

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОХРАНЕНИЯ УРОВНЯ ТОЧНОСТИ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ

О.В. Шурыгин, А.Б. Станищук, А.Н. Дзябенко

В статье рассматриваются вопросы обеспечения и сохранения уровня точности при определении метрологических характеристик сложных технических систем вооружения и военной техники.

Ключевые слова: система метрологического обслуживания, модель передачи единиц физических величин, сложные технические системы вооружения.

MAINTENANCE OF PRESERVATION OF LEVEL OF ACCURACY AT DEFINITION OF METROLOGICAL CHARACTERISTICS OF DIFFICULT TECHNICAL SYSTEMS OF ARMS AND THE MILITARY TECHNICIS

O.V. Shurygin, A.B. Stanishchuk, A.N. Dzjabenko

In article questions of maintenance and preservation of level of accuracy are considered at definition of metrological characteristics of difficult technical systems of arms and the military technics.

Keywords: system of metrological service, model of transfer of units of physical sizes, difficult technical systems of arms.

УДК 629.7.022; 623.624.9

О.Б. Аніпко, Є.О. Українець

*Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків***ОЦІНКА ПОМІТНОСТІ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА НА ОСНОВІ РІВНЯННЯ ІСНУВАННЯ**

Стаття присвячена встановленню зв'язку між показниками помітності і основними параметрами планера, силової установки літака-винищувача для вирішення проблеми раціонального розподілу складових злітної маси літака по рівнях захисту на етапі передескізного проектування. Виявлена залежність показника інфрачервоної помітності від показника радіолокаційної помітності дозволяє по заданих геометричних параметрах літака і рівні його помітності отримати необхідні параметри силової установки. Рівняння, що пов'язує ці показники, доповнює рівняння існування літака у вигляді обмеження можливості створення літака з заданим рівнем помітності.

Ключові слова: рівняння існування літака, радіолокаційна помітність, інфрачервона помітність, силова установка, планер літака, показник.

Вступ

Захист літаків військового призначення від високоточної зброї, до якої відноситься ракетне озброєння бойових літаків і зенітно-ракетних військ, носить комплексний, багаторівневий характер:

1 рівень – зниження ефективності виявлення літака супротивником за рахунок зниження рівня помітності літака;

2 рівень – зниження ефективності наведення засобів ураження;

3 рівень – запобігання попадання в літак наведеного вражаючого боєприпасу;

4 рівень – пасивний захист екіпажа і систем літака [1].

Раціональний розподіл складових злітної маси літака по вказаних рівнях захисту є актуальною науково-прикладною проблемою, що вирішується на етапі передескізного проектування.

Метою статті є встановлення зв'язку між показниками помітності і основними параметрами планера, силової установки літака-винищувача.

Основний розділ

Літак є складною технічною системою, створеною за участю все більшої кількості фахівців. Кожний з цих фахівців (для літака це фахівці по ае-

родинаміці, міцності, конструкції, технології, авіаційним двигунам, авіаційному обладнанню, радіоелектронному обладнанню, авіаційному озброєнню і інші) забезпечує рішення конкретної задачі при створенні нової техніки. На початкових стадіях розробки обрису літака, що проектується, потрібні такі узагальнення, які, не вдаючись в деталі, що відносяться до компетенції вузьких фахівців, давали б можливість встановити основні умови і зв'язки, по яких в літаку взаємодіють різні спеціальні види техніки, принципову можливість задоволення великої кількості суперечливих вимог. До вимог, які носять неоднозначний характер, відносяться вимоги по аеродинаміці і помітності літака, а до таких узагальнень відносяться рівняння існування літака [2, С. 5].

Як відомо, злітну масу літака можна виразити у вигляді:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{oy} + m_T + m_{пн}, \quad (1)$$

де $m_k = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш} + m_{сур}$ – маса конструкції (планера); $m_{кр}$ – маса крила; $m_{ф}$ – маса фюзеляжу; $m_{оп}$ – маса оперення; $m_{ш}$ – маса шасі; $m_{сур}$ – маса системи керування рульовими поверхнями; m_{cy} – маса силової установки; m_{oy} – маса обладнання і керування; m_T – маса палива; $m_{пн}$ – маса корис-

ного навантаження (для бойових літаків – маса озброєння, для військово-транспортних – маса вантажу).

Поділивши обидві частини рівняння на злітну масу, отримаємо рівняння існування літака (рівняння взаємозв'язку його властивостей в нормованому вигляді):

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{oy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{пн} \quad (2)$$

Рівняння (2) взаємопов'язує не тільки маси агрегатів і частин літака, але і властивості літака. Оскільки кожний елемент конструкції літака має певну масу, яка в загальному випадку чим менше, тим кращим є відповідний їй вузол, агрегат, підсистема. Принципово важливо те, що коефіцієнт пропорційності між відносними масами агрегатів і частин відображає той рівень науки і техніки, при якому відбувається розробка і створення літака. Для даного рівня розвитку науки і техніки значення параметрів і характеристик літака не можуть бути якими завгодно: зміна значень одних параметрів і характеристик повинна відбуватися обов'язково за рахунок зміни інших або за рахунок зміни злітної маси, як правило, її збільшення. Комплекси їх значень повинні обов'язково задовольняти рівнянням (1) – (2) існування літака.

Розглянемо ретроспективу зміни основних льотно-технічних і маневрених характеристик літаків-випробувачів: максимальну швидкість, практичну стелю, дальність, злітно-посадочні характеристики і параметри, що визначають маневрені характеристики літака. Використання інших характеристик недоцільно, оскільки вони носять, як правило, декларативний характер, методики їх отримання суттєво різняться, а приведення до єдиних умов випробуванням стикається з певними труднощами. Дальність польоту (або радіус дії) і злітно-посадочні характеристики також бажано замінити пов'язаними з ними більш достовірними характеристиками, оскільки можливість використання підвісних баків і палива різної густини ускладнює проведення порівняльної оцінки дальності польоту літаків-випробувачів. На рис. 1 представлені дані про максимальні швидкості польоту літаків-випробувачів по роках першого польоту.

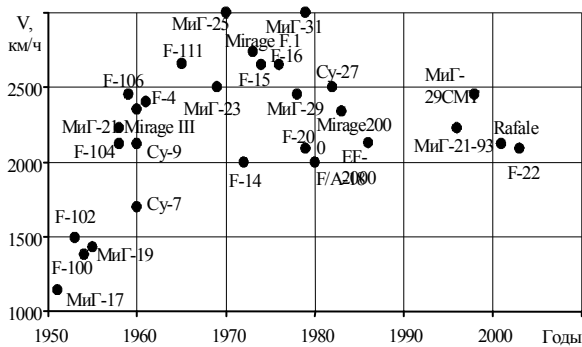


Рис. 1. Позичіонування максимальних швидкостей серійних літаків-випробувачів по роках першого польоту

Аналіз представлених даних дозволяє зробити висновок про те, що максимальні швидкості серій-

них літаків-випробувачів знаходиться в достатньо вузькому діапазоні, обмежені «зверху» значенням максимальної швидкості польоту на висоті для перспективних літаків-випробувачів 2200 – 2500 км/ч.

На рис. 2 представлені практичні стелі серійних літаків-випробувачів по роках першого польоту.

Аналіз доступних даних дозволяє зробити висновок про те, що практична стеля серійних літаків-випробувачів знаходиться в достатньо вузькому діапазоні, обмежена значенням практичної стелі перспективних літаків-випробувачів 20000 м.

На рис. 3 представлені максимальні сталі перевантаження серійних літаків-випробувачів по роках першого польоту.

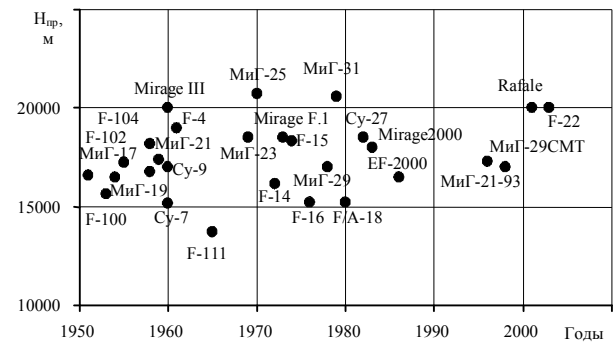


Рис. 2. Позичіонування практичної стелі серійних літаків-випробувачів по роках першого польоту

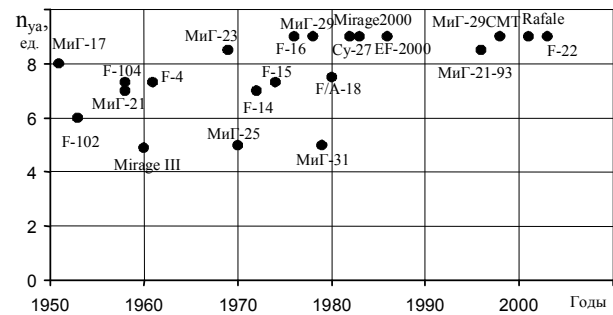


Рис. 3. Максимальні сталі перевантаження серійних літаків-випробувачів по роках першого польоту

Аналіз представлених даних показує, що величина максимального сталого перевантаження серійних літаків-випробувачів обмежена фізіологічною межею льотчика в спеціальному костюмі і знаходиться у вузькому діапазоні величин.

Таким чином, можна зробити висновок про те, що тенденції зростання максимальної швидкості, практичної стелі і максимального сталого перевантаження, що визначає маневрені характеристики літака, для сучасних і перспективних літаків-випробувачів не спостерігається. Отже, постійне підвищення вагової віддачі конструкції планера і зниження питомої витрати палива двигунів затратується на придання сучасному літаку-випробувачу інших властивостей, у тому числі, властивості «малої помітності» (рис. 4).

Рівняння існування літака дозволяють визначити, які саме комплекси властивостей літака можна реалізувати при даному рівні розвитку науки і техні-

ки, проте для вибору раціонального комплексу його властивостей на етапі багатоваріантних пропрацювань необхідно вирішувати задачу, в якій рівняння існування грають роль обмежень, а успішність рішення цієї задачі залежить від правильності вибору критеріїв оцінки конструктивно-компонувальних рішень. Вимоги до критеріїв суперечливі. Необхідно, щоб критерії виражали пріоритет створення військового літака, крім того, вони повинні:

- забезпечувати оцінку виконання відповідної вимоги до системи;
- бути чутливим до альтернатив;
- бути простим і наочним, мати ясний фізичний зміст.

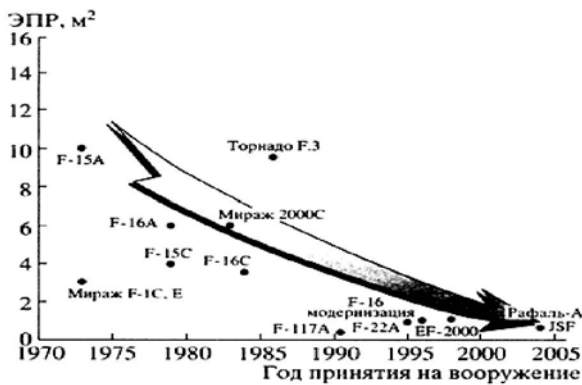


Рис. 4. Зміна радіолокаційної помітності літаків-випишувачів [3]

Для оцінки конструктивно-компонувальних рішень, що приймаються на початковій стадії синтезу літака в [4] розроблений показник радіолокаційної помітності, а в [5] – показник інфрачервоної помітності літаків бойової авіації.

Показник радіолокаційної помітності літаків-випишувачів має вигляд:

$$Z = \text{HDLS}_{\text{кр}}^{-1,5}, \quad (3)$$

де H, D, L – відповідно висота, довжина, розмах крила літака; $S_{\text{кр}}$ – площа крила літака.

Показник інфрачервоної помітності літаків-випишувачів має вигляд:

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

де $T_{\Gamma}^* = 2200 \text{ K}$ – температура горіння стехіометричної газово-повітряної суміші; $T_{\Gamma_{\text{max}}}^*$ – максимально допустима температура газів за камерою згорання двигунів; m – ступінь двоконтурності; $k_F = 15 \dots 20$ – коефіцієнт використання форсажного режиму двигуна; $k_c = 0,6 \dots 1$ – коефіцієнт форми сопла двигуна; $k_{\text{мп}} = 0,5 \dots 1$ – коефіцієнт якості заходів щодо зниження інфрачервоного випромінювання двигуна. В даному випадку зворотне відношення температур характеризує досконалість двигуна, як теплової ма-

шини, а зміни циклу двигуна, що ведуть до поліпшення теплового к.п.д., як відомо, знижують рівень інфрачервоного випромінювання.

Отримана залежність показника інфрачервоної помітності від показника радіолокаційної помітності ЛА представлена на рис. 5.

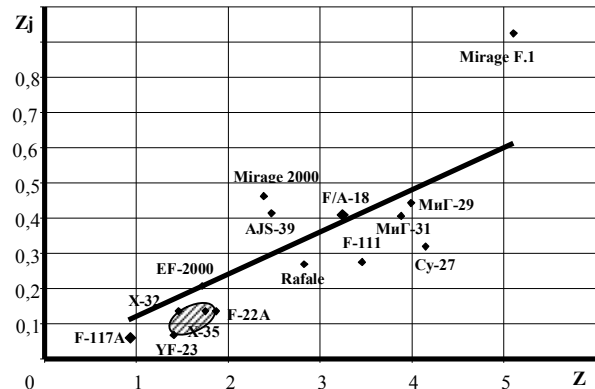


Рис. 5. Залежність показника інфрачервоної помітності від показника радіолокаційної помітності літаків-випишувачів

Формально залежність показників помітності радіолокації і інфрачервоної може бути представлена в наступному вигляді:

$$Z_j = 0,12Z. \quad (5)$$

Отже,

$$\text{HDLS}_{\text{кр}}^{-1,5} = 8,33 \cdot \left(T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma_{\text{max}}}^* \right)^4 (1+m)^{-5} k_F k_c k_{\text{мп}}, \quad (6)$$

$$\text{або } \text{HDLS}_{\text{кр}}^{-1,5} = \text{const} \cdot \left(T_{\Gamma}^* / T_{\Gamma_{\text{max}}}^* \right)^4 (1+m)^{-5}. \quad (7)$$

Слід зазначити, що показники радіолокаційної і інфрачервоної помітності літаків-випишувачів F-22A, YF-23, X-32, X-35, які мають однаковий заданий рівень радіолокаційної помітності і двигун Pratt&Whitney F119-PW-100 у складі силової установки, знаходяться у вузькому діапазоні значень (заштрихована область на рис. 5). Ті ж літаки мають близькі значення показника M_n , що характеризує льотно-технічні характеристики: F-22A – 0,767, YF-23 – 0,404, X-32 – 0,607, X-35 – 0,634 [5].

Літаки F/A-18 і F-117A, що мають в своєму складі модифікації один турбореактивного двоконтурного двигуна (F404-GE), мають різний заданий рівень помітності радіолокації. Так, F/A-18 належить до 3 рівня помітності [6], тобто, при його проектуванні пріоритетним було досягнення високих льотно-тактичних характеристик, величин корисного навантаження, низьких експлуатаційних витрат. F-117A належить до 1 рівня помітності [6], тобто, при його проектуванні пріоритетним було максимально можливе зниження помітності, заходи щодо зниження радіолокаційної, теплової, візуальної і акустичної помітності носили системний характер, вимога зниження помітності мала вирішальне значення при виборі аеродинамічної схеми літака, конструкційних матеріалів, складу бортового обладнання. При цьому

показники радіолокаційної помітності Z цих літаків мають наступні значення: F/A-18 – 3,124, F-117A – 0,921, отже, співвідношення показників радіолокаційної помітності цих літаків рівно 3,39. Визначимо співвідношення показників інфрачервоної помітності Z_j по (6), скорочуючи

множники $\left(T_{\Gamma}^*/T_{\Gamma_{\max}}^*\right)^4$ і $(1+m)^{-5}$, вважаючи їх

однаковими, а значення коефіцієнтів форми сопла двигуна і якості заходів щодо зниження інфрачервоного випромінювання двигуна вважаючи крайніми з вказаного в (4) діапазону: $k_c = 0,6$ для F-117A, $k_c = 1$ для F/A-18; $k_{\text{мп}} = 0,5$ для F-117A, $k_{\text{мп}} = 1$ для F/A-18. Дійсно, регульоване сопло F/A-18 круглої форми має порівняно з нерегульованим плоским соплом F-117A більшу газодинамічну ефективність, проте менш ефективно з погляду зниження інфрачервоного випромінювання двигуна. Сопло F/A-18 виконано з жароміцного металевого сплаву, а сопло F-117A покрито спеціальною керамікою з метою зниження інфрачервоного випромінювання двигуна, розділено перегородками, що повністю виключають пряму видимість гарячих частин двигуна (лопаток і соплових апаратів турбіни). При прийнятих припущеннях співвідношення показників інфрачервоної помітності Z_j для літаків F/A-18 і F-117A складає 3,333, що близько до співвідношення показників радіолокаційної помітності (3,39) і підтверджує наявність взаємозв'язку між цими показниками помітності.

Визначимо теоретичну межу показника інфрачервоної помітності літака-винищувача з турбореактивним двигуном і відповідного йому показника радіолокаційної помітності. Так, для одноконтурного турбореактивного двигуна ступінь двухконтурності $m=0$, отже, співвідношення $(1+m)^{-5}=1$, при досягненні $T_{\Gamma_{\max}}^*$ температури горіння стехіометричної газово-повітряної суміші співвідношення $\left(T_{\Gamma}^*/T_{\Gamma_{\max}}^*\right)^4=1$, при проведенні всіх можливих заходів щодо зменшення інфрачервоної помітності коефіцієнт використання форсажного режиму двигуна $k_F = 1$; коефіцієнт форми сопла двигуна $k_c = 0,6$; коефіцієнт якості заходів щодо зниження інфрачервоного випромінювання двигуна $k_{\text{мп}} = 0,5$. Отже:

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

Таким чином, граничне значення показника радіолокаційної помітності літака-винищувача з одно-

контурним турбореактивним двигуном знаходиться на рівні значень, відповідних сучасним літакам-винищувачам з ТРДДФ SAAB JAS-39 Gripen і Rafale. Слід зазначити, що розвиток науки може вносити корективи в значення коефіцієнтів форми сопла і якості заходів щодо зниження інфрачервоного випромінювання двигуна.

Висновок

Таким чином, виявлений формальний зв'язок показників радіолокаційної і інфрачервоної помітності дозволяє по заданих геометричних параметрах літака і рівні його помітності отримати необхідні параметри силової установки. При рішенні зворотної задачі формальний зв'язок показників радіолокаційної і інфрачервоної помітності дозволяє по відомих параметрах силової установки і заданому рівні помітності сформувати аеродинамічний обрис проектного літака-винищувача. Рівняння (6), (7) доповнюють рівняння (2) існування літака у вигляді обмежень можливості створення літака із заданим рівнем помітності.

Список літератури

1. Анипко О.Б. Концептуальное проектирование объектов бронетанковой техники: монография / О.Б. Анипко, М.Д. Борисюк, Ю.М. Бусяк. – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – 196 с.
2. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов / В.Ф. Болховитинов. – М.: Оборонгиз, 1962. – 131 с.
3. Лазарьков А.Н. Фундаментальные и прикладные проблемы стелс-технологий / А.Н. Лазарьков, М.А. Погосян // Вестник Российской Академии наук. – 2003. – Т. 79, № 9. – С. 779-787.
4. Анипко О.Б. Показатель радиолокационной заметности для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на радиолокационную заметность самолета / О.Б. Анипко, Е.А. Українець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – №1(52). – С. 7-14.
5. Анипко О.Б. Показатель инфракрасной заметности боевых летательных аппаратов для оценки влияния конструктивно-компоновочных решений на заметность / О.Б. Анипко, Е.А. Українець // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХПИ», 2009. – № 2. – С. 100-103.
6. Українець Е.А. Классификация летательных аппаратов боевой и транспортной авиации с учетом радиолокационной заметности для концептуальных проработок летно-технических характеристик на ранних стадиях проектирования / Е.А. Українець // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХПИ», 2008. – № 3. – С. 114-119.

Надійшла до редколегії 5.06.2010

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.І. Миргород, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОЦЕНКА ЗАМЕТНОСТИ САМОЛЕТА-ИСТРЕБИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ УРАВНЕНИЯ СУЩЕСТВОВАНИЯ

О.Б. Анипко, Е.А. Українець

Статья посвящена установлению связи между показателями заметности и основными параметрами планера, силовой установки самолета-истребителя для решения проблемы рационального распределения составляющих взлетной массы самолета по уровням защиты на этапе предэскизного проектирования. Выявленная зависимость показателя инфракрасной заметности от показателя радиолокационной заметности позволяет по заданным геометрическим параметрам самолета и уровню его заметности получить необходимые параметры силовой установки. Уравнение,

связывающее показатели, дополняет уравнение существования самолета в виде ограничения возможности создания самолета с заданным уровнем заметности.

Ключевые слова: уравнение существования самолета, радиолокационная заметность, инфракрасная заметность, силовая установка, планер самолета, показатель.

ESTIMATION OF NOTICEABLE OF AIRPLANE ON THE BASIS OF EQUALIZATION OF EXISTENCE

O.B. Anipko, E.A. Ukrainets

The article is devoted to establishment of communication between the indexes of noticeable and basic parameters of glider, power-plant of airplane-destroyer for the decision of problem of the rational distributing of constituents of flight mass of airplane on the levels of defence on the stage of the planning. The exposed dependence of index of infra-red noticeable on the index of radio-location noticeable allows on the preset geometrical parameters of airplane and level of his noticeable to get the necessary parameters of power-plant. Equalization linking these indexes complements equalization of existence of airplane as limitation of possibility of creation of airplane with the set level of noticeable.

Keywords: equalization of existence of airplane, radio-location noticeable, infra-red noticeable, power-plant, glider of airplane, index.