

УДК 629.735.45

Б.М. Крук

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

НАДМАНЕВРЕНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТА ТА ЇЇ ЗАСТОСУВАННЯ

У статті обґрунтовано необхідність і можливість розширення бойових можливостей вертольоту на основі застосування елементів надманевреності при маневруванні вертольота з урахуванням особливостей аеродинаміки, льотної експлуатації та умов безпеки польоту.

Ключові слова: надманевреність, вертоліт, перевантаження, льотні обмеження, ковзання, плоский розворот, віраж тангажем.

Вступ

Постановка проблеми та аналіз літератури.

Завдання, які повинен вирішувати бойовий вертоліт ставлять високі вимоги до його характеристик маневреності. Саме ці характеристики є головними під час виконання завдання і такими, що визначають ефективність бойового вертольота під час його бойового застосування. Як показав досвід збройних конфліктів, переможцем повітряного протистояння виходив той, хто зміг у мінімальний час, з мінімальним радіусом виконати розворот на вертоліт супротивника й атакувати його. Ці факти обумовлюють необхідність подальшого підвищення маневрених характеристик бойового вертольота, що є домінуючим напрямком під час його розробки.

Дослідно-конструкторські розробки вертольота з підвищеною маневреністю уже велися деякими вертольотобудівними фірмами. Першим бойовим вертольотом став АН-1 "Хью Кобра", прийнятий на озброєння в 1965 році, який має безліч модифікацій і дотепер знаходиться на озброєнні.

В даний час створення бойового вертольота в нашій державі, здатного протистояти сучасним бойовим вертольотам типу "Апач", "Мангуста", Ми-28 не є можливим з багатьох факторів, до яких входить складна фінансово-економічна ситуація в Україні. В зв'язку з цим найбільш прийнятним є модернізація вертольота, який вже знаходиться на озброєнні Збройних Сил (ЗС) України та в який конструктивно закладені значні маневрені можливості.

Бойовий досвід війн і локальних конфліктів із застосуванням вертольотів показує, що при атаках броньованих цілей і вогневій підтримці військ в умовах протидії протиповітряної оборони (ППО), перехопленні малошвидкісних, маловисотних цілей, виконанні спеціальних завдань, існуючі льотні обмеження, що накладені на характеристики маневреності є надмірно жорсткими та не дають в повній мірі реалізувати можливості вертольота і знижують в кінцевому результаті його бойову ефективність [1]. Тому в сучасних умовах є актуальним питання про розши-

рення існуючих льотних обмежень вертольотів, що знаходяться в експлуатації ЗС України. Необхідно провести теоретичні дослідження та льотні випробування, що дозволять вертольоту стати маневреним бойовим вертольотом.

Слід зазначити, що роботи по підвищенню маневрених характеристик вертольотів вже розпочалися з другої половини 80-х років минулого століття. В Харківському інституті льотчиків ВПС досліджувалися можливості покращення маневрених характеристик вертольота типу Ми-24. В США аналогічні дослідження проводились на вертольотах АН-64А "Апач" [2]. В роботі [3] також було запропоновано розширення експлуатаційного діапазону кутів крену і тангажу вертольотів, що знаходяться на озброєнні ЗС України, яке дозволяє в деякій мірі покращити їх маневрені можливості. Але детального теоретичного аналізу можливості безпечного маневрування вертольота не представлено.

В різних наукових та науково-випробувальних організаціях проводилися дослідження поведінки літального апарату (ЛА) при досягненні надвеликих значень кутів, що характеризують положення ЛА в просторі: кутів атаки (α) та ковзання (β). В результаті цих досліджень з'явилася та стала широко відома така фігура пілотажу для літаків, як «кобра Пугачова». Однак, миттєво оцінити обстановку у задній півсфері можливо не тільки змінивши кутове положення ЛА відносно осі ОХ. Для вертольотів більш реальним в виконанні є динамічне повернення відносно осі ОУ.

Явище надманевреності на вертольотах пов'язане із динамічною зміною кутів ковзання та ризику на великі значення до 180^0 при русі як в горизонтальній так і вертикальній площинах в широкому діапазоні швидкостей польоту та кутів нахилу траєкторії.

Найбільш типовими маневрами вертольота з застосуванням надманевреності є "плоский розворот" та розгін хвостом вперед в різних площинах, розворот (віраж) в режимі плоского розвороту, набір висоти на близьконульових швидкостях з максимально можливим темпом та постійним чи змінним кутом шляху, звалювання з режиму висіння на бік або хвіст.

Метою даної статті є обґрунтування рекомендацій щодо можливості та необхідності застосування елементів надманевреності бойового вертольота при маневруванні на основі дослідження динаміки руху та бойового маневрування.

Основна частина

Особливе значення для вертольота типу Ми-24 має розширення діапазону поступальних і обертальних швидкостей при русі вертольота боком (з великими кутами ковзання β) та хвостом вперед, а також розвороти вертольота щодо несучого гвинта. На основі цих елементарних рухів можуть бути побудовані ефективні бойові маневри, які можна застосовувати для атаки наземних чи повітряних цілей і відходу з під обстрілу засобів ППО супротивника.

Основними шляхами рішення даної проблеми є теоретичне обґрунтування маневрування в розширеному діапазоні льотних обмежень з наступною апробацією запропонованих маневрів в ході льотно-го експерименту. В результаті розширення льотних обмежень, таких як швидкість польоту боком, хвостом вперед, кутів крену та тангажу, появляється можливість застосування нових нетрадиційних способів маневрування. Розробка нових маневрів, які виходять за обмеження, що накладаються інструкцією екіпажу, вимагають теоретичних розрахунків характеристик маневрування з виходом на граничні режими польоту [4]. Існуючі методики розрахунків характеристик маневреності при польоті вертольота, не враховують кути ковзання (вважалося, що вертоліт виконує тільки координоване маневрування). Проте вертоліт спроможний виконувати керований політ на малих та середніх швидкостях з великими кутами ковзання, що відрізняє його від літака і саме в цьому полягає значний потенціал невикористаних можливостей цього бойового літального апарату. В той же час, існуючі методики розрахунку динаміки руху на наведених режимах польоту вертольота потребують доопрацювання, особливо в напрямках удосконалення процесу формування управляючих функцій.

В якості маневрів з елементами надманевреності, які дозволяють повніше реалізувати маневрені можливості вертольота пропонуються польоти боком, хвостом вперед, плоский розворот та віраж тангажом.

Аналіз явища надманевреності проводиться за допомогою рівнянь руху вертольота з врахуванням особливостей аеродинаміки його несучого та рульового гвинтів та фюзеляжу [4]. Плоский розворот виконується в горизонтальній площині (рис. 1) і покладений в основу багатьох інших маневрів. Цей маневр складається з введення, витримування напрямку руху і виведення (рис. 1, 2). В процесі цього розвороту відбувається швидка зміна кутів ризику та ковзання вертольота на величини більш 50^0 при збереженні прямолінійності траєкторії в горизонтальній площині.

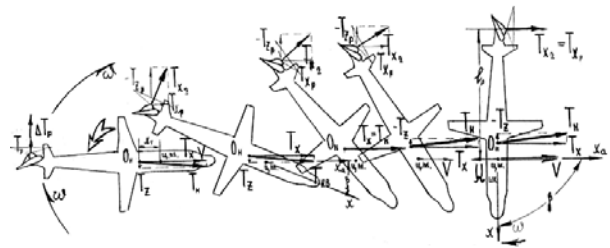


Рис. 1. Етапи виконання плоского розвороту

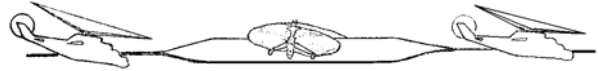


Рис. 2. Рух вертольота під час виконання плоского розвороту

Першопричиною динамічної зміни кута ризику (ψ) на великі кути і появи $\beta = \Delta\psi$ під час плоского розвороту, є створення незбалансованої сили тяги рульового гвинта ΔT_p , що викликає азимутальний поворот осей OX і OZ відносно OX_a і OZ_a на кут $\Delta\psi = \beta$ (при $\Delta\psi = 90^0$ вісь OX буде в площині $Y_a OZ_a$, а вісь OZ в площині $Y_a OX_a$. Таким чином, T_p на осі швидкісної системи координат буде проектуватися не на вісь OZ_a , а на вісь OX_a та при лівому плоскому розвороті доповнюватиме по величині пропульсивну силу (T_{xa}).

Сталість кута нахилу траєкторії Θ і висоти H досягається при балансуванні вертольота за рахунок перерозподілу величини T_{xa} і піднімальної сили T_{ya} (можливе збільшення сили тяги несучого гвинта T за рахунок збільшення потужності силової установки N_{eH} до величини злітної $N_{eH зл}$). На вісь OY_a будуть проектуватися тільки взаємно урівноважені T_{ya} і сила ваги G . Складова бокової сили T_{za} як і при звичайному русі буде балансувальною. При виконанні даного маневру тангенціальне перевантаження n_{xa} переформовується в поперечне n_z , причому це переформування досить швидкоплинне, час виконання маневру становить 1,5...3 с. Крім цього, за цей же час відбувається значне збільшення шкідливого опору, як наслідок збільшення площі міделевого перерізу фюзеляжу вертольота, що викликає втрату швидкості на 30-50%. Причому величина цієї втрати буде прямо пропорційна швидкості введення в плоский розворот.

В основу математичних розрахунків зміни швидкості на введенні в плоский розворот лягли залежності $n_z = f(n_{xa}, V_{вв})$, рис. 3. Боковий рух вертольота в діапазоні $V = 0 \dots 220$ км/год забезпечено запасом ефективної потужності (N_e) з врахуванням зовнішніх факторів.

Величину, що визначає темп зміни швидкості назвемо коефіцієнтом шкідливого опору $c_{шк}$. Таким чином темп падіння n_z при виконанні плоского розвороту буде прямо пропорційний величині $c_{шк}$ та значенням кутів ковзання, крену та тангажу (β, γ, ν) та буде визначатися:

$$n_z = c_{шк} n_{xa} \sin \beta \cos \gamma \cos \nu. \quad (1)$$

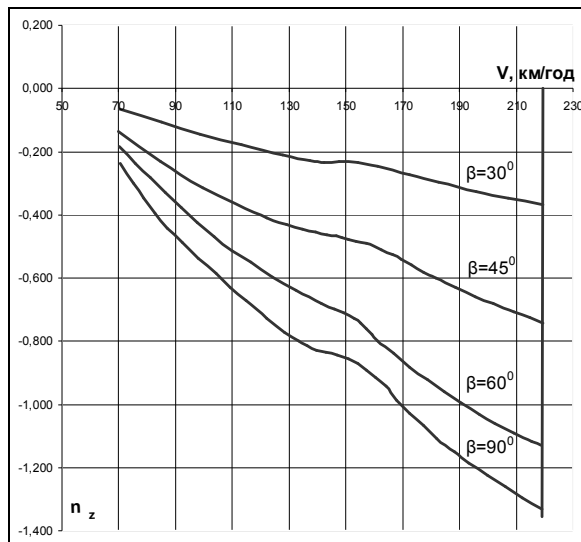


Рис. 3. Залежність зміни швидкості польоту при введенні в плоский розворот

Знаючи, що

$$\frac{dV_z}{dt} = g n_z, \quad (2)$$

можна визначити темп падіння швидкості при введенні в плоский розворот:

$$\Delta V_{z_{\text{ВВ}}} = g n_z \Delta t = g c_{\text{ХШК}} n_{\text{ХА}} \sin \beta \cos \gamma \cos \nu \Delta t. \quad (3)$$

Політ вертольота боком зі швидкістю більш 220 км/год неможливий з причини дефіциту N_e , тобто швидкість в плоскому розвороті буде визначатися:

$$V_{\text{ПЛ}} = V_{\text{ВВ}} - \Delta V_{z_{\text{ВВ}}} - \Delta V_{z_{\text{РУХ}}}, \quad (4)$$

де $V_{\text{ВВ}}$ - початкова швидкість введення в плоский розворот; $\Delta V_{z_{\text{ВВ}}}$ - величина швидкості, що втрачається за рахунок збільшення шкідливого опору в процесі введення в плоский розворот; $\Delta V_{z_{\text{РУХ}}}$ - величина швидкості, що втрачається за рахунок дефіциту N_e .

В свою чергу динаміка зміни поперечного перевантаження n_z буде визначатися:

$$n_z = n_{\text{ХА}} - \Delta n_{z_{\text{ВВ}}} - \Delta n_{z_{\text{РУХ}}}, \quad (5)$$

де $n_{\text{ХА}}$ характеризує початкову швидкість введення в плоский розворот; $\Delta n_{z_{\text{ВВ}}}$ характеризує втрату швидкості при введенні плоский розворот; $\Delta n_{z_{\text{РУХ}}}$ характеризує втрату швидкості за рахунок дефіциту N_e .

Втрата швидкості при введенні в плоский розворот буде визначатися величиною поперечного перевантаження n_z :

$$n_z = n_{\text{ХА}} (1 - c_{\text{ХШК}} \sin \beta \cos \gamma \cos \nu). \quad (6)$$

Таким чином, основним параметром, що відрізняє рух у плоскому розвороті від прямолінійного горизонтального польоту буде $c_{\text{ХШК}}$. Суттєве та високодинамічне збільшення цього параметра буде визначати величину і темп падіння тангенціального перевантаження $n_{\text{ХА}}$ і швидкості V . Результати математичного моделювання зміни швидкості при виконанні плоского розвороту приведені на рис. 4.

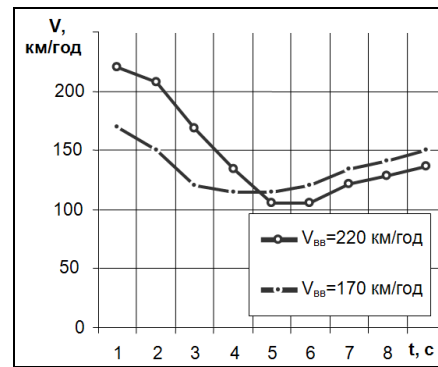


Рис. 4. Зміна швидкості польоту при виконанні плоского розвороту

Використання елементів надманевреності дає можливість при маневруванні застосовувати віражі тангажом. Застосування вертольотом плоского розвороту вказує на істотне покращення характеристик маневреності, що так необхідне для бойового вертольота. Плоский розворот на великі кути є суто бойовим маневром і забезпечує напрям нерухої зброї вертольота у бік цілі в найкоротший час. Використання плоского розвороту, а також інших елементів надманевреності дають бойовому вертольоту необмежені переваги в бою проти будь-якого супротивника - як наземного, так і повітряного.

Висновки

Виходячи з вищевикладеного необхідно відзначити, що застосування вертольотом при маневруванні елементів надманевреності дозволяє поліпшити характеристики маневреності бойових вертольотів, що дає змогу застосувати нові нетрадиційні види маневрів, які приведуть до поліпшення не тільки льотних, а й бойових характеристик вітчизняних вертольотів. Найбільшої ефективності елементи надманевреності можуть досягнути при бойовому застосуванні некерованих засобів ураження, або найбільш ефективного зменшення швидкості польоту в процесі маневрування.

Список літератури

1. Корочкін О.А. Оцінка ефективності виконання бойових задач бойового авіаційного комплексу / О.А. Корочкін, Д.В. Дяченко, Ю.А. Олійник // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. - Х.: ХУПС, 2009. - Вип. 1(1). - С. 35-39.
2. Володько Ф.А. Летные испытания за рубежом. Высший пилотаж на вертолете / Ф.А. Володько. - М.: НТЦ, 1989.
3. Костенко В.М. Анализ бокового движения вертолета при маневрировании / В.М. Костенко, Ю.М. Гладкий, Б.М. Крук // Вестник ХГПУ. - Х.: ХГПУ, 1999. - Вип. 47. - С. 48-51.
4. Браверман А.С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета / А.С. Браверман, А.П. Вайнтруб. - М.: Машиностроение, 1988. - 280 с.

Надійшла до редколегії 4.04.2014

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

СВЕРХМАНЕВРЕННОСТЬ ВЕРТОЛЕТА И ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Б.М. Крук

Обоснована необходимость и возможность расширения боевых возможностей вертолета на основе применения элементов сверхманевренности при маневрировании вертолета с учетом особенностей аэродинамики, летной эксплуатации и условий безопасности полета.

Ключевые слова: *сверхманевренность, вертолет, перегрузка, летные ограничения, скольжение, плоский разворот, вираж тангажом.*

SUPER-MANEUVERABILITY OF THE HELICOPTER AND ITS APPLICATION

B.M. Kruk

The necessity and possibility of expansion of the combat capabilities of the helicopter on the basis of manoeuvring helicopter elements of super taking into account features of Aero-dynamics, flight operations and conditions of the flight safety.

Keywords: *super-maneuverability, helicopter, overload, flight restrictions, slide, flat turn, bend pitch.*