исходного самолета на 270 пассажирских мест с дальностью полета 8340 км можно получить варианты самолетов на 330 мест с дальностью полета ~6490 км или на 220 мест с дальностью полета 9640 км.

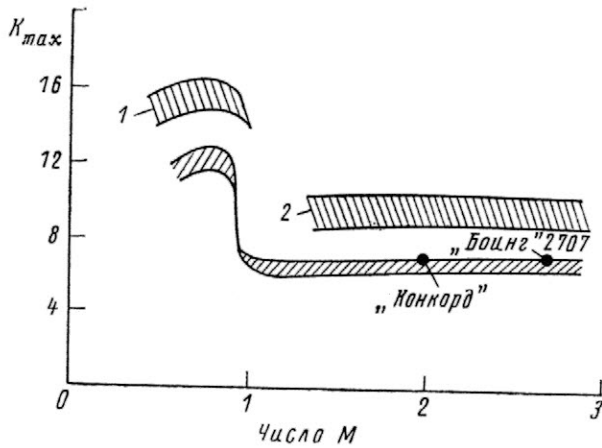
Для усовершенствованных СПС, исследуемых в США по программе SCR (Supersonic Cruise Research), рассматриваются крылья с дозвуковыми передними кромками и оптимальными кривизной и круткой для снижения индуктивного сопротивления, компоновки, оптимальные с точки зрения правила площадей и отличающиеся благоприятной интерференцией, что позволит в крейсерском сверхзвуковом полете получить аэродинамическое качество порядка 10 или более (рис. 3). Хотя крейсерское аэродинамическое качество перспективных СПС будет меньше, чем у современных дозвуковых самолетов, но показатель $\frac{K \cdot M}{C_R}$ (рис. 4) может у



а—исходный самолет (5 кресел в ряду); б—вариант с увеличенной пассажиремостью (6 кресел в ряду); в—вариант с уменьшенной пассажиремостью (4 кресла в ряду)

Рис. 2. Модификация фюзеляжа СПС для увеличения пассажиремости

СПС при больших числах M достигают 16, т. е. значений, характерных для дозвуковых транспортных самолетов. Если максимальные значения аэродинамического качества на малых скоростях у



1—существующие дозвуковые самолеты; 2—усовершенствованные СПС

Рис. 3. Перспективы повышения сверхзвукового аэродинамического качества на будущих СПС

СПС и дозвуковых самолетов почти равны, то балансирующие коэффициенты подъемной силы ($C_{y \text{ бал}}$) резко отличаются (рис. 5). Дозвуковые

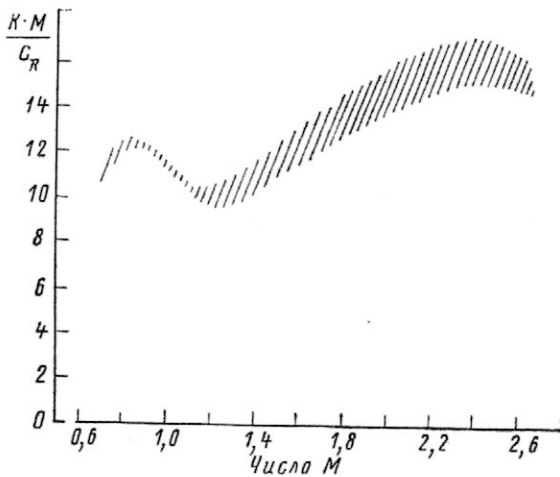


Рис. 4. Зависимость показателя KM/C_R от числа M для перспективных СПС

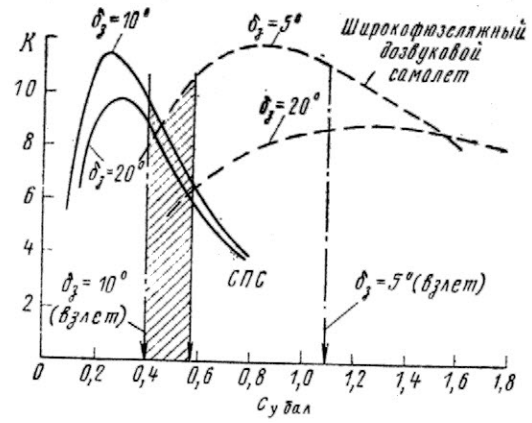
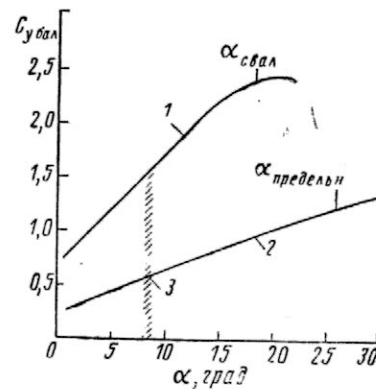


Рис. 5. Аэродинамические характеристики СПС и дозвукового транспортного самолета на режиме взлета и набора высоты

широкофюзеляжные самолеты сохраняют большое аэродинамическое качество при взлете и начальном наборе высоты при $C_{y \text{ бал}} \approx 1,0$; для СПС при тех же условиях $C_{y \text{ бал}}$ в два раза меньше. Для получения коэффициента подъемной силы, при котором аэродинамическое качество приблизится к максимальному значению, СПС должен разогнаться до значительно больших скоростей при взлете и наборе высоты (приблизительно до 465 км/ч против 315 км/ч для дозвуковых самолетов). Такое увеличение скорости возможно вследствие большей на 30% тяговооруженности самолета. Уменьшенная удельная нагрузка на крыло у СПС дает ему возможность использовать обычные аэродромы, хотя взлет может выполняться при коэффициенте подъемной силы, почти в два раза меньше, чем у дозвукового самолета, при таком же угле атаки (рис. 6).

Другой важной особенностью формы крыла малого удлинения СПС является значительный и благоприятный эффект близости земли (рис. 7). Перед отрывом от ВПП и перед касанием дорожки более чем на 20% увеличивается подъемная сила в результате влияния земли. Это свойство особенно важно при заходе самолета на посадку, так как, возможно, будет разрешен больший наклон глиссады и тем самым обеспечена большая высота пролета самолета над населенными пунктами в районе



1—дозвуковой широкофюзеляжный самолет; 2—СПС; 3—эксплуатационный диапазон

Рис. 6. Сравнение СПС и дозвуковых самолетов по характеристикам сваливания



Рис. 7. Влияние близости земли на подъемную силу крыла малого удлинения ($n=c_y$ с учетом эффекта близости земли/ c_y без учета эффекта близости земли)

аэропорта при меньшей тяге двигателей и меньшем уровне шума.

Силовая установка СПС значительно отличается от силовой установки дозвукового самолета (рис. 8). Большая крейсерская скорость СПС по сравнению с дозвуковым самолетом требует большей удельной тяги двигателя. Увеличение тяги на 1 кгс расходуемого воздуха означает увеличение скорости реактивной струи, а значит и более высокий уровень шума. В связи с этим основным неблагоприятным эффектом особое внимание должно быть уделено использованию всех потенциальных возможностей снижения уровня шума СПС. Степень двухконтурности ТРДД для СПС меньше единицы (дозвуковые двигатели имеют степень двухконтурности 4—6). Двигатели дозвуковых самолетов характеризуются также большим расходом воздуха (700 кгс/с при тяге 22,4 тс), чем двигатели СПС (320 кгс/с). Полная степень повышения давления дозвукового ТРДД 22,9, а у двигателя СПС — 16,0. Степени повышения давления в вентиляторе соответственно 1,6 и 3,3.

Воздухозаборники дозвукового самолета и СПС также значительно отличаются (рис. 9). Дозвуковой воздухозаборник имеет фиксированную геометрию, малое отношение длины канала к диаметру ($l/d < 1$), что уменьшает площадь поверхностей, подлежащих облицовке звукопоглощающими материалами; шум от вентилятора к наблюдателю распространяется по прямой. Сверхзвуковой воздухозаборник регулируется с помощью перемещаемого или меняющего толщину центрального тела. У таких воздухозаборников отношение $l/d > 2$; шум от вентилятора распространяется к наблюдателю не по прямой, что обеспечивает его ослабление. Хотя большее отношение l/d может обеспечить большую площадь звукопоглощающей облицовки, технические трудности в связи с необходимостью отбора воздуха и отвода пограничного слоя могут ограничить эту площадь. Для глушения шума, исходящего из воздухозаборника во время взлета и захода на посадку, рассматривается возможность применения «звуковой пробки». Применение «звуковой пробки» вполне возможно на режиме уменьшенной тяги, поскольку требуемое для этого изменение геометрии воздухозаборника соответствует и условиям крейсерского полета. Эффективность этого метода будет зависеть от возможности работы двигателя без открывания створок подсоса дополнительного воздуха.

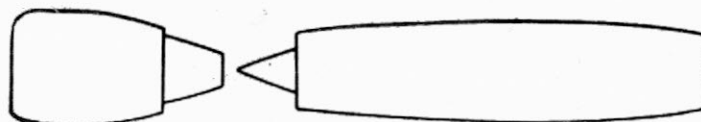


Рис. 8. Конфигурация и относительные габариты гондол двигателей равной тяги для дозвукового самолета (слева) и перспективного СПС (справа)

Конструкция выхлопных сопел обоих двигателей также во многом различна (рис. 10). Двигатель дозвукового самолета имеет нерегулируемое сопло с соосными потоками основного и вентиляторного контуров. Сверхзвуковое сопло должно быть обязательно регулируемым, чтобы эффективно работать на режимах взлета, разгона до околозвуковой скорости и крейсерского полета. Кроме того, двигатели изменяемого цикла (ДИЦ) обеспечивают

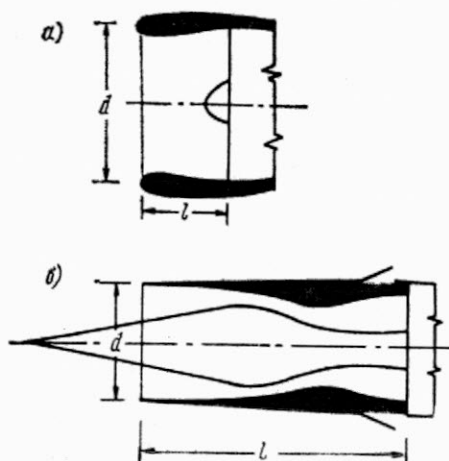


Рис. 9. Сравнение геометрии воздухозаборников двигателей дозвукового (а) и сверхзвукового (б) самолетов

регулирование температуры и скорости соосного потока для снижения уровня шума.

На перспективных двигателях окажется возможным «инверсировать» профиль скоростей вы-

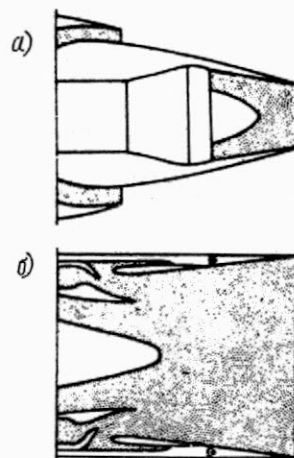
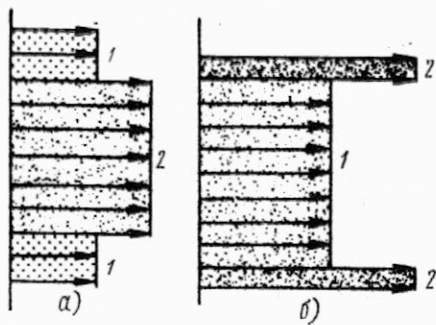


Рис. 10. Конструкция выхлопных сопел дозвукового (а) и сверхзвукового (б) самолетов



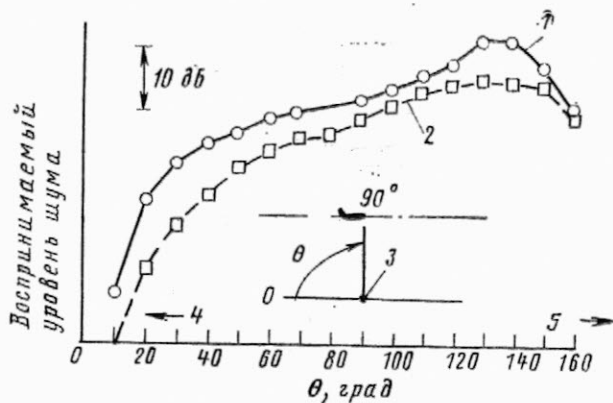
а—дозвуковое кольцевое сопло; б—сверхзвуковое соосное кольцевое сопло; 1—зона низких скоростей и температур; 2—зона высоких скоростей и температур

Рис. 11. Профили скоростей выхлопной струи

хлопной струи (рис. 11). Внешняя кольцевая часть струи современного двигателя имеет меньшую температуру и скорость истечения, в то время как у «инверсированной» струи внешняя часть имеет большую температуру и скорость. Такой профиль скоростей обеспечивает значительное снижение уровня шума выхлопной струи за счет более интенсивного смещения потоков. Выхлопные сопла могут быть оснащены механическими шумоглушителями, разворачивающимися при взлете и посадке и убирающимися на режиме крейсерского полета.

Исследования характеристик шума с использованием небольших соосных сопел показали возможность снижения уровня шума на 4—8 дБ по сравнению с исходным соплом с полным смешением потока (рис. 12). Проведенные в НИЦ им. Драйдена (NASA) статические испытания крупномасштабного двигателя с регулируемым соосным соплом фирмы Джeneral Электрик (рис. 13) подтвердили результаты испытаний модели двигателя в отношении влияния соосного сопла на степень уменьшения уровня шума и на минимизацию шума от скачков уплотнения. Испытания подтвердили также результаты аналитических исследований.

Фирма Макдоннелл-Дуглас продолжает программу исследований механических средств шумоглушения, рассчитанную на три года и включающую в себя испытания на динамических стендах, в аэродинамических трубах и летные испытания. Летные испытания на самолете Бритиш Аэроспейс



1—коническое сопло; 2—соосное сопло с центральным телом; 3—наблюдатель; 4—вход; 5—выхлоп

Рис. 12. Предварительные результаты исследований акустических характеристик сверхзвукового соосного сопла

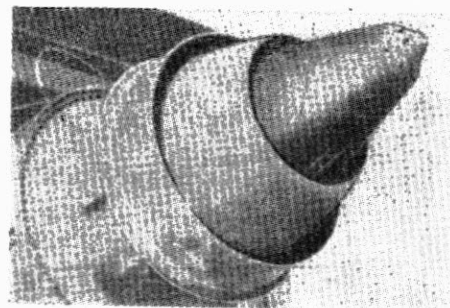
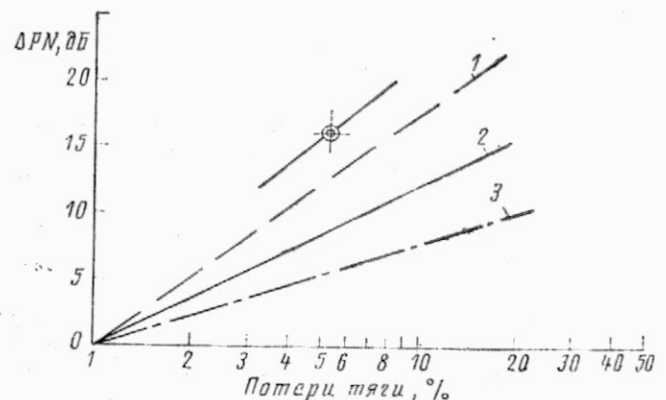


Рис. 13. Сверхзвуковое соосное сопло фирмы Джeneral Электрик

ВАе 125 показали возможность снижения уровня шума приблизительно на 14 дБ при 6%-ной потере тяги, что значительно превосходит пределы, предложенные ИКАО (рис. 14).

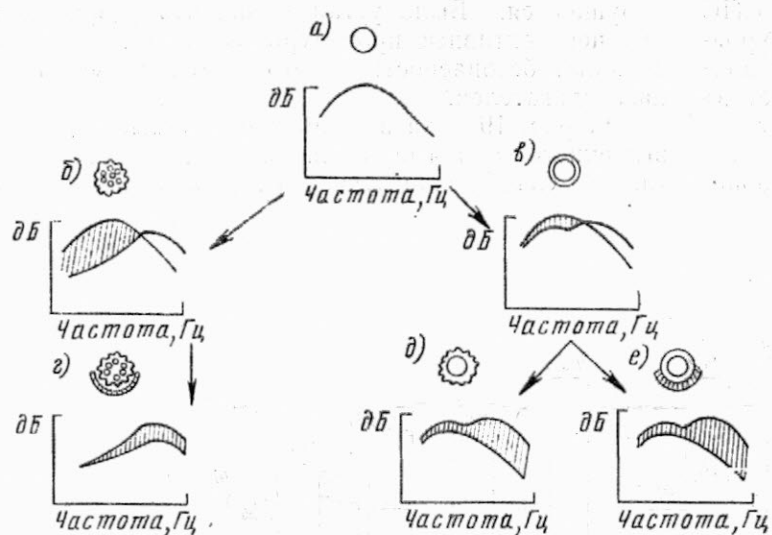
Еще одним способом снижения шума выхлопной струи является использование «газового» или «теплового экрана». Этот метод заключается в экранировании нижней части выхлопной струи нагретым низкоскоростным слоем воздуха, который преломляет и отражает шум вверх. Этот метод может быть применен вместе с другими средствами (рис. 15) для еще большего снижения уровня шума.

Различные комбинации этих средств могут быть применены на сверхзвуковых самолетах. Широкий спектр частот шума исходного кольцевого сопла может быть изменен путем установки механического шумоглушителя или замены его соосным соплом. Механический трубчатый глушитель разбивает реактивную струю на множество более мелких струй, что приводит к более быстрому смешению и уменьшению акустической энергии низкочастотного шума (затененная область на графике рис. 15), в результате часть шумового спектра сдвигается в область высоких частот. Высокочастотный шум в наибольшей степени ослабляется атмосферой. Соосное сопло также меняет характер смешения потоков и образует шумовой спектр с двумя пиками—одни, в области более низких частот, характеризует зону полного смешения ниже выхода из сопла, второй, в области более высоких частот, характеризует участок предварительного смешения вблизи выходного среза



1—шумоглушители на основе новейших технических достижений; 2—данные, рекомендованные для параметрических исследований двигателей; 3—продемонстрированные характеристики (уровень техники до 1972 г.)

Рис. 14. Рекомендации ИКАО по уменьшению шума при помощи шумоглушителей (указано требуемое снижение пиков интенсивности шума, крестиком отмечены результаты летных испытаний глушителя на самолете HS.125)



а—исходное сопло; б—трубчатый шумоглушитель; в—соосное сверхзвуковое сопло; г—«газовый экран»; д—глушитель шума внешней струи; е—«газовый экран»

Рис. 15. Некоторые методы снижения уровня шума выхлопной струи

сопла. Механический глушитель может быть установлен во внешнем контуре соосного сопла для ослабления высокочастотного шума. «Газовый экран», эффективность которого зависит от его температуры, скорости и толщины, может быть использован для сопла с шумоглушителями или для соосного сопла с целью дальнейшего уменьшения уровня шума, в особенности высокочастотной части шумового спектра.

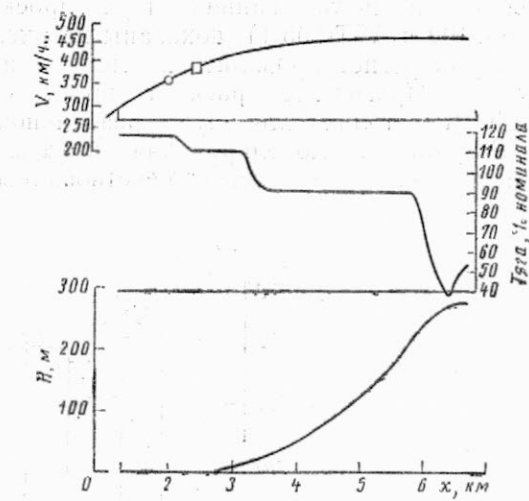
Эксплуатация СПС на режимах взлета и посадки не должна ограничиваться теми же правилами, что и эксплуатация дозвуковых самолетов. Важными факторами, определяющими особенности эксплуатации СПС, являются малое относительное удлинение крыла, малая удельная нагрузка на крыло, большая тяговооруженность, эффективная механизация крыла и использование влияния близости земли, воздухозаборники и сопла изменяемой геометрии, соосные сопла и шумоглушители и большое число управляющих параметров двигателей. Специфика СПС выражается в использовании повышенной тяги двигателей с момента отпущения тормозов до отрыва от земли, автоматическом регулировании тяги и разгоне самолета до оптимальной скорости набора высоты. Заход на посадку будет осуществляться по крутой траектории с торможением. При этом будет использоваться автоматическая система управления полетом и программное отклонение закрылков.

В рамках программы SCR проводилось моделирование полета будущих СПС, оснащенных ДИЦ с соосным соплом, на подвижном пилотажном стенде. Была разработана техника управления самолетом, позволяющая снизить уровень шума при взлете и посадке. На рис. 16 показаны изменения скорости, высоты и тяги при типичном взлете с использованием разработанных процедур. Следует отметить, что в случае использования ДИЦ тяга регулируется автоматически независимо от взлетного положения РУД. При этом развивается тяга, равная 116% номинальной, с целью разгона самолета до скорости, обеспечивающей более ранний отрыв от ВПП и достижение лучшего аэродинамического качества при наборе высоты. Закрылки автоматически устанавливаются в положение,

обеспечивающее максимальные значения качества по мере увеличения скорости во время взлета.

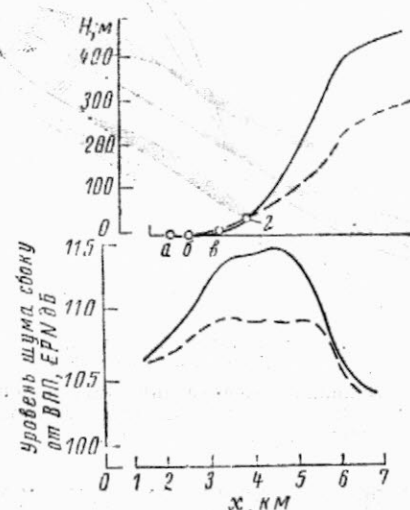
Сравнение траекторий набора высоты и уровня шума сбоку от ВПП при использовании перспективной процедуры взлета и стандартной, при которой взлетная тяга должна сохраняться от начала разбега до набора высоты 213 м, показано на рис. 17. Следует заметить, что хотя перспективная процедура требует более пологой траектории взлета, достигается значительное снижение шума сбоку от ВПП за счет выдерживания выбранного режима изменения тяги, скорости и отклонения закрылков.

Некоторые результаты моделирования уровней шума в трех контрольных точках измерения, определяемых требованиями сертификации (при взлете, сбоку от ВПП и при заходе на посадку) для нескольких перспективных эксплуатационных про-



О — скорость отрыва носового колеса 370 км/ч;
□ — скорость отрыва от ВПП 400 км/ч

Рис. 16. Изменение тяги, скорости и высоты при перспективной процедуре взлета (тип 1) СПС



— стандартная процедура;
- - - перспективная процедура
а—скорость отрыва носового колеса 370 км/ч; б—скорость отрыва от ВПП 400 км/ч; в—безопасная скорость взлета 435 км/ч; г—скорость набора высоты 460 км/ч

Рис. 17. Профили набора высоты и уровни шума при стандартной и перспективной процедурах взлета

цедур при исследованиях двух проектов СПС (AST-102 и AST-105-1), показаны на рис. 18. Уровни шума регистрировались по методу, изложенному в «Программе расчета шума самолетов» (ANOPP), только для шума реактивной струи.

Результаты моделирования показывают, что при использовании усовершенствованных проце-

нарушаются. Было установлено, что разработанные перспективные процедуры взлета и посадки не снижают безопасности полетов с точки зрения отказа двигателей.

На рис. 19 показаны предполагаемые зоны повышенного уровня шума на местности для перспективного СПС, использующего перспективные и при-



Рис. 18. Уровни шума для различных условий и процедур взлета, полученные при помощи моделирования (в скобках уровни шума по нормам FAA)

дур моделируемый самолет удовлетворяет нормам FAA на уровни шума при взлете и посадке при средней квалификации летчиков. Однако при использовании усовершенствованной процедуры взлета нарушаются три действующих требования FAR к условиям проведения акустических испытаний,



Рис. 19. Влияние эксплуатационных процедур СПС на площадь зоны с повышенным уровнем шума в районе аэропорта

дур моделируемый самолет удовлетворяет нормам FAA на уровни шума при взлете и посадке при средней квалификации летчиков. Однако при использовании усовершенствованной процедуры взлета нарушаются три действующих требования FAR к условиям проведения акустических испытаний,

Другим важным фактором является снижение шума самолета при его эксплуатации с уменьшенной полезной нагрузкой и/или уменьшенным взлетным весом (усовершенствованная процедура III на рис. 18). Самолет «Конкорд», например, вылетает из международного аэропорта Кеннеди в Нью-Йорк при взлетном весе на 10 433 кгс меньше, чем при полете из международного аэропорта Даллес в Вашингтоне. В период первого года эксплуатации самолета «Конкорд» средние уровни шума в аэропорту Кеннеди были ~100 EPN дБ, а в аэропорту Даллес — 117 EPN дБ.

Референты Ю. Д. Вишневский, Д. С. Георгиевская.
 Редакторы В. В. Беляев, Л. А. Соколова.

согласно которым запрещается уменьшение тяги до высоты 213 м, уменьшение тяги ниже определенного уровня и изменение конфигурации самолета, за исключением уборки шасси. При совершении захода на посадку эти требования FAR не

САМОЛЕТЫ С ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Фотоэлектрические генераторы-солнечные батареи, уже нашедшие широкое применение на космических аппаратах и автоматических метеостанциях, стали в последние годы изучаться как потенциальные источники энергии силовых установок определенных классов самолетов, беспилотных летательных аппаратов и дирижаблей.

Первым американским самолетом с силовой установкой на солнечной энергии считается биплан «Солар Райзер» (рис. 1), построенный Л. Мауро. 29 апреля 1979 г. этот модифицированный и моторизованный балансирный планер совершил полет на расстояние $\sim 0,8$ км на высоте до 12 м. На верхней поверхности крыла была установлена солнечная батарея из 600 фотоэлементов для питания электродвигателя мощностью 3 кВт, вращающего воздушный винт.

Два английских специалиста Ф. Ту и Д. Уильямс построили «солнечный» самолет «Солар Уан» (рис. 2) — моторизованный планер обычного типа, первые короткие полеты которого начались в декабре 1978 г. Дальность одного из полетов летом 1979 г. была $\sim 1,2$ км, высота достигала 24 м. Мощность силовой установки составляла ~ 3 кВт. Оба самолета, и американский, и английский, наряду с солнечными батареями имели электроаккумуляторы, обеспечивающие взлет и недостающую энергию для горизонтального полета [1, 2, 3].

Значительно более успешной и эффективной была программа постройки «солнечных» самолетов американского конструктора П. Маккриди, президента фирмы Аэровайронмент, г. Пасадина, шт. Калифорния.

Первые два самолета были модификацией самолетов с мускульным приводом «Госемер Альбатрос» (см. «ТИ № 6, 1980 г.). Полеты самолетов осуществлялись в летно-испытательном центре

с размахом ~ 22 м. Вес самолета без пилота был немногим более 23 кгс [4].

В идеальных условиях максимальная мощность солнечных батарей общей площадью $3,5$ м² составляла ~ 400 Вт. Панели были установлены наклонно; самолет мог летать только утром или ве-

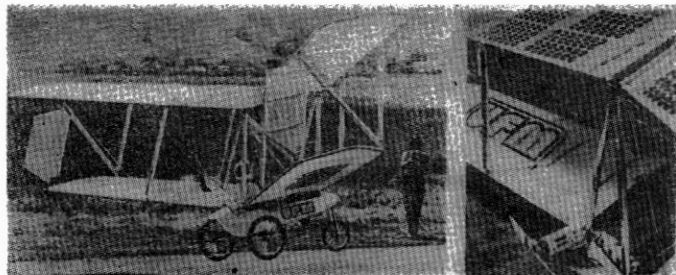


Рис. 1. Самолет «Солар Райзер»

чером, когда солнечные лучи освещали панели почти по нормали. Летные испытания самолета, оснащенного небольшим электроаккумулятором, начались 7 апреля 1980 г. В мае самолет впервые

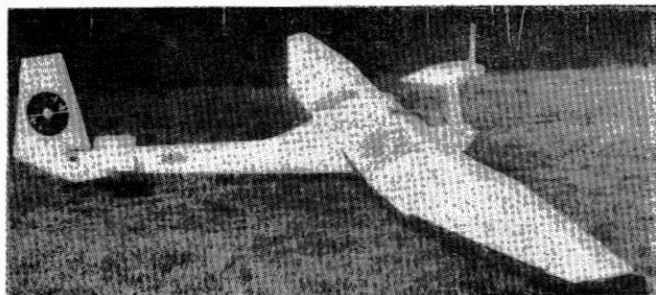


Рис. 2. Самолет «Солар Уан»

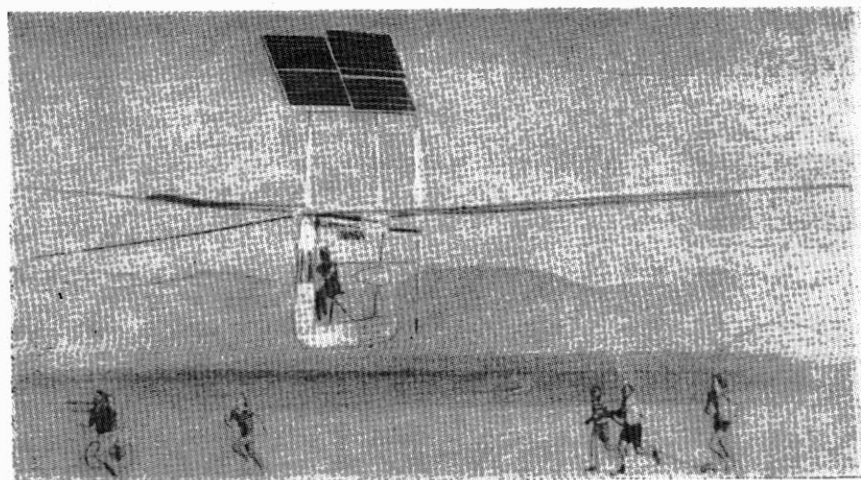


Рис. 3. Самолет «Госемер Пингвин» в полете

NASA им. Драйдена (шт. Калифорния). Один из самолетов под названием «Госемер Пингвин» (рис. 3) имел солнечные батареи из 2800 фотоэлементов, установленные на пилоне над крылом

совершил полет только с помощью солнечных батарей. 7 августа в присутствии представителей NASA был выполнен демонстрационный полет продолжительностью более 14 мин. Всего до августа

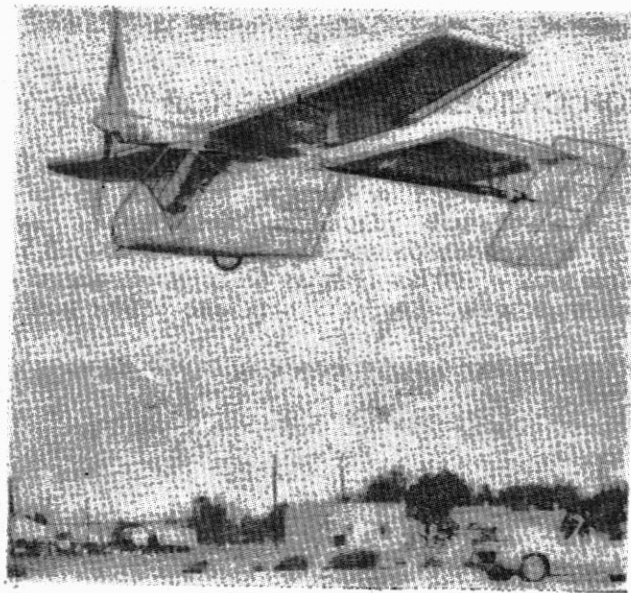


Рис. 4. Самолет «Солар Челленджер» в полете

1980 г. было совершено 110 полетов [5]. Однако мощность силовой установки была недостаточна: самолет мог летать только в безветрие и в отсутствие турбулентности на высоте не более 3 м. 3920 солнечных элементов создавали среднюю мощность 420 Вт, из которых только 315 Вт поступало на воздушный винт [6].

Следующим «солнечным» аппаратом Маккриди стал самолет «Солар Челленджер», специально предназначенный для демонстрации возможности длительного полета с использованием только солнечной энергии (рис. 4).

Самолет был разработан и построен фирмой Аэровайронмент с участием фирмы Астро Флайт (силовая установка), лаборатории реактивного движения NASA и Калифорнийского технологиче-

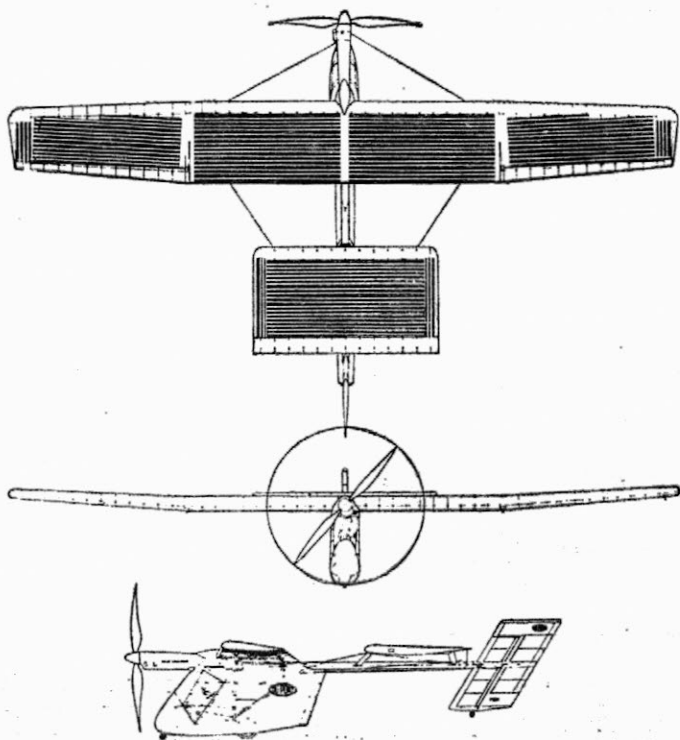


Рис. 5. Схема самолета «Солар Челленджер»

ского института. В финансировании программы участвовала фирма Дюпон, поставившая новые конструкционные материалы [7] (ее вклад оценивается в 600 000 долл. [19]).

Летные испытания самолета «Солар Челленджер» начались в октябре 1980 г. Уже 5 декабря был совершен полет продолжительностью около 1,5 ч, на следующий день после двухчасового полета самолет приземлился из-за дождя в 29 км от места взлета. Пилотировала самолет учительница Дженис Браун, имевшая опыт полетов на самолетах и планерах. Ее вес с парашютом составлял всего 45 кгс [5].

В декабре 1980 г. в одном из испытательных полетов самолет пролетел 24 км за 2 ч. В другом полете была достигнута высота ~1070 м. Полеты осуществлялись без аккумулятора на борту. После этого началась незначительная модификация самолета с целью его подготовки к запланированному на лето 1981 г. перелету по маршруту Париж—Лондон [8].

В середине мая 1981 г. самолет «Солар Челленджер» совершил два продолжительных полета. В первом он пролетел 305 км за 6 ч 38 мин и достиг высоты 3500 м, во втором—307 км за 8 ч 19 мин и поднялся на высоту 4359 м.

Самолет был оснащен новым электродвигателем мощностью 4,8 кВт; неблагоприятную интерференцию воздушного винта и фюзеляжа, вызывавшую сильные вибрации, удалось устранить дополнительным выносом воздушного винта вперед на 0,3 м [7].

Характеристика самолета «Солар Челленджер» [3, 6, 9, 10]

Размах крыла	14,3 м
Длина самолета	8,84 "
Удлинение крыла	8
Площадь крыла	~26 м ²
Площадь стабилизатора	9,3 "
Площадь солнечных батарей	21,9 "
Взлетный вес (при весе пилота 54,4 кгс)	152,8 кгс
Вес пустого самолета	90 "
Вес конструкции	59 "
Вес солнечных батарей	22,7 "
Вес силовой установки (солнечные батареи, электромотор, проводка управления, воздушный винт, приборы)	~30 "
Мощность солнечных батарей (в хороших погодных условиях, солнце в зените), Н-3000 м	~3,5 кВт
Максимальная скорость полета, Н-3000 м	~68 км/ч
Минимальная скорость	28
Практический потолок	>3000 м
Потолок без ограничений, связанных с жизнедеятельностью летчика	~15 000 "
Максимальная скороподъемность	~1 м/с

Самолет «Солар Челленджер» имеет обычную аэродинамическую схему (рис. 5), прямое высоко-расположенное крыло постоянной толщины и хвостовое оперение на балке. Концевые секции крыла отъемные для упрощения транспортировки, имеют поперечное $V + 3^\circ$. Отсутствуют вертикальные штанги и растяжки для разгрузки крыла, которые увеличивали бы лобовое сопротивление и затеняли бы солнечные батареи (сохранены лишь горизонтальные расчалки, связывающие крыло с носовой штангой и стабилизатором). Стабилизатор с рулями высоты имеет большую площадь и служит в основном платформой для размещения солнечных батарей. Угол установки крыла $+4^\circ$, стабилизатора $+1^\circ$.

Самолет имеет аэродинамическое качество 13,5, поэтому пилот располагает значительной свободой в выборе места посадки в случае неполадок с силовой установкой. Запас устойчивости самолета 0,01 САХ, фокус расположен в точке 0,375 САХ.

Профили крыла и стабилизатора (рис. 6) и лопастей воздушного винта разработаны сотрудниками фирмы Аэровайронмент Лиссемэн и Хиббсом.

Крыло спроектировано из условия безотрывного турбулентного обтекания при $c_y=1$. (В летных испытаниях достигалась величина $c_y=1,6$).

Профиль крыла Лиссемэн—Хиббс 8025 обеспечивает крылу за линией 0,15 хорды плоскую поверхность для одинаковой ориентации солнечных элементов относительно солнца. Нижняя поверхность слегка выпуклая, способствующая ламинаризации обтекания.

Плоская часть верхней поверхности стабилизатора составляет еще большую долю всей поверхности, чем у крыла, благодаря специальному профилю Лиссемэн—Хиббс 8230.

Аэродинамика двухлопастного воздушного винта изменяемого шага разработана на основе исследований Массачусетского технологического института. Выбранный профиль лопастей Эпплер 193 обеспечивает тяговый КПД винта 86%. Шаг воздушного винта может изменяться от 2,13 до флюгерного.

Особенностью конструкции самолета «Солар Челленджер» является исключительно широкое использование композиционных материалов. Это позволило удовлетворить строгим требованиям, отражающим условия продолжительного полета на больших высотах (>3000 м) и в турбулентной атмосфере.

Один из ведущих специалистов фирмы Аэровайронмент отмечал, что если бы в конструкции самолета использовались материалы, которыми проектировщики располагали 20 лет назад, то он весил бы вдвое больше и не смог летать.

Основная конструкция самолета рассчитана на эксплуатационные перегрузки -4 и $+6$ при коэффициенте безопасности 1,5, для системы управления коэффициент безопасности выбран равным 3. Кроме того, фюзеляж способен выдерживать посадочные перегрузки — вертикальную $+4,5$ и боковую 1, расчетные перегрузки для случая аварийной посадки (лобовой удар и вертикальный удар) равны девяти.

Каркас кабины выполнен из углепластиковых трубок диаметром ~ 5 см с очень малой толщиной стенок (0,254—0,38 мм) и спиральной ориентацией волокон. Передняя трубка рамы кабины имеет обмотку из кевларовой ленты для удержания осколков при аварии.

Весьма сложную конструкцию имеет лонжерон крыла: основная внутренняя графитоэпоксидная трубка со спиральной ориентацией волокон ($\pm 45^\circ$) диаметром 178 мм и с толщиной 0,254 мм (по бокам, снизу и сверху уложены дополнительные слои графитовой ленты с продольной ориентацией волокон), слой сотового наполнителя толщиной 6,35 мм из материала номекс, два внешних слоя кевларовой ткани. Вес лонжерона крыла с узлами крепления концевых частей составляет 8,2 кгс.

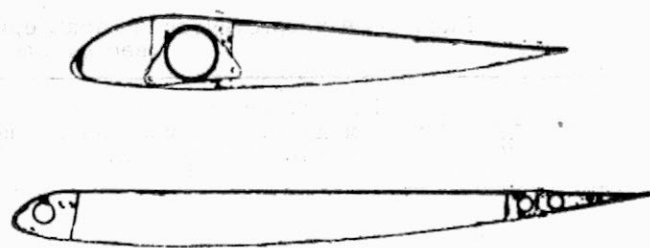


Рис. 6. Профили крыла (вверху) и стабилизатора (внизу)

Продольная балка, к которой крепятся все остальные компоненты самолета, имеет аналогичную конструкцию.

Оба лонжерона стабилизатора близки по конструкции к лонжерону крыла, но отличаются меньшим диаметром и использованием пенополистирола вместо сотового наполнителя.

Нервюры крыла выполнены из пенополистирола и упрочнены кевларом или углепластиком.

На верхней поверхности крыла, на нервюрах установлена пенополистироловая панель толщиной 6,25 мм для минимизации деформации солнечных батарей.

Поверхность крыла, стабилизатора и киля покрыта майларовой пленкой толщиной 0,127 мм.

Тросы проводки управления имеют центральную часть из связанных однонаправленных волокон из материала кевлар 29 и дакроновую защитную оплетку. Ацеталевая смола дельрин использовалась при изготовлении роликов системы управления. Износостойкий прозрачный листовой материал люцит толщиной ~ 1 мм служит лобовым остеклением кабины. Основное колесо велосипедного шасси изготовлено из найлоновой смолы цитель и имеет шнуровую амортизацию из найлона и кевлара.

Лопастей воздушного винта имеют углепластиковые лонжероны переменной толщины, на которые надеты формообразующие секции из пенополистирола. Обшивкой служит углепластиковое полотно (два слоя у комля, один на конце). Каждая лопасть весит 0,68 кгс.

Коммерческому будущему самолетов с силовой установкой на солнечной энергии мешает высокая стоимость солнечных батарей. На самолете «Солар Челленджер» были применены фотоэлементы, предоставленные NASA фирме Аэровайронмент бесплатно на время осуществления программы (по оценкам, коммерческая стоимость таких солнечных батарей составила бы 130 000 долл.). Эти элементы предназначались для одного из разведывательных искусственных спутников Земли и были забракованы из-за небольшого производственного дефекта и недостаточного КПД. Только испытания и объединение фотоэлементов в батарею обошлись в 36 тыс. долл.

Солнечные батареи из 16 128 фотоэлементов (размером $6,4 \times 1,9$ см и толщиной 0,3 мм) занимают 68% всей площади самолета в плане (рис. 7).

Максимальная мощность солнечных батарей самолета «Солар Челленджер» в ясную погоду при максимальной высоте солнца составляет 3000 Вт на уровне моря, 3859 Вт на высоте 5 км, 4650 и 4860 Вт на высотах соответственно 10 и 15 км.

Расчетные энергетические характеристики самолета «Солар Челленджер»
(вес самолета 133 кгс) [5]

Высота полета, м	Располагаемая мощность*, Вт	Потребная мощность, Вт	Скорость полета, км/ч	Избыточная мощность, Вт	Обеспечивается	
					скороподъем- ность, м/мин	скорость, км/ч
0	3 000	1 318	32,2	1 682	55,0	58,5
3 000	3 528	1 529	37,3	1 999	65,0	67,7
6 000	4 038	1 806	44,1	2 232	72,5	78,8
9 000	4 524	2 162	52,8	2 362	76,7	91,0
15 000	4 860	3 387	82,7	1 473	48,0	119,0

* При удельной мощности солнечного излучения у земли 1,09 кВт/м².

На рис. 8 представлена зависимость вертикальной скорости при планировании самолета «Солар Челленджер» (вес 133 кгс, винт во флюгерном положении) от воздушной скорости. На правой вертикальной оси указана мощность солнечных батарей, потребная для достижения обеспечения горизонтального полета при соответствующей скорости полета (для КПД электродвигателя 85%, КПД воздушного винта 93%).

Избыточная мощность может быть использована на набор высоты (1000 Вт соответствует $\Delta V_y = 0,54$ м/с) или увеличение скорости полета (см. табл.). На рис. 8 (средний и правый графики) показаны зависимости максимальных скороподъемности и скорости самолета «Солар Челленджер» от высоты полета [11, 16, 17, 18].

При старте пилот подводит питание к электродвигателю последовательным включением пяти тумблеров для плавного увеличения напряжения [11].

На самолете «Солар Челленджер» установлен электродвигатель со сдвоенным якорем, он размещен под выносной балкой за редуктором и не закрыт обтекателем (по-видимому, для эффективного охлаждения воздушным потоком). Диаметр электродвигателя 76 мм, длина ~330 мм, номинальная частота вращения 7000 об/мин, мощность 4,5 кВт. Постоянные магниты выполнены из сплава кобальта и самария. Редуктор двухступенчатый: первая ступень — ременная с зубчатыми колесами, вторая — цепная. Общее понижающее передаточное число редуктора ~23, частота вращения воз-

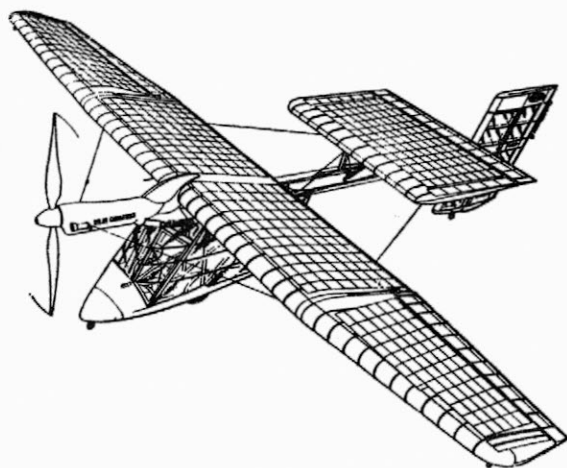


Рис. 7. Верхние поверхности крыла и оперения, покрытые солнечными элементами

душного винта диаметром 3,35 м равна 320 об/мин. Вес двигателя с редуктором 6,8 кгс [10].

Средствами управления в кабине пилота являются обычные ручка и педали, имеется рычаг регулирования шага воздушного винта. Кабина оборудована высотомером, указателем воздушной скорости, амперметром и ваттметром.

Оптимальный шаг воздушного винта зависит от высоты солнца, ориентации поверхности солнечных батарей, интенсивности солнечного излучения, температуры окружающего воздуха и скорости полета. При подготовке перелета Париж — Лондон самолет был оснащен магнитным компасом и аварийным радиомаяком [11].

Первая, неудачная, попытка перелета Париж — Лондон была предпринята 14 июня 1981 г. После 23 мин полета самолет приземлился в сельской местности [10]. Причиной вынужденной посадки была турбулентность воздуха, вызванная полетом легкого самолета и вертолета вблизи (на расстоянии менее 30 м) от самолета «Солар Челленджер» [12].

Следующая попытка состоялась только через 23 дня, 7 июля. После восьми пробных стартов (первый в 8 ч 47 мин, время по Гринвичу), окончательно взлетел в 9 ч 28 мин с аэродрома около городка Кормей-ан-Вексен (в 35 км к северо-западу от Парижа). Через 14 мин самолет достиг высоты ~800 м, ветер оказался попутным. Пролив Па-де-Кале пересекался в самом узком месте, средняя приборная скорость на этом этапе была 51,5 км/ч.

Над Англией самолет достиг высоты 2750 м. Посадка на авиабазе английских ВВС Менстон (около г. Кентербери, в 90 км к юго-востоку от Лондона) была совершена в 14 ч 51 мин. Весь полет продолжался 5 ч 23 мин (на 30 мин меньше расчетного времени).

Длина трассы перелета составила 368 км (расстояние по прямой от места взлета до места посадки 261 км); максимальная путевая скорость была 75 км/ч, средняя скорость 68,5 км/ч, средняя скороподъемность 30 м/мин, наибольшая высота 3570 м.

Вес самолета при взлете составил 152,8 кгс (включая вес пилота 54,4 кгс). Максимальная мощность силовой установки была 2700 Вт [10, 13].

При перелете Париж — Лондон самолет пилотировал Птасек (28 лет), выбранный вместо Браун из-за большого опыта полетов и умения ориентироваться в навигационной обстановке [10].



Рис. 8. Энергетические характеристики самолета «Солар Челленджер» (солнце в зените)

После перелета Париж—Лондон планировалось осуществить полет на установление рекорда высоты (9000—10 000 м), пилота намечалось снабдить кислородной маской [13]. Считается, что если на самолете «Солар Челленджер» заменить летчика автопилотом, практический потолок превысит 20 000 м [5].

По заявлению руководителя программы, перспективный беспилотный «солнечный» самолет сможет в течение дня совершать крейсерский полет на высоте ~30 000 м. У самолета будет достаточно большой запас высоты и энергии для поддержания полета ночью, что практически исключит необходимость посадки. Такой самолет может найти в будущем применение в качестве военной радиорелейной станции. Отмечалось, что концепция беспилотного самолета, работающего на солнечной энергии, проверена еще в 1974 г., когда фирма Астро Флайт по заданию ВВС США разработала по программе «Проджект Санрайз» телеуправляемый летательный аппарат «Санрайз» 1 с размахом крыла 9,75 м. На нем были установлены 4500 солнечных элементов размером по 2×4 см и электроаккумуляторы. В 1974 г. самолет совершил серию полетов на большие расстояния, годом позже новый беспилотный аппарат «Санрайз» 2 продемонстрировал возможность полета на солнечной энергии на больших высотах [10, 13]. Значительные перспективы открывает дальнейшее совершенствование солнечных батарей и технологии их установки на обшивке самолета.

Постройка «солнечного» самолета для трансконтинентальных полетов считается нецелесообразной, но «солнечный» дирижабль, несущий аккумуляторы для полета ночью, представляется весьма реальным [13].

Сообщения о создании «солнечных» самолетов в других зарубежных странах, за исключением ФРГ, отсутствуют. В ФРГ мюнхенским инженером Рохельтом построен и испытывается самолет «Солэр» 1, имеющий схему «утка» (рис. 9—11). Первый полет состоялся в декабре 1980 г. Самолет имеет следующие данные:

Длина самолета	5,4 м
Размах крыла	16,5 „
Площадь крыла и оперения	22,3 м ²

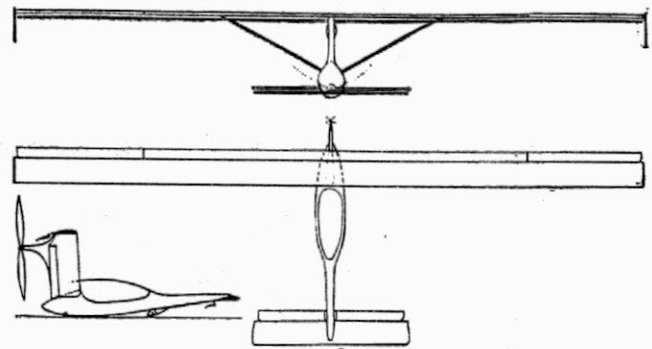


Рис. 9. Схема самолета «Солэр» 1

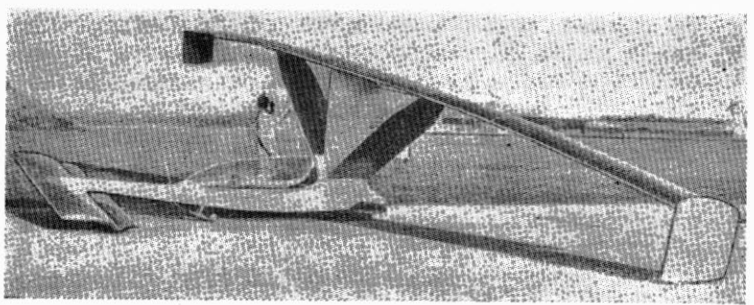


Рис. 10. Самолет «Солэр» 1

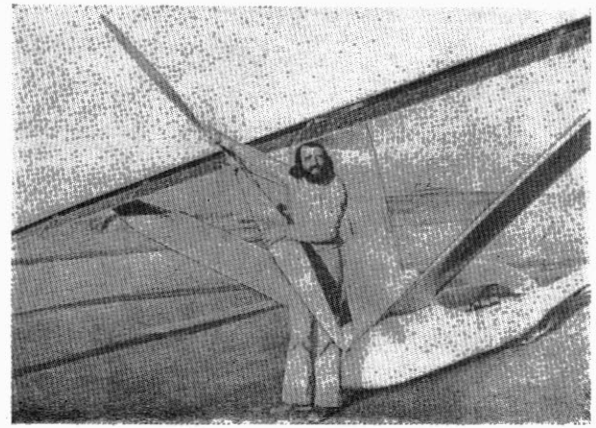


Рис. 11. Воздушный винт самолета «Солэр» 1

Вес пустого	120 кгс
Вес пилота	60—90 „
Мощность солнечной батареи	2,5 кВт
Диаметр воздушного винта	2,65 м
Диапазон эксплуатационных перегрузок	от -2 до +4

Самолет имеет аккумулятор, необходимый для взлета.

Еще один «солнечный» самолет (DG.2000) разрабатывается группой энтузиастов при Ганноверском университете [7, 14, 15, 19].

1. Flight International, 1979, v. 115, 26/V, N 3662, p. 1721.
2. Flight International, 1979, v. 115, 30/VI, N 3667, p. 2336, 2351.
3. Air et Cosmos, 1981, 28/II, N 849, p. 24, 25.
4. Aviation Week and Space Technology, 1980, v. 113, 18/VIII, N 7, p. 19.
5. Air et Cosmos, 1981, 6/VI, N 863, p. 107—109.
6. L'Aéronautique et L'Astronautique, 1981, III, N 88, p. 23—25.

7. Air et Cosmos, 1981, 23/V, N 861, p. 26—27.
8. Aviation Week and Space Technology, 1980, v. 113, 15/XII, N 24, p. 20.
9. Aerokurier, 1981, 11, N 2, S. 184—187.
10. Air et Cosmos, 1981, 18/VIII, N 869, p. 16—17.
11. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 11/V, N 19, p. 57, 59, 60.
12. Flight International, 1981, v. 119, 20/VI, N 3763, p. 1912.
13. Flight International, 1981, v. 120, 18/VII, N 3767, p. 148.
14. Flug Revue, 1981, III, N 3, p. 6.
15. Aerokurier, 1981, IV, N 4, S. 463—465.
16. MacCready P., Lissaman P., Morgan W., Burke J. Sun Powered Aircraft Design. AIAA Paper 81—1916.
17. Air International, 1981, v. 21, IX, N 3, p. 154.
18. Flight International, 1981, v. 119, 13/VI, N 3762, p. 1865—1868.
19. Flug Revue, 1981, IX, N 9, S. 67.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33 : 623.746.7

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОЙ АВИАЦИИ ЗА РУБЕЖОМ

Проблеме подготовки военных летчиков за рубежом уделяется большое внимание. В связи с заменой устаревших учебно-тренировочных самолетов растет спрос на самолеты нового поколения. Считается, что на мировом рынке за ближайшие 20 лет может быть продано 3000—5000 учебно-тренировочных самолетов.

Сложная экономическая ситуация, рост цен на топливо, бюджетные ограничения и другие факторы влияют на выбор самолета и программы обучения в целом. Согласно оценкам, стоимость обучения курсанта военного летного училища составляет ~0,5 млн. долл. [1] (согласно данным министерства ВВС Англии, стоимость подготовки курсанта летного училища ВВС составляет 530 000 ф. ст., а подготовка военного летчика подразделения скоростных реактивных истребителей обходится в 1,7 млн. ф. ст. [2]).

Со времени появления реактивных самолетов программы подготовки летчиков были полностью изменены. Полеты на самолетах с ПД были резко сокращены, а в ряде стран и исключены совсем.

Однако в последние годы наблюдается возвращение к традиционным методам, когда после отбора кандидатов последние проходят определенную тренировку на самолетах с ПД, хотя налет при этом значительно меньше, чем 15—20 лет назад. Существуют самые различные мнения о наиболее эффективном процессе подготовки военного летчика, и в зависимости от финансовых возможностей, типов имеющихся или закупаемых самолетов каждая страна организует свои программы обучения.

В последние годы программы подготовки военных летчиков ряда стран вновь значительно модифицируются с целью дальнейшего повышения эффективности обучения и снижения его стоимости [1].

Мировой парк учебно-тренировочных самолетов (без учета социалистических стран) составляет 4000—8000 самолетов с ПД и ТВД для начальной и основной подготовки военных летчиков и 4000 реактивных самолетов для основной и повышенной подготовки.

Разработанные в 1970-х годах реактивные учебно-боевые самолеты Бритиш Аэроспейс «Хоук» и Дассо-Бреге—Дорнье «Альфа Джет» пользуются большим спросом: на середину 1981 г. продано 269 и 472 самолета соответственно. За ними следуют Аэрмакки MB.339А (первый полет в 1976 г., продано 124 самолета) и CASA С.101 «Авиаджет» (1977 г., 96 самолетов). Эти самолеты показаны на рис. 1—3.

Данные о сбыте новых самолетов с ПД и ТВД: 530 самолетов SIAI-Маркетти SF.260 (первый полет в 1970 г.), 340 самолетов Бич Т-34С «Турбо-Ментор» (1973 г.), 248 самолетов Пилатус РС-7 «Турбо-Трейнер» (1978 г.), 168 самолетов Эмбраер ЕМВ.312 (1980 г.). Согласно оценкам журнала «Флайт», в настоящее время около 20 стран способны разработать и выпускать собственные учебные реактивные самолеты, а более



Рис. 1. Учебно-боевой самолет ВАе «Хоук»

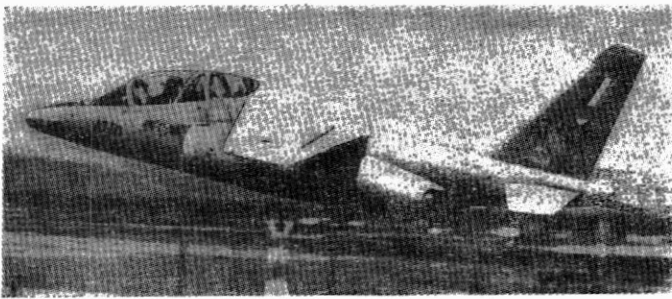


Рис. 2. Учебно-боевой самолет Дассо-Брегге—Дорнье «Альфа Джет»

чем 30 стран могут создавать свои самолеты с ПД и ТВД [3].

В последнее время многие страны переходят на новые учебно-тренировочные самолеты, закупая их в других странах или создавая свои модели. Ниже дается краткая характеристика разрабатываемых или испытываемых новых учебно-тренировочных самолетов.

ВВС Франции сформулировали требования к новому легкому тренировочному самолету для «заполнения промежутка» между самолетами САР-10 и СМ-170 «Мажистер». В соответствии с этими запросами фирма Аэропасьяль построила самолет «Эпсилон» с ПД Лайкоминг АЕ10-540 мощностью 300 л. с. и весом снаряженного 835 кгс. Первый полет самолета состоялся в конце 1979 г. Фирма рассчитывает получить от ВВС первый заказ на 50 самолетов этого типа.

В Италии построен легкий тренировочный реактивный самолет Капрони Виззола С-22J с двумя ТРД Микротюрбо TRS 18 с тягой по 110 кгс. Взлетный вес 900 кгс. Цена самолета будет порядка 450 000 долл., а стоимость эксплуатации ~150 долл./ч.

Бразильская фирма Эмбраер построила в 1980 г. учебно-тренировочный самолет ЕМВ-312 (военное обозначение Т-27) с ТВД Пратт-Уитни РТ6А-25С мощностью 750 л. с. и взлетным весом 2350 кгс. ВВС Бразилии заказали 168 самолетов, которые поступят в эксплуатацию в 1982 г.

Французская фирма Микротюрбо построила в 1980 г. двухместный тренировочный самолет «Микроджет» 200 с двумя ТРД TRS 18 (тяга по 110 кгс). Взлетный вес 1050 кгс.

Итальянская фирма SIAI-Маркетти построила учебно-тренировочный самолет S.211 (рис. 4) с двумя ТРД Пратт-Уитни JT15D-1 с тягой по 998 кгс. Взлетный вес самолета 2200 кгс, максимальная скорость 667 км/ч. Выпуск серийных самолетов начнется в 1982 г. Самолет предназначен для основной подготовки летчиков.

В 1980 г. был создан новый вариант известного самолета SF.260 (заказано ~1000 самолетов) под обозначением SF.260TP с ТВД Аллисон 250-B17C мощностью 250 л. с.

Швейцарская фирма Репер завершает постройку на основе самолета «Браво» нового тренировочного самолета AS32T с ТВД Аллисон 250-B17C. Взлетный вес 1300 кгс, максимальная скорость 450 км/ч. Самолет должен начать летные испытания в 1981 г.

В сотрудничестве с фирмой Дорнье (ФРГ) аргентинская фирма FMA разрабатывает тренировочный самолет IA.63 с ТРДД (Гаррет TFE 731-3

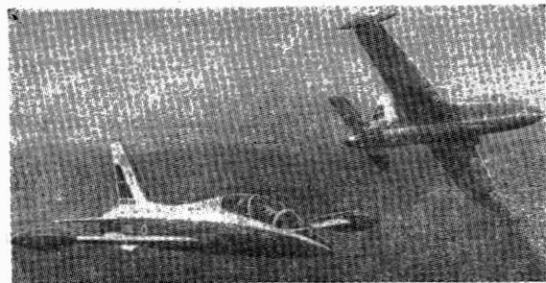


Рис. 3. Учебно-боевой самолет Аэрмакки МВ.339А

или Пратт-Уитни оф Канада JT15D-5). Первый полет должен состояться в 1983 г. [1].

Фирма Гольфстрим Америкен (США) построила учебно-тренировочный самолет «Перегрин» 600 (рис. 5), который в мае 1981 г. начал летные испытания. На опытном самолете установлен ТРДД



Рис. 4. Учебно-тренировочный самолет SIAI-Маркетти S.211

Пратт-Уитни JT15D-4, который позволяет развить максимальную скорость 630 км/ч. На серийном самолете возможна установка одного ТРДД Пратт-Уитни JT15D-5 с тягой 1362 кгс или двух ТРДД Уильямс Рисерч WR44-2 с тягой по 681 кгс.

По расчетным данным самолет при взлетном весе 2810 кгс, средней скорости 683 км/ч и продолжительности полета 3 ч должен иметь расход топлива 243 кгс/ч, что обеспечит топливную эффективность на 30% выше, чем у современных военных реактивных учебно-тренировочных самолетов аналогичного класса. Дальность полета самолета 2000 км, практический потолок 14 630 м,

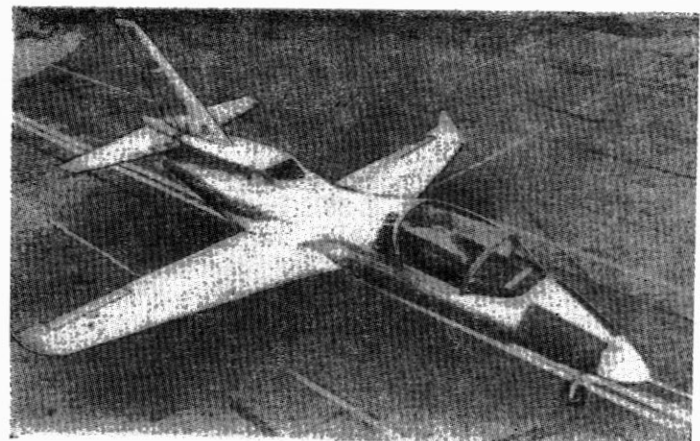


Рис. 5. Учебно-тренировочный самолет Гольфстрим Америкен «Перегрин» 600

время набора высоты 12 200 м менее 17 мин, максимальная скорость на высоте 9140 м 708 км/ч. Самолет «Перегрин» может быть готов к серийному производству в первом квартале 1983 г. [4, 5, 6].

Программы подготовки военных летчиков в различных странах отличаются весьма существенно.

ВВС Бельгии. После снятия с эксплуатации самолетов Аэропассажье «Фуга Мажистер» и Локхид Т-33 курсанты проходят основную подготовку на самолете SIAI-Маркетти SF.260 (150 ч), после чего они допускаются к полетам на самолете «Альфа Джет». Курсант получает свидетельство летчика после ~300 ч налета.

ВВС Франции. Отбор курсантов для дальнейшего обучения проводится после 15—20 ч полетов на учебном самолете CAP-10. Затем начинаются полеты на самолете «Фуга Мажистер» (170—180 ч), после чего будущий летчик-истребитель получает свидетельство и может летать на самолете «Альфа Джет». Будущие летчики военно-транспортных самолетов переходят на самолет MD 312. Закупки тренировочных самолетов «Эпсилон» уменьшат налет на самолете «Фуга Мажистер» примерно на 60 ч. Новые программы обучения предусматривают суммарный налет ~275 ч.

ВВС Италии. После поступления в эксплуатацию учебно-боевых самолетов Макки MB. 339 программа подготовки летчиков будет существенно изменена: налет на самолете SF.260 будет увеличен с 20 ч до 40 ч, а на самолете MB. 239 составит 220 ч (ранее курсанты обучались 125 и 130 ч соответственно на самолетах MB.326 и Фиат G.91T). Суммарный налет курсанта равен ~260 ч.

ВВС Англии. Все будущие военные летчики начинают обучение на однодвигательном самолете с ПД «Бульдог» (97 ч). Затем они летают 61 ч на самолете «Джет Провост» для перехода на учебно-боевой самолет «Хоук» или 27 ч на первом самолете и 45 ч на самолете «Джет Стрим» (в зависимости от будущей ориентации курсанта). Курсанты, уже получившие свидетельство летчика, должны налетать 77 ч на самолете «Бульдог», а затем 58 ч на самолете «Джет Провост» до отправки в истребительные или транспортные эскадрильи. В процессе обучения налет курсанта составляет ~290 ч.

ВВС ФРГ. Уже несколько лет министерство обороны ФРГ не может выбрать самолет для основной подготовки военных летчиков среди самолетов RFB «Фентрейнер», Бич Т-34С и Пилатус РС-7. Тем временем отбор курсантов проводится на самолете Пьяджо Р-149D (25 ч), после чего они посылаются в США, где обучаются в училищах американских ВВС по следующей программе: 123 ч и 138 ч последовательно на самолетах Цессна Т-37 и Нортроп Т-38. Затем курсанты продолжают обучение в ФРГ на самолете «Альфа Джет» [1, 7].

В октябре 1981 г. планировалось начать подготовку летчиков европейских стран НАТО совместно с американскими летчиками на авиабазе ВВС США Шеппард (шт. Техас). Для летной подготовки потребуется 204 самолета (101 самолет Т-37 и 103 самолета Т-38) [8].

ВВС Японии. Летчики ВВС Японии имеют один из наиболее продолжительных периодов подготов-

ки до поступления в боевую часть. Новый курс обучения начинается с 30 летних часов на самолете Бич Т-34 «Ментор», который заменяется самолетом Фудзи Т-3 (вариант самолета Т-34, имеет фирменное обозначение КМ-2В). Затем следуют полеты на самолетах Фудзи Т-1 (90 ч) и Локхид Т-33 (120 ч). Последние самолеты планируется заменить новым одноместным реактивным тренировочным самолетом, что представляется возможным не ранее середины 1980-х годов.

В течение многих лет заключительная стадия подготовки предусматривала не менее 290 ч налета на одноместном самолете Норт Америкен F-86F «Сейбр», включая 220 ч обучения стрельбе. Самолет F-86F в настоящее время заменяется сверхзвуковым тренировочным самолетом Мицубиси Т-2, на котором планируется проводить тренировочные полеты (140 ч, включая 60 ч обучения стрельбе). Несмотря на сокращение летного времени, летчики японских сил самообороны все же будут проходить 380-часовую летную подготовку, прежде чем их направят в боевые части [1].

ВВС США. Современная программа обучения курсанта летных училищ ВВС США включает приблизительно 800 учебных часов (в течение срока обучения 49 недель), в том числе 170 летных часов, 500 ч наземной подготовки и 65 ч работы на тренажерах. Эта программа осуществляется на шести авиабазах авиационного тренировочного командования [8].

В настоящее время ВВС США располагают для подготовки летчиков следующим парком учебных самолетов: 100 самолетов Цессна Т-41 с ПД, 700 самолетов Цессна Т-37 с двумя ТРД и 850 сверхзвуковых самолетов Т-38 «Тэлэн». Курсанты проходят начальную подготовку на самолете Т-41 (30 ч), основную подготовку на самолете Т-37 (75—90 ч) и повышенную подготовку на самолете Т-38 (120 ч). Боевая подготовка традиционно осуществляется на самолете F-4 или на вооруженном самолете Т-38В (для будущих летчиков истребителей F-15 и F-14) как часть процесса перехода на боевой самолет.

С середины 1950-х годов ВВС проводят всех своих курсантов через единую программу подготовки независимо от дальнейшей специализации. В настоящее время ВВС США возвращаются к идее разделения общего потока курсантов на два потока примерно в середине процесса обучения. Курсанты, которые в будущем будут служить на бомбардировщиках, самолетах-заправщиках или военно-транспортных самолетах, должны иметь сокращенный налет на самолетах Т-38 (в результате стоимость тренировок курсанта уменьшится на 50 тыс. долл.; общая экономия составит 65,5 млн. долл.). Это значительно продлит срок службы самолетов Т-38 [9, 10].

ВМС США. В настоящее время парк тренировочных самолетов ВМС США состоит примерно из 325 самолетов Рокуэлл Т-2 «Бакай» и 500 самолетов Дуглас ТА-4 «Скайхоук». Курсанты проходят начальную летную подготовку на самолете Бич Т-34С «Турбо Ментор» (70 ч), после чего они разделяются на три потока: будущие летчики (а) вертолетов, (б) патрульных и транспортных самолетов и (в) летчики истребителей и ударных самолетов.

Основную подготовку курсант проходит на самолете Т-2С (96 ч), затем начинается курс повышенной подготовки на самолете ТА-4J (90 ч), прежде чем ему выдают свидетельство морского летчика и посылают в боевую часть [9].

От нового поколения реактивных учебно-тренировочных самолетов не требуются значительно более высокие летных характеристик, чем характеристики заменяемых самолетов. Основным критерием является стоимость самолета и его эксплуатации при обеспечении требуемой эффективности процесса обучения. В таблице перечислены требования, предъявляемые к летным характеристикам тренировочных самолетов в различных странах.

Общие технические требования могут быть сформулированы следующим образом:

- высокий уровень комфорта и безопасности экипажа, хороший обзор из кабины;
- повышенная устойчивость и управляемость (по сравнению со старыми самолетами);
- оборудование, близкое к системам боевых самолетов.

Максимальная скорость не является определяющим параметром и вытекает как следствие из требований скороподъемности и маневренности [13].

Конкурсные программы разработки новых учебно-тренировочных самолетов для ВВС и ВМС США

ВВС и ВМС США осуществляют долгосрочные программы, целью которых являются замена устаревших учебно-тренировочных самолетов, повышение эффективности и удешевление процесса подготовки военных летчиков.

Программа NGT. ВВС США в ближайшие годы планируют заменить 600 самолетов Цессна Т-37 более совершенными учебно-тренировочными самолетами. Ресурс самолетов Т-37 (15 000 ч) скоро будет исчерпан, и парк этих самолетов не обеспечит подготовку летчиков после 1988 г. Кроме того, самолет Т-37, разработанный в начале 1950-х годов, оснащен неэкономичными ТРД и его эксплуатационные расходы весьма велики. Создаваемый шум на местности превышает допустимые пределы, установленные нормами FAR.36, радиус действия и продолжительность полета малы, область рабочих высот соответствует весьма загруженной зоне воздушного пространства, устаревшее бортовое оборудование затрудняет тренировки в плохих погодных условиях и не обеспечивает подготовку к полетам на боевом самолете [8].

Недавно ВВС США начали новую программу NGT (Next Generation Trainer — тренировочный самолет нового поколения), основной целью которой является замена самолета Т-37В, начиная с конца 1980-х годов. Наряду с планами постройки нового самолета рассматривается также возможность модернизации самолета Т-37 и выпуск 600 самолетов Т-37 с новыми двигателями [10].

В июне 1980 г. ВВС выдали пяти фирмам контракты на проведение концептуальных исследований по программе NGT. Фирма Цессна, получившая 375 тыс. долл., изучает проект модифицированного самолета Т-37В. Фирмы Фэрчайлд, Дженерал Дайнемикс и Рокуэлл, получившие соответственно 431, 321 и 365 тыс. долл., разрабатывают проекты новых самолетов. Фирма Воут совместно с западногерманской фирмой VFW по контракту

Требования к учебно-тренировочным самолетам для подготовки военных летчиков [13]

	ВВС Франции (1969 г.)	ВВС Англии (1971 г.)	ВВС США (1972 г.)	ВВС Италии (1974 г.)	ВМС США (1975 г.)
Взлет	Разбег 600 м	Взлетная дистанция 1600 м (высота препятствия 15,2 м, МСА+15°C)	Разбег < 1220 м	Взлетная дистанция 700 м (препятствие 15,2 м)	Взлетная дистанция 610—915 м (препятствие 15,2 м, МСА+25°C)
Полет с малой скоростью	Скорость при касании ВПП 167 км/ч	Скорость захода на посадку 222—260 км/ч, скорость при касании 185—204 км/ч	Скорость захода на посадку 220—241 км/ч	Скорость захода на посадку 204 км/ч	Скорость захода на посадку 195—213 км/ч
Набор высоты	Поголок 12 200 м	Набор высоты 9150 м за 7 мин, поголок 12 200 м	Скороподъемность 2450 м/мин, поголок 13 700 м	Скороподъемность 1830 м/мин, набор 9150 м за 8 мин	Скороподъемность 1520—2440 м/мин, поголок 12 200 м
Скорость	M=0,8	M=0,85	Большая дозвуковая	M=0,75	M=0,8—0,9
Установившийся маневр	$n_y=4$ при M=0,5 на уровне моря	$n_y=4,5$ при M=0,6 на уровне моря, $n_y=3$ при M=0,7, H=6100 м	$n_y=4$ при M=0,5 на уровне моря	$n_y=4$ при M=0,6 и H=3050 м; $n_y=3$ при M=0,6 и H=6100 м	$n_y=4$ при H=4600 м
Пилотажные характеристики	«Простое показателное и безопасное управление»	«Хорошая устойчивость и управляемость»	«Высокая сопротивляемость штурману и хорошая управляемость»	В соответствии с MIL-F-8785В, класс IV	В соответствии с MIL-F-8785В

стоимостью 406 тыс. долл. изучает проект самолета с воздушным винтом в канале, подобного самолету Рейн-Флюгцойгбау «Фэнтрейнер». Согласно принятым планам, в конце 1981 ф. г. намечалось принять решение о постройке самолета NGT, а решение о крупномасштабном серийном производстве может быть принято в конце 1984 ф. г. Первый полет самолета должен состояться в конце 1983 ф. г. Первую партию (50—150) самолетов намечено закупить в 1987 ф. г. Начальная оперативная готовность первых подразделений самолетов NGT должна быть достигнута в 1987 г. [8].

ВВС предъявляют к самолету NGT следующие требования: взлетный вес ~2270—2720 кгс (вес самолета Т-37 равен 2720 кгс), два ТРДД с тягой по 2000 кгс, ресурс не менее 18 000 летных часов, скороподъемность 10,15 м/с на высоте 7600 м, дальность полета 1400 км, установившаяся перегрузка 2,5 на высоте 7600 м [8].

Самолет должен быть способен эксплуатироваться с ВПП длиной 1525 м на высоте 1525 м при температуре окружающего воздуха 37,8°С, его скороподъемность в этих условиях с одним отказавшим двигателем должна быть 2,03 м/с [9].

Самолет должен иметь расположенные рядом катапультируемые кресла в герметизированной кабине, противообледенительную систему, единую заправочную горловину, управляемое носовое колесо, систему кислородного питания с жидким кислородом и отличаться «естественной» сопротивляемостью шторму [8].

Большинство проектов самолета NGT предусматривают применение ТРДД большой степени двухконтурности для экономии топлива. Стоимость эксплуатации нового самолета должна быть значительно ниже, чем у самолетов Т-37 (~400 долл./ч) и Т-38 (~650 долл./ч).

Предстоит решить вопрос о согласовании планов использования самолетов NGT и тренажеров. В 1972 г. ВВС США начали программу широкого внедрения тренажеров в практику подготовки летного состава. На каждой из пяти баз летных училищ имеется два тренажерных комплекса Т-37 и два комплекса Т-38 (каждый из них оснащен четырьмя кабинами). Стоимость этого оборудования составляет 135 млн. долл. Переход на учебные полеты по приборам с помощью тренажеров позволил снизить налет курсанта с 210 до 175 ч. Стоимость работы тренажера составляет 90 долл./ч [10].

ВВС считают, что осуществление программы NGT позволит экономить ежегодно ~100 млн. л топлива и сократить трудозатраты на техническое обслуживание на 465 чел.-лет [11].

Фирма Цессна предлагает новый вариант самолета Т-37 (обозначение Т-37D) с новыми двигателями, радиоэлектронным оборудованием, герметизированной кабиной и катапультируемыми креслами. Стоимость жизненного цикла нового самолета должна быть на 40% меньше, чем у самолета Т-37В. Модификация всех существующих самолетов Т-37 в новый вариант обойдется в 400 млн. долл., а постройка 600 новых самолетов будет стоить ~520 млн. долл. (без учета инфляции) [10].

Фирма Рокуэлл предлагает новый учебно-тренировочный самолет NOVA NT-1 (Near Term Optimum Value Aircraft — самолет ближней перспективы с оптимальной стоимостью) с новыми

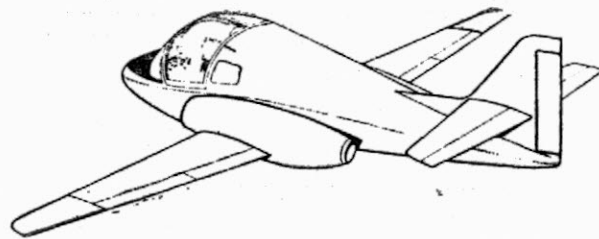


Рис. 6. Рисунок самолета NOVA (проект фирмы Рокуэлл)

ТРДД Уильямс Рисерч с тягой по 500 кгс (рис. 6). Взлетный вес самолета 2360 кгс, дальность полета 1850 км, практический потолок 13 700 м. Топливо размещается в фюзеляжных баках [8].

Фирмы Воут и VFW предложили проект нового самолета «Иглет» (рис. 7), который по схеме аналогичен самолету RFB «Фэнтрейнер». Самолет «Иглет» оснащен двумя ТВД с воздушными винтами в кольцевых каналах (Пратт-Уитни оф Ка-

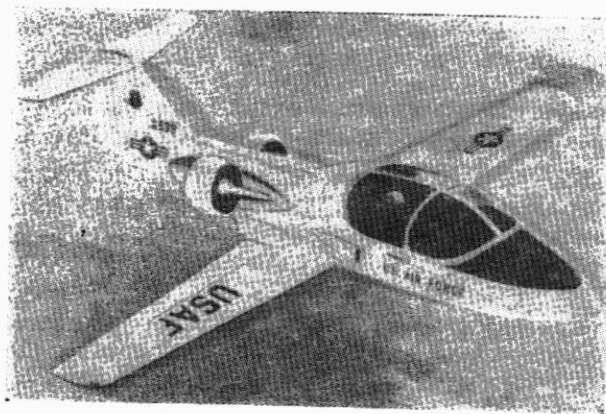


Рис. 7. Рисунок самолета Воут-VFW «Иглет»

пада мощностью на валу по 750 л. с. или Детройт Дизель Аллисон 250-С30 по 650 л. с.). Первый предложенный проект имел один винт в канале. Согласно оценкам, эксплуатация 600 таких самолетов в течение 20 лет обеспечит экономию ~1,9 млрд. л топлива.

Фирма Фэрчайлд представила два проекта самолета NGT. Первый проект (рис. 8) является уменьшенным вариантом самолета А-10, второй проект (рис. 9) отличается размещением двигателей под крылом. Имеется и третий проект с размещением двигателей внутри фюзеляжа и одним килем. Самолеты рассчитаны на ТРДД с тягой по 450—680 кгс.

Фирма Дженерал Дайнэмикс первоначально представила на конкурс проект самолета NGT с

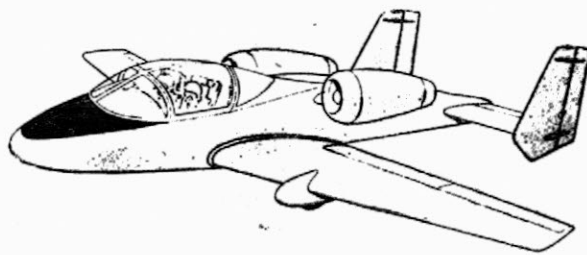


Рис. 8. Рисунок самолета NGT, представляющего собой уменьшенный вариант штурмовика А-10 (проект фирмы Фэрчайлд)

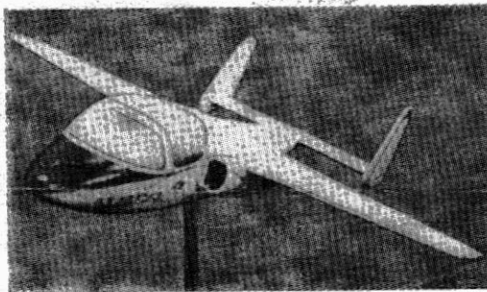


Рис. 10. Рисунок самолета NGT фирмы Джeneral Дайнэмикс

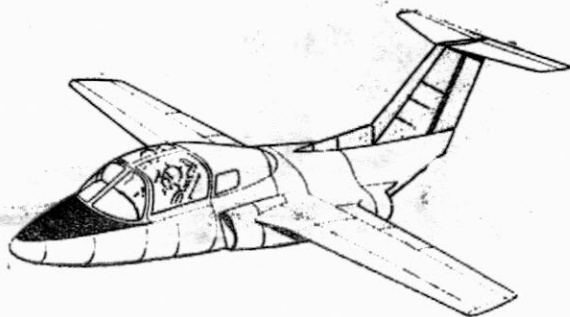


Рис. 10. Рисунок самолета NGT фирмы Джeneral Дайнэмикс

Т-образным оперением (рис. 10), но позже от него отказалась. О новом проекте известно лишь, что самолет имеет среднерасположенное крыло и два ТРДД в фюзеляже.

Из других претендентов на контракт по программе NGT следует упомянуть фирму Гольфстрим Америкен, предлагающую свой самолет «Перегрин» 600 (см. рис. 5).

Итальянская фирма SIAI-Маркетти также намеревалась представить свой самолет S.211 (см. рис. 4) на конкурс по программе NGT, но ее проект не отвечал двум важным требованиям: двухдвигательная силовая установка и рядом расположенные кресла курсанта и инструктора [8].

Программа VTX-TS. ВМС США осуществляют программу VTX-TS (The Undergraduate Jet Flight Training System), предусматривающую разработку комплексной системы обучения летчиков (основная и повышенная подготовка) с использованием самолетов, тренажеров, теоретических курсов и т. д.

В соответствии с циркуляром А-109 министерство обороны сформулировало необходимость повышения эффективности подготовки летного состава в документе MENS (Mission Element Need Statement) в июне 1979 г., что дало импульс программе VTX-TS. Целью программы, помимо повышения эффективности обучения курсантов, является снижение затрат на обучение, а также продление срока службы или замена учебно-тренировочных самолетов ВМС Т-2С и ТА-4J новой техникой [12]. Программа ВМС VTX-TS во многом отличается от программы ВВС NGT. Во-первых, программа ВМС касается основной и повышенной подготовки, т. е. она вдвое шире программы ВВС. Во-вторых, программа ВМС более солидно финансируется. В-третьих, она комплексная, тогда как ВВС намерены ограничиться лишь новым самолетом [9].

ВМС хотят удешевить подготовку летчиков, в частности, заменой самолетов Т-2С и ТА-4J одним усовершенствованным самолетом с малыми эксплуатационными расходами, возможно на 40% меньшими, чем у самолета ТА-4J. Ожидается, что система VTX-TS позволит снизить потребный налет курсанта на 25% и экономить ежегодно 189 млн. л топлива и 100 млн. долл. эксплуатационных расходов.

ВМС необходим самолет, эксплуатируемый с авианосца, с тандемом расположенными креслами курсанта и инструктора, с одним или двумя двигателями (предпочтение отдается двухдвигательному самолету). Самолет должен располагать перегрузкой $n_x=0,065$ после взлета с использованием катапульты, развивать скорость, превышающую

соответствующую числу $M=0,8$ на большой высоте, иметь дальность полета не менее 1850 км при использовании топлива во внутренних баках и скорости захода на посадку ≤ 213 км/ч.

Скороподъемность должна быть не менее 2,54 м/с при уходе на второй круг. Установившаяся перегрузка должна превышать трехкратную на высоте 4575 м. Сформулированы шесть типовых тренировочных заданий, из которых одно определяет запас топлива во внутренних баках (полет на малой высоте при скорости 667 км/ч с навигационными целями, радиус действия 278 км). Конструкция самолета должна учитывать тот факт, что курсантом и членом бригады технического обслуживания могут быть женщины.

Программа VTX-TS началась в 1977 г. выпуском запросов на предложения, переданных 21 фирме. На этапе концептуальных исследований рассматривался ряд альтернативных систем. Результаты этих работ были представлены ВМС фирмами весной 1981 г.

В исследованиях первого этапа участвовали американские фирмы и фирмы Англии, ФРГ и Франции, часть которых объединились в работе над общими проектами. Были представлены шесть проектов самолетов, три из которых являлись вариантами существующих учебно-тренировочных самолетов, остальные были новыми.

Фирма Рокуэлл представила проект нового варианта самолета Т-2 (рис. 11), английская фирма Бритиш Аэроспейс в сотрудничестве с фирмой Макдоннелл-Дуглас представила проект модифицированного самолета «Хоук» (рис. 12), а фирмы Дасо-Бреге (Франция) и Дорнье (ФРГ), поддерживаемые фирмой Локхид, — вариант самолета «Альфа Джет» (рис. 13).

Новые проекты представили фирма Макдоннелл-Дуглас, работающая в сотрудничестве с фирмой

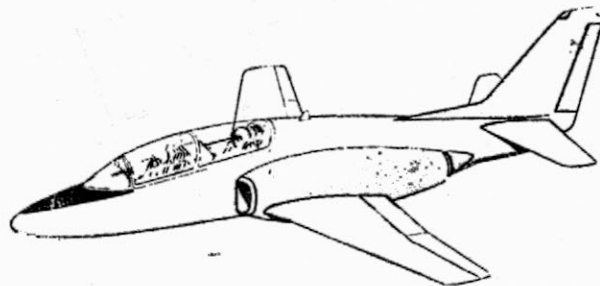


Рис. 11. Рисунок самолета Рокуэлл Т-2D (модернизированного варианта самолета Т-2С)

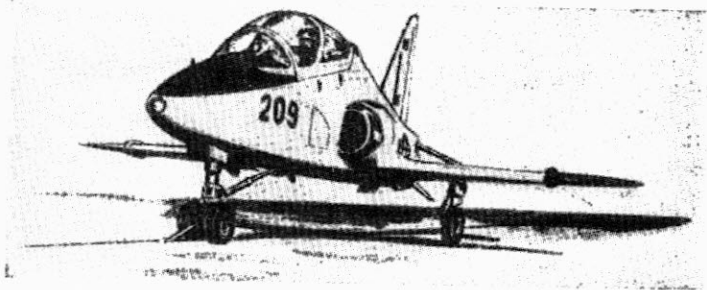


Рис. 12. Рисунок самолета ВАе «Хоук», модифицированного в соответствии с требованиями программы VTX-TS

Бритиш Аэроспейс и Сперри (рис. 14), фирма Грумман, объединившая свои усилия с фирмами Бич и Линк (рис. 15), и фирмы Нортроп и Воут (рис. 16) [9—12].

Фирма Дженерал Дайнемикс также спроектировала самолет VTX (рис. 17) и объявила о сотруд-

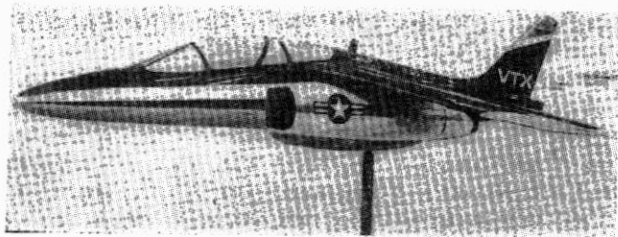


Рис. 13. Макет варианта самолета Дассо-Бреге — Дорнье «Альфа Джет», предлагаемого ВМС США

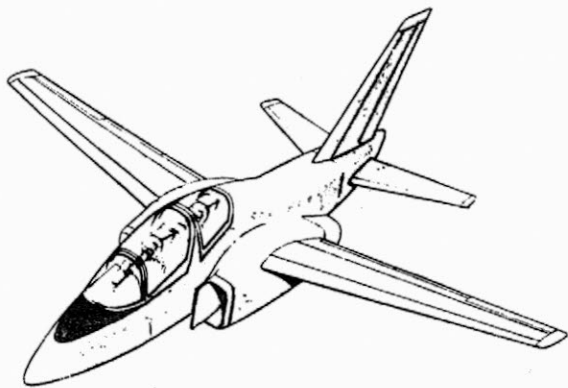


Рис. 14. Проект самолета фирмы Макдоннелл-Дуглас, разработанный по программе VTX-TS

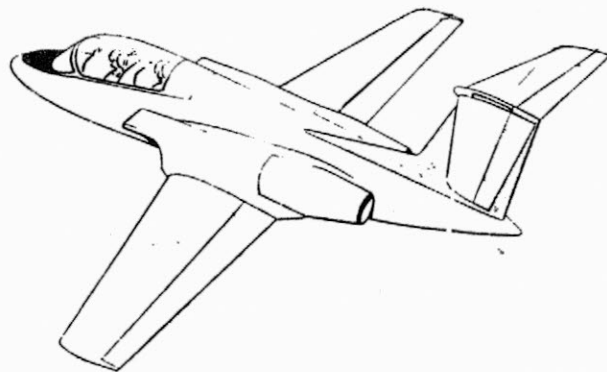


Рис. 15. Проект самолета VTX фирм Грумман, Бич и Линк

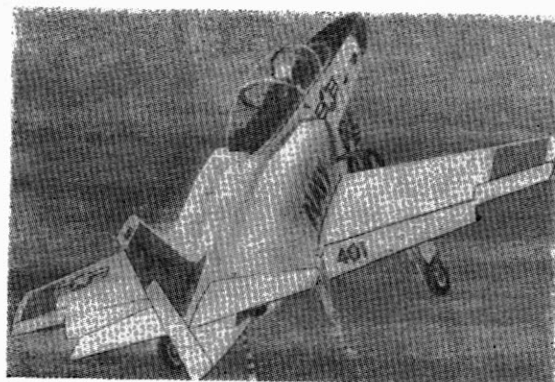


Рис. 16. Проект самолета VTX фирм Нортроп и Воут

ничество с авиакомпанией Америкен Эрлайнз, которая должна разработать тренировочную программу, рассчитанную на 42 недели, и с фирмой Контрол Дейта, создающей аппаратуру визуализации и звуковых сигналов, которая снизит потребное число инструкторов. Самолет фирмы Дженерал Дай-

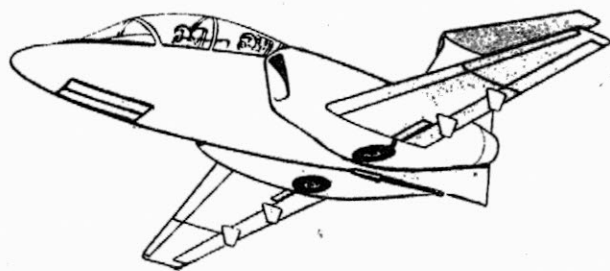


Рис. 17. Рисунок самолета VTX фирмы Дженерал Дайнемикс

немикс должен иметь взлетный вес 5440 кгс, максимальное число $M=0,85$ и радиус действия 1850 км.

Все проекты самолетов VTX отличаются высокоэкономичными двигателями и усовершенствованной кабиной курсанта, близкой по компоновке к кабине самолета F-18 «Хонит».

Согласно оценкам, программа VTX-TS может стоить до 2 млрд. долл. * (в ценах 1978 г.) при стоимости одного самолета 2,4 млн. долл. (цены 1980 г.) [10]. ВМС планируют заказать 350 самолетов VTX и начать их эксплуатацию в 1980-х годах [8].

После изучения представленных проектов ВМС отберут три из них для более детального анализа в течение года. В 1983 г. будет выбрана одна фирма для постройки опытного или предсерийного самолета для проведения двухлетней программы летных испытаний, которые могут начаться в 1986 г. Поставки серийных самолетов могут начаться в 1988 г. [10].

1. Interavia World Review of AAA, 1981, v. 36, I, N 1, p. 29—33.
2. Flight International, 1980, v. 117, 19/IV, N 3709, p. 1178.
3. Flight International, 1981, v. 120, 4/VII, N 3765, p. 24—31.
4. Paris Air Show Daily, 1981, v. 8, 4/VI, N 1, p. 31.
5. Interavia Air Letter, 1981, 15/VI, N 9769, p. 5.

* По другим оценкам ~4 млрд. долл. [11].

6. Flight International, 1981, v. 119, 20/VI, N 3763, p. 1919.
 7. Interavia World Review of AAA, 1979, v. 34, I, N 1, p. 27—30.
 8. Interavia World Review of AAA, 1980, v. 35, XI, N 11, p. 1045—1049.
 9. International Defence Review, 1981, v. 14, V, N 5, p. 541—543.

10. Flight International, 1980, v. 118, 12/VII, N 3714, p. 100—102.
 11. Air International, 1981, v. 8, II, N 2, p. 75—79.
 12. Naval Aviation News, 1980, V, N 5, p. 16—19.
 13. Interavia World Review of AAA, 1979, v. 34, I, N 1, p. 22—26.

Референты А. В. Левиков, Ю. Я. Шилов.

УДК 629.6(73)

ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЕКТОВ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ЭКРАНОПЛАНОВ*

Эволюции тяжелых транспортных самолетов, обеспечившей повышение их производительности и снижение эксплуатационных расходов, способствовало применение новых концепций. Практика показала, что по мере того как размеры транспортных самолетов увеличиваются, новые технические возможности допускают дальнейшее улучшение летно-экономических показателей самолетов, однако в будущем такие улучшения как следствие увеличения размеров и веса, вероятно, будут осуществляться медленнее. Для сохранения тенденции совершенствования самолетов был выдвинут ряд новых технических идей. Одна из многообещающих концепций основана на использовании эффекта близости земли WIG (Wing-in-Ground Effect); при этом в связи с уменьшением лобового сопротивления самолета его характеристики значительно улучшаются. В данной работе представлены результаты предварительных проектно-конструкторских исследований в области сверхтяжелых транспортных экранопланов, использующих систему увеличения подъемной силы с помощью поддува PAR (Power Augmented Ram), разработанную в НИЦ им. Тейлора.

Часть результатов получена в процессе предварительных проектно-конструкторских и системных исследований, проводимых фирмой Локхид, а часть представлена НИЦ им. Тейлора по программе оценки концепций перспективных морских транспортных средств (ANVCE — Advanced Naval Vehicles Concept Evaluation). На рис. 1 показан рисунок экраноплана, разработанного при осуществлении программы ANVCE. Работы фирмы Локхид по данной программе включали рассмотрение экранопланов, выполненных по схеме «спенлоудер» (spanloader), обеспечивающей размещение полезной нагрузки в крыле; взлетный вес достигал 860 тс, а платная нагрузка 300 тс. Кроме того, было проведено сравнение технико-экономических характеристик экранопланов различных компоновочных схем, а также экранопланов с транспортными самолетами.

Экраноплан должен использоваться для перевозок и снабжения в океане при волнении до 3 баллов** и иметь радиус действия до 7400 км. Как видно из рис. 2, взлет и посадка осуществляются с поверхности океана, а крейсерский полет происходит

при числе $M=0,4$ в условиях действия экранного эффекта. Время полета при такой скорости составляет примерно 15 ч. Согласно исследованиям, проведенным по программе ANVCE, полет при числе $M=0,4$ является оптимальным по экономическим показателям. Максимальные перевозимые нагрузки 200 и 300 тс отвечают требованиям перевозки соответственно четырех и шести танков М60А3,

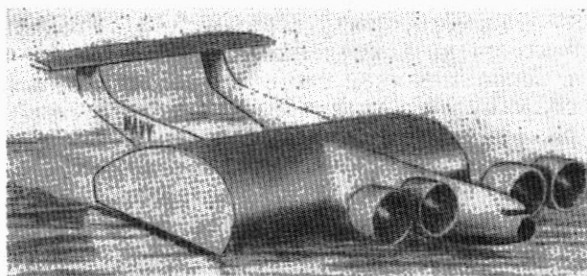
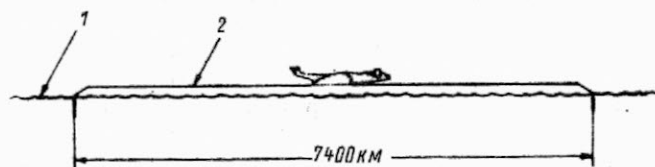


Рис. 1. Рисунок экраноплана PAR/WIG



1—взлет и посадка на поверхность моря;
 2—крейсерский полет вблизи поверхности,
 $M=0,4$; состояние моря 3 балла

Рис. 2. Профиль полета экраноплана

а также стандартных сухопутно-морских контейнеров. Крейсерская высота полета является компромиссной между идеальной высотой, определяемой классической теорией экранного эффекта, и высотой, вытекающей из эксплуатационных требований для состояния моря 3 балла при ограничениях по прочности при 4 баллах. Полет вблизи экрана приводит к уменьшению индуктивного сопротивления крыла. Это может быть интерпретировано как увеличение эффективного удлинения крыла. На рис. 3 показано отношение эффективного удлинения крыла $\lambda_{эф}$ к геометрическому удлинению λ в зависимости от отношения высоты над водой нижней поверхности крыла h к хорде крыла b . Сплошная линия соответствует теории Визельсбергера, а пунктирная — результатам испытаний в аэродинамической трубе.

Положение экраноплана в крейсерском режиме полета над поверхностью воды показано на рис. 4.

* Lange R. H. and Moore J. W. Large wing-in-ground effect transport aircraft.

Journal of Aircraft, 1980, v. 17, IV, N 4, p. 260—266.

** По шкале состояний моря, принятой в США.

Соответствующие данные для состояний моря 3 и 4 балла приведены в табл. 1.

Таблица 1

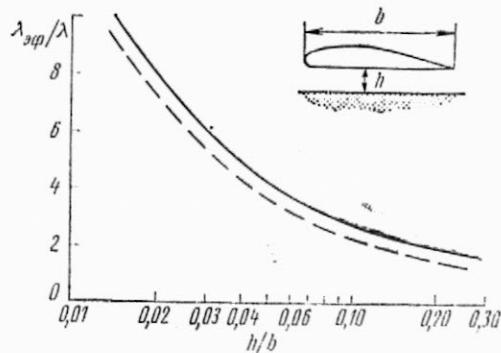
Условия крейсерского полета экраноплана

Состояние моря, баллы	Высота волны, м		Крейсерская высота, м	Глубина погружения концевых шайб, м	Высота дна над вершиной волны, м
	наибольшая				
	из 10	из 1000			
3	1,77	2,71	1,16	0,19	2,58
4	2,65	4,06	1,60	0,43	2,35

Крейсерская высота полета определяется условием прохождения над гребнем наиболее высокой волны из 10 и удара о гребень наибольшей волны из 1000 при глубине погружения в волну 0,19 и 0,43 м для состояний моря 3 и 4 балла соответственно. При том и другом состоянии моря во время крейсерского полета поддерживается минимальный зазор 0,92 м между гребнем наибольшей волны из 1000 и нижней поверхностью крыла и основной конструкцией экраноплана.

Все рассмотренные экранопланы отличаются перспективными техническими решениями, в частности, использованием системы увеличения подъемной силы путем поддува PAR и конструкционных материалов, которые могут найти применение в 1995—2000 гг. Исследования показали, что система PAR может применяться для увеличения подъемной силы во время взлета и посадки, с тем чтобы нагрузку на крыло оптимизировать для условий крейсерского полета. Более того, поскольку при взлете и посадке скорость контакта между водой и экранопланом уменьшается примерно на 60%, нет необходимости придавать корпусу лодочную форму, в связи с чем вес конструкции уменьшается. Принцип увеличения подъемной силы системой PAR во время взлета и посадки экраноплана иллюстрирует рис. 5. Двигатели поворачиваются так, что реактивная струя направляется в полость под крылом, ограниченную нижней поверхностью крыла, закрылками, концевыми шайбами и водной поверхностью. Подъемная сила может быть увеличена в шесть раз, причем 70% тяги сохраняется для разгона.

Силовая установка экраноплана состоит из перспективных ТРДД со степенью двухконтурности 30,



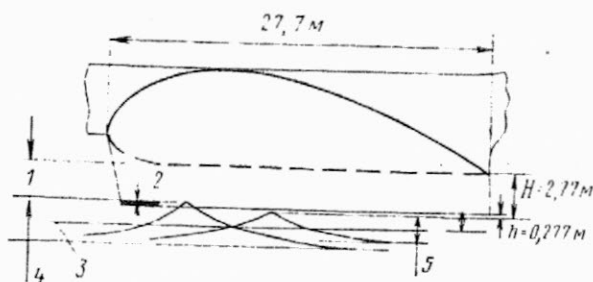
— расчет по теории Визельсбергера;
- - - испытания фирмы Локхид (1964 г., удлинение крыла 1)

Рис. 3. Эффект близости земли

установленных в отдельных гондолах. Эксплуатационные, весовые и другие характеристики установок гондола — двигатель полагаются соответствующими техническим возможностям 1990 г. Характеристики двигателя при выбранных степени двухконтурности и коэффициенте давления аналогичны показателям ТРДД STF-477, проект которого изучался фирмой Пратт-Уитни в исследовании перспективных ТРДД 1990-х годов по контракту с НИЦ им. Льюиса (NASA). Термодинамический цикл выбранного двигателя принимается таким же, как и у двигателя STF-477 с модифицированным ротором низкого давления. Характеристики компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления, соответствующие ТРДД STF-477, в основном сохраняются, в то время как ротор низкого давления модифицируется для удовлетворения выбранной степени двухконтурности и коэффициенту давления вентилятора. Считается, что двигатель обеспечит на расчетном режиме максимальную тягу 43,5 тс. Двигатель отличается двухроторной схемой с одноступенчатым вентилятором, имеющим лопатки регулируемого шага и степень увеличения давления 1,15. Эксплуатационные и геометрические характеристики данного вентилятора подобны характеристикам малошумных вентиляторов («Q-Fan»), разрабатываемых фирмой Гамильтон Стандарт.

Характеристика двигателя экраноплана

Степень двухконтурности	30
Температура перед турбиной	1427°C
Расход воздуха	2800 кгс/с
«Сухой» вес двигателя	6,4 тс
Общая степень повышения давления	45
Удельный расход топлива:	
при максимальном продолжительном режиме, $M=0,4$	0,427 кгс/кгс тяги-ч
при максимальном продолжительном режиме, $M=0,4$ и 65% мощности	0,457
Максимальная тяга на уровне моря	43,5 тс
Длина	4,34 м
Диаметр	4,97 м



1—зазор между дном фюзеляжа и гребнем волны; 2—глубина погружения шайб в волну; 3—главная ватерлиния; 4—наибольшая волна из 1000; 5—наибольшая волна из 10

Рис. 4. Положение крыла над поверхностью моря при крейсерском полете экраноплана

Двигатели вместе с гондолами могут поворачиваться, обеспечивая как поддув во время взлета и посадки, так и управление углом тангажа на малых скоростях полета.

В основных элементах конструкции экраноплана используется эпоксидный углепластик. Ожидается следующее уменьшение веса основных элементов конструкции экраноплана по сравнению с

соответствующими элементами, изготовленными из алюминия (в %):

Крыло	39
Фюзеляж	19
Оперение	26
Пилон и гондола	21

Эти данные соответствуют результатам ранее проведенных фирмой Локхид параметрических исследований по перспективным видам транспорта. Некоторые элементы экраноплана, такие как концевые шайбы и подводное крыло, должны находиться в контакте с морской водой, поэтому для пре-

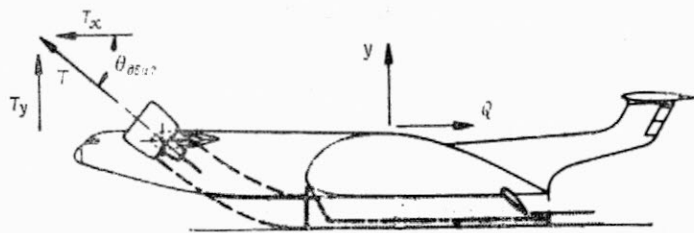


Рис. 5. Схема увеличения подъемной силы с помощью поддува струями двигателей

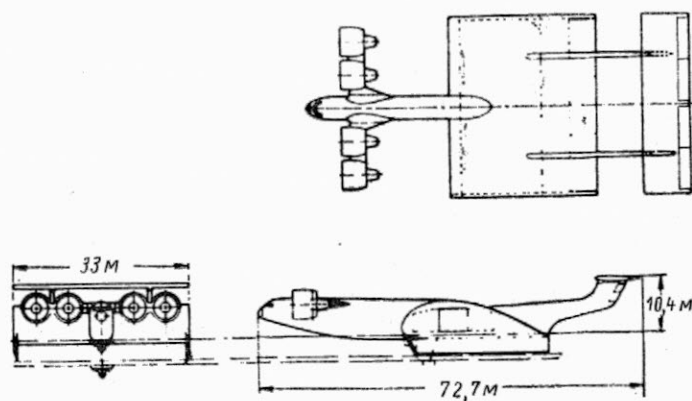


Рис. 6. Общий вид экраноплана «спенлоудер» (перевозимая нагрузка 200 тс)

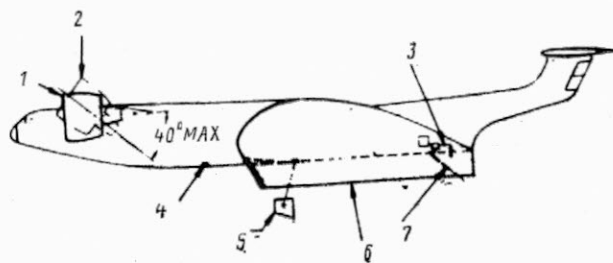
дотвращения коррозии их предусматривается изготавливать из титана. Распределение материалов в основных компонентах конструкции экраноплана дано в табл. 2.

Таблица 2

Материалы планера экраноплана

Компоненты конструкции	Распределение материалов, % веса компонента			
	Композиционный материал	Алюминиевые сплавы	Сталь	Титановые сплавы
Крыло	85	9	4	2
Фюзеляж	50	35	10	5
Оперение	66	28	4	2
Гондола и пилон	35	25	25	15
Концевые шайбы	0	0	0	100
Подводное крыло	0	0	0	100

На рис. 6 приведена схема экраноплана PAR/WIG, который имеет следующие характеристики:



1—в крейсерском полете; 2—при взлете и посадке; 3—система маневрирования на воде; 4—объем плавучести; 5—подводное крыло; 6—концевая шайба; 7—закрылок — торсионная пластина

Рис. 7. Особенности экраноплана

Вес снаряженного	162,3 тс
Вес топлива	256 "
Перевозимая нагрузка	200 "
Максимальный взлетный вес	618 "
Площадь крыла	913 м ²
Геометрическое удлинение крыла	1,19
Эффективное удлинение крыла	5,70
Нагрузка на крыло	678 кгс/м ²
Тяговооруженность	0,28
Тяга одного двигателя	43,4 тс

Было решено ограничить размах крыла экраноплана величиной 33 м. Это вызвано необходимостью использования береговых сооружений, предназначенных для современных морских судов.

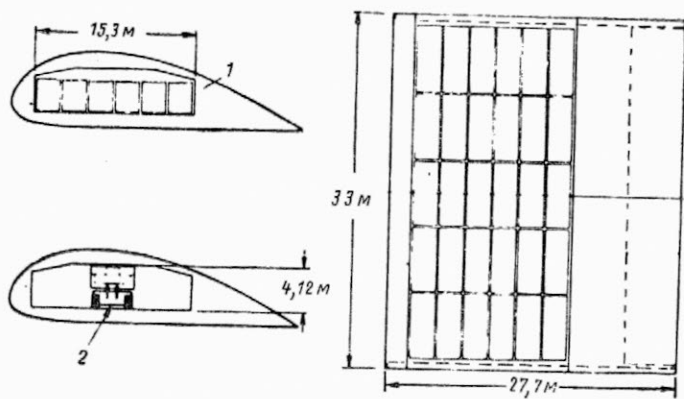
Двойное вертикальное хвостовое оперение и цельноповоротное горизонтальное оперение обеспечивают аэродинамическое управление полетом.

Некоторые конструктивные особенности экраноплана иллюстрирует рис. 7. Как на экраноплане «спенлоудер», так и на экраноплане обычной компоновки используется модифицированный профиль крыла Кларк Y с относительной толщиной 25%. Это обусловлено требованиями по обеспечению эффективной дозвуковой крейсерской скорости полета, размерами грузовых помещений при их размещении в крыле, а также необходимостью создания плоской нижней поверхности для использования системы PAR.

Простые невыдвижные закрылки используются как в качестве поверхностей управления, так и для создания гидродинамического сопротивления при посадке. Закрылки оборудованы системой разгрузки на случай превышения допустимой скорости контакта с водой. Внешние секции закрылков работают как элероны.

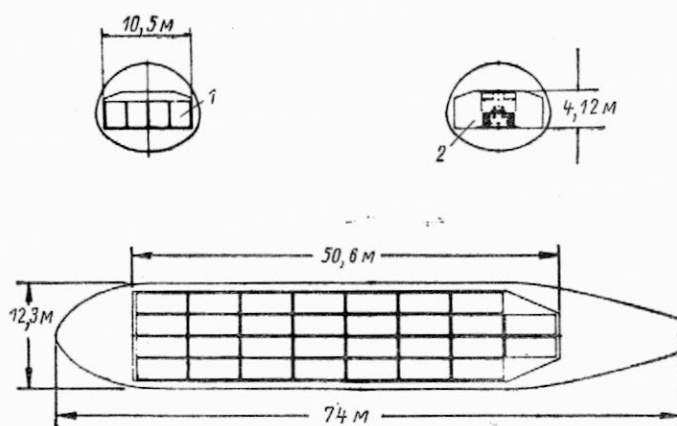
Концевые шайбы являются единственным элементом конструкции, испытывающим удары волн на крейсерском режиме полета. Показанная на рис. 6 концевая шайба имеет длину 27,7 м, высоту 2,77 м и толщину 0,61 м. Передняя ее кромка наклонена под углом 30° к вертикали и заострена в виде клина. Конструкция концевых шайб определена в результате анализа нагрузок, обусловленных сопротивлением и боковой силой при числе $M=0,4$.

Статическая плавучесть обеспечивается водоизмещающими объемами, расположенными как ниже пола крыльевого грузового отсека, так и пола кабины экипажа в передней части фюзеляжа. Эти объемы разделены переборками и герметизированы для того, чтобы экраноплан мог оставаться на плаву в случае, если нижняя часть крыла или фюзеляжа будет повреждена при ударах о плавающие на воде предметы.



1—30 контейнеров 2,44×2,9×6,1 м; 2—военная техника, определяющая высоту кабины

Рис. 8. Схема размещения грузов в крыле экраноплана



1—30 контейнеров 2,44×2,9×6,1 м; 2—военная техника, определяющая высоту кабины

Рис. 9. Схема размещения грузов в фюзеляже экраноплана

Подводное крыло используется для получения при посадке как подъемной силы, так и сопротивления (коэффициенты c_y и c_x , равные соответственно 0,3 и 0,1). Скорость при выходе подводного крыла из воды составляет 45,7 м/с. Максимальная подъемная сила 230 тс и сопротивление 76,2 тс реализуются на скорости движения 38,1 м/с при полном погружении крыла. Конструктивно подводное крыло представляет собой массивную титановую пластину с весом на единицу площади 306 кгс/м².

Двигатели на поворотной конструкции отклоняются как единое целое. Считается, что такая схема установки двигателей приведет к увеличению веса фюзеляжа на 10%.

Размеры грузовых помещений выбраны из условия возможности транспортировки либо стандартных сухопутно-морских контейнеров 2,44 м шириной, 2,9 м высотой и 6,1 м или 12,2 м длиной при плотности загрузки 160 кгс/м³, либо военной техники армии и флота США. Высота грузового помещения принята равной 4,12 м.

Габариты грузовых помещений экраноплана «спенлоудер» показаны на рис. 8.

Габариты экраноплана обычной компоновочной схемы при перевозимой нагрузке 200 тс показаны на рис. 9. В грузовой кабине длиной 50,6 м размещается 30 контейнеров. Ширина кабины 10,5 м выбрана из условия размещения четырех рядов контейнеров с необходимыми допусками.

Процесс взлета экраноплана PAR/WIG иллюстрируется на рис. 10, соответствующие данные приведены в табл. 3 (η , η_1 , η_2 , η_3 — режим работы двигателей, % номинальной мощности, индекс показывает число работающих двигателей на режиме посадки).

Так как высота полета измеряется от уровня воды до нижней кромки концевых шайб, ее значение при статическом положении экраноплана отрицательно.

Управление по тангажу осуществляется отклонением двигателей вплоть до скорости 22 м/с, после которой становятся эффективными аэродинамические поверхности управления. Полная длина разбега экраноплана определяется как дистанция, проходимая им от положения статического покоя до точки, в которой достигаются крейсерские скорость и высота полета.

Отказ одного двигателя не исключает благополучную посадку экраноплана. Приведенные в табл. 3 последовательные моменты посадки экраноплана представляют случай посадки при одном неисправном двигателе. Для поддержания постоянного курса такие условия требуют несимметричной тяги остальных двигателей. В начальный момент времени вектор тяги двигателей поворачивается на 30°, закрылки отклоняются на 40° и тяга двигателей снижается до 70%. Такой режим обеспечивает

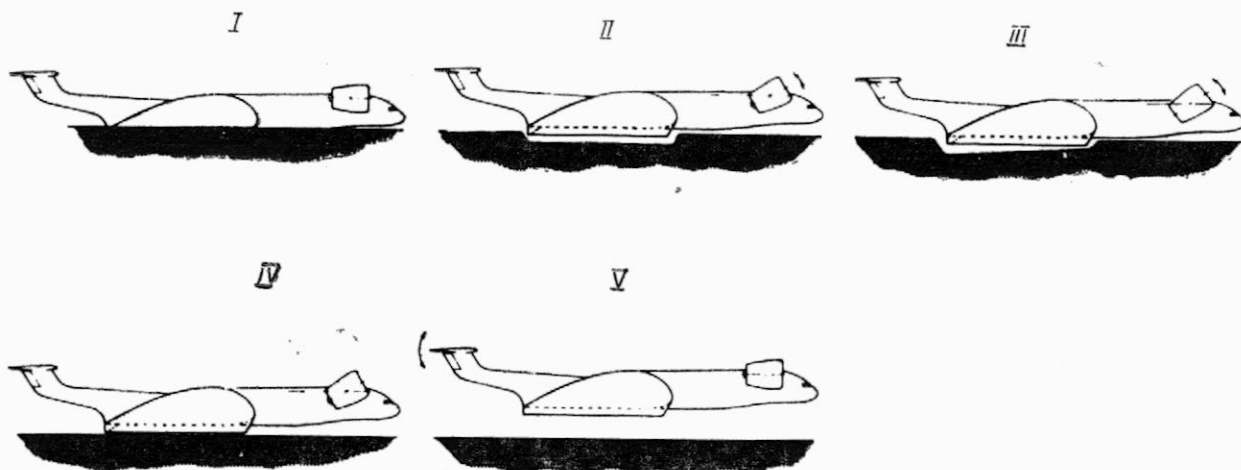


Рис. 10. Последовательные моменты процесса взлета экраноплана

Этапы взлета и посадки экраноплана

Этапы	Последовательные этапы взлета и посадки	Время, с	Дистанция, м	Высота полета, м	Скорость полета, м/с	$\theta_{дв}$, град	$\sigma_{д}$, град	η , %
Взлет	I	Статическое положение		-3,35	0			
	II	Начало взлета	0	0	-0,37	0	30	100
	III	Преодоление «горба» сопротивления	8,0	36,3	-0,46	13,7	37	
	IV	Достижение скорости эффективного действия аэродинамических поверхностей управления	13,5	90,0	0,28	22,0	30	
	V	Начало крейсерского полета	174,0	7557,0	1,16	136,0	0	65
Посадка	VI	Конец крейсерского полета	0	0	1,16	136,0	0	$\eta_3 = 86$
	VII	Начало погружения подводного крыла	79,0	2915,0	0,46	45,7	30	$\eta_3 = 70$
	VIII	Начало уменьшения тяги	112,0	3450,0	0,31	22,0		$\eta_3 = 66$
	IX	Начало погружения концевых шайб и закрылков	126,0	3600,0	-0,64	19,0		$\eta_2 = 100$
	X	Удар о воду основной конструкции	138,0	3700,0	-2,02	8,2		$\eta_1 = 71$
	XI	Статическое положение			-3,35	0		$\eta_3 = 0$

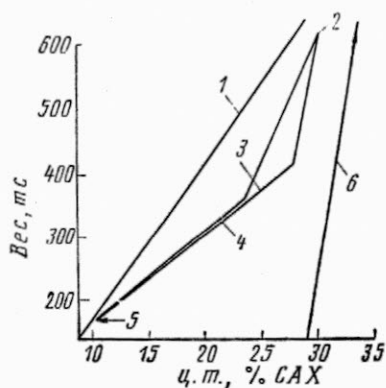
необходимую подъемную силу, создаваемую системой PAR, однако горизонтальная тяга при таких условиях превышает необходимую для поддержания скорости 45,8 м/с, и поэтому требуется увеличение сопротивления с помощью подводного крыла. На скоростях движения менее 19 м/с происходит контакт концевых шайб и закрылков с водной поверхностью, что обеспечивает дополнительное сопротивление. Удар о воду основной конструкцией крыла и фюзеляжа допускается после того, как скорость экраноплана уменьшится до 8,3 м/с.

Характеристики экраноплана допускают его нормальную эксплуатацию при волнении моря до 3 баллов. Хотя конструкция экраноплана выдерживает волнение 4 балла, его летные возможности при этом сильно ухудшаются.

Диапазон центровок экраноплана «спенлоудер» представлен на рис. 11. Несколько необычные ба-

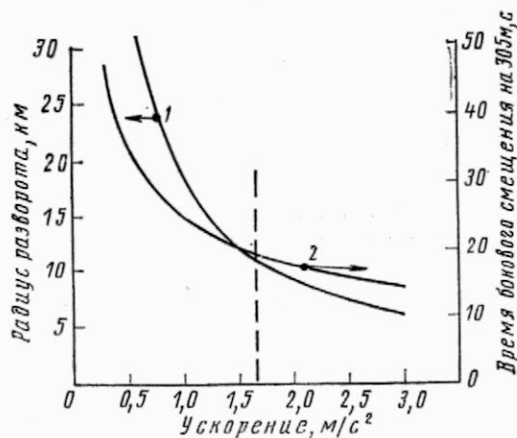
лансировочные характеристики экраноплана объясняются его компоновкой и способом взлета.

Полет в непосредственной близости от водной поверхности препятствует нормальному развороту с креном, поэтому маневр по обходу препятствий должен выполняться с помощью бокового скольжения. Рис. 12 показывает радиус разворота и время достижения бокового смещения 305 м в зависимости от бокового ускорения. При крейсерском полете с числом $M=0,4$ и полной взлетной массой скольжение с 10° вызывает боковое ускорение 1,68 м/с². Уменьшение массы экраноплана пропорционально увеличивает ускорение. Боковое ускорение 1,68 м/с² обеспечивает радиус разворота $\sim 11\ 100$ м; при этом требуется 19 с для достижения бокового смещения 305 м. Дистанция, проходимая экранопланом во время этого маневра, равна ~ 2600 м.



1—передняя граница (двигатели отклонены на 40°); 2—максимальный взлетный вес; 3—топливо; 4—перевозимая нагрузка; 5—снаряженный экраноплан; 6—задняя граница (двигатели отклонены на 20°)

Рис. 11. Диапазон центровок экраноплана



1—радиус разворота (боковое скольжение 10° , максимальный взлетный вес); 2—время

Рис. 12. Маневренные характеристики экраноплана на крейсерской скорости полета (число $M=0,4$)

Для оценки летных качеств экраноплана необходимо знать эффективное удлинение крыла. Оно может быть получено из геометрического удлинения путем применения поправочного коэффициента, учитывающего влияние концевых шайб и экранный эффект. Предлагается формула для вычисления эффективного удлинения крыла, обусловленного влиянием концевых шайб $\lambda_{э.ш.}$, как функции геометрического удлинения крыла λ , высоты концевых шайб H и размаха крыла l :

$$\lambda_{э.ш.} = \lambda [1,0 + 1,9 (H/l)].$$

Влияние эффекта близости земли показано пунктирной кривой, приведенной на рис. 3. Объединенное влияние концевых шайб и экранного эффекта на геометрическое удлинение крыла, равное 1,19 для экраноплана «спенлоудер» (см. рис. 6), приводит к эффективному удлинению 5,7, определенному для состояния моря 3 балла.

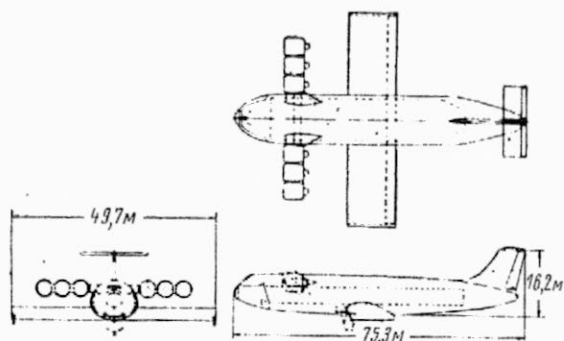
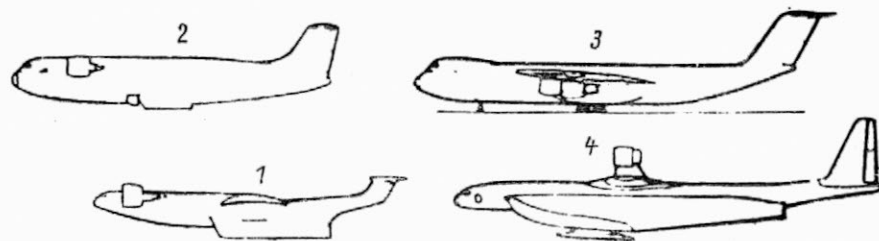


Рис. 13. Экраноплан обычной схемы (перевозимая нагрузка 200 тс)



1—экраноплан «спенлоудер»; 2—экраноплан обычной схемы; 3—военно-транспортный самолет; 4—гидросамолет

Рис. 14. Схемы сравниваемых транспортных средств

На рис. 13 дана схема экраноплана обычной компоновочной схемы, имеющего следующие характеристики:

Вес снаряженного	150 тс
Вес топлива	193 "
Перевозимая нагрузка	200 "
Максимальный взлетный вес	540 "
Площадь крыла	626 м ²
Геометрическое удлинение крыла	3,94
Эффективное удлинение крыла	11,02
Удельная нагрузка на крыло	864 кгс/м ²
Тяговооруженность	0,2526
Тяга одного двигателя	22,9 тс

По сравнению с экранопланом «спенлоудер» ограничения на размах крыла для экраноплана обычной схемы отпадают и число двигателей увеличено до 6. В табл. 4 сравниваются характеристики экранопланов обеих компоновок.

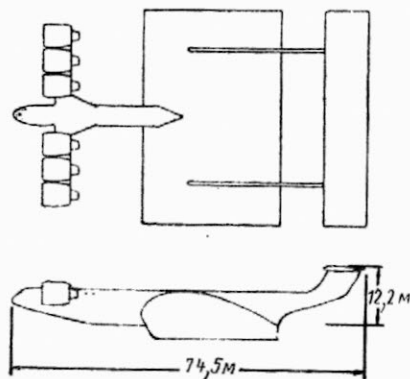
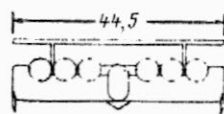


Рис. 15. Схема экраноплана «спенлоудер» (перевозимая нагрузка 300 тс)

Таблица 4
Сравнение экранопланов двух компоновочных схем (перевозимая нагрузка 200 тс)

	„Спенлоудер“	Обычная схема	Δ , %
Геометрическое удлинение крыла	1,19	3,94	-70
Эффективное удлинение крыла	5,70	11,02	-48
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	15,59	19,79	-21
Число двигателей	4	6	-33
Тяговооруженность	0,2808	0,2526	+11
Режим работы двигателей при крейсерском полете, %	65	57	+14
Вес снаряженного, тс	163	150	+9
Запас топлива, тс	238	179	+33
Максимальный взлетный вес, тс	618	543	+14
Относительный вес перевозимой нагрузки	0,324	0,369	-12
Тонна-км/кгс топлива	6,85	9,09	-25

Аппарат «спенлоудер» значительно уступает экраноплану обычной схемы.

По программе ANVCE была произведена оценка возможностей экранопланов по сравнению с обычными военно-транспортными самолетами и гидросамолетами. Для этого все сравниваемые транспортные средства, показанные на рис. 14, были рассчитаны на платную нагрузку 200 тс и радиус дейст-

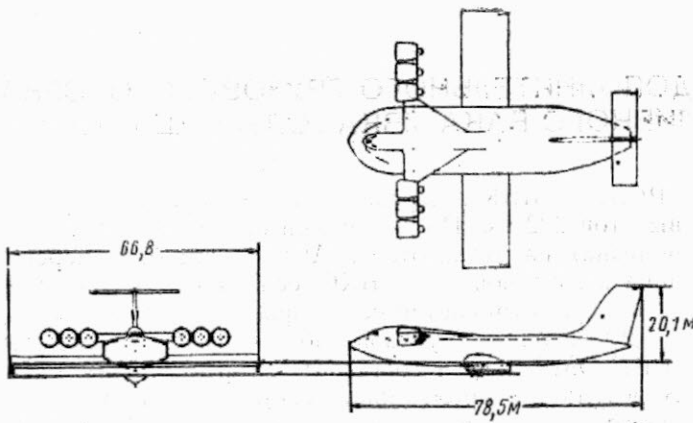


Рис. 16. Экраноплан обычной схемы (перевозимая нагрузка 300 тс)

Таблица 5
Сравнение экранопланов и самолетов

	Экраноплан «спенлоудер»	Экраноплан обычной схемы	Гидросамолет	Самолет наземного базирования
Крейсерская скорость (число М)	0,4	0,4	0,7	0,85
Крейсерская высота полета, м	На уровне моря	На уровне моря	10 360	10 970
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	15,59	19,79	18,33	20,86
Число двигателей	4	6	5	4
Эффективное удлинение крыла	5,70	11,02	8,15	11,40
Вес снаряженного, тс	162	150	272	246
Запас топлива, тс	233	179	201	161
Максимальный взлетный вес, тс	618	543	543	621
Тонна-км/кгс топлива	6,85	9,09	8,12	10,11

вля 7400 км. Характеристики сравниваемых аппаратов приведены в табл. 5.

Как и ожидалось, перспективный транспортный самолет с большой дозвуковой скоростью имеет наивысшую производительность и большую эффективность использования топлива.

Для оценки влияния эффекта увеличения размеров на эксплуатационные характеристики были проведены конструктивные проработки экранопланов рассматриваемых компоновок, рассчитанных на перевозимую нагрузку 300 тс. Схемы экранопланов приведены соответственно на рис. 15 и 16, а их основные характеристики даны в табл. 6. Эти данные свидетельствуют о значительном преимуществе экраноплана «спенлоудер» перед экранопланом обычной компоновки при расчетной перевозимой нагрузке 300 тс.

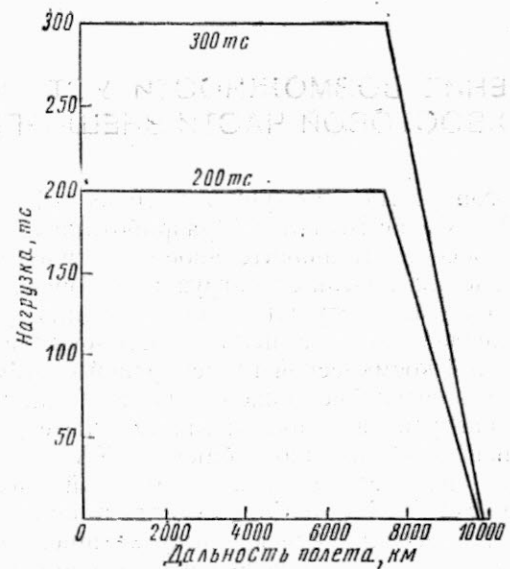


Рис. 17. Зависимость перевозимой нагрузки от дальности полета экраноплана «спенлоудер»

Таблица 6
Характеристики экранопланов двух схем (перевозимая нагрузка 300 тс)

	«Спенлоудер»	Обычная схема
Вес снаряженного, тс	255	274
Максимальный взлетный вес, тс	870	876
Площадь крыла, м ²	1282	842
Геометрическое удлинение крыла	1,54	5,31
Эффективное удлинение крыла	7,32	14,66
Тяговооруженность	0,2149	0,2150
Тяга одного двигателя, тс	31,2	31,4
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	18,34	20,40
Расход топлива (дальность полета 7400 км), тс	292	280
Относительный вес перевозимой нагрузки	0,345	0,343
Тонна-км/кгс топлива	8,40	8,77

Зависимость платной нагрузки от дальности полета для экранопланов «спенлоудер» приведена на рис. 17 (при встречном ветре 5,15 м/с, температуре воздуха 11,7°C, состоянии моря 3 балла и резервах топлива согласно MIL-C-5011A).

Референт А. П. Ручин.

ИЗУЧЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УСТАНОВКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ГРУЗОВОГО ОТСЕКА НА ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ВНЕШНЕГО ТОПЛИВНОГО БАКА МВКА «СПЕЙС ШАТТЛ» *

Многоразовый воздушно-космический аппарат (МВКА) «Спейс Шаттл» **, разработанный в США, должен обеспечить значительное снижение стоимости выведения полезных грузов на орбиту. Хотя МВКА еще не поступил в эксплуатацию, уже ведутся исследования с целью повышения возможностей этой космической транспортной системы. Ниже описываются предложения по размещению полезной нагрузки в дополнительном отсеке удлиненного внешнего топливного бака МВКА.

Одна из исследуемых концепций получила обозначение АСС (Aft Cargo Compartment) и предполагает подсоединение к днищу внешнего топливного бака дополнительного грузового отсека объемом 378,4 м³. В отсеке АСС на орбиту могли бы выводиться объекты, которые невозможно разместить в грузовом отсеке воздушно-космического самолета (ВКА) — орбитальной ступени МВКА. Кроме того, топливный бак с дополнительным грузовым отсеком АСС предполагается использовать на орбите в качестве космической платформы специального назначения.

Грузовой отсек ВКС имеет ширину 4,6 м, длину 18 м и объем 300,16 м³. Таким образом, использование отсека АСС даст возможность увеличить полезный объем на 126% для размещения космических объектов с максимальным диаметром до 8,25 м (рис. 1).

Профиль полета МВКА «Спейс Шаттл», оснащенного внешним топливным баком с отсеком АСС, представлен на рис. 2. Первоначально полет проходит в полном соответствии с планом полета «стандартного» МВКА «Спейс Шаттл», оснащенного исходным внешним топливным баком. Отрыв МВКА от стартовой платформы и набор высоты обеспечиваются стартовыми РДТТ и тремя основными ЖРД SSME. На 122-й секунде происходит отделение ускорителей, которые приводняются в океане.

Дальнейший полет ВКС и внешнего топливного бака проходит при работе трех основных ЖРД SSME. На 150-й секунде сбрасывается обтекатель отсека АСС, который обеспечивает защиту полезной нагрузки от воздействия внешних условий при полете МВКА в атмосфере. ВКС и внешний топливный бак продолжают полет и на 483-й секунде, после выключения ЖРД SSME, выводятся на эллиптическую орбиту с высотой 222 км в апогее и 111 км в перигее. До момента выведения МВКА на орбиту включения ЖРД системы орбитального маневрирования не требуется.

После выведения МВКА на орбиту производится слив остатков топлива из внешнего топливного бака и основных ЖРД SSME. В апогее орбиты включаются ЖРД системы орбитального маневрирования (OMS) и реактивной системы управления

(RCS) и МВКА переводится на круговую орбиту высотой 222 км. По окончании орбитального полета полезная нагрузка отсека АСС может быть переведена в грузовой отсек ВКС, если программой полета предусматривается ее возвращение на Землю.

Для схода с круговой орбиты МВКА с помощью ЖРД OMS и RCS сообщается тормозной импульс. В результате орбитальная скорость МВКА уменьшается на 43,5 м/с и он переходит на орбиту с высотой 222 км в апогее и 74 км в перигее. На этой орбите происходит отделение ВКС от внешнего топливного бака, который входит в атмосферу и разрушается.

После отделения внешнего топливного бака повторно обрабатывается тормозной импульс, орбитальная скорость ВКС уменьшается еще на 25,8 м/с и он переходит на траекторию входа в атмосферу, приземляясь на посадочную полосу.

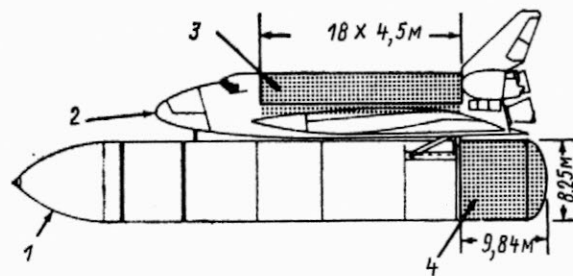
На рис. 3 представлена зависимость веса полезной нагрузки МВКА «Спейс Шаттл» от высоты круговой орбиты с наклоном 28,5°.

На рис. 4 показаны темпы уменьшения высоты орбиты внешнего топливного бака с отсеком АСС, используемых в качестве космической платформы.

«Наихудший» вариант центровки МВКА с точки зрения схода с орбиты показан на рис. 5. Груз весом 14,5 тс в отсеке ВКС находится в крайнем заднем положении. Вес полезной нагрузки в отсеке АСС варьируется в пределах от 5,4 до 20,4 тс.

Положения центра тяжести МВКА «Спейс Шаттл» для всех рассмотренных случаев представлены на рис. 6. На этом же рисунке показана линия, соответствующая максимальному отклонению вектора тяги ЖРД OMS. Положение центра тяжести МВКА ниже указанной линии означает, что аппарат неустойчив при использовании только ЖРД OMS. Поэтому в этих случаях для управления МВКА требуется совместное использование ЖРД OMS и RCS.

Результаты исследования показали, что ВКС и внешний топливный бак с отсеком АСС могут управляться даже в том случае, когда при работе ЖРД OMS тяга двигателей системы реактивного



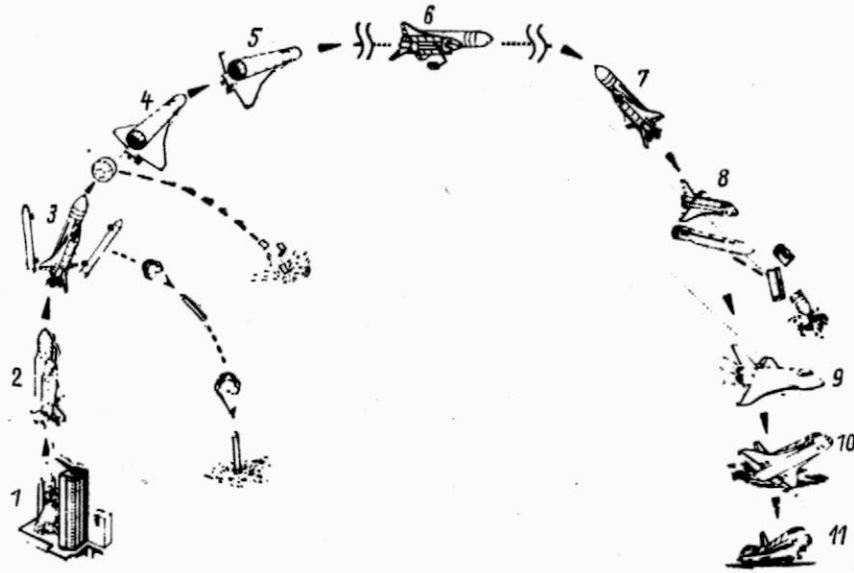
1—внешний топливный бак; 2—ВКС; 3—грузовой отсек ВКС, объем 300,16 м³; 4—дополнительный отсек АСС внешнего топливного бака, объем 378,45 м³

Рис. 1. Сравнение габаритов и объемов грузового отсека ВКС и дополнительного грузового отсека АСС внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл»

* Anderson J. W. and Tewell J. R. Platform operations using the external tank.

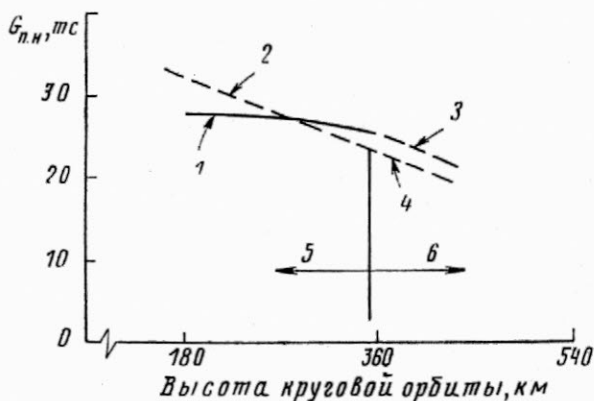
AIAA Paper N 81-0461.

** См. «ТИ» № 13, 1980 г.; № 15, 1981 г.



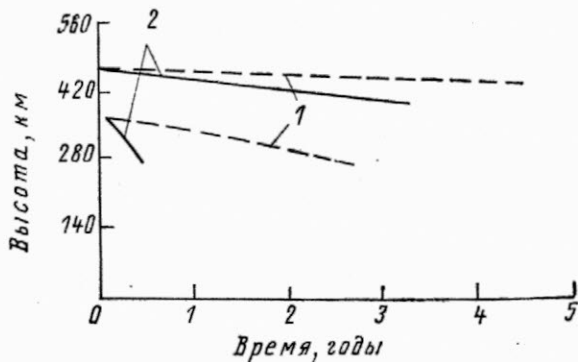
1—старт МВКА; 2—полет МВКА на участке выведения; 3—отделение и приводнение стартовых твердотопливных ускорителей; 4—сбрасывание обтекателя отсека АСС; 5—выведение МВКА с внешним топливным баком на орбиту; 6—орбитальный полет; 7—отработка тормозного импульса; 8—отделение внешнего топливного бака и его разрушение при входе в атмосферу; 9—маневрирование ВКС; 10—вход ВКС в атмосферу; 11—посадка ВКС

Рис. 2. Профиль полета МВКА «Спейс Шаттл», оснащенного внешним топливным баком с дополнительным грузовым отсеком АСС



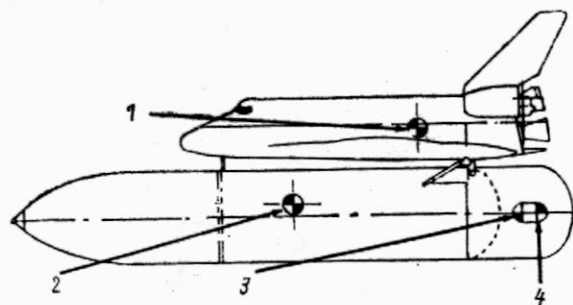
1—исходный МВКА; 2—МВКА с дополнительным отсеком АСС; 3—при отделении обтекателя отсека АСС; 4—без отделения обтекателя отсека АСС; 5—сход с орбиты ВКС с внешним топливным баком; 6—сход с орбиты одного ВКС

Рис. 3. Вес полезной нагрузки, выводимой МВКА «Спейс Шаттл» с модифицированным внешним топливным баком, в зависимости от высоты круговой орбиты с наклоном 28,5°



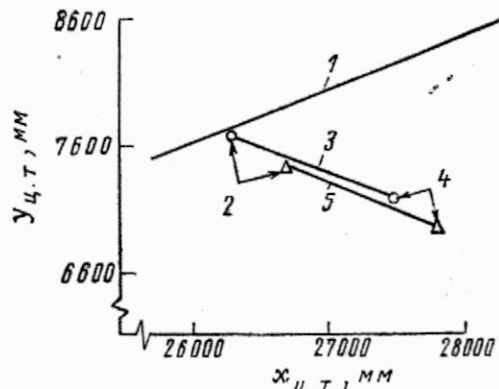
1—ориентация с минимальным лобовым сопротивлением; 2—гравитационная стабилизация

Рис. 4. Уменьшение высоты полета внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл» с отсеком АСС



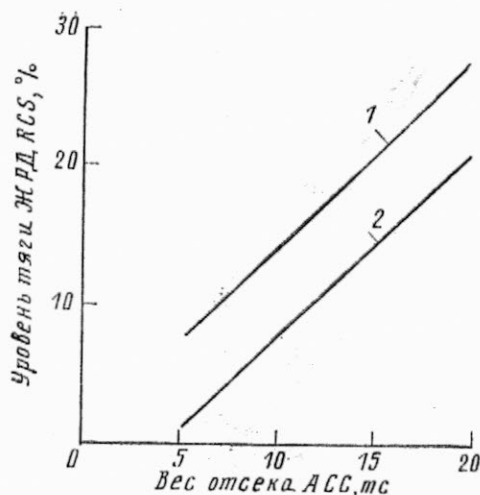
1—положение центра тяжести ВКС весом 108,68 тс с полезной нагрузкой 14,5 тс ($X_{ц.т.}=28\,943,3$ мм, $Y_{ц.т.}=9801,86$ мм); 2—положение центра тяжести внешнего топливного бака весом 38,7 тс после выключения основных ЖРД SSME ($X_{ц.т.}=35\,689,5$ мм, $Y_{ц.т.}=11\,084,5$ мм); 3—положение центра тяжести обтекателя отсека АСС весом 5,49 тс ($X_{ц.т.}=56\,235,6$ мм, $Y_{ц.т.}=10\,160$ мм); 4—положение центра тяжести полезной нагрузки отсека АСС ($X_{ц.т.}=58\,978,8$ мм, $Y_{ц.т.}=10\,160$ мм)

Рис. 5. Положение центра тяжести компонентов МВКА «Спейс Шаттл» с модифицированным внешним топливным баком после выведения на орбиту



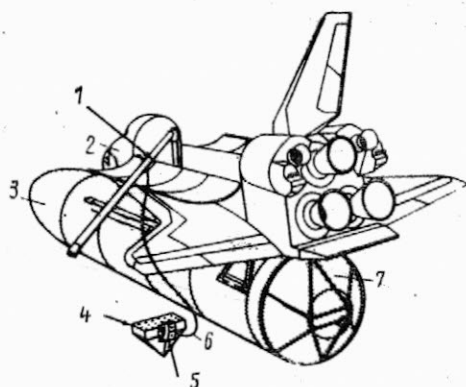
1—предел, определяемый отклонением вектора тяги ЖРД системы орбитального маневрирования; 2—вес полезной нагрузки в отсеке АСС 5,4 тс; 3—обтекатель отсека АСС сброшен; 4—вес полезной нагрузки в отсеке АСС 20,4 тс; 5—обтекатель отсека АСС не сброшен

Рис. 6. Центровка МВКА «Спейс Шаттл» с модифицированным внешним топливным баком на орбите и пределы по управляемости



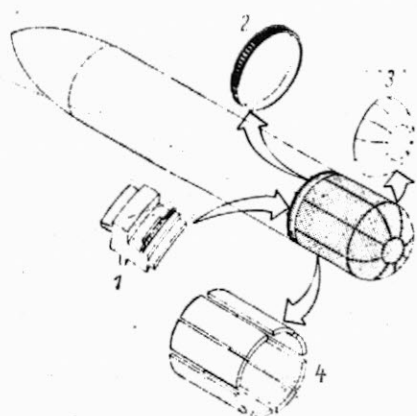
1—обтекатель отсека АСС не сброшен;
2—обтекатель отсека АСС сброшен

Рис. 7. Уровни тяги ЖРД RCS при одновременной работе ЖРД OMS в процессе управления ориентацией МВКА «Спейс Шаттл» с модифицированным внешним топливным баком



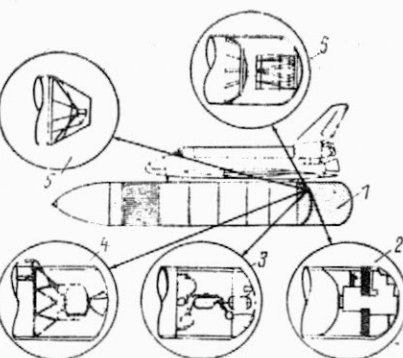
1—дистанционно-управляемый манипулятор; 2—ВКС; 3—внешний топливный бак; 4—платформа с полезной нагрузкой; 5—астронавт с ранцевым индивидуальным аппаратом ММУ; 6—страховочный фал; 7—отсек АСС

Рис. 8. Перемещение полезной нагрузки из грузового отсека АСС в грузовой отсек ВКС



1—установочное кольцо со стыковочным фланцем; 2—передняя юбка (может не устанавливаться при сбросе обтекателя на 150-й секунде); 3—днище (передняя крышка бака жидкого водорода); 4—посьем панелей цилиндрической части

Рис. 9. Конструкция дополнительного грузового отсека АСС внешнего топливного бака



1 — дополнительный грузовой отсек АСС внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл»; 2 — жилой отсек космического центра на основе внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл»; 3 — электрогенератор; 4 — межорбитальный буксир; 5 — полезная нагрузка, выводимая из отсека АСС; 6 — большие космические конструкции

Рис. 10. Некоторые типы полезных грузов, размещаемые в дополнительном грузовом отсеке АСС внешнего топливного бака

управления составляет только до 30% их номинального значения (рис. 7). Был сделан вывод, что изменения диапазона углов поворота карданного подвеса ЖРД OMS не потребуется, поскольку система RCS обеспечивает управляемость при любом сочетании направления вектора тяги ЖРД OMS и центровок МВКА «Спейс Шаттл».

Исследовались методы извлечения на орбите полезной нагрузки из отсека АСС, а также способы ее перемещения в грузовой отсек ВКС. В соответствии с одним из методов предусматривается выход члена экипажа ВКС в космос и перемещение им груза весом 4,5 тс с помощью ранцевого индивидуального аппарата ММУ (Mapped Maneuvering Unit) в зону действия дистанционно-управляемого манипулятора. С помощью манипулятора платформа с полезной нагрузкой (рис. 8) перемещается в грузовой отсек ВКС.

В соответствии со вторым методом ВКС выполняет маневр относительно платформы с полезной нагрузкой, в результате чего полезная нагрузка оказывается в зоне действия дистанционно-управляемого манипулятора.

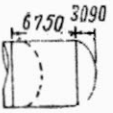
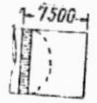
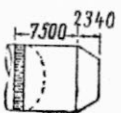

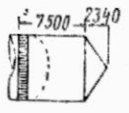
В соответствии с третьим методом полезная нагрузка АСС подводится к дистанционно-управляемому манипулятору с помощью специальной выдвинутой штанги.

Грузовой отсек АСС представляет собой обтекатель, пристыкованный к нижней части внешнего топливного бака МВКА и защищающий полезную нагрузку от воздействия окружающей среды на участке выведения. Обтекатель может сбрасываться на 150-й секунде полета МВКА. Было исследовано пять вариантов обтекателя диаметром 8,25 м, результаты анализа представлены в табл. 1.

Два типа обтекателей были признаны наиболее перспективными: цилиндрический обтекатель с полусферой на конце (объем 378,4 м³, плотность компоновки 17,6 кг/м³), который может изготавливаться из имеющихся узлов внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл», и цилиндрический обтекатель с усеченным конусом на конце (объем 338,1 м³, плотность компоновки 16 кг/м³), изготавливаемый

Таблица 1

Варианты обтекателя дополнительного грузового отсека АСС внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл»

Тип обтекателя (размеры в мм)	Объем, м ³	Вес, кгс	Плотность компоновки, кг/м ³
	378,4	5493	17,6
	259,8	5336	12,5
	303,5	5431	14,4
	207,1	4670	11,4
	338,1	5412	16,0

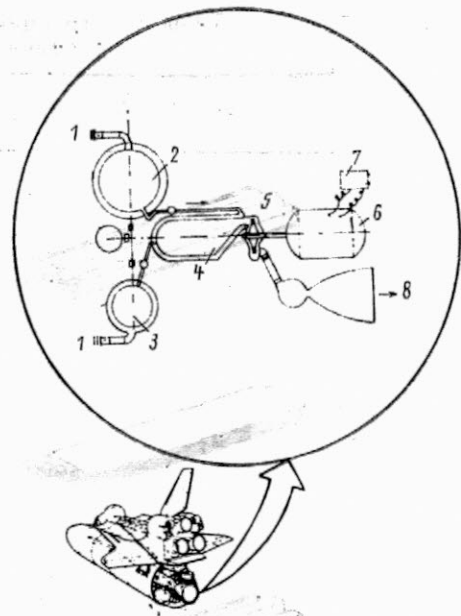
с применением разработанных технологических методов.

Отсек АСС соединяется с внешним топливным баком с помощью специального установочного кольца (рис. 9). Обтекатель отсека АСС может изготавливаться из восьми панелей четырех типов длиной 6,75 м и шириной 3,21 м (см. табл. 2). Задняя часть отсека АСС закрывается крышкой, полностью идентичной передней части бака жидкого водорода.

На рис. 10 представлены некоторые типы полезных нагрузок, которые могут выводиться на орбиту в отсеке АСС.

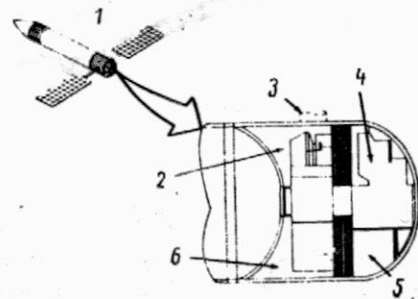
После выведения МВКА «Спейс Шаттл» на орбиту во внешнем топливном баке остается 5,9 тс компонентов топлива, которые могут быть использованы для увеличения энергоресурса МВКА на орбите. Электроэнергия может вырабатываться специальным турбогенератором, приводимым в движение газовой турбиной с незамкнутым рабочим циклом (рис. 11). Расположение системы за бортом ВКС уменьшает степень опасности при возникновении аварийной ситуации.

В настоящее время NASA исследует концепцию пилотируемого орбитального центра, имеющего



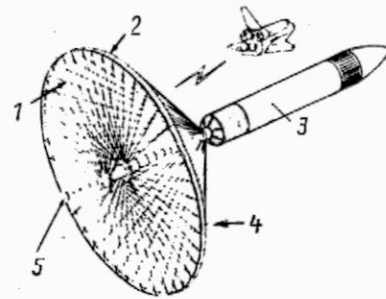
1—быстросъемный разъем; 2—бачок с остатками жидкого водорода; 3—бачок с остатками жидкого кислорода; 4—камера сгорания; 5—турбина; 6—электрогенератор; 7—регулятор; 8—остаточная тяга

Рис. 11. Турбогенератор МВКА «Спейс Шаттл», работающий от газовой турбины с незамкнутым циклом



1—пилотируемый орбитальный центр на основе внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл»; 2—командный и рабочий отсек; 3—шлюзовая камера; 4—бытовой отсек; 5—помещения экипажа; 6—грузы, оборудование системы обеспечения жизнедеятельности, аппаратура для проведения экспериментов

Рис. 12. Использование отсека АСС в качестве жилого модуля

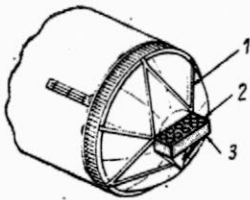


1—растяжки; 2—обод; 3—внешний топливный бак с отсеком АСС; 4—крупногабаритная конструкция; 5—телескопическая центральная балка

Рис. 13. Развертывание крупногабаритных конструкций, уложенных в отсеке АСС

Типы конструкций панелей для изготовления обтекателей
дополнительного грузового отсека АСС

Типы панелей	Характеристика панелей	Вес	Стоимость
	Обшивка, приклепанная к стрингерам	Наибольший	Наименьшая
	Монолитная панель	Меньше, чем у панели 1-го типа	Средняя
	Гофрированная обшивка	Меньше, чем у панели 1-го типа	Средняя
	Обшивка из композиционных материалов (алюминиевые или графитоэпоксидные панели с сотовым наполнителем из волокна номекс или алюминия)	Наименьший	Средняя—наибольшая



1—опорные штанги; 2—контейнеры с оборудованием; 3—держатель контейнеров

Рис. 14. Размещение в отсеке АСС контейнеров с малоразмерными комплектами оборудования для проведения экспериментов на орбите

стыковочные узлы, источники питания и обеспечивающего нахождение астронавтов на орбите для проведения различных операций; объем отсека

АСС позволяет использовать его в качестве жилого модуля этого центра (рис. 12).

Отсек АСС может также использоваться для размещения деталей раздвигаемых крупногабаритных конструкций космических объектов (рис. 13).

Отсек АСС может применяться для размещения специального держателя контейнеров малоразмерных автономных полезных грузов (Getaway Specials) для проведения экспериментов на орбите (рис. 14).

Референт П. И. Качур.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 19, 1—31.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 23.09.81.	Подписано в печать 18.11.81.	Формат бумаги 60×90 ^{1/8} .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2.	Усл. печ. л. 4.	Уч.-изд. л. 4,6.	Тираж 2631 экз. Цена 55 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1485.

