

УДК 629.7.018

**ОСНОВИ РЕАЛІЗАЦІЇ РЕЖИМУ НАВІГАЦІЇ В БОРТОВОМУ
ТРЕНАЖЕРНОМУ КОМПЛЕКСІ ЛІТАКА Л-39**

*Жук Є.В., Черняк С.І., Кадочніков С.М., Жук В.Л., Казенне підприємство
"ЦКБ "Арсенал", м. Київ, Україна*

Викладені основи реалізації режиму навігації в бортовому тренажерному комплексі підготовки льотчиків, який призначається для встановлення на учбово-тренувальному літаку Л-39. Приведені формули обчислення основних навігаційних параметрів для режиму польоту за заданим маршрутом в форматі літаків типу МіГ-29 (Су-27).

Вступ

Бортовий тренажерний комплекс БТК-39 призначений для забезпечення навчання льотчиків, придбання і підтримання навичок пілотування і бойового застосування в режимах, які реалізовані на літаках типу МіГ-29 (Су-27). Комплекс розміщується на учбово-тренувальному літаку Л-39, і тренування льотчиків відбувається безпосередньо в реальному польоті (на відміну від наземних стаціонарних комплексів). Актуальність створення бортового тренажера пов'язана з вирішенням проблеми освоєння дорогих в експлуатації бойових літаків із мінімально можливими витратами.

Наразі відомо низки наукових праць [1-3], направлених на створення конструкції „учбовий літак плюс тренажер”, яка забезпечує навчання і тренування льотного складу бойової авіації. Задачами таких систем є забезпечення функціонування в режимах навігації і прицілювання в форматах реальних об'єктів, тобто з максимальним наближенням до режимів бойових літаків МІГ-29 (Су-27). Однак ці роботи не визначають загального підходу до забезпечення режиму навігації на тренажерах, що встановлюються на легких учбово-тренувальних літаках.

Метою роботи є визначення основ реалізації режиму навігації в бортовому тренажерному комплексі БТК-39, які дозволили реалізувати політ за маршрутом у форматі реального об'єкта (з забезпеченням відповідного режиму індикації необхідними даними).

Основна частина. Проблема розв'язання задачі навігації для тренажерного комплексу

Основна проблема в даному випадку полягає в тому, що на базовому літаку Л-39 відсутній бортовий обчислювач і відсутній комплекс навігаційного обладнання, а політ за маршрутом був реалізований тільки у режимі ручного керування. У зв'язку з цим були враховані основи реалізації режиму навігації у форматі реального об'єкта, які пов'язані з вирішенням наступних питань.

1. В кабіні літака Л-39 був встановлений спеціальний пульт керування режимами, який забезпечує можливість включення режиму навігації (наряду з

імітацією включення режимів бойового застосування).

2. Літак Л-39 був оснащений апаратурою споживачів супутникових навігаційних систем (СНС), що дало можливість одержувати значення поточних параметрів руху літака.

3. В склад бортового обладнання був введений цифровий обчислювач, який забезпечив розрахунки параметрів навігаційної обстановки та управління індикацією.

4. Відображення навігаційної обстановки у форматі реальних об'єктів забезпечується завдяки встановленню на літаку індикатора на лобовому склі (ІЛС) та індикатора прямого бачення.

Наявність цифрового обчислювача дозволяє вводити в його пам'ять (з використанням віртуального пульта вводу, який розміщений на індикаторі прямого бачення) координати проміжних пунктів маршруту (ППМ) або аеродромів: φ_i - географічну широту чергового i -го ППМ, λ_i - географічну довготу чергового i -го ППМ, висоту H_i над рівнем моря i -го ППМ. Задача визначення основних навігаційних параметрів при польоті за заданим маршрутом зводиться до обчислення поточної дальності (D_i) та розрахункового часу (T_i) польоту до чергового ППМ, поточного значення азимутального кута (a_{12i}) на черговий ППМ. Основи визначення цих параметрів в цифровому обчислювачі заключаються в наступному.

В польоті за маршрутом в режимі навігації з літаком Л-39 зв'язується нормальна система координат $OXYZ$, початок якої розміщується в точці O місцезнаходження літака. Вісь OX направляється на північ по дотичній до географічного меридіану, який проходить через точку O . Вісь OZ направляється на схід по дотичній до географічної паралелі, яка проходить через точку O . Вісь OY направляється вгору перпендикулярно площині OXZ . Для спрощення розглянемо випадок горизонтального польоту літака по маршруту (кут нахилу траєкторії польоту близький до нуля). Введемо зв'язану систему координат $OX_L Y_L Z_L$, початок якої і вісь OY_L співпадають відповідно з початком і віссю OY нормальної системи координат $OXYZ$. Вісь OX_L направлена по напрямку повздовжньої вісі літака вперед, поперечна вісь OZ_L перпендикулярна до осі OX_L і направлена в сторону правої половини крила Л-39. На малюнку 1 показано відносне розміщення осей OXZ і $OX_L Z_L$ (в горизонтальній площині).

Завдяки введенню в склад датчиків літака апаратури споживачів СНС (виробництва ДП "Оризон - Навігація", м. Сміла, Україна) в системі координат $OXYZ$ визначається наступна інформація [4-6]:

- φ , λ , H – відповідно географічна широта, географічна довгота та висота польоту над рівнем моря літака;

- W , Ψ_{III} – відповідно шляхова швидкість та шляховий кут польоту літака.

При польоті на заданій i -й ППМ основні навігаційні параметри можуть бути розраховані наступним чином.

Позначимо через $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ проекції відносного положення літака та і-го ППМ відповідно по широті і по довготі:

$$\Delta\varphi = \varphi_i - \varphi, \quad \Delta\lambda = \lambda_i - \lambda.$$

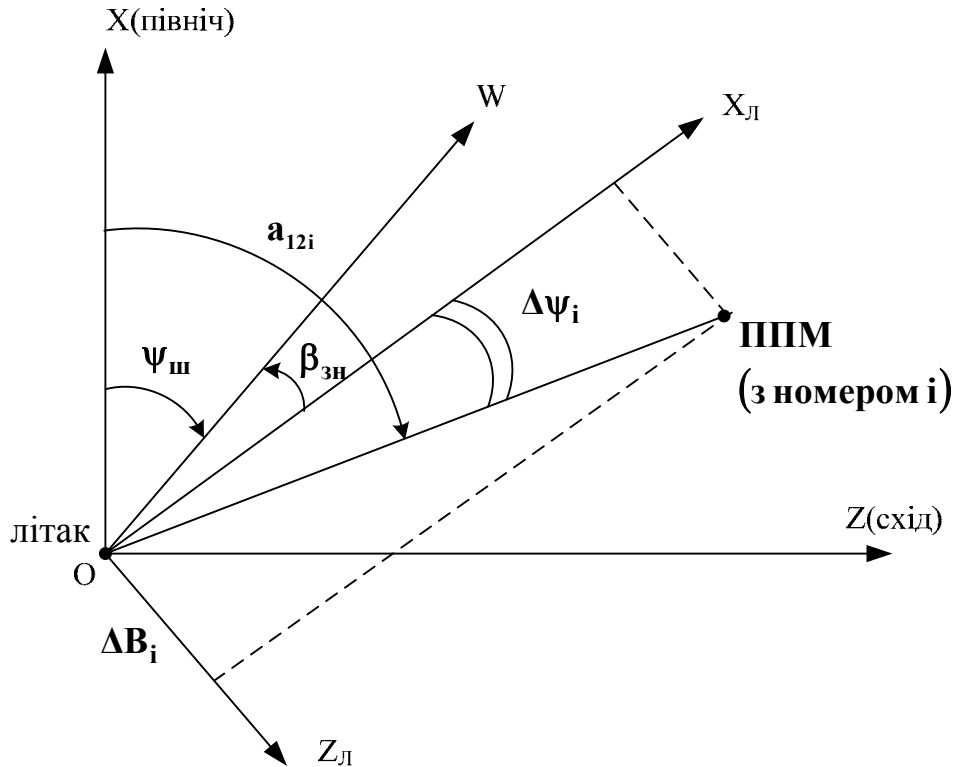


Рисунок 1 – Осі нормальної та зв'язаної систем координат при горизонтальному польоті.

Тоді лінійні координати відносного положення літака та і-го ППМ по широті (ΔX_i) і по довготі (ΔZ_i) визначаються так:

$$\Delta X_i = k_1(\varphi_i) \cdot \Delta\varphi,$$

$$\Delta Z_i = k_2(\varphi_i) \cdot \Delta\lambda,$$

де $k_1(\varphi_i)$, $k_2(\varphi_i)$ – коефіцієнти перерахунку віддалей на земній поверхні при переведенні їх із кутових величин в лінійні величини (ціна градуса географічної широти в метрах і ціна градуса географічної довготи в метрах). Формули для визначення коефіцієнтів $k_1(\varphi_i)$, $k_2(\varphi_i)$ приведені в [6].

З урахуванням приведених формул визначається горизонтальна дальність до і-го ППМ:

$$D_i = \sqrt{(\Delta X_i \cdot \Delta X_i + \Delta Z_i \cdot \Delta Z_i)},$$

а також похила дальність до і-го ППМ:

$$D_i^n = \sqrt{(H - H_i)^2 + D_i^2}.$$

Орієнтовний час польоту до і-го ППМ визначається по формулі:

$$T_i = \frac{D_i}{W}.$$

Кут a_{12i} між напрямком на північ і напрямком на i -й ППМ являється функцією поточних географічних координат літака та географічних координат i -го ППМ і визначається за наступними формулами [6]:

якщо $\text{abs}(\alpha_X) \geq \text{abs}(\alpha_Z)$, то

$$a_{12i} = 180^\circ - 90^\circ \cdot \text{sign}(\alpha_Z) + (\chi - 90^\circ) \cdot \text{sign}(\alpha_X) \cdot \text{sign}(\alpha_Z);$$

якщо $\text{abs}(\alpha_X) < \text{abs}(\alpha_Z)$, то

$$a_{12i} = 180^\circ - 90^\circ \cdot \text{sign}(\alpha_Z) - \chi \cdot \text{sign}(\alpha_X) \cdot \text{sign}(\alpha_Z),$$

де введені позначення:

$$\chi = (180^\circ / \pi) \cdot \text{arctg}(U),$$

$$U = \text{abs}(\alpha_Z / \alpha_X), \text{ якщо } \text{abs}(\alpha_X) \geq \text{abs}(\alpha_Z),$$

$$U = \text{abs}(\alpha_X / \alpha_Z), \text{ якщо } \text{abs}(\alpha_X) < \text{abs}(\alpha_Z),$$

причому:

$$\alpha_X = \sin(\varphi_i - \varphi) + \cos(\varphi_i) \cdot \sin(\varphi) \cdot [1 - \cos(\lambda_i - \lambda)],$$

$$\alpha_Z = \cos(\varphi_i) \cdot \sin(\lambda_i - \lambda).$$

Параметри відхилення поточного польоту від заданого маршруту обчислюються наступним чином.

Кут між віссю OX_L зв'язаної системи координат $OX_L Y_L Z_L$ і напрямком на i -й ППМ (відхилення по курсу поточного польоту від заданого маршруту) визначається так (малюнок 1):

$$\Delta\Psi_i = a_{12i} - (\Psi_{III} - \beta_{3H}).$$

Кут знесення β_{3H} (кут між векторами повітряної і шляхової швидкості) може бути одержаний як вхідний параметр (при наявності відповідної апаратури на борту літака) або вирахований як різниця шляхового кута та кута курсу літака.

Бокове відхилення поточного польоту від заданого маршруту представляє собою проекцію віддалі D_i на вісь OZ_L зв'язаної системи координат $OX_L Y_L Z_L$ і визначається наступним співвідношенням:

$$\Delta B_i = D_i \cdot \sin(\Delta\Psi).$$

Якщо задана висота поточного польоту H_{3i} на i -й ППМ, то відхилення по висоті поточного польоту від заданого маршруту:

$$\Delta H_i = H - H_{3i}.$$

Якщо задана швидкість поточного польоту V_{3i} на i -й ППМ, то відхилення по швидкості поточного польоту від заданого маршруту:

$$\Delta V_i = V - V_{3i},$$

де V – швидкість літака істинна.

Обчислені навігаційні дані (D_i , T_i , a_{12i} , $\Delta\Psi_i$, ΔB_i , ΔH_i , ΔV_i) дозволяють виводити на індикацію на ІЛС в форматі літаків Міг-29 (Су_27) навігаційну обстановку, яка забезпечує керування літаком на різних етапах польоту за задалегідь заданим маршрутом.

Висновки

Отримані результати дають можливість здійснювати раціональне проектування бортового тренажерного комплексу, який може бути установлений на легких учбово – тренувальних літаках типу Л-39 і який призначений для навчання та тренування льотчиків в режимі навігації в форматі бойових літаків типу МіГ-29 (Су-27).

Подальший напрямок досліджень пов'язаний з введенням в бортовому обчислювачі комплексної обробки даних, які одержані від приймача СНС та які розраховані шляхом курсо - повітряного зчислення координат.

Література

1. Ноздрин В.Н. Новый вид авиационных тренажеров и устройств моделирования полетов // Проблемы безопасности полетов. – 1999. - № 1. – С. 23 – 26.
2. Пасекунов И.В. Специализированные тренажеры боевого применения // Аэрокосмическое обозрение. 2003. - № 4. - С. 66-68.
3. Черняк С., Поздняков А., Жук Є., Михайлюк О., Лампик М.. Про можливість оптимізації підготовки льотного складу бойової авіації // Арсенал-XXI. – 2005. - № 1-4. - С. 84-86.
4. Соловьев Ю.А. Спутниковая информация и ее приложение. - М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2003. – 326 с.
5. Бабак В.П., Конін В.В., Марченко В.П. Спутниковая радионавигация. - К.: Техніка, 2004. - 328 с.
6. Жук Е.В. Решение задачи прицеливания при бомбометании по информации от спутниковых навигационных систем // Вісник НТУУ «КПІ». Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. - 2005.- Вип. 29. - С. 18 - 24.

Жук Е.В., Черняк С.И., Кадочников С.М., Жук В.Л. **Основы реализации режима навигации в бортовом тренажерном комплексе самолета Л-39.**

Изложены основы реализации режима навигации в бортовом тренажерном комплексе подготовки летчиков, который предназначен для установки на учебно-тренировочном самолете Л-39. Приведены формулы вычисления основных навигационных параметров для режима полета по заданному маршруту в формате самолетов типа МиГ-29 (Су-27).

Zhuk Ye.V., Chernyak S.I, Kadochnikov S.M., Zhuk V.L. **Fundamentals of realization the navigation mode in the airborne simulating complex of the aircraft I-39.**

Fundamentals of realization the mode of navigation in the airborne simulating complex for military pilots training, which was developed for a placing on the trainer L-39. Calculation formulae of main navigation parameters for a flight mode on the given route in the military aircraft MiG-29 (Su-27) format is given.

Надійшла до редакції
4 квітня 2007 року