

ки). Измеряемыми параметрами установки, определяющими сигналы обратной связи в автоматическом режиме ее работы, являются давление и температура торможения в форкамере, статическое давление и направление потока в контрольной плоскости перед воздухозаборником, статическое давление в ряде точек передней кромки обечайки воздухозаборника.

Желаемая последовательность изменения при испытаниях числа M , высоты, направления набегающего потока и величины тяги может задаваться в соответствии с программой испытаний.

Во время испытаний получаемые данные будут сравниваться с результатами расчетов на основе математической модели силовой установки или ее отдельных элементов. Это необходимо для оценки правдоподобия экспериментальных данных и свое-

временного выявления непредвиденных эффектов и их детального изучения.

Аналогичное сопоставление после завершения испытаний позволит вносить обоснованные изменения в математическую модель, которая в результате последовательного улучшения может стать компактным носителем точной информации (как теоретического, так и экспериментального характера) о поведении испытываемого образца силовой установки. Во многих случаях проверенная математическая модель может рассматриваться как конечный продукт экспериментальных исследований и служить самостоятельным средством решения проблем, связанных с разработкой и усовершенствованием силовых установок.

Референт А. И. Плоцкий.
Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.07

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНИКИ ВЗЛЕТА С НАКЛОННОЙ РАМПЫ В АВИАЦИИ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ*

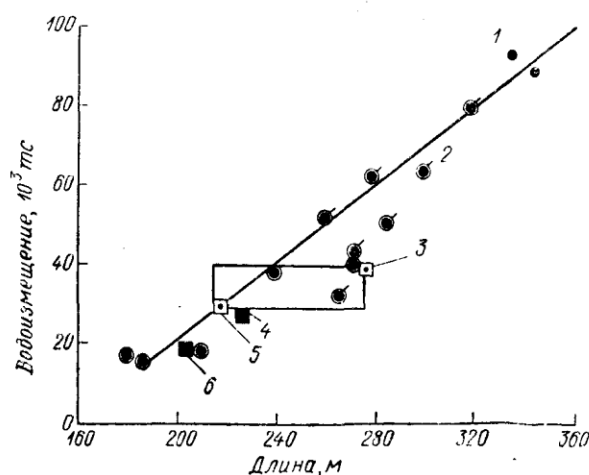
В зависимости от типа самолетов ВМС изменяются требования к геометрическим параметрам авианосных судов. По данным исследований, проведенных в ВМС США, авианосцы для базирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (самолетов ВВП) должны иметь длину ВПП ~ 214 м и водоизмещение 30 000 тс, а для базирования самолетов с коротким взлетом и посадкой с помощью аэрофинишера (самолетов КВПА) — на 61 м более длинную ВПП и водоизмещение 40 000 тс. На рис. 1 эти параметры сопоставляются с размерами и водоизмещением существующих авианосцев.

Английский самолет «Си Харриер» первый начал взлетать с противолодочного авианосца «Инвинсибл», оборудованного наклонной рампой в конце ВПП и, как предполагалось, будет взлетать с авианосцев класса «Гермес», предназначенных для базирования легких самолетов. На рис. 2 показан внешний вид легких авианосцев для базирования самолетов КВПА.

Динамика самолетов КВПА, взлетающих с наклонных рамп существенно отличается от динамики самолета «Си Харриер». Самолет «Си Харриер» имеет большое отношение тяги к весу, и направление тяги его двигателей регулируется во время взлета для обеспечения требуемой суммарной подъемной силы. Обычный самолет поддержки ВМС, переоборудованный в самолет КВПА, имеет малую тяговооруженность. На рис. 3 сравниваются векторные диаграммы основных сил и ускорений при сходе с палубы самолета «Си Харриер» и самолета КВПА. Существенные различия в величинах отношений подъемной силы и тяги к весу не позволяют рассматривать самолет «Си Харриер»

как прототип для создания на его основе самолетов поддержки ВМС КВПА с «прыжковым» взлетом.

В качестве такого прототипа может быть использован, например, противолодочный самолет S-3A. Применительно к самолету подобного типа (с небольшой тяговооруженностью) возникает задача выбора оптимального угла наклона 30-метровой рампы палубы с общей длиной ~ 240 м, обеспечивающего минимум требуемой величины тяги двигателей. Как показал проведенный анализ, наилучший результат получается при угле наклона рампы 4° , спрофилированной по дуге окружности.



1—атомные авианосцы; 2—обычные авианосцы; 3—гипотетический авианосец для самолетов КВПА; 4—военное судно класса «Гермес»; 5—гипотетический авианосец для самолетов ВВП; 6—военное судно класса «Инвинсибл»

Рис. 1. Зависимость между водоизмещением авианосных судов и их длиной

* Englebry C. R. Impact of ramp launch technology on a navy support aircraft.
AIAA Paper N 80—1878.

Серийный самолет S-3A без модификаций не может взлетать с наклонной ramпы палубы общей длиной 240 м при скорости схода с палубы, меньшей скорости сваливания $V_{св}$. На рис. 4 показаны профиль и типичный характер изменения параметров траектории взлета с наклонной ramпы палубы авианосца. Благодаря наклону последнего участка ВПП создается вертикальная составляющая скорости самолета, обеспечивающая дополнительный запас высоты. Скорость самолета при сходе с палубы меньше скорости сваливания. Самолет разворачивается по тангажу до больших значений угла атаки для создания максимально возможной подъемной силы, но не может одновременно сохранять большие углы атаки и разгоняться достаточно быстро для выхода на стационарный режим полета с единичной нормальной перегрузкой. При скорости ветра над палубой 5 м/с допускается потеря высоты не более 3 м.

Противолодочный самолет S-3A эксплуатируется с тяжелых авианосцев ВМС США. Нормальный взлетный вес составляет 20 870 кгс, площадь высоко-расположенного крыла равна 55,6 м², а расчетная тяга каждого из двух ТРДД Дженерал Электрик TF34 составляет 4210 кгс. Для взлета с палубы используется катапульта. Обычный взлет без помощи катапульты осуществляется с плоской ВПП протяженностью 660 м. Минимальная скорость взлета на 10% превышает скорость сваливания.

Основными расчетными параметрами для палубного самолета являются тяга двигателей и подъемная сила. В случае применения наклонной ramпы существенное значение приобретают еще два фактора: ориентация вектора тяги в момент схода с ramпы или во время разбега и управление по тангажу на полубаллистической траектории после схода с палубы.

Как показали теоретические оценки (с учетом экономических ограничений), при модификации самолета S-3A могут быть использованы следующие возможности его переоборудования в самолет КВПА:

увеличение тяги двигателей TF34	5—26%
увеличение тяги за счет установки дополнительных двигателей	1130—2720 кгс
увеличение тяги за счет использования стартовых ускорителей	910—1820 кгс
установка предкрылков	$\Delta c_{y \max} = 0,44$
установка двухщелевых закрылков	$\Delta c_{y \max} = 0,4$
увеличение площади крыла	12%
поворот вектора тяги двигателей	3,5—7,0°
установка демпфера тангажа	(если требуется)

Было установлено, что более эффективным по стоимости является сочетание модификаций планера и силовой установки вместо прямолинейного решения задачи путем увеличения движущей силы самолета. В результате уточнения анализа было установлено также, что вспомогательные двигатели и стартовые ускорители не целесообразны, поскольку они ограничивали бы боевые возможности самолета, так как их пришлось бы размещать либо в бомбовом отсеке, либо на внешних пилонах, предназначенных для ракет и подвесных топливных баков.

Были исследованы возможности использования систем увеличения подъемной силы за счет энергии

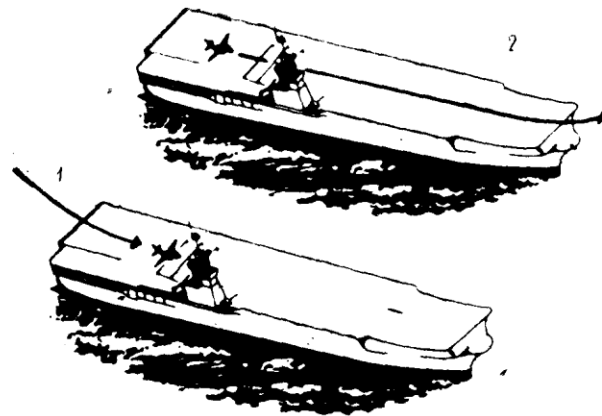
выхлопных струй двигателей, но они слишком сложны и, в общем, не являются необходимыми, пока не требуется большего увеличения подъемной силы, чем обеспечивается с помощью обычных средств механизации крыла.

Модифицированная схема самолета S-3A (схема S-3 КВПА) разрабатывалась на основе следующих требований к его летно-техническим характеристикам и безопасности с учетом боевого назначения:

длина палубы (включая наклонную ramпу)	240 м
угол наклона ramпы	4°
скорость ветра над палубой	5 м/с
максимальная постоянная величина $c_{y \max}$	0,8 $c_{y \max}$
максимальный заброс величины $c_{y \max}$ при взлете	0,9 $c_{y \max}$
максимальная потеря высоты ниже уровня палубы	3 м
скорость набора высоты при одном неработающем двигателе после потери 3 м высоты	0,5 м/с
температура воздуха на уровне моря	32°С
Самолет должен сохранять управляемость после отказа одного двигателя.	

Для удовлетворения этих требований при взлете с плоской палубы серийного самолета S-3A необходимо увеличение тяги двигателей на 59%. Добавление предкрылков, использование взлетной ramпы с углом наклона 4° и установка демпфера тангажа снижают требуемое увеличение тяги до 15%. Использование еще двух усовершенствований, направленных на поворот вектора тяги (удлинения носовой стойки шасси и изменения угла установки гондол двигателей на пилонах), позволяет уменьшить эту величину до 9% (рис. 5). Возможно и дальнейшее снижение требований к увеличению тяги, но оно сопряжено с более высокими затратами, чем потребовала бы модификация двигателей TF34.

Окончательно выбранная схема самолета S-3 КВПА показана на рис. 6. Тяга основного двигателя TF34 увеличена путем дополнительного впрыска воды при взлете. Подъемная сила увеличена за счет замены носовых щитков и устройств предотвращения отрыва потока предкрылками по всему размаху крыла. Необходимый поворот вектора тяги достигнут путем увеличения угла установки мотогондол с 3,5 до 6° и удлинения носовой стойки шасси для дополнительного увеличения наклона вектора тяги на 3,5°. Демпфер тангажа установлен для ограничения изменения угла атаки самолета после схода с палубы величиной, соответствующей 0,9 $c_{y \max}$.



1—посадка с использованием аэрофинишера; 2—короткий взлет с наклонной ramпы

Рис. 2. Легкий авианосец для самолетов КВПА

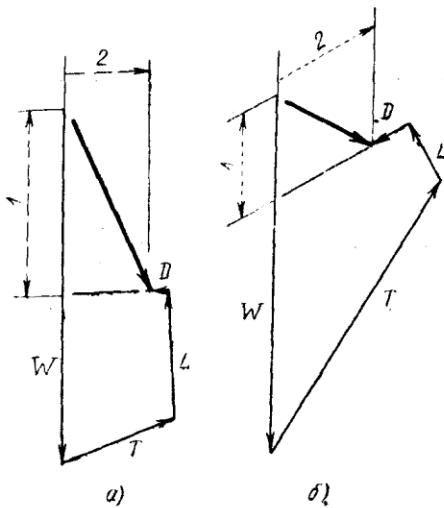
и для стабилизации при угле атаки, соответствующем $0,8 c_{y_{max}}$. Благодаря этому обеспечиваются безопасность по сваливанию и выдерживание большой подъемной силы во время разгона самолета до скорости установившегося набора высоты.

Самолет S-3 КВПА, отвечающий указанным выше требованиям, имеет индикаторную скорость в момент схода с палубы 150 км/ч , которая ниже скорости сваливания примерно на 11% . Минимальная скорость самолета S-3А, определяемая требованиями к управляемости в аварийных ситуациях, превышает скорость схода с палубы самолета S-3 КВПА.

В связи с этим необходимо было провести дополнительное исследование для определения реальных возможностей систем модифицированного самолета обеспечивать безопасное управление полетом в случае отказа одного из двигателей после взлета.

При отказе на самолете с несколькими двигателями одного из них самолет имеет тенденцию к развороту относительно вертикальной оси вследствие асимметрии тяги. Эта тенденция устраняется путем отклонения руля направления для создания боковой силы на киле и момента рыскания, направленного против момента тяги двигателя. Центр приложения аэродинамических сил на киле лежит выше центра масс самолета, поэтому для полного равновесия отклоняются элероны и создается крен в сторону работающего двигателя. Согласно требованиям MIL-F-8785B, при скорости, равной $1,1 V_{св}$, самолет с одним отказавшим двигателем должен иметь возможность совершать прямолинейный полет.

Если скорость при отказе двигателя меньше $1,1 V_{св}$, момент тяги двигателя может быть уравновешен путем отклонения руля направления на больший угол. С использованием полного отклонения руля направления при отсутствии скольжения самолет обладает достаточным парирующим путевым моментом до индикаторной скорости 178 км/ч ($1,05 V_{св}$) при одном отказавшем двигателе.



а—самолет КВПА; б—самолет «Си Харриер»
1—первоначальное ускорение, направленное вниз;
2—ускорение в направлении вектора скорости

Рис. 3. Векторные диаграммы сил в момент схода самолета с палубы авианосца

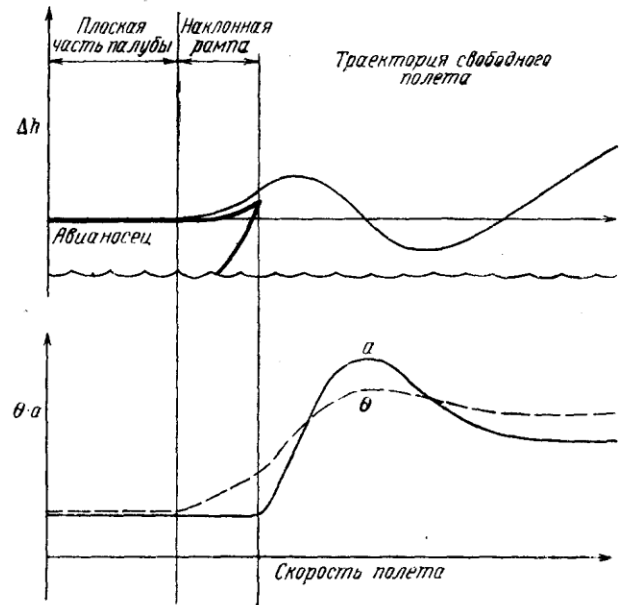
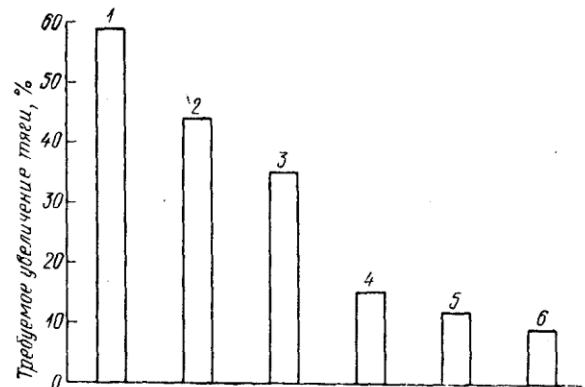
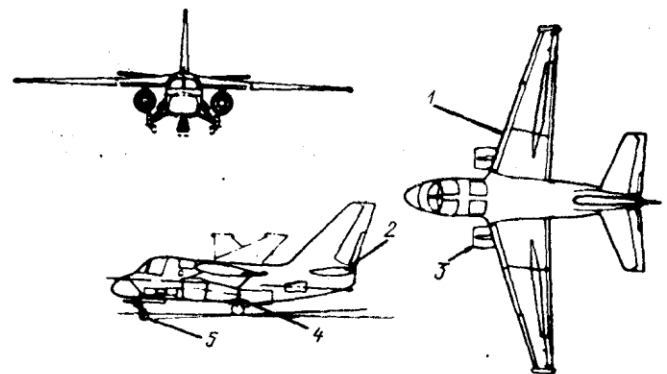


Рис. 4. Схема траектории движения самолета после взлета с наклонной рампы палубы авианосца



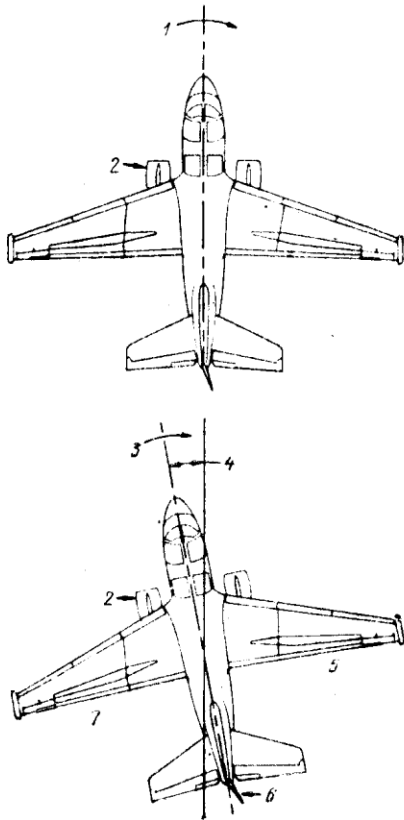
1—исходный самолет S-3А, плоская палуба авианосца; 2—предкрылки по всему размаху; 3—рампа с углом наклона 4° ; 4—установка демфера тангажа; 5—удлинение носовой стойки шасси; 6—увеличение угла установки мотогондол

Рис. 5. Влияние различных технических усовершенствований самолета S-3А на требуемое увеличение тяги



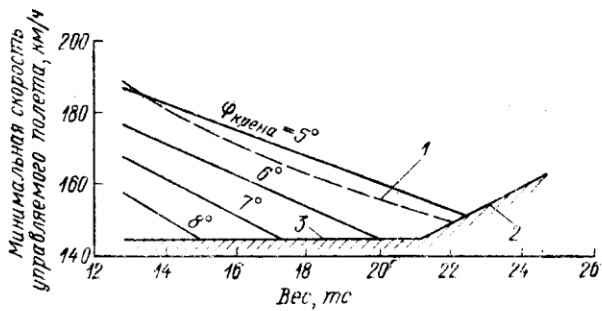
1—предкрылки по всему размаху; 2—демфер тангажа; 3—увеличенная тяга двигателя TF34; 4—увеличенный угол установки мотогондол; 5—удлиненная носовая стойка шасси

Рис. 6. Общая схема самолета S-3 в варианте КВПА



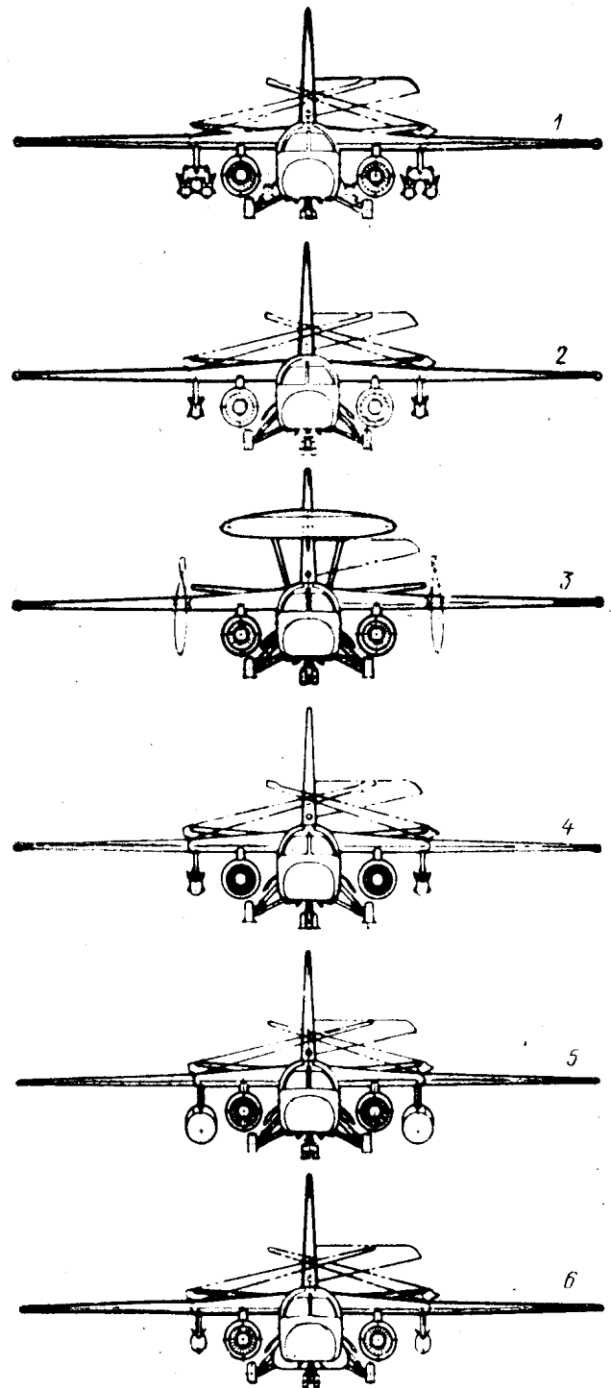
1—поворот по крену, максимум 5°; 2—неработающий двигатель; 3—поворот по крену, максимум 5,2°; 4—максимальный угол скольжения 11°; 5—задняя кромка элерона отклонена вверх; 6—максимальное отклонение руля направления; 7—задняя кромка элерона отклонена вниз

Рис. 7. Сравнение ориентации исходного самолета S-3А (вверху) и самолета S-3 КВПА (внизу) при одном неработающем двигателе



1—самолет S-3 КВПА (длина палубы 240 м); 2—ограничение по потере высоты (≤ 3 м); 3—ограничение минимальной скорости

Рис. 8. Зависимость минимальной скорости полета при одном неработающем двигателе от веса самолета



1—самолет противолодочной и противовоздушной обороны; 2—самолет для нанесения ударов по наземным целям; 3—самолет раннего обнаружения; 4—самолет противолодочной обороны и раннего обнаружения (с РЛС бокового обзора); 5—самолет для доставки грузов на авианосец; 6—самолет-заправщик

Рис. 10. Варианты самолета S-3А

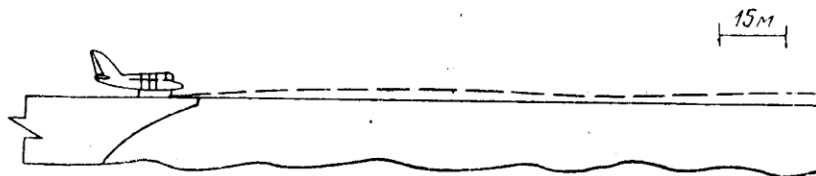


Рис. 9. Траектория полета самолета S-3 КВПА после взлета с наклонной рампы палубы авианосца

Если допускается боковое скольжение самолета, то угол атаки киля увеличивается и минимальная индикаторная скорость управляемого полета может быть уменьшена до величины ниже 178 км/ч (рис. 7).

Летные испытания самолета S-3A и испытания в аэродинамической трубе показывают, что при нулевом угле скольжения и прямолинейном полете полное отклонение руля направления обеспечивает примерно 60% требуемого запаса коэффициента путевого момента, равного 0,07. При угле скольжения 11° достигается величина коэффициента $m_{\eta} = -0,07$, составляющая 97% располагаемого путевого момента. Приравнявая это значение коэффициенту момента рыскания, который необходимо уравновесить при отказе двигателя, можно получить минимальную скорость управляемого полета со скольжением, равную 143,5 км/ч, тогда как для самолета S-3 КВПА скорость схода с палубы задается равной 150 км/ч.

На рис. 8 показаны углы крена и скорости установившегося полета с одним отказавшим двигателем для различных весов самолета. При расчетном весе противолодочного варианта самолета КВПА, равном 21 350 кгс, необходимый угол крена равен 5,0°, что лишь на 0,2° превышает ограничение, соответствующее военно-техническим требованиям.

Оценки показывают, что как при расчетном весе противолодочного варианта самолета, равном 21 350 кгс при полностью заполненных внутренних баках, так и при повышенном весе с двумя подвесными топливными баками, равном 23 650 кгс, ни требования к минимальной скорости управляемого полета, ни ограничения потери высоты не уменьшают возможности взлета с наклонной рампы при достаточной безопасности. Как видно на рис. 9, при расчетной скорости ветра над палубой 5 м/с и повышенной температуре воздуха 32°C траектория никогда не пересекает уровень палубы авианосца. Низшая точка траектории имеет место через 2,5 с после схода с палубы, затем самолет переходит на режим установившегося набора высоты.

Увеличение веса, связанное с модификацией самолета S-3A, составляет 385 кгс. Время патрулирования в заданном районе противолодочного самолета S-3 КВПА сокращается примерно на 0,3 ч. Аналогичным образом могут быть модифицированы и превращены в самолеты КВПА другие варианты самолета S-3A, изображенные на рис. 10.

Референт П. И. Курилкина.

Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.7.018

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ САМОЛЕТОВ

До недавнего времени самолеты и другие военные ЛА проектировались без учета создаваемого ими инфракрасного (ИК) излучения. В настоящее время с развитием оптоэлектроники ИК излучение стало важным фактором в решении проблемы повышения живучести военного самолета. Поэтому большой интерес представляет изучение источников и физики ИК излучения самолета.

Возможны два метода оценки ИК излучения ЛА: теоретический и экспериментальный. Экспериментальный метод кажется более основательным и продуктивным, так как он позволяет оценить сразу множество эффектов, которые необходимо принять во внимание. Однако ввиду многообразия действующих факторов и условий полета, этот метод трудно осуществить в полном объеме и требует больших затрат. Теоретические оценки являются логическим дополнением к эксперименту при обработке результатов измерений или экстраполяции результатов на условия, в которых проведение измерений невозможно.

Разработка модели ИК излучения ЛА включает в себя исследование соответствующих физических

явлений и создание методов расчета, дающих численное решение задачи. При выборе ограниченного числа описывающих параметров существует опасность чрезмерного упрощения проблемы, приводящего к ошибочным результатам. С другой стороны, выбор слишком большого числа параметров может усложнить расчеты и сузить область практического применения модели.

МЕТОДЫ АНАЛИЗА ИК ИЗЛУЧЕНИЯ

Природа ИК излучения. При равномерном распределении температуры по образцу, его направленная спектральная интенсивность (яркость) излучения B_{λ} , соответствующая длине волны λ , определяется произведением двух величин:

$$B_{\lambda} = \varepsilon(T, \lambda) \cdot E_{\lambda_0}(T, \lambda),$$

где $E_{\lambda_0}(T, \lambda)$ — спектральная интенсивность излучения абсолютно черного тела, определяемая формулой Планка

$$E_{\lambda_0} = C_1 \lambda^{-5} (e^{C_2/\lambda T} - 1);$$

$\varepsilon(T, \lambda)$ — направленная спектральная степень черноты, зависящая от температуры, длины волны, материала образца, угла наблюдения (угла между нормалью к поверхности образца и направлением к точке наблюдения).

* Gauffre G. Modelisation du rayonnement infrarouge des avions.

La Recherche Aérospatiale, 1981, VII—VIII, N 4, p. 245—265.