

Д. М. Петраков, В. В. Кондратенко

РОЗРОБКА ЗАХОДІВ ЩОДО ПОКРАЩЕННЯ МАНЕВРЕНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКІВ-ВИНИЩУВАЧІВ МІГ-29 З УРАХУВАННЯМ ДОСВІДУ ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ В УМОВАХ ПРОВЕДЕННЯ БОЙОВИХ ДІЙ

Анотація: виконання завдань під час бойових дій проти військової агресії російської федерації винищувальною авіацією показало високу її ефективність, але й виявило ряд недоліків по її застосуванню, які вказують на необхідність модернізації існуючих у Збройних Силах України зразків літальних апаратів їх силової установки, обладнання та озброєння.

Тому актуальною задачею є покращення льотно-технічних характеристик літака-винищувача типу МіГ-29, а саме – покращення його маневрених характеристик у всьому діапазоні висот і швидкостей польоту. Одним із можливих напрямків розширення маневрених характеристик винищувачів є удосконалення їх аеродинамічного компонування, використання додаткових рульових поверхонь, зокрема переднього горизонтального оперення.

Ключові слова: конструктивне удосконалення системи керування літаком, аеродинамічне компонування, інженерно-авіаційна служба, військова авіація,

Annotation: fulfillment of missions during combat operations against the military aggression of the Russian Federation by fighter aircraft has shown its high efficiency, but also revealed a number of shortcomings in its use, which indicate the need to modernize the existing aircraft models in the Armed Forces of Ukraine with their power plant, equipment and weapons.

Therefore, an urgent task is to improve the flight characteristics of the MiG-29 fighter aircraft, namely, to improve its maneuvering characteristics over the entire range of altitudes and flight speeds. One of the possible ways to expand the maneuvering characteristics of fighters is to improve their aerodynamic layout, use of additional control surfaces, in particular, front horizontal plumage.

Key words: constructive improvement of the aircraft control system, aerodynamic compounding, aeronautical engineering service, military aviation.

Керування літаком - ручне з автоматичними режимами, здійснюється через гідравлічні приводи. Виконане за необоротною схемою, тобто зусилля від кермових поверхонь не передаються назад на ручку керування літаком.

Для поздовжнього керування служить стабілізатор, що відхиляється.

Поперечне керування здійснюється за допомогою елеронів і стабілізатора в режимі «ножиці».

Шляхове керування здійснюється двома рулями напрямку, установленими на КІЛЯХ.

Для поліпшення злітно-посадочних характеристик літака в кореневій частині консолей крила розташовані однощільні закрилки, а по розмахові крила носки, що відхиляються. Відхиленням носків при пілотажі поліпшуються маневрені характеристики літака.

Аеродинамічне компонування літака, використання на маневрі переднього горизонтального оперення та носків крила, що відхиляються, в комбінації з великою тягоозброєністю дозволяють отримати високі маневрені характеристики в широкому діапазоні кутів атаки, висот і швидкостей польоту. Автоматичні системи, застосовувані в поздовжньому каналі керування (СОС, АПУС), дозволяють найбільше повно використовувати маневрені можливості літака, запобігаючи при цьому вихід його на режими звалювання.

Літак виконаний за інтегральною схемою з несучим корпусом, який плавно переходить у крило із закрилками й носками, що відхиляються, напливами, двокілевим вертикальним оперенням, двома ТРДДФ, переднім горизонтальним оперенням, стабілізатором, що диференційно відхиляється, елеронами й рулями напрямку.

Використання на маневрі ПГО та носків, що автоматично відхиляються, крила в комбінації з великою тягоозброєністю дозволяє зберігати високі маневрені характеристики літака в широкому діапазоні кутів атаки, швидкостей і висот польоту.

Літаки типу МиГ-29 мають високі маневрені можливості завдяки значній тягоозброєності та несучим властивостям. При роботі двигунів на режимі «Повний форсаж» на зльоті ($H=0$, $V=0$) тягоозброєність літака дорівнює 1,08. Несучі властивості літака забезпечують на дозвукових режимах польоту отримання нормального перевантаження 9,0 та коефіцієнта

піднімальної сили $c_{ya} = 1,5$.

Розрахункова маса літака дорівнює 14200 кг. при даній масі максимальне експлуатаційне перевантаження на числах $M \leq 0,85$ дорівнює 9 (мінімальне $-2,5$), а на числах $M > 0,85$ вона дорівнює 7 (мінімальне $-1,5$). Дані обмеження обумовлені міцністю конструкції. Зменшення максимального експлуатаційного перевантаження на числах $M > 0,85$ обумовлено збільшенням витрат піднімальної сили на балансування.

Крім того існують обмеження максимального експлуатаційного перевантаження в діапазоні чисел $M=0,85 \dots 1,2$ **по ефективності стабілізатора**.

Розширити діапазон експлуатаційних перевантажень можливо за рахунок використання переднього горизонтального оперення, яке в польоті з числами $M > 0,85$ створюватиме додатковий момент кабрирування, тобто частково розвантажить стабілізатор та крило. З аналізу отриманих залежностей можна зробити наступні висновки:

- відхилення ПГО на маневруванні дає можливість збільшити величину максимального допустимого перевантаження з 4,5 до 5,5;

- максимальна піднімальна сила крила при використанні ПГО може бути збільшена до $Y_{кр \max} = 1\,290\,811,18\,H$;

800 КН, тобто є певний запас до досягнення

- використання ПГО дає можливість усунути обмеження з величини перевантаження по вичерпанню ефективності стабілізатора.

Розширити діапазон експлуатаційних перевантажень можливо за рахунок використання переднього горизонтального оперення, яке в польоті з числами $M > 0,85$ створюватиме додатковий момент кабрирування, тобто частково розвантажить стабілізатор та крило.

Використання переднього горизонтального оперення на маневреному літаку надає наступні можливості:

- зменшення витрат на балансування за рахунок зменшення величини від'ємної піднімальної сили на основному горизонтальному оперенні;

- переміщення аеродинамічного фокуса літака вперед і можливість керувати його положенням у польоті для забезпечення заданих характеристик керованості;

- усунення або зменшення обмеження величини нормального перевантаження з причини втрати ефективності стабілізатора;

Можливість створення штучно нестійкого літака, що при роботі автомата стійкості дає економію пального і збільшує дальність польоту літака приблизно на 3...5%.

Список використаних джерел:

1. Шевченко С.В., Тарасцев А.Г. Конструкція та міцність літальних апаратів. Ч. I, II.- Х.: ХУПС, 2007
2. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Конструкция и прочность самолетов. - Киев: Вища школа, 1978.
3. Шарко Д.Г., Олійник Г.С., Бердочник В.А. Конструкція та міцність літальних апаратів. Навчально - методичний посібник для виконання дипломного та курсового проектування. – Х.: ХУПС, 2005.

Петраков Данило Миколайович – бакалавр з авіаційного транспорту, студент магістратури, Харківський Національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, м. Харків, e-mail: 4utopka@gmail.com.

Кондратенко Владислав Валерійович – старший технік обслуговування авіаційно-технічного загону, e-mail: vladkondratenko703@gmail.com.