

УДК 629.7.017.0031

О.Б. Леонт'єв¹, В.О.Туголуков², К.В. Башинський²¹Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків²Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

ОЦІНКА БОЙОВИХ МОЖЛИВОСТЕЙ І ЕФЕКТИВНОСТІ БОЙОВИХ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ПРИ РІШЕННІ ВИНИЩУВАЛЬНИХ ЗАДАЧ

Вибір показників ефективності багатофункціонального винищувача (БВ) при вирішенні винищувальних задач дозволяє оцінити бойові можливості винищувача в повітряному бою, а вибрані критерії можуть бути прийнятні для оцінювання коефіцієнту бойового потенціалу багатоцільового винищувача, що допоможе вибрати перспективний зразок БВ для Повітряних Сил Збройних Сил України.

Ключові слова: критерій ефективності, винищувач, повітряний бій, бойовий потенціал.

Вступ

Постановка задачі. Основними параметрами і характеристиками (показниками), що визначають бойові можливості і ефективність БВ в повітряному бою (функціональний критерій $W_{\text{вин.}}$), є характеристики озброєння (все ракурсних ракет ближнього бою і гармати), характеристики оптико-електронного прицільного комплексу (ОЕПК) і нашоломної системи цілевказання (НСЦ), які повною мірою повинні забезпечувати реалізацію якостей комплексу озброєння, маневреність і тривалість ведення ближнього бою, яка визначається запасом палива і швидкістю його витрачання і не повинна бути менше, ніж у протиборчого винищувача.

Аналіз останніх матеріалів. Повітряний бій завжди був невід'ємною складовою частиною бойових дій винищувачів, переслідував одну і ту ж мету, базувався на єдиних принципах, але в той же час концепція його ведення доповнювалася новими елементами, що вимагають перевірки на практиці.

Вдосконалення засобів радіоелектронної боротьби, а також зменшення радіолокаційної і теплової помітності винищувачів приводить до падіння відносної ефективності ракет великої (середньої) дальності. Крім того, навіть при веденні дальнього ракетного бою з використанням обома сторонами зброї приблизно рівних можливостей, перевагою володітиме той, який оснащений бортовою радіолокаційною станцією (БРЛС) більшої потужності, заправлений великою кількістю палива, несе більше ракет і володіє вищою швидкістю і маневреністю, зуміє швидше зорієнтувати свій винищувач у напрямі цілі, що дозволить повніше використовувати динамічні можливості своїх ракет.

Метою статі є вибір показників ефективності винищувача при вирішенні винищувальних задач бойовим авіаційним комплексом, для подальшого створення методики вибору обліку перспективного зразка літака.

Основний матеріал

Для оцінки бойових можливостей БВ розглянемо складнішу ситуацію, коли повітряна ціль є та-

кож винищувачем і вони знаходяться в рівних умовах, пуски були проведені ними одночасно, а також вони оснащені дальніми (середніми) ракетами з активними радіолокаційними головками самонаведення (АРЛ ГСН) і ближніми ракетами з інфрачервоними головками самонаведення (ІЧ ГСН).

Винищувач ухиляється від першої ракети. Якщо його ракети оснащені АРЛ ГСН, то вони захоплюють ціль і летять автономно, не вимагаючи "підсвічування". Ракети з АРЛ ГСН вважають основною зброєю сучасних винищувачів і для їх застосування використовується радіолокаційний прицільний комплекс (РЛПК).

Але із зменшенням дистанції до повітряної цілі ефективність ракети досить швидко падає.

Фактично в умовах ближнього маневреного бою РЛПК здатний виявляти і вести автосупровід цілей на дальності від декількох сотен метрів (у задню півсферу) до десяти кілометрів.

Зона огляду, в якій відбувається захоплення повітряної цілі (рис. 1) формується скануванням простору БРЛС в площині симетрії (по куту місця) і лежить в межах достатньо вузького сектора (порядку +40 град. вгору і -10 град. вниз, а по азимуту ± 3 град.) відносно подовжньої осі винищувача.

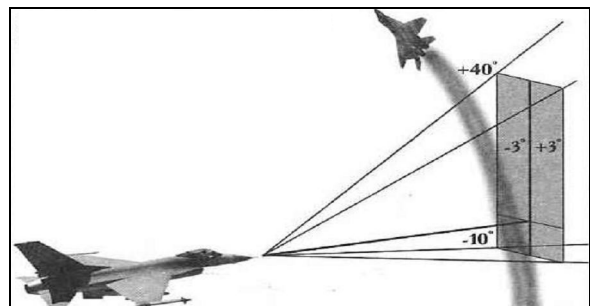


Рис. 1. Зона захоплення БРЛС повітряної цілі в умовах ближнього бою

Ця зона позначена на індикаторі на лобовому склі (ЛІС) "доріжкою", обмеженою двома вертикальними лініями. Для захоплення повітряної цілі льотчик повинен виконати маневр, в результаті якого ціль повинна

опинитися між цими двома вертикальними лініями або їх умовним продовженням вгору. Після цього льотчик повинен натиснути і утримувати до захоплення цілі РЛПК кнопку "Введення". Час захоплення повітряної цілі, що не маневрує, на фоні вільного простору займає приблизно 2,5 с, проте якщо ціль енергійно маневрує або знаходиться на фоні землі, то час захоплення збільшується десь до 8...12 с.

У разі ж виконання ціллю низхідного маневру, РЛПК може взагалі втратити ціль або перейти на захоплення сигналу, відбитого від землі. Ідея протиракетного маневру полягає в тому, що через те, що ракета отримує дані про реальний вектор руху цілі із запізнюванням (для обчислення вектора треба мати дві координати - тобто отримати два імпульси відбиття випромінювання БРЛС як мінімум, а краще більше, інакше дуже велика уразливість від завад), вона вимушена реалізовувати на малих дистанціях для наведення той або інший варіант алгоритму "погони" - тобто не з упередженням, а із запізненням.

На зустрічних курсах і високих швидкостях це дозволяє, змінюючи вектор руху винищувача з миттєвим перевантаженням, наприклад в 4g, добитися того, що ракета буде вимушена корегувати свою траєкторію набагато різкіше, з набагато більшим перевантаженням - і якщо їй не вистачить енергетики або по вектору управління, або по тязі, вона просто відхилиться від цілі далі, ніж допустимий радіус ураження, і відлетить в задню півсферу курсом від цілі - тобто її ГСН (при куті огляду менше 360 град.) ціль втратить.

Це дає можливість безперешкодно здійснювати протиракетний маневр. Якщо ж обидва винищувачі "переостереглися" і відхилилися від обох ракет, то звичайно починається ближній повітряний бій.

Завершальним етапом атаки повітряної цілі, призначеним для безпечного закінчення атаки і виходу з неї є маневр "відворот", що виконується всіма сучасними винищувачами. Цей маневр здійснюється, як правило, з максимальними наявними перевантаженнями і кутами крену. Основною вимогою до цього маневру є досягнення безпечного прольоту щодо неуразеної цілі та, у разі потреби, перехід на ближній повітряний бій без зриву супроводу цілі.

До цього слід додати, що при зниженій радіолокаційній помітності сучасних винищувачів і їх надзвуковій крейсерській швидкості дальній повітряний бій стає дуже швидкоплинним і малоефективним аж до того, що протиборчі винищувачі просто не встигати муть застосувати ракети середньої дальності.

Крім того, застосування БРЛС (РЛПК) в умовах переходу на ближній маневрений бій стає малоефективним, і при зав'язці ближнього маневреного бою, коли дистанція до повітряної цілі ще порівняно велика, для видачі цілевказання ракетам використовується ОЕПК і НСЦ.

ОЕПК, що складається з тепlopеленгатора, лазерного далекоміра і бортової обчислювальної ма-

шини, по суті, виконує функції, аналогічні РЛПК - стеження кутового положення цілі (кути азимута і місця) і дальності до неї.

Однак робота цього комплексу заснована на інших фізичних принципах: кутове положення вимірюється тепlopеленгатором, а дальність - лазерним далекоміром. Причому, на деяких сучасних винищувачах характеристики дальності захоплення і кутові розміри зони огляду ОЕПК вже наближаються до аналогічних характеристик БРЛС (рис. 2).

Зокрема, тепlopеленгатор F-15 забезпечує перегляд простору в межах кутів азимута і місця ± 60 град. відносно повздовжньої осі винищувача, а з боку задньої півсфери здатний виявити цілі на дальності в декілька десятків кілометрів.

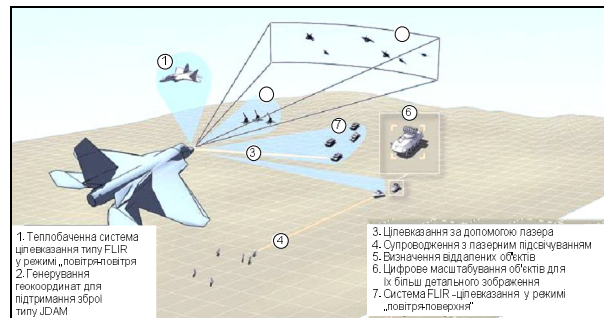


Рис. 2. Зони захоплення цілей ОЕПК сучасного багатофункціонального винищувача

Треба відзначити, що оптико-локаційна станція ОЛС-35, що входить до складу аналогічної системи винищувача Су-35, володіє, принаймні, не гіршими характеристиками, "захоплюючи" повітряну ціль з боку задньої півсфери на дистанції в 50 км при декілька більшому секторі огляду (± 90 град. по азимуту).

В середньому, для сучасних винищувачів характеристики ОЕПК такі: дальність захоплення - від 0,2 до 20 км, зони автосупроводу по кутах азимута - ± 60 град. і місця - ± 30 град.

Тому імовірність успішного застосування ракет з ІЧ ГСН у ближньому бою ($P_{\text{заст.ІЧ ГСН}}$) є однією з основних складових функціонального критерію $W_{\text{вин}}$ оцінки бойового потенціалу багатофункціонального винищувача при веденні повітряного бою:

$$P_{\text{заст.ІЧ ГСН}} = \left[1 - \exp(-D_{\text{ОЕПК}} / D_{\text{п.ІЧ ГСН}}) \right] \times \left[\exp(-A_{\text{ІЧ ГСН}} / A_{\text{ОЕПК}}) \right], \quad (1)$$

де $D_{\text{ОЕПК}}$ - дальність захоплення повітряної цілі ОЕПК, км; $D_{\text{п.ІЧ ГСН}}$ - оперативна дальність пуску ракет "повітря-повітря" з ІЧ ГСН, км; $A_{\text{ІЧ ГСН}}$ - азимутальний кут автоматичного супроводу цілі ракетою з ІЧ ГСН, град.; $A_{\text{ОЕПК}}$ - азимутальний кут автоматичного супроводу цілі ОЕПК, град.

Данні величини беруться з технічних описів зарубіжних БВ [1] і надалі уточнюються при контрольних (оцінних) випробуваннях вибраного винищувача.

Особливістю повітряного бою сучасних винищувачів, озброєних всеракурсними ракетами ближнього бою з ІЧ ГСН і новими системами прицілювання, є його підвищена динамічність і швидкоплинність. Сучасне ракетне озброєння дозволяє завдати удару з будь-якого напрямку. Слід відмітити, що в бою з маневруючою ціллю області стрільби і можливих зближень залежать від перевантаження, з яким маневрує ціль, і типу застосованих ракет.

Основними характеристиками маневреності винищувача є розгінні характеристики, характеристики гальмування і час розвороту, або, що в принципі те ж саме, кутова швидкість розвороту, яка зворотно пропорційна часу (рис. 3).

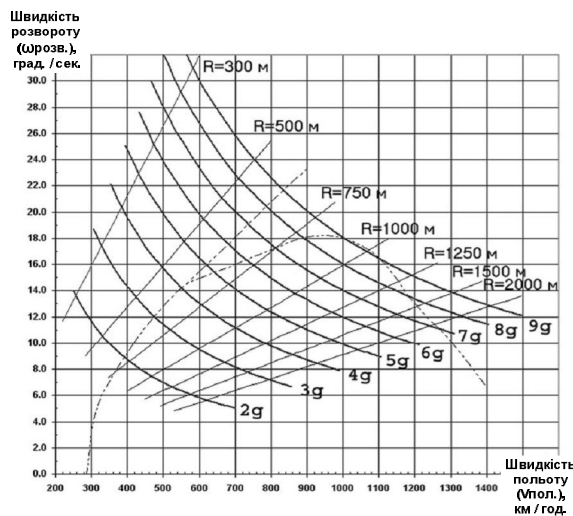


Рис. 3. Залежність швидкості розвороту винищувача від швидкості польоту при різних перевантаженнях і радіусах R розвороту

Усталені розвороти виконуються з перевантаженнями, які називаються граничними по тязі ($n_{y \text{ гран.}}$). В цьому випадку лобовий опір (Q) повністю компенсується тягою силової установки ($P_{c.y.}$).

Неусталені маневри виконуються з перевантаженнями, близькими до наявних ($n_{y \text{ наяв.}}$), тобто такими, які взагалі можна створити на даній висоті і швидкості, і обмежуються вони або по міцності винищувача ($n_{y \text{ Emax}}$), або фізіологічними можливостями льотчика, або по допустимому куту атаки ($\alpha_{\text{доп.}}$), тобто по звалюванню.

Досвід показує [2, 3], що час витримки максимального перевантаження льотчиком визначається часом настання зорового розладу, який в середньому рівний:

$$\begin{aligned} 120 \text{ с при } n_y = 6; & 60 \text{ с при } n_y = 7; \\ 30 \text{ с при } n_y = 8; & 15 \text{ с при } n_y = 9. \end{aligned}$$

При маневруванні більш вказаного часу необхідно зменшити перевантаження до 2...3 одиниць для відновлення здатності організму протидіяти дії великих перевантажень.

Швидкість заняття положення для атаки і попередження цілі, що маневрує, в застосуванні зброї

вимагає збільшення кутової швидкості і зменшення радіусу розвороту, що зменшує середню тривалість ближнього повітряного бою.

Тому наступною складовою функціонального критерію $W_{\text{вин.}}$ оцінки бойових можливостей і ефективності багатоцільового винищувача (БВ) при рішенні винищувальних задач (ведення повітряного бою) є показник маневреності БВ, який залежить від реалізуємих у польоті його льотно-технічних характеристик (ЛТХ) та тяги силової установки.

У якості показника маневреності приймається потенціальна можливість ($P_{\text{ман.}}$) досягнення високої маневреності при виконанні усталеного розвороту (при $Q = P_{c.y.}$) на середніх висотах ($H = 3000 \text{ м}$) і швидкості ($M = 0,76 - 900 \text{ км/год.}$) та неперевищенні 30 секунд часу розвороту винищувача на 180° (при вертикальному перевантаженні не більш 8 одиниць) через відношення універсальних аеродинамічних коефіцієнтів лобового опору (C_x) і підйомної сили (C_y) для кожного [4] з множини альтернатив зарубіжних БАК, а саме:

$$P_{\text{ман.}} = \exp(-C_x / C_y), \quad (2)$$

де C_x – коефіцієнт лобового опору;

C_y – коефіцієнт підйомної сили.

Що стосується надманевреності, то характеристики сучасних ракет ближнього бою не дозволяють по своїх ТТХ застосовувати їх на режимах надманевреності як на закритичних кутах між вектором швидкості носія і лінією візування цілі у момент старту ракети, так і по мінімальній швидкості носія у момент пуску ракети на закритичних режимах маневрування. Складність захоплення цілі і здійснення пуску із-за жорсткого обмеження часу знаходження на великих кутах, а також неможливість виконання будь якого маневру для супроводу цілі, не говорячи вже про націлювання ракет в точку упередження, ще більше погіршує цю ситуацію.

Не покращує маневреність і відхиляємий вектор тяги силової установки, винищувач лише отримує можливість відхилити свою повздовжню вісь на помітні кути від напрямку вектора швидкості, зберігаючи при цьому керованість і усталений політ. Винищувач може летіти боком, або з великим кутом атаки, а траєкторія при цьому не міняється. І це дозволяє наводити зброю в ширших ракурсах, при цьому не виникає додаткових перевантажень, тому що траєкторія не змінюється, а "конус" наведення розширюється в ту або іншу сторону, що допомагає "угнатися" за ціллю, що маневрує.

Підвищення маневреності винищувача, як основної характеристики його бойового потенціалу при веденні повітряного бою, є таким чином першорядним завданням, оскільки гірші, в порівнянні з ціллю, маневрені якості винищувача приводять до маневрування за ціллю з кутовим відставанням, до необхідності "тягнути" і застосовувати ракети з великими помилками пуску, на грані допустимих,

що не кращим чином позначається на ефективності їх застосування.

До того ж ОЕПК нездатний надійно захоплювати і вести автосупровід цілі в передню півсферу. Це приводить до того, що як тільки в результаті інтенсивного оборонного маневру (наприклад, неусталеного виражу з граничним перевантаженням) ціль вийде на зустрічно-пересічні курси, захоплення буде зірвано.

Крім того, захоплення і автосупровід ускладнюються на фоні яскравих освітлених сонцем хмар, а якщо напрям на сонці опиниться на курсовому куті $15...20^\circ$ від повздовжньої осі винищувача і менш, то ціль однозначно буде втрачена. Стійкий автосупровід повітряної цілі можливий, якщо кутова швидкість лінії візування не перевищує 30%, що аналогічно переміщенню видимої через індикатор на лобовому склі (ЛІС) цілі на половину екрану за одну секунду.

В умовах крайнього дефіциту часу ведення ближнього повітряного бою з візуально видимою ціллю використовується нашоломна система цілевказання (НСЦ), що забезпечує застосування ракет ближнього бою з ІЧ ГСН.

НСЦ, на відміну від ОЕПК, дозволяє швидко застосувати ракету по цілі, при цьому не направляючи на неї подовжню вісь винищувача і зброї.

Льотчик поворотом голови захоплює ціль в прицільне кільце нашоломного візиту, і тим самим орієнтує координатор ГСН ракети суворо у напрямі цілі, забезпечуючи при цьому цілевказання самої ракети, минувши РЛПК і ОЕПК. За допомогою НСЦ можна проводити цілевказання не тільки ракеті, але і РЛПК і ОЕПК.

Але якщо цілевказання головки ракети безпосередньо проводиться від НСЦ і захоплення здійснює сама головка, то ніякої інформації про дальність ракета не отримує, оскільки сама вона її зміряти не може. НСЦ дозволяє застосувати ракету швидше, ніж з використанням РЛПК або ОЕПК, але з меншою імовірністю ураження повітряної цілі.

Ефективність винищувача в умовах ближнього повітряного бою багаторазово зростає у випадку, якщо ракета володіє якістю всеракурсності, оскільки переважна кількість ситуацій приводить практично до лобових зустрічей протиборчих винищувачів.

Це приводить до необхідності збільшення кутів цілевказання і визначення вимог до ближньої границі зон пусків за допомогою аналізу статистики по кутових швидкостях лінії візування.

Тому наступною складовою функціонального критерію $W_{\text{вин}}$, оцінки бойових можливостей і ефективності зарубіжних БВ при рішенні винищувальних задач (ведення повітряного бою) є імовірність успішного застосування НСЦ ($P_{\text{заст.НСЦ}}$) у ближньому бою:

$$P_{\text{заст.НСЦ}} = \left[\exp\left(D_{\text{Пмін}} / D_{\text{НСЦ}}\right) \right] \times \left[\exp\left(-A_{\text{ІЧГСН}} / A_{\text{НСЦ}}\right) \right], \quad (3)$$

де $D_{\text{Пмін}}$, ІЧ ГСН – мінімальна дальність пуску ракет

"повітря-повітря" з ІЧ ГСН у задню півсферу (ЗПС), км; $D_{\text{НСЦ}}$ – дальність дії (візуальна) нашоломної системи цілевказання (НСЦ), км; $A_{\text{ІЧ ГСН}}$ – азимутальний кут автоматичного супроводу цілі ракетою з ІЧ ГСН, град.; $A_{\text{НСЦ}}$ – азимутальний кут автоматичного супроводу цілі НСЦ, град.

Шукані величини беруться з технічних описів зарубіжних БВ [5] і надалі уточнюються при контрольних (оцінних) випробуваннях вибраного БВ.

Однак області застосування ракет з ІЧ ГСН все ще не повністю перекривають можливості гармати. Просторовий розмах повітряного бою різко скоротився для сучасних винищувачів, маневреність яких істотно зросла, і ця тенденція, судячи з усього, збережеться з подальшим зростанням маневреності винищувачів. Тому мінімально допустимі дальності пуску сучасних ракет все ще відносно великі. Наприклад, для ракети *AIM-9M Sidewinder* при пуску з нульовою помилкою по цілі, що не маневрує, вони складають 300 м в задню півсферу і 800 м в передню, а з початком інтенсивного маневрування цілі і при появі помилок пуску істотно зростають. Плюс до цього досить великий (відносно швидкоплинності маневреного бою) час, що витрачається на підготовку ракети до пуску, який складає від трьох до п'яти секунд. Якщо льотчик в якийсь момент повітряного бою має можливість застосувати і гармату, і ракету, то він, швидше за все, стрілятиме з гармати. На малих дистанціях при інтенсивному кутовому переміщенні цілі навіть неприцільна загороджувальна стрільба з гармати може привести до ураження цілі (достатньо попадання трьох-п'яти снарядів), тоді як спроба застосування ракети по цілі, яка на мить потрапила в приціл, може взагалі ні до чого не привести.

Отже, в маневреному повітряному бою, при відповідних дальностях і інтенсивності маневрування, може скластися така ситуація, при якій застосувати керовану зброю взагалі не вдасться, а винищувач без гармати виявиться беззбройним. До того ж характеристики ефективності гармати не залежать від режиму польоту винищувача, на якому вона встановлена, а ефективність ракети знижується з погіршенням стартових умов у вигляді пониження швидкості польоту носія і підвищення кутів атаки, на яких він маневрує. Для ракети навіть існує обмеження в можливості пуску по мінімальній швидкості польоту носія, що становить близько 500 км/год.).

Тому наступною складовою функціонального критерію $W_{\text{вин}}$, оцінки бойових можливостей і ефективності зарубіжних БВ при рішенні винищувальних задач (ведення повітряного бою) є імовірність успішного застосування гармати ($P_{\text{заст.гарм.}}$) у ближньому бою:

$$P_{\text{заст.гарм.}} = \left[\exp\left(D_{\text{гарм.мін}} / D_{\text{НСЦ}}\right) \right] \times \left[\exp\left(-A_{\text{гарм.}} / A_{\text{НСЦ}}\right) \right], \quad (4)$$

де $D_{\text{гарм.мін}}$ – мінімальна дальність стрільби з гармати у задню півсферу (ЗПС), км; $D_{\text{НСЦ}}$ – дальність дії

(візуальна) нашоломної системи цілевказання (НСЦ), км; $A_{\text{гарм}}$ – азимутальний кут супроводу цілі при стрільбі з гармати, град.; $A_{\text{НСЦ}}$ – азимутальний кут автоматичного супроводу цілі НСЦ, град.

Шукані величини беруться з технічних описів зарубіжних БВ [6] і надалі уточнюються при контрольних (оцінних) випробуваннях вибраного БВ.

Бойові можливості і ефективність БВ при рішенні винищувальних задач визначаються також тривалістю ведення повітряного бою по залишку палива з урахуванням повернення на аеродром зльоту.

Тривалість ведення бою визначається запасом палива і швидкістю його витрачання і не повинна бути менше, ніж у винищувача противника. Досвід всіх без виключення повітряних боїв показує, що той, хто першим виходить з бою унаслідок вироблення палива, в більшості випадків терпить поразку. І сподіватися на те, що у винищувача противника ще менший залишок палива, що у свою чергу змусить його також вийти з бою, відвернувши на свій аеродром, марно.

Тому останньою складовою функціонального критерію $W_{\text{вин}}$, оцінки бойових можливостей і ефективності зарубіжних БВ при рішенні винищувальних задач (ведення повітряного бою) є імовірність успішного проведення 3-х хвилинного повітряного бою по залишку палива ($P_{\text{т.пал.}}$), а саме:

$$P_t = \exp(-m_{\text{пал.ПБ}} / m_{\text{пал.заг}}), \quad (5)$$

де $m_{\text{пал.ПБ}}$ – витрата палива на 3-ох хвилинній повітряній бій, кг; $m_{\text{пал.заг}}$ – загальна кількість палива у внутрішніх баках, кг.

У свою чергу величина $m_{\text{пал.ПБ}}$ визначається як:

$$m_{\text{пал.ПБ}} = \frac{q_{\text{пал}} \cdot P_{\text{су}} \cdot t_{\text{пб}}}{60}, \quad (6)$$

де $q_{\text{пал}}$ – питома витрата палива на форсажному режимі, кг/(кгс. год); $P_{\text{су}}$ – тяга (польотна) силової установки, кгс; $t_{\text{пб}}$ – тривалість ведення повітряного бою, хв.

Шукані величини беруться з технічних описів зарубіжних БВ [6] і надалі уточнюються при контрольних (оцінних) випробуваннях вибраного БВ.

ОЦЕНКА БОЕВЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ И ЭФФЕКТИВНОСТИ БОЕВЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ РЕШЕНИИ ИСТРЕБИТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧ

А.Б. Леонтьев, В.А. Туголуков, К.В. Башинский

Выбор показателей боевых возможностей и эффективности многофункционального истребителя (МИ) при решении истребительных задач позволяет оценить боевые возможности МИ в воздушном бою, а выбранные критерии могут быть приняты для оценки коэффициента боевого потенциала МИ и выбора перспективного МИ для Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины.

Ключевые слова: критерий эффективности, истребитель, воздушный бой, боевой потенциал.

ESTIMATION OF BATTLE POSSIBILITIES AND EFFICIENCY OF BATTLE AVIATION COMPLEXES AT THE FIGHTER TASKS

O.B. Leont'ev, V.O. Tugolukov, K.V. Baschinskiy

The choice of efficiency criteria for multifunctional fighter (MF) at the fighter tasks allows to estimate battle possibilities of fighter in an air combat. The chosen criteria can be accepted for the evaluation of battle potential coefficient of MF for a choice of perspective MF for Ukrainian Air Forces.

Keywords: the criterion of efficiency, fighters, air combat, battle potential.

Таким чином, основними параметрами і характеристиками (показниками), що визначають бойові можливості і ефективність винищувача в повітряно-му бою (функціональний критерій $W_{\text{вин}}$), є характеристики озброєння (всеракурсних УР ближнього бою і гармати), характеристики ОЕПК і нашоломної системи цілевказання (НСЦ), які повною мірою повинні забезпечувати реалізацію якостей комплексу озброєння, маневреність і тривалість ведення ближнього бою, яка визначається запасом палива і швидкістю його витрачання і не повинна бути менше, ніж у протиборчого винищувача.

Тому функціональний критерій $W_{\text{вин}}$ має бути наступним:

$$W_{\text{вин}} = f(P_{\text{заст.ІЧГСН}}, P_{\text{ман}}, P_{\text{заст.НСЦ}}, P_{\text{заст.гарм}}, P_{\text{пал}}) \cdot (7)$$

ВИСНОВОК

Розглянуті показники можуть бути прийняті для оцінювання головного критерію багатофункціонального тактичного винищувача, коефіцієнту бойового потенціалу, що допоможе створити методику вибору обліку перспективного зразка винищувача.

Список літератури

1. Сайт airwar.ru[Електрон. ресурс]. – Режим доступу : <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f15ef.html>.
2. Медников В.Н. Маневрирование на самолете-истребителе / В.Н. Медников. – М.: Воениздат, 1975. – 240 с.
3. Петров В.И. Маневрирование в воздушном бою / В.И. Петров // Зарубежное военное обозрение. – 1985. – №1. – С. 47-52.
4. Сайт paralay.com[Електрон. ресурс]. – Режим доступу до джерела: <http://www.paralay.com/35.html>.
5. Сайт worldweapon.ru[Електрон. ресурс]. – Режим доступу до джерела: <http://worldweapon.ru/sam/jas39.php>.
6. Сайт imperiya.by[Електрон. ресурс]. – Режим доступу до джерела: <http://www.imperiya.by/f16/club.html?id=8239>.

Надійшла до редколегії 20.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Аніпко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.