

УДК 629.7.02:623.746.3(06)

Е.А. Українець¹, А.Б. Котов¹, О.Б. Анипко¹, А.В. Вовк¹, В.В. Ткачєв²¹Харківський університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, Харків²Національний університет оборони України, Київ

К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ТРЕБОВАНИЙ К ИК-ЗАМЕТНОСТИ САМОЛЕТА-ИСТРЕБИТЕЛЯ

При многовариантных проработках компоновок самолетов боевой авиации перед разработчиком стоит задача удовлетворения заданным тактико-техническим характеристикам при максимально возможном снижении уровня всех видов заметности, в том числе, инфракрасной. В данной статье показана формальная связь радиолокационной и инфракрасной заметности, что позволяет по заданным геометрическим параметрам самолета и уровне его заметности получить необходимые параметры силовой установки, а также решить обратную задачу.

Ключевые слова: радиолокационная заметность, инфракрасная заметность, самолет, двигатель, планер, ИК излучение.

Введение

Постановка проблемы. Для обнаружения воздушных целей успешно используются оптико-электронные системы, работающие в инфракрасной (ИК) области спектра. Высокое пространственное разрешение при малой массе и габаритах, малой потребляемой мощности и высокой скрытности вследствие работы в пассивном режиме обуславливают их достоинства в сравнении с радиолокационными системами [1]. Недостатком теплопеленгационных систем является зависимость их эффективности от метеорологических условий и характера излучения цели в ИК диапазоне спектра.

Цель статьи. Выявить связь показателей радиолокационной и инфракрасной заметности самолета для выбора заданных тактико-технических характеристик.

Изложение основного материала

Известно, что излучение самолета складывается из собственного излучения и отраженного излучения Солнца и фона. В ИК области спектра собственное излучение существенно превосходит переотраженное излучение фона, которым будем в дальнейшем пренебрегать. Основными источниками собственного ИК излучения являются (рис. 1):

- сопла турбореактивных двигателей;
- реактивная струя;
- планер самолета.

Наиболее важный из этих источников – горячие части реактивного двигателя (турбина и сопло). Излучение струи сосредоточено главным образом в спектральных областях излучения основных продуктов сгорания – паров воды и углекислого газа. Вклад излучения планера вследствие его аэродинамического нагрева в общее излучение зависит от режима полета и условий наблюдения.

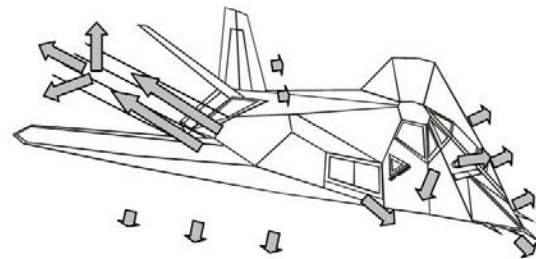


Рис. 1. Основные источники собственного ИК излучения самолета

Горячие лопатки турбины и стенки канала сопла находятся внутри планера самолета, термоизолированы, экранированы и значительная часть их излучения поглощается другими, более холодными элементами. Однако [1] определенная часть излучения в задней полусфере, достигает наблюдателя из-за прямой видимости горячих элементов и переотражения от поверхности сопла.

Параметры, от которых зависит ИК излучение, оказывают на его величину различное влияние. Так, величина излучения меняется пропорционально изменению площади и коэффициенту излучения и, согласно закону Стефана-Больцмана [2], пропорциональна четвертой степени абсолютной температуры. Излучение струи складывается из излучения начальной зоны смешения и зависит от профиля температур излучающего объема газа и парциальных давлений излучающих компонентов струи – в основном углекислого газа и паров воды. Концентрация основных излучающих компонентов, а также наличие и концентрация прочих излучающих компонентов определяются параметрами двигателя, режимом его работы и характеристиками используемого топлива. Следовательно, собственное излучение самолета определяется распределением абсолютных значений температуры, оптическими характеристиками его элементов, его геометрией и концентрацией продуктов сгорания [1].

Показатель инфракрасной заметности для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на инфракрасную заметность боевых летательных аппаратов представим в виде:

$$Z_j = \left(T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma_{\max}}^* \right)^4 (1+m)^{-5} k_F k_c k_{\text{МП}} \quad (1)$$

где $T_{\Gamma}^* = 2200 \text{ K}$ – температура горения стехиометрической керосиново-воздушной смеси;

$T_{\Gamma_{\max}}^*$ – максимально допустимая температура газов за камерой сгорания двигателей самолета.

Может показаться парадоксальным обратное отношение температур в показателе ИК заметности, однако в данном случае обратное отношение температур характеризует совершенство двигателя, как тепловой машины, а изменения цикла двигателя, ведущие к улучшению теплового к.п.д., как известно, снижают уровень ИК излучения [1].

m – степень двухконтурности. Степень двухконтурности, подставляемая в показатель ИК заметности, увеличивается по сравнению со степенью двухконтурности двигателей в случае переразмеренных воздухозаборников силовой установки, использования схемы двухконтурного двигателя без смещения потоков (F-22A) и использования избыточного воздуха для охлаждения в соплах двигателей с целью уменьшения ИК заметности (F-117A);

$k_F = 15 \dots 20$ – коэффициент использования форсажного режима двигателя. Такое увеличение показателя ИК заметности связано с возрастанием ИК излучения при использовании форсажного режима, большего на порядок, чем прирост тяги [1];

$k_C = 0,5 \dots 1$ – коэффициент формы сопла двигателя, меньшие значения соответствуют плоским соплам с большим отношением сторон (F-117A, B-2A, F-22A), большие значения – осесимметричным соплам;

$k_{\text{МП}} = 0,5 \dots 1$ – коэффициент качества принимаемых конструктивно-компоновочных решений по снижению ИК излучения двигателя.

Защита самолетов военного назначения от высокоточного оружия, к которому относится ракетное вооружение боевых самолетов и зенитно-ракетных войск, носит комплексный, многоуровневый характер:

1 уровень – снижение эффективности обнаружения самолета противником за счет снижения уровня заметности самолета;

2 уровень – снижение эффективности наведения средств поражения;

3 уровень – предотвращение попадания в самолет наведенного поражающего боеприпаса;

4 уровень – пассивная защита экипажа и самолетных систем.

Рациональное распределение составляющих взлетной массы самолета по указанным уровням защиты является актуальной научно-прикладной проблемой, решаемой на этапе предэскизного проектирования.

Ранее было показано, что самолет представляет

собой сложную техническую систему, создаваемую при участии все большего количества специалистов. Каждый из этих специалистов (для самолета это специалисты по аэродинамике, прочности, конструкции, технологии, авиационным двигателям, авиационному оборудованию, радиоэлектронному оборудованию, авиационному вооружению и другие) обеспечивает решение конкретной задачи при создании новой техники. На начальных стадиях разработки облика проектируемого самолета требуются такие обобщения, которые, не вдаваясь в детали, относящиеся к компетенции узких специалистов, давали бы возможность установить основные условия и связи, по которым в самолете взаимодействуют различные специальные виды техники, принципиальную возможность удовлетворения большого количества противоречивых, а часто и взаимоисключающих требований. К требованиям, которые носят неоднозначный характер, являются требования по аэродинамике и заметности самолета, а к таким обобщениям относятся условия существования самолета [3]. Как известно [3], взлетную массу самолета можно выразить в виде:

$$m_0 = m_K + m_{\text{СУ}} + m_{\text{ОУ}} + m_{\text{T}} + m_{\text{ПН}}, \quad (2)$$

где $m_K = m_{\text{КР}} + m_{\text{Ф}} + m_{\text{ОП}} + m_{\text{Ш}} + m_{\text{СУР}}$ – масса конструкции (планера); $m_{\text{КР}}$ – масса крыла; $m_{\text{Ф}}$ – масса фюзеляжа; $m_{\text{ОП}}$ – масса оперения; $m_{\text{Ш}}$ – масса шасси; $m_{\text{СУР}}$ – масса системы управления рулевыми поверхностями; $m_{\text{СУ}}$ – масса силовой установки; $m_{\text{ОУ}}$ – масса оборудования и управления; m_{T} – масса топлива; $m_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки (для боевых самолетов – масса вооружения, для военно-транспортных – масса перевозимого груза).

Разделив обе части уравнения на взлетную массу, получим уравнение существования самолета (уравнение взаимосвязи его свойств в нормированном виде):

$$1 = m_K + m_{\text{СУ}} + m_{\text{ОУ}} + m_{\text{T}} + m_{\text{ПН}}. \quad (3)$$

Это уравнение взаимосвязывает не только массы агрегатов и частей самолета, но и свойства самолета. Поскольку каждый элемент конструкции самолета имеет определенную массу, которая в общем случае, чем меньше, тем более совершенным является соответствующий ей узел, агрегат, подсистема. Принципиально важно то, что коэффициент пропорциональности между относительными массами агрегатов и частей отражает тот уровень науки и техники, при котором происходит разработка и создание самолета. Для данного уровня развития науки и техники значения параметров и характеристик самолета не могут быть какими угодно: изменение значений одних параметров и характеристик должно происходить обязательно за счет изменения других или за счет изменения взлетной массы, как правило, ее увеличения. Комплексы их значений должны обязательно удовлетворять уравнениям (2), (3) существования самолета.

На рис. 2 представлена полученная зависимость показателя инфракрасной заметности Z_j от показателя радиолокационной заметности самолета Z .

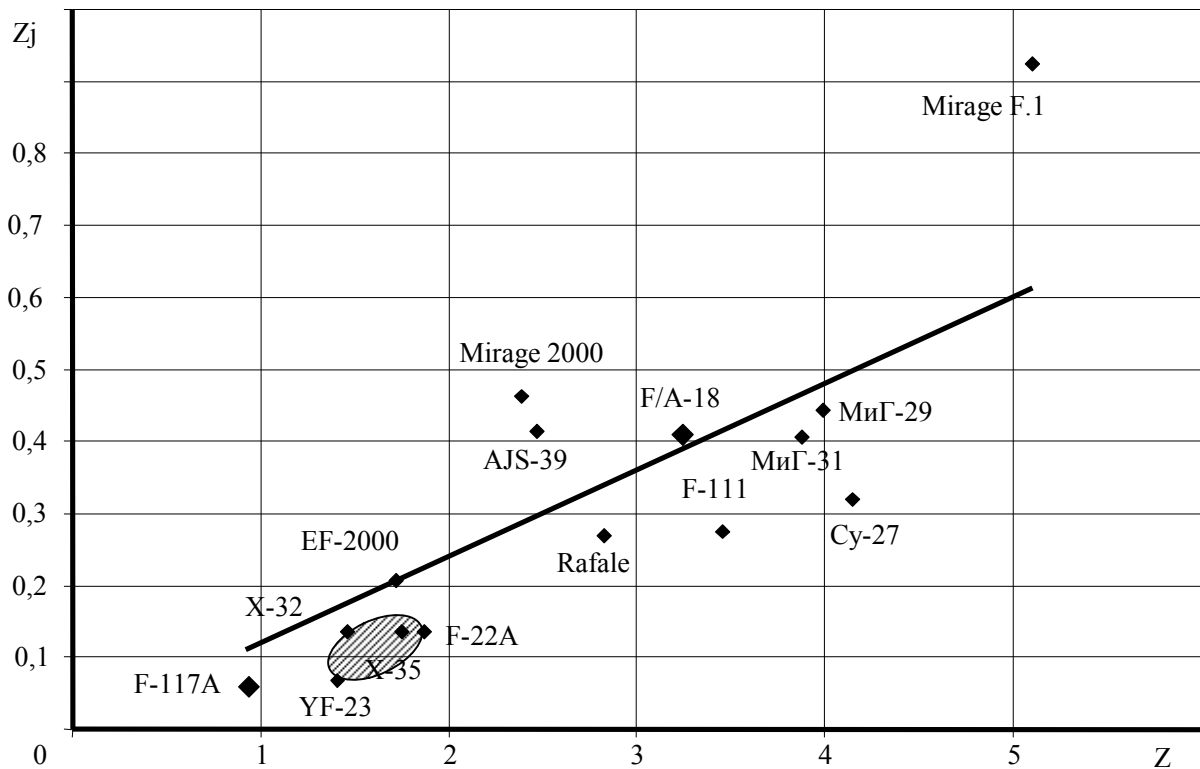


Рис. 2. Зависимость показателя инфракрасной заметности от показателя радиолокационной заметности боевых самолетов

Формально зависимость показателей радиолокационной и инфракрасной заметности может быть представлена в следующем виде:

$$Z_j = 0,12 Z. \quad (4)$$

Следовательно

$$\text{HDLS}_{\text{кр}}^{-1,5} = 8,33 \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma_{\text{max}}}^*} \right)^4 (1+m)^{-5} k_{\text{F}} k_{\text{C}} k_{\text{МП}} \quad (5)$$

$$\text{или } \text{HDLS}_{\text{кр}}^{-1,5} = \text{const} \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma_{\text{max}}}^*} \right)^4 (1+m)^{-5}. \quad (6)$$

Следует отметить, что показатели радиолокационной и инфракрасной заметности самолетов-истребителей F-22A, YF-23, X-32, X-35, имеющих в составе силовой установки двигатель Pratt&Whitney F119-PW-100 и одинаковый заданный уровень радиолокационной заметности, находятся в узком диапазоне значений (заштрихованная область на рис. 2.). Те же самолеты имеют близкие значения показателя $M_{\text{п}}$, характеризующего летно-технические характеристики: F-22A – 0,767, YF-23 – 0,404, X-32 – 0,607, X-35 – 0,634.

Самолеты F/A-18 и F-117A, имеющие в своем составе модификации одного турбореактивного двухконтурного двигателя (F404-GE), имеют разный заданный уровень радиолокационной заметности.

Так, F/A-18 принадлежит к 3 уровню заметности, то есть, при его проектировании приоритетным являлось достижение высоких летно-тактических характеристик, величин полезной нагрузки, низких эксплуатационных затрат. F-117A принадлежит к 1 уровню заметности, то есть, при его проектировании приоритетным являлось максимально возможное

снижение заметности, мероприятия по снижению радиолокационной, тепловой, визуальной и акустической заметности носили системный характер, требование снижения заметности имело решающее значение при выборе аэродинамической схемы самолета, конструкционных материалов, состава бортового оборудования. При этом показатели радиолокационной заметности Z этих самолетов имеют следующие значения: F/A-18 – 3,124, F-117A – 0,921, следовательно, соотношение показателей радиолокационной заметности этих самолетов равно 3,39.

Определим соотношение показателей инфракрасной заметности Z_j по (6), сокращая при делении множители $\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma_{\text{max}}}^*} \right)^4$ и $(1+m)^{-5}$, полагая их одинаковыми, а значения коэффициентов формы сопла двигателя и качества мероприятий по снижению инфракрасного излучения двигателя полагая крайними $k_{\text{C}} = 0,6$ для F-117A, $k_{\text{C}} = 1$ для F/A-18; $k_{\text{МП}} = 0,5$ для F-117A, $k_{\text{МП}} = 1$ для F/A-18.

Действительно, регулируемое сопло F/A-18 круглой формы имеет в сравнении с нерегулируемым плоским соплом F-117A большую газодинамическую эффективность, однако менее эффективно с точки зрения снижения инфракрасного излучения двигателя. Сопло F/A-18 выполнено из жаропрочного металлического сплава, а сопло F-117A облицовано специальной керамикой с целью снижения инфракрасного излучения двигателя, разделено перегородками, полностью исключаящими прямую видимость горячих частей двигателя (лопаток и сопловых аппаратов тур-

бины). При принятых допущениях соотношение показателей инфракрасной заметности Z_I для самолетов F/A-18 и F-117A составляет 3,333, что близко к соотношению показателей радиолокационной заметности (3,39) и подтверждает наличие взаимосвязи между этими показателями заметности.

Определим теоретический предел показателя инфракрасной заметности самолета-истребителя с турбореактивным двигателем и соответствующего ему показателя радиолокационной заметности. Так, для одноконтурного турбореактивного двигателя степень двухконтурности $m = 0$, следовательно, соотношение $(1+m)^{-5}=1$, при достижении $T_{Г\max}^*$ температуры горения стехиометрической керосиново-воздушной смеси соотношение $(T_{Г}^*/T_{Г\max}^*)^4=1$, при проведении всех возможных мероприятий по уменьшению инфракрасной заметности коэффициент использования форсажного режима двигателя $k_F = 1$; коэффициент формы сопла двигателя $k_C = 0,6$; коэффициент качества мероприятий по снижению инфракрасного излучения двигателя $k_{МП} = 0,5$. Следовательно:

$$HDLS_{кр}^{-1,5} = 8,33 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,5 \cdot 0,6 \approx 2,5.$$

Таким образом, предельное значение показателя радиолокационной заметности самолета-истребителя с одноконтурным турбореактивным двигателем находится на уровне значений, соответствующих современным самолетам-истребителям с ТРДДФ SAAB JAS.39 Gripen и Rafale. Следует отметить, что развитие науки может вносить коррективы в значения коэффициентов формы сопла и качества мероприятий по снижению инфракрасного излучения двигателя.

Выявленная формальная связь показателей радиолокационной и инфракрасной заметности позволяет по заданным геометрическим параметрам самолета и уровне его заметности получить необходимые параметры силовой установки. При решении обратной задачи формальная связь показателей радиолокационной и инфракрасной заметности позволяет по известным параметрам силовой установки и заданному уровню заметности сформировать аэродинамический облик проектируемого самолета-истребителя.

ДО ПИТАННЯ ПРО ФОРМУВАННЯ ВИМОГ ДО ІК-ПОМІТНОСТІ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА

Є.О. Українець, О.Б. Котов, О.Б. Аніпко, О.В. Вовк, В.В. Ткачов

При різноманітних підходах до компоновки літаків бойової авіації перед розроблювачем постає завдання задоволення заданим тактико-технічними характеристиками при максимально можливному зниженні рівня всіх видів помітності, у тому числі, інфрачервоної. У даній статті показаний формальний зв'язок радіолокаційної й інфрачервоної помітності, що дозволяє по заданих геометричних параметрах літака й рівні його помітності одержати необхідні параметри силовой установки, а також вирішити зворотне завдання.

Ключові слова: радіолокаційна помітність, інфрачервона помітність, літак, двигун, планер, ІК випромінювання.

TO THE QUESTION ABOUT FORMING OF REQUIREMENTS TO IK-POMITNOSTI OF AIRPLANE-DESTROYER

Ye.A. Ukrainetz, A.B. Kotov, O.B. Anipko, A.V. Vovk, V.V. Tkachov

At the various going near arrangements of airplanes of battle aviation before author the task of pleasure appears set performance descriptions at the maximally possible decline of level of all of types of noticeableness, including, infra-red. Formal connection of radiolocalization and infra-red noticeableness is shown in this article, that allows on geometrical preset the parameter of airplane and level of his noticeableness to get the necessary parameters of power-plant, and also decide a reverse task.

Keywords: radar, noticeableness, infra-red noticeableness, airplane, engine, glider, IK of radiation.

Выводы

Таким образом, уравнения (4) – (6) дополняют уравнение (3) существования самолета в виде ограниченной возможности создания самолета с заданным уровнем заметности. Можно также сделать следующие выводы:

– вербальное требование снижения всех составляющих заметности (радиолокационной, инфракрасной, акустической и визуальной) выражено формально через показатели заметности;

– существует противоречие между необходимостью уменьшения степени двухконтурности двигателей для обеспечения сверхзвукового крейсерского полета при увеличенном из-за внутреннего размещения вооружения и переразмеренного крыла сопротивлении малозаметного самолета, и необходимостью увеличения степени двухконтурности двигателей, как эффективного средства снижения ИК заметности. Это противоречие может быть разрешено применением регулируемых (F-22A, YF-23) и нерегулируемых плоских сопел (F-117A), имеющих меньшую газодинамическую эффективность, применением переразмеренных воздухозаборников для охлаждения сопел (F-117A), имеющих большее внешнее сопротивление;

– использование форсажного режима непропорционально увеличивает ИК заметность самолета и должно быть ограничено взлетно-посадочными режимами, маневрированием в воздушном бою.

Список литературы

1. Гальцев А.П. Заметность летательных аппаратов в ИК области спектра / А.П. Гальцев, А.П. Мороз, И.Г. Косарева // Обзор ЦАГИ. – 1983. – № 628. – 64 с.
2. Крейт Ф. Основы теплопередачи: [пер. с англ.] / Ф. Крейт, У. Блэк. – М.: Мир, 1983. – 512 с.
3. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов / В.Ф. Болховитинов. – М.: Машиностроение, 1962. – 132 с.

Поступила в редколлегию 12.02.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.