

УДК 629.7.015

DOI: [https://doi.org/1034169/2414-0651.2020.4\(28\).57-65](https://doi.org/1034169/2414-0651.2020.4(28).57-65).**Е. С. ОСТАПЧУК**<https://orcid.org/0000-0002-8095-0203>**О. О. ГОЛОВІН,**

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>**О. О. РАССТРИГІН,**

доктор технічних наук, професор

<https://orcid.org/0000-0002-1483-6111>**С. В. ГЛАЗКОВА,**

кандидат технічних наук

<https://orcid.org/0000-0001-5541-2908>

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

ДО ПИТАННЯ ПОБУДОВИ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ В ЗАДАЧІ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ ПРИ ДОЗАПРАВЦІ ПАЛИВОМ В ПОВІТРІ

В роботі запропонована загальна математична постановка задачі автоматичного управління літальним апаратом при дозаправці паливом в повітрі, з розробкою нелінійної, нестационарної математичної моделі високої розмірності. Наведена математична модель дозволяє використовувати методики математичного моделювання на всіх етапах дозаправки та оцінити розроблені алгоритми автоматичного управління. Також запропонована модель дозволяє врахувати вплив літака-заправника на літак, який заправляється, та провести (при визначених обмеженнях) синтез алгоритмів автоматичного управління з урахуванням всіх існуючих збурюючих впливів та по їх узагальненій сукупності підвищити достовірність інформації для дозаправки літальних апаратів в повітрі.

Ключові слова: дозаправка паливом в повітрі, літальний апарат, безпілотний літальний апарат, нелінійні нестационарні диференціальні рівняння, система координат, синтез алгоритмів автоматичного управління, літак-заправник.

ВСТУП

Дозаправка паливом в повітрі – це процес перекачування палива з одного літального апарату (ЛА) на інший під час польоту [1, 2]. Дозаправка дозволяє ЛА, що заправляється, збільшити час активних дій в повітрі і злітати з більшим корисним навантаженням.

На теперішній час перед Повітряними Силами (ПС) Збройних Сил України (ЗСУ) стоять завдання розширення функціональних можливостей та ефективності застосування авіації ПС, що можливо, в тому числі, і за рахунок дозаправки паливом літаків в повітрі, а також забезпечення сумісності з літаками НАТО на таких етапах польоту [3 – 6]. На шляху до стандартів ведучих держав НАТО цей елемент бойової підготовки є необхідним для досягнення сумісності українських пілотів по алгоритмам дій з пілотами військово-повітряних сил країн-партнерів. Імовірно, що питання дозаправки у повітрі буде відпрацьовуватись на різних типах літаків під час чергових багатонаціональних військових навчань. Тому, цей режим польоту є важливим як для пілотованих, так і для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) [1, 2]. З точки зору навантаження на пілота, цей режим польоту є одним із самих важких та потребує тривалих тренувань для його впевненого виконання. Пропонується автоматизувати управління польотом при виконанні цього режиму, залишивши за пілотом функцію контролю за безпекою виконання режиму польоту. Застосування автоматичного режиму дозаправки паливом в повітрі суттєво розширяє можливості застосування ЛА тактичної авіації та БПЛА.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Завправка літака паливом в польоті, незалежно від типу літака, який заправляється і літака-заправника (ЛЗ), схем, які використовуються для дозаправки паливом в повітрі, відноситься до кола не тільки важливих, але й надзвичайно складних технічних та практичних завдань.

Політ будь-якого літака на заправку паливом складається із наступних послідовних етапів [7]:

- зустріч літака, який заправляється, з ЛЗ у визначеному районі;
- маневр на зближення та догін ЛЗ;
- заняття вихідного положення для зцепки (контактування);
- контактування;
- вхід у стрій заправки паливом у польоті;
- політ у строю заправки (безпосередньо перекачка палива з ЛЗ);
- розчеп і розходження літаків.

На етапі стикування ЛА, який заправляється, підходить до ЛЗ із задньої полусфери і знизу, та виконує процес стикування заправної штанги з конусом шлангу, з якого буде подаватися паливо. При заправці паливо перекачується з ЛЗ в ЛА. ЛА, який заправляється, повинен намагатися підтримувати постійне положення щодо ЛЗ для збереження надійного з'єднання системи “штанга – конус” або “штанга – горловина”.

Етап розстикування починається, як тільки закінчена процедура перекачування палива. Літак, який заправився, знижує швидкість і відділяється від ЛЗ (рис. 1).

Етапи польоту на дозаправку паливом літаків в повітрі



Рис. 1. Етапи польоту на дозаправку паливом в повітрі.

Таке поетапне розділення польоту на заправку паливом в повітрі обумовлено тим, що траєкторія, режими польоту та закони управління на кожному етапі суттєво відрізняються. При цьому, для кожного етапу має бути своя мета, досягнення якої важливо, як само по собі, так і у розумінні можливості переходу до наступних етапів, які забезпечують виконання завдання в цілому. У зв'язку з цим можливі не всі траєкторії та режими польоту, які можуть бути реалізовані за допомогою управління, яке є у розпорядженні, а тільки ті, які відповідають тим чи іншим вимогам оптимальності.

Розрахування руху літака на кожному етапі польоту дозаправки в повітрі є складним завданням. Рішення цього завдання ґрунтується на застосуванні загальних методів теорії оптимальних процесів управління.

Проблемі дослідження динаміки руху літака, який заправляється, присвячено багато робіт, в яких, в основному, оцінюються можливості здійснення точного пілотування літака та шляхи покращення його льотних характеристик. Так, наприклад, у роботі В. Д. Курбесова [7] отримані важливі результати випробувань впливу характеристик стійкості, керованості, а також різних зовнішніх факторів (турбулентності атмосфери, супутнього сліду та інших) на точність, керованість та імовірність успішного контактування з заправним конусом ЛЗ. Також, розглянуті питання практичної аеродинаміки та методика виконання дозаправки конкретних літаків у роботі [6].

Разом з тим, питання математичного рішення задачі стабілізації руху літака на етапах зближення, контактування та польоту у строю заправки у відомій літературі практично не висвітлені і не достатньо вивчені. Це обумовлено специфічними особливостями вирішення цієї задачі та певними труднощами математичного моделювання керованого руху літака.

Експерименти з дозаправки паливом в повітрі почалися в двадцятих роках минулого століття [1], але задача автоматичного управління ЛА під час дозаправки на даний час не вирішена у повному обсязі.

Завдання автоматизованої дозаправки паливом ЛА в повітрі включає декілька підзадач [2]:

- визначення точного відносного положення ЛЗ. Операція дозаправки вимагає від ЛА (БПЛА) перебувати в безпосередній близькості від ЛЗ, тому ЛА (БПЛА) повинен мати достовірну інформацію про його стан щодо реальних параметрів руху ЛЗ;
- система управління ЛА (БПЛА) повинна забезпечувати високоточний процес управління стикуванням заправної штанги з конусом шлангу ЛЗ та оперативно реагувати на команди бортового обчислювального комплексу верхнього рівня або оператора щодо припинення дозаправки;
- необхідно забезпечити уніфікацію конструкції стикувальних вузлів та елементів заправки паливом в повітрі для безпілотних і пілотованих літаків. Така уніфікація необхідна для зниження вартості обладнання для дозаправки, забезпечення готовності парку ЛЗ до виконання таких операцій. Обмеження по вазі, габаритам і конструктивним особливостям вимагають доопрацювання існуючих пристроїв стикування і в цілому обладнання для дозаправки;
- забезпечення всепогодної дозаправки в складних метеоумовах.

Досвід випробувань і експлуатації різних систем заправки паливом у польоті [1, 2, 6, 7] показує, що найбільші труднощі визивають етапи контактування та польоту у строю заправки. Однією із причин ускладнення пілотування літака по реалізації цих етапів польоту є те, що літак, який заправляється, знаходиться у безпосередній близькості від ЛЗ. Тому, підвищується

небезпека потрапляння літака у супутній слід ЛЗ, а також існує висока імовірність їх зіткнення. У зв'язку з цим на практиці чітко регламентується [6, 7] значення відносної швидкості зближення літаків, інтервалу між ними, пониження, дистанції між літаками на кожному із етапів польоту на дозаправку літаків в повітрі.

Управляти ЛА, який заправляється, під час дозаправки набагато складніше, ніж у звичайному польоті через вихрове поле (супутнього сліду) ЛЗ.

На додаток до цього, у міру того як ЛА на першому етапі наближається до ЛЗ, для способу “штанга – конус”, конус починає робити коливальні рухи через пориви вітру від вихрового поля ЛЗ. Стиковка штанги ЛА з конусом шлангу ЛЗ стає нетривіальним завданням. Для пілотованих ЛА ці труднощі долаються адаптацією пілота. Крім того, детальний огляд досліджень з проблеми дозаправки паливом в повітрі виявив низку невирішених завдань в галузі автоматичного управління ЛА в процесі дозаправки.

Так, використання моделі динаміки конуса для вироблення упереджувального управління неможливо, тому що існуюча модель не забезпечує необхідну ймовірність стикування в умовах впливу турбулентності та дії супутнього сліду від ЛЗ. У разі автоматичної (автоматизованої) дозаправки ЛА (БПЛА) ці завдання можуть бути вирішені шляхом розробки адаптивних систем управління для етапу підльоту і стикування.

Таким чином, в рамках завдання управління ЛА (БПЛА) в процесі дозаправки паливом в повітрі формуються чотири підзадачі:

- етап 1. Зустріч літака, який заправляється, з ЛЗ у

визначеному районі. Маневр на зближення та догін ЛЗ;

- етап 2. Маневрування, з метою стикування штанги дозаправки з конусом дозаправки;

- етап 3. Вхід у стрій заправки. Підтримка постійної висоти і швидкості польоту для забезпечення безпечного перекачування палива з ЛЗ на ЛА (БПЛА), який заправляється;

- етап 4. Маневрування, з метою безпечного розстикування і відходу ЛА (БПЛА), який заправився, від ЛЗ.

Мета статті – розробка загальної математичної моделі (ММ) процесу дозаправки паливом в повітрі для подальшої розробки технічних засобів систем автоматичного управління (САУ) процесом дозаправки паливом в повітрі та їх оцінки, які дозволять пілотованим і безпілотним ЛА виконувати дозаправку в автоматизованому і автоматичному режимах.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Структура САУ під час дозаправки паливом в повітрі орієнтується на приладове забезпечення прототипу сучасного БПЛА типу Х-47В.

Отже, вважається, що БПЛА і ЛЗ укомплектовані необхідним набором датчиків кутових швидкостей обертання і перевантажень, навігаційною системою, що забезпечує вимір кутів крену, тангажу, курсу і швидкості, системою супутникової навігації, оптичною системою визначення та вимірювання відносного положення штанги і конуса. Передбачається також можливість обміну інформацією між двома ЛА (БПЛА). Далі для спрощення у якості моделі ЛА (БПЛА), який заправляється, і ЛЗ розглядається один тип літального апарату (рис. 2).

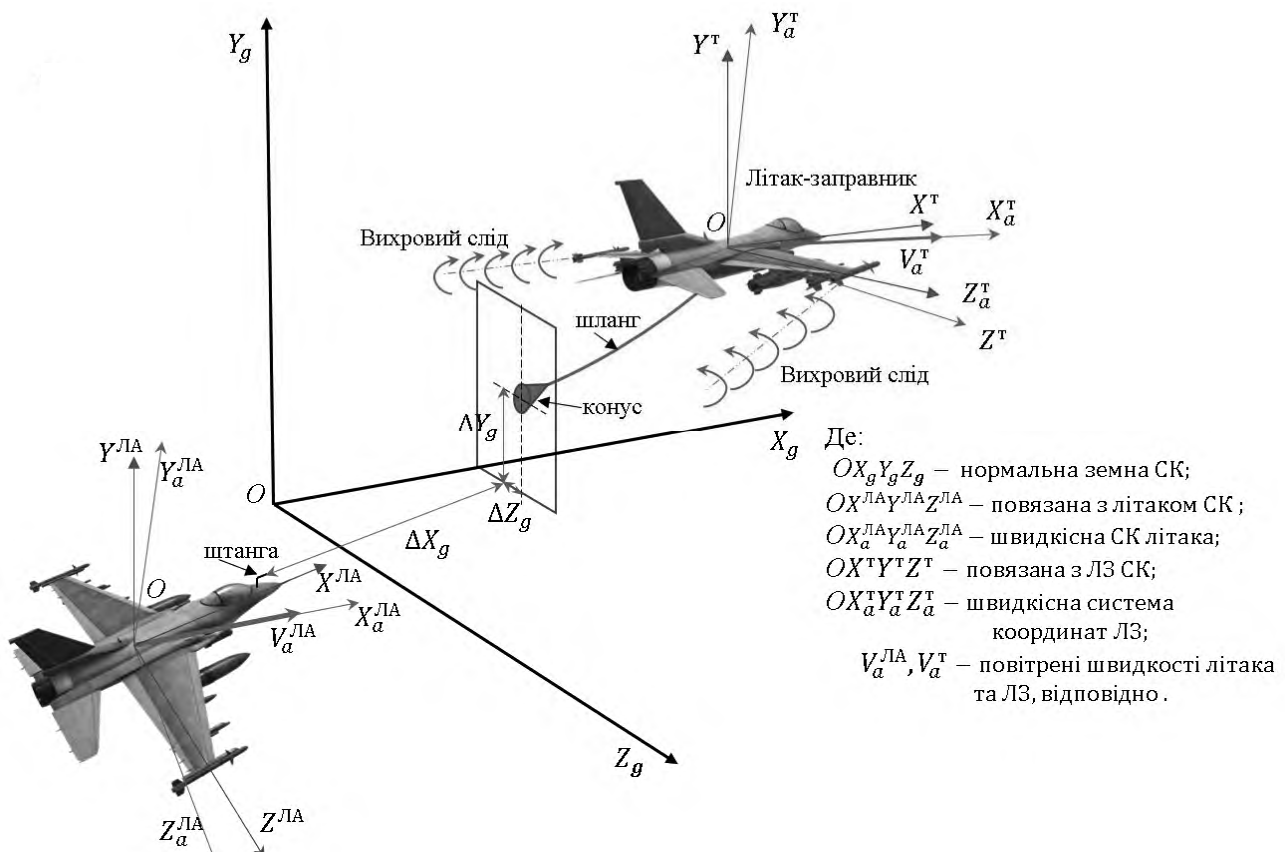


Рис. 2. Схема кінематичних зв'язків літаків при дозаправці паливом в повітрі

В процесі дозаправки (в тому числі і стикування) ЛЗ виконує прямолінійний горизонтальний політ при постійній швидкості. Необхідно забезпечити підхід ЛА (БПЛА) до ЛЗ. Алгоритм (контур) автоматичного управління повинен забезпечувати таке управління рухом ЛА (БПЛА), який заправляється, при якому виконується стикування штанги і конуса дозаправки, при цьому неузгодженість між кінчиком штанги і центром конуса в площині, перпендикулярній осі конуса, повинна бути не більше 0,4 м, а відносна швидкість зближення штанги і конуса повинна бути в межах 1,5 ... 2,5 м [6, 7].

У загальному випадку рух ЛА описується системою нелінійних нестационарних диференціальних рівнянь (ННДР) [8 – 11]. Оскільки розглянута нами модель системи дозаправки паливом в повітрі включає в себе ЛА (БПЛА), який дозаправляється, ЛЗ і рухливі елементи системи дозаправки паливом у повітрі, то система рівнянь включає опис всіх цих елементів. Загальний вигляд системи ННДР буде таким:

$$\dot{x}(t) = f(t, x(t), u(t), d(t)), \quad (1)$$

де $x(t)$ – вектор змінних простору стану системи з розмірністю $\dim x = n$; $u(t)$ – вектор управління з розмірністю $\dim u = m$; $d(t)$ – вектор збурюючих впливів, що залежить від часу, з розмірністю $\dim d = r$; t – час.

Введемо припущення, що в даному випадку система складається з двох незалежних об'єктів: ЛЗ і ЛА (БПЛА), який заправляється, (це вірно, якщо розглядати завдання до моменту стикування заправної штанги і конуса шлангу, а їх аеродинамічний взаємовплив вважати зовнішнім збуренням (*), пов'язаних між собою тільки кінематичними зв'язками з вектором їх стану $y(t)$ з розмірністю $\dim y = e$). Тоді можна розділити загальну систему рівнянь на дві незалежні, і виділити систему рівнянь, що описують зв'язок вектора $y(t)$ з векторами стану, управління і збурення об'єктів:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = f_1(t, x_1(t), u_1(t), d_1(t)); \\ \dot{x}_2(t) = f_2(t, x_2(t), u_2(t), d_2(t)); \\ y(t) = f_3(t, x_1(t), u_1(t), d_1(t), x_2(t), u_2(t), d_2(t)), \end{cases} \quad (2)$$

де $x_1(t)$, $u_1(t)$, $d_1(t)$ – вектори стану, управління, збурення ЛА (БПЛА), який заправляється; $x_2(t)$, $u_2(t)$, $d_2(t)$ – вектори стану, управління, збурення ЛЗ, $y(t)$ – вихідний вектор об'єкта управління.

*Примітка: Якщо розглядати аеродинамічний взаємовплив ЛЗ і ЛА (БПЛА), який заправляється, частиною опису об'єкта управління, тоді незалежними можна вважати вектори управління і збурення параметрів (2 *).

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = f_1(t, x_1(t), x_2(t), u_1(t), d_1(t)); \\ \dot{x}_2(t) = f_2(t, x_1(t), x_2(t), u_2(t), d_2(t)); \\ y(t) = f_3(t, x_1(t), u_1(t), d_1(t), x_2(t), u_2(t), d_2(t)). \end{cases} \quad (2^*)$$

Специфіка завдання етапу стикування літака, який заправляється, і ЛЗ полягає в наступному: вона займає малий часовий проміжок, отже зміни маси і моментів інерції ЛА незначні або ними можна знехтувати.

Враховуються обґрунтовані умови, що конструкція ЛА є абсолютно жорсткою (не деформується), політ відбувається при експлуатаційних кутах тангажу, справедлива гіпотеза стаціонарності. Тоді ММ ЛА (БПЛА) відповідно до (1) без керуючих сил описується системою рівнянь динаміки (3) з розмірністю $n=12$ [9 – 11].

В системі рівнянь (3) прийняті наступні позначення: m – маса ЛА (БПЛА); P – тяга двигунів ЛА (БПЛА); $\varphi_{\text{дв}}$ – кут установки двигунів; X , Y , Z – сили, що діють за осями ЛА; $I_x^{\text{ЛА}}$, $I_y^{\text{ЛА}}$, $I_z^{\text{ЛА}}$ – моменти інерції ЛА;

$V_x^{\text{ЛА}}$, $V_y^{\text{ЛА}}$, $V_z^{\text{ЛА}}$ – лінійні швидкості руху ЛА в

пов'язаній системі координат; $\omega_x^{\text{ЛА}}$, $\omega_y^{\text{ЛА}}$, $\omega_z^{\text{ЛА}}$ – кутові

швидкості руху ЛА; $\psi^{\text{ЛА}}$, $\gamma^{\text{ЛА}}$, $\vartheta^{\text{ЛА}}$ – кути курсу, крену,

тангажу ЛА; $M_x^{\text{ЛА}}$, $M_y^{\text{ЛА}}$, $M_z^{\text{ЛА}}$ – моменти, що діють

навколо відповідних осей ЛА (БПЛА); $X_g^{\text{ЛА}}$, $Y^{\text{ЛА}} = H^{\text{ЛА}}$, –

лінійні координати ЛА в земній системі координат (рис. 3).

Перші дев'ять рівнянь системи (3) записані в пов'язаній з ЛА (БПЛА) системі координат (СК), останні три записані у нормальній земній СК. Правильний вибір СК в значній мірі спрощує математичний опис об'єкта управління та визначений у роботі [8].

Для повного моделювання процесів на інших етапах дозаправки паливом в повітрі необхідно додати цю систему рівнянь системою (4), яка дозволить провести моделювання зустрічі літака і ЛЗ, а також моделювати весь спектр завдань дозаправки паливом в повітрі. Тоді, ММ доповнюється наступними змінними: $V_\alpha^{\text{ЛА}}$; θ ; Ψ , де, відповідно, повітряна швидкість літака, кут нахилу траєкторії, швидкісний кут riskання.

В якості додаткових рівнянь для замикання ММ потрібно використати три співвідношення (5), які встановлюють зв'язок між кутами, характеризуючи положення вказаних вище координат.

Модель динаміки руху ЛЗ описується аналогічною системою рівнянь (3 – 5). Але, так як ЛЗ виконує прямолінійний горизонтальний політ з постійною швидкістю, то цілий ряд параметрів стану приймає постійні значення:

$$\psi^T = \gamma^T = 0; \vartheta^T = \text{const}; \omega_x^T = 0; \omega_y^T = 0; \omega_z^T = 0;$$

$$V_x^T = \text{const};$$

$$V_y^T = \text{const}; V_z^T = 0; H^{\text{ЛА}} = \text{const}; Z_g^{\text{ЛА}} = 0;$$

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{dV_x^{LA}}{dt} &= \frac{(P \cdot \cos(\varphi_{\text{ДВ}}) - X)}{m} - \omega_z^{LA} \cdot V_y^{LA} + \omega_y^{LA} \cdot V_z^{LA} - g \cdot \sin \vartheta^{LA}; \\
\frac{dV_y^{LA}}{dt} &= \frac{(Y + P \cdot \sin(\varphi_{\text{ДВ}}))}{m} - \omega_z \cdot V_x + \omega_x \cdot V_z - g \cdot \cos \vartheta^{LA} \cdot \cos \gamma^{LA}; \\
\frac{dV_z^{LA}}{dt} &= \frac{Z}{m} - g \cdot \cos \vartheta^{LA} \cdot \sin \gamma^{LA} - \omega_x^{LA} \cdot V_y - \omega_y^{LA} \cdot V_z^{LA}; \\
\frac{d\omega_x^{LA}}{dt} &= \frac{M_x^{LA} - (I_z^{LA} - I_y^{LA}) \cdot \omega_y^{LA} \cdot \omega_z^{LA}}{I_x^{LA}}; \\
\frac{d\omega_y^{LA}}{dt} &= \frac{M_y^{LA} - (I_x^{LA} - I_z^{LA}) \cdot \omega_x^{LA} \cdot \omega_z^{LA}}{I_y^{LA}}; \\
\frac{d\omega_z^{LA}}{dt} &= \frac{M_z^{LA} - (I_y^{LA} - I_x^{LA}) \cdot \omega_x^{LA} \cdot \omega_y^{LA}}{I_z^{LA}}; \\
\frac{d\gamma^{LA}}{dt} &= \omega_x^{LA} - (\omega_y^{LA} \cos \gamma^{LA} - \omega_z^{LA} \sin \gamma^{LA}) \cdot \tan \vartheta^{LA}; \\
\frac{d\vartheta^{LA}}{dt} &= \omega_z^{LA} \cos \gamma^{LA} + \omega_y^{LA} \sin \gamma^{LA}; \\
\frac{d\psi^{LA}}{dt} &= \frac{(\omega_y^{LA} \cos \gamma^{LA} - \omega_z \sin \gamma^{LA})}{\cos \vartheta^{LA}}; \\
\frac{dX_g^{LA}}{dt} &= V_x^{LA} \cos \vartheta^{LA} \cos \psi^{LA} - V_y^{LA} \left(\cos \gamma^{LA} \sin \vartheta^{LA} \cos \psi^{LA} \right) + \\
&\quad + V_z^{LA} (\cos \gamma^{LA} \sin \psi^{LA} - \sin \gamma^{LA} \sin \vartheta^{LA} \cos \psi^{LA}); \\
\frac{dH^{LA}}{dt} &= V_x^{LA} \sin \vartheta^{LA} + V_y^{LA} \cos \gamma^{LA} \cos \vartheta^{LA} - V_z^{LA} \sin \gamma^{LA} \cos \vartheta^{LA}; \\
\frac{dZ_g^{LA}}{dt} &= -V_x^{LA} \cos \vartheta^{LA} \sin \psi^{LA} + V_y^{LA} \left(\cos \gamma^{LA} \sin \vartheta^{LA} \sin \psi^{LA} \right) + \\
&\quad + V_z^{LA} (\cos \gamma^{LA} \cos \psi^{LA} - \sin \gamma^{LA} \sin \vartheta^{LA} \sin \psi^{LA}).
\end{aligned} \right. \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{dV_a^{LA}}{dt} &= \frac{1}{g} [P \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta - X \cdot \cos \beta + Z \cdot \sin \beta - mg \cdot \sin \theta]; \\
\frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{g \cdot V_a^{LA}} [P \cdot (\sin \alpha \cdot \cos \gamma^c + \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \gamma^c)] - \\
&\quad - X \cdot \sin \beta \cdot \sin \gamma^c + Y \cdot \cos \gamma - Z \cdot \sin \gamma^c \cdot \cos \beta - mg \cos \theta; \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{g \cdot V_a^{LA}} \cdot \left[\begin{aligned} &P \cdot (\sin \alpha \cdot \sin \gamma^c - \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma^c) + \\ &X \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma^c + \\ &Y \cdot \sin \gamma^c + Z \cdot \cos \gamma^c \cdot \cos \beta \end{aligned} \right].
\end{aligned} \right. \quad (4)$$

$$\left\{ \begin{aligned}
&\sin \beta = [\sin \theta \cdot \sin \gamma^{LA} \cdot \cos(\Psi - \psi^{LA}) - \cos \gamma^{LA} \cdot \sin(\Psi - \psi^{LA})] \cdot \cos \theta - \\
&\quad - \cos \vartheta^{LA} \cdot \sin \gamma^{LA} \cdot \sin \theta; \\
&\sin \alpha = \left[\begin{aligned} &(\sin \vartheta^{LA} \cdot \cos \gamma^{LA} \cdot \cos(\Psi - \psi^{LA}) + \sin \gamma^{LA} \cdot \sin(\Psi - \psi^{LA})) \cdot \\ &\quad \cdot \cos \theta - \cos \vartheta^{LA} \cos \gamma^{LA} \cdot \sin \theta \end{aligned} \right] / \cos \beta; \\
&\sin \gamma^c = \frac{(\sin \theta \cdot \sin \beta + \cos \vartheta \cdot \sin \gamma^{LA})}{\cos \theta \cdot \cos \beta}.
\end{aligned} \right. \quad (5)$$

$$\frac{dX_g^T}{dt} = V_x^T \cos \vartheta^T - V_y^T \sin \vartheta^T. \quad (6)$$

Можна показати, що сформований варіант кінематичних рівнянь зв'язку (2), набуває остаточного вигляду:

$$\left\{ \begin{aligned}
\Delta X_g &= X_g^{\text{кон}} - X_g^{\text{шт}}; \\
\Delta Y_g &= Y_g^{\text{кон}} - Y_g^{\text{шт}}; \\
\Delta Z_g &= Z_g^{\text{кон}} - Z_g^{\text{шт}}; \\
\Delta V_{xg} &= V_{xg}^{\text{кон}} - V_{xg}^{\text{шт}}; \\
\Delta V_{yg} &= V_{yg}^{\text{кон}} - V_{yg}^{\text{шт}}; \\
\Delta V_{zg} &= V_{zg}^{\text{кон}} - V_{zg}^{\text{шт}};
\end{aligned} \right. \quad (7)$$

де $\Delta X_g, \Delta Y_g, \Delta Z_g$ – неузгодженість поточного становища

штанги і конуса в земній СК; $X_g^{\text{кон}}, Y_g^{\text{кон}}, Z_g^{\text{кон}}$ –

координати конуса в земній СК; $X_g^{\text{шт}}, Y_g^{\text{шт}}, Z_g^{\text{шт}}$ –

координати кінця штанги в земній СК; $V_{xg}^{\text{кон}}, V_{yg}^{\text{кон}}, V_{zg}^{\text{кон}}$ –

швидкість переміщення конуса в земній СК; $V_{xg}^{\text{шт}}, V_{yg}^{\text{шт}}, V_{zg}^{\text{шт}}$ –

швидкість переміщення кінця штанги в земній СК;

$\Delta V_{xg}, \Delta V_{yg}, \Delta V_{zg}$ – швидкість зміни неузгодженості поточного становища штанги і конуса в земній СК.

Координати положення кінця штанги в земній СК залежать від положення центру мас (ЦМ) ЛА (БПЛА), який заправляється, і положення кінця штанги щодо ЦМ:

$$\begin{cases} X_g^{\text{шт}} = X_g^{\text{ЛА}} + X_{\text{шт}} \cdot \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} + Y_{\text{шт}} \cdot \begin{pmatrix} \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \gamma^{\text{ЛА}} \\ -\cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \cos \gamma^{\text{ЛА}} \end{pmatrix} + \\ \quad + Z_{\text{шт}} \cdot \begin{pmatrix} \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \gamma^{\text{ЛА}} \\ +\cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \sin \gamma^{\text{ЛА}} \end{pmatrix}; \\ Y_g^{\text{шт}} = Y_g^{\text{ЛА}} + X_{\text{шт}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} + Y_{\text{шт}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \cos \gamma^{\text{ЛА}} - Z_{\text{шт}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \sin \gamma^{\text{ЛА}}; \\ Z_g^{\text{шт}} = Z_g^{\text{ЛА}} - X_{\text{шт}} \cdot \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} + Y_{\text{шт}} \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \gamma^{\text{ЛА}} \\ +\sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \cos \gamma^{\text{ЛА}} \end{pmatrix} + \\ \quad + Z_{\text{шт}} \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \gamma^{\text{ЛА}} \\ -\sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \sin \gamma^{\text{ЛА}} \end{pmatrix}, \end{cases} \quad (8)$$

де $X_{\text{шт}}, Y_{\text{шт}}, Z_{\text{шт}}$ – координати кінця штанги в пов'язаній СК щодо ЦМ ЛА (БПЛА).

Аналогічний кінематичний зв'язок має місце для конуса, закріпленого на кінці шлангу, який випускається з універсального підвісного агрегату заправки (УПАЗ) ЛЗ:

$$\begin{cases} X_g^{\text{кон}} = X_g^T + X^{\text{кон}} \cdot \cos \psi^T \cdot \cos \vartheta^T + Y^{\text{кон}} \times \\ \quad \times \begin{pmatrix} \sin \psi^T \cdot \sin \gamma^T \\ -\cos \psi^T \cdot \sin \vartheta^T \cdot \cos \gamma^T \end{pmatrix} + Z^{\text{кон}} \cdot \begin{pmatrix} \sin \psi^T \cdot \cos \gamma^T \\ +\cos \psi^T \cdot \sin \vartheta^T \cdot \sin \gamma^T \end{pmatrix} + X_g^K; \\ Y_g^T = Y_g^T + X^T \cdot \sin \vartheta^T + Y^{\text{кон}} \cdot \cos \vartheta^T \cdot \cos \gamma^T - Z^{\text{кон}} \cdot \cos \vartheta^T \times \\ \quad \times \sin \gamma^T + Y_g^K; \\ Z_g^{\text{кон}} = Z_g^T - X^{\text{кон}} \cdot \sin \psi^T \cdot \cos \vartheta^T + Y^{\text{кон}} \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi^T \cdot \sin \gamma^T \\ +\sin \psi^T \cdot \sin \vartheta^T \cdot \cos \gamma^T \end{pmatrix} + \\ \quad + Z^{\text{кон}} \cdot \begin{pmatrix} \cos \psi^T \cdot \cos \gamma^T \\ -\sin \psi^T \cdot \sin \vartheta^T \cdot \sin \gamma^T \end{pmatrix} + Z_g^K. \end{cases} \quad (9)$$

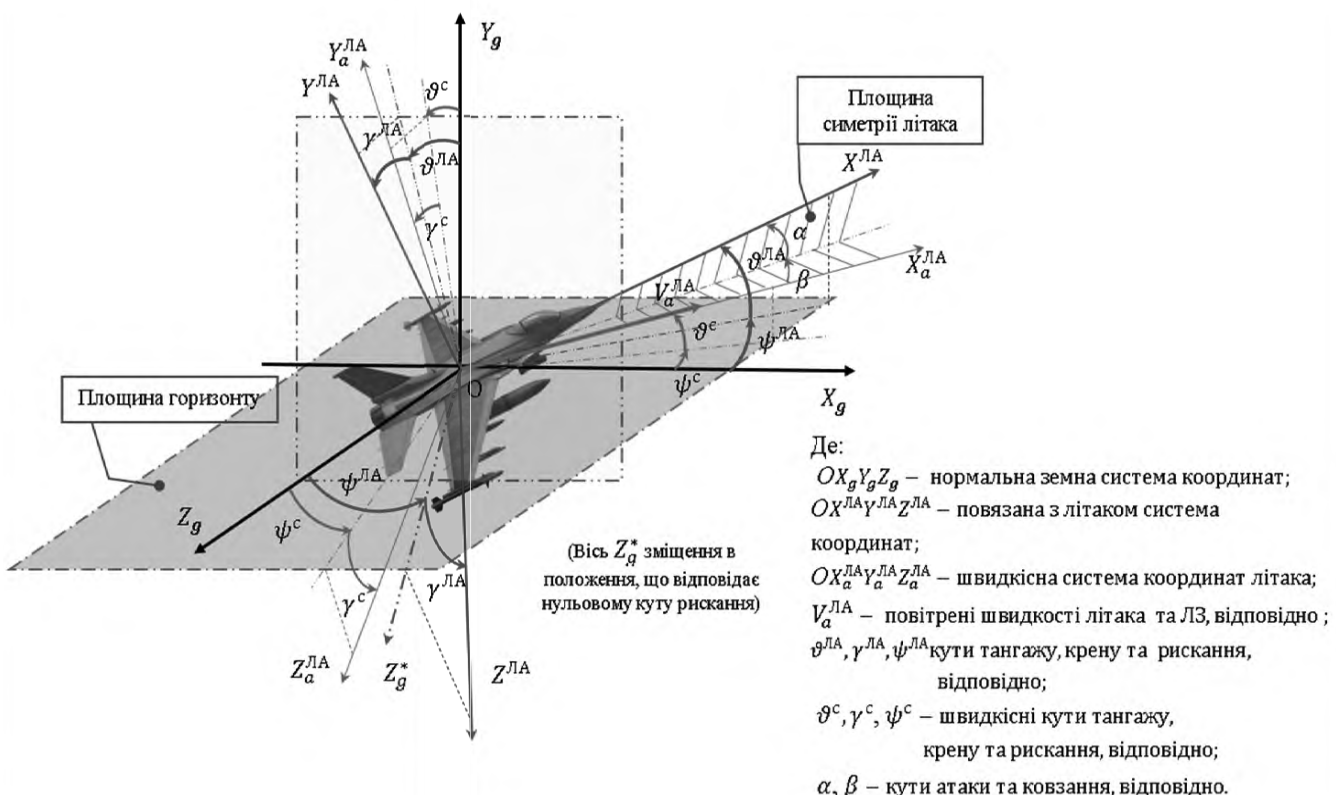


Рис. 3. Системи координат літака, які використовуються при моделюванні процесу дозаправки паливом літаків в повітрі.

де $X^{\text{кон}}, Y^{\text{кон}}, Z^{\text{кон}}$ – координати точки кріплення шлангу в пов'язаній СК щодо ЦМ ЛЗ, X_g^k, Y_g^k, Z_g^k – координати конуса щодо точки кріплення шлангу в земній СК, X_g^T, Y_g^T, Z_g^T – лінійні координати ЛЗ в земній СК.

Якщо врахувати параметри польоту ЛЗ і розташування УПАЗ ($\psi^T = 0, \gamma^T = 0, Z_g^T = 0, Z^{\text{кон}} = 0$) то система рівнянь (7) значно спрощується:

$$\begin{cases} X_g^{\text{кон}} = X_g^T + X^{\text{кон}} \cdot \cos \vartheta^T - Y^{\text{кон}} \cdot \sin \vartheta^T + X_g^k; \\ Y_g^{\text{кон}} = Y_g^T + X^{\text{кон}} \cdot \sin \vartheta^T + Y^{\text{кон}} \cdot \cos \vartheta^T + Y_g^k; \\ Z_g^{\text{кон}} = Z_g^k. \end{cases} \quad (10)$$

З урахуванням розташування штанги на ЛА ($Y^{\text{шт}} = 0$ і $Z^{\text{шт}} = 0$) спроститься система рівнянь (6):

$$\begin{cases} X_g^{\text{шт}} = X_g^{\text{ЛА}} + X^{\text{шт}} \cdot \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}}; \\ Y_g^{\text{шт}} = Y_g^{\text{ЛА}} + X^{\text{шт}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}}; \\ Z_g^{\text{шт}} = Z_g^{\text{ЛА}} - X^{\text{шт}} \cdot \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}}. \end{cases} \quad (11)$$

Продиференціювавши ліву і праву частини системи рівнянь (10, 11) з урахуванням $\vartheta^T = \text{const}$ і $Y_g^T = \text{const}$, можна отримати систему рівнянь для

$$\begin{cases} \dot{X}_g^{\text{кон}} = \dot{V}_{xg}^{\text{кон}} = \dot{V}_{xg}^T + \dot{V}_{xg}^K; \\ \dot{Y}_g^{\text{кон}} = \dot{V}_{yg}^{\text{кон}} = \dot{V}_{yg}^K; \\ \dot{Z}_g^{\text{кон}} = \dot{V}_{zg}^{\text{кон}} = \dot{V}_{yg}^K. \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{X}_g^{\text{шт}} = \dot{V}_{xg}^{\text{шт}} = \dot{V}_{xg}^{\text{ЛА}} - X^{\text{шт}} \cdot \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \dot{\psi}^{\text{ЛА}} - \\ - X^{\text{шт}} \cdot \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \dot{\vartheta}^{\text{ЛА}}; \\ \dot{Y}_g^{\text{шт}} = \dot{V}_{yg}^{\text{шт}} = \dot{V}_{yg}^{\text{ЛА}} + X^{\text{шт}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \dot{\vartheta}^{\text{ЛА}}; \\ \dot{Z}_g^{\text{шт}} = \dot{V}_{zg}^{\text{шт}} = \dot{V}_{zg}^{\text{ЛА}} - X^{\text{шт}} \cdot \cos \psi^{\text{ЛА}} \cdot \cos \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \dot{\psi}^{\text{ЛА}} + \\ + X^{\text{шт}} \cdot \sin \psi^{\text{ЛА}} \cdot \sin \vartheta^{\text{ЛА}} \cdot \dot{\vartheta}^{\text{ЛА}}. \end{cases} \quad (13)$$

Моменти ($M_x^{\text{ЛА}}, M_y^{\text{ЛА}}, M_z^{\text{ЛА}}$) і сили (X, Y, Z), діючі на ЛА (БПЛА), можуть бути представлені у вигляді (14):

$$\begin{cases} M_x^{\text{ЛА}} = M_{xA}(H, M, \beta, \omega_x, \omega_y, \delta_E) + M_{x\text{доп}} + M_{x\text{дз}}; \\ M_y^{\text{ЛА}} = M_{yA}(H, M, \beta, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \delta_H, \delta_E) + M_{y\text{доп}} + M_{y\text{дз}}; \\ M_z^{\text{ЛА}} = M_{zA}(H, M, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B) + M_{z\text{доп}} + M_{z\text{дз}}; \\ X = X(H, M, \alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_E) + X_{\text{дз}} + X_{\text{доп}}; \\ Y = Y(H, M, \alpha, \beta, \delta_B, \delta_E) + Y_{\text{дз}} + Y_{\text{доп}}; \\ Z = Z(H, M, \alpha, \beta, \delta_H, \delta_E) + Z_{\text{дз}} + Z_{\text{доп}}. \end{cases} \quad (14)$$

В системі рівнянь (14) використовуються такі символи:

$\delta_E, \delta_H, \delta_B$ – відхилення елеронів, керма напірну, керма висоти, відповідно;

$\alpha, \dot{\alpha}$ – кут атаки, похідна кута атаки, відповідно;

$\beta, \dot{\beta}$ – кут ковзання, похідна кута ковзання, відповідно;

H – висота;

M – число Маха;

$M_{zA}(H, M, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B)$, $M_{xA}(H, M, \beta, \omega_x, \omega_y, \delta_E)$, $M_{yA}(\beta, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \delta_H, \delta_E)$ – складова моменту по куту тангажу, крену, рискання, відповідно, без урахування впливів, що збурюють, і взаємодії ЛА (БПЛА), який заправляється, і ЛЗ;

$M_{z\text{дз}}, M_{x\text{дз}}, M_{y\text{дз}}$ – складова поздовжнього моменту, моменту крену, моменту по рисканню, відповідно, обумовлені взаємодією ЛА (БПЛА), який заправляється, і ЛЗ;

$M_{z\text{доп}}, M_{x\text{доп}}, M_{y\text{доп}}$ – інші складові поздовжнього моменту, моменту по крену, моменту по рисканню, відповідно, ці складові містять в собі вітрові збурення, зміну центрування літального апарату в залежності від залишку палива;

$X_A(H, M, \alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_E)$, $Y_A(H, M, \alpha, \beta, \delta_B, \delta_E)$, $Z_A(H, M, \alpha, \beta, \delta_H, \delta_E)$ – складова сили лобового опору, підйомної сили, бічної сили, відповідно, без урахування впливів, що збурюють, і взаємодії ЛА (БПЛА), який заправляється, і ЛЗ;

$X_{\text{дз}}, Y_{\text{дз}}, Z_{\text{дз}}$ – складова сили лобового опору, підйомної сили, бічної сили, відповідно, обумовлені взаємодією ЛА (БПЛА), який заправляється, і ЛЗ;

$X_{\text{доп}}, Y_{\text{доп}}, Z_{\text{доп}}$ – інші складові лобового опору, підйомної сили, бічної сили, відповідно. Ці складові містять в собі вітрові збурення та вплив несиметричних підвісок.

ВИСНОВКИ

Підвищення бойової ефективності застосування ЛА (БПЛА) повітряних сил шляхом дозаправки літаків в повітрі безпосередньо зв'язано з завданням попереднього математичного моделювання процесів дозаправки на всіх етапах для оцінки ефективності дії алгоритмів автоматичного управління літаком.

В роботі сформована математична модель автоматичної дозаправки ЛА (БПЛА) з урахуванням систем ЛА (БПЛА) – ЛЗ, динаміки руху заправної штанги; динаміки руху конуса і наведена постановка задачі автоматичного управління на етапі зближення ЛА (БПЛА) з ЛЗ та безпосередньо стикуванням, що описується системою ННДР. Розроблена ММ дозволяє використовувати методики математичного моделювання на всіх етапах дозаправки та оцінити розроблені алгоритми автоматичного управління. Крім того, вона також дозволяє врахувати вплив ЛЗ на літак, який заправляється, та провести (при визначених обмеженнях) синтез алгоритмів автоматичного управління з урахуванням всіх існуючих збурюючих впливів та по їх узагальненій сукупності підвищити достовірність отриманих результатів розроблених алгоритмів для автоматичної дозаправки ЛА в повітрі.

Наступним етапом наукових досліджень планується пошук шляхів певного спрощення математичних моделей з метою послідовного синтезу алгоритмів автоматичного управління ЛА (БПЛА) для етапу

маневрування та контактування з конусом шланги ЛЗ. Крім того, передбачається вирішення певного кола завдань під час створення алгоритмічного забезпечення автоматичної дозаправки БПЛА та пілотованих ЛА у різному сполученні (БПЛА+БПЛА; БПЛА+ЛА; ЛА+БПЛА) тощо.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Smith, R.K. (1998). Seventy Five Years of Inflight Refueling, Highlights, 1923 – 1998. Air Force History and Museum Program, U.S. Government Printing Office. Washington, D.C., P. 457.
2. Nalepka, J.P. & Hinchman, J.L. Automated Aerial Refueling: Extending the Effectiveness of Unmanned Air Vehicles. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 15 – 18 August. San Francisco. California. USA. AIAA 2005-6005.
3. Тактическая авиация ВСУ возобновляет полеты с дозаправкой в воздухе, которые не проводили более 20 лет. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://interfax.com.ua/news/video/629119.html>.
4. STANAG 3447 AIR-TO-AIR (AERIAL) REFUELLING EQUIPMENT: PROBE-DROGUE INTERFACE CHARACTERISTICS. EDITION/ÉDITION 5, 28 June/juin 2016 NSO (AIR) 0730 (2016) AAR/3447.
5. STANAG 3971AIR-TO-AIR REFUELLING ATP-56 EDITION 7/ÉDITION 7, 18 November, 2013. NSA(AIR)1362 (2013) AAR/3971.
6. Mao, W. & Eke, F.O. (2008). A Survey of the Dynamics and Control of Aircraft During Aerial Refueling. Nonlinear Dynamics and Systems Theory. № 8(4). Pp. 375—388.
7. Курбесов В.Д., Беленький М.Л., Гунин Ю.Н., Шишин В.В., Воротынцев В.И. Некоторые вопросы методики заправки самолетов топливом в полете. Самолеты и вертолеты: сб. научн.-тр. п/я В-8759. 1978. № 120. Вып. 16. С. 71—82.
8. ГОСТ 20058—80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере, Термины, определения и обозначения. [Дата введения 1981—07—01]. 1981. 54 с.
9. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение. 1978. 350 с.
10. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение. 1983. 320 с.
11. Асланян А.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. Ч. 1. Киевское ВВАИУ. 1987. 350 с.

REFERENCES

1. Smith, R.K. (1998). Seventy Five Years of Inflight Refueling, Highlights, 1923 – 1998. Air Force History and Museum Program, U.S. Government Printing Office. Washington, D.C., P. 457.
2. Nalepka, J.P. & Hinchman, J.L. Automated Aerial Refueling: Extending the Effectiveness of Unmanned Air Vehicles. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 15 – 18 August. San Francisco. California. USA. AIAA 2005-6005.
3. “Tactycheskaia aviatsia VSU vozobnovliaet polyoty s dozapravkoi v vozdukh, kotorye ne provodilis 20 let”, [Tactical aviation of the Armed Forces resumes flights with refueling in the air, which have not been conducted for more than 20 years]. Available at: <https://interfax.com.ua/news/video/629119.html>.
4. STANAG 3447 AIR-TO-AIR (AERIAL) REFUELLING EQUIPMENT: PROBE-DROGUE INTERFACE CHARACTERISTICS. EDITION/ÉDITION 5, 28 June/juin 2016 NSO (AIR) 0730 (2016) AAR/3447.
5. STANAG 3971AIR-TO-AIR REFUELLING ATP-56 EDITION 7/ÉDITION 7, 18 November, 2013. NSA(AIR)1362 (2013) AAR/3971.
6. Mao, W. & Eke, F.O. (2008). A Survey of the Dynamics and Control of Aircraft During Aerial Refueling. Nonlinear Dynamics and Systems Theory. № 8(4). Pp. 375—388.
7. Kurbesov, V.D., Belinkiy, M.L., Gunin, Y.N., Schyschyn, V.V. & Vorotynchev, V.I. (1978). “Nekotorye voprosy metodiki zapravki samoletov toplivom v polyote” [Some questions about the method of refueling aircraft in flight] Planes and helicopters: proc. n/i B-8759. № 120. Iss. 16. Pp. 71—82.
8. “GOST 20058—80 Dynamika polyota letatelnykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniia i oboznacheniiia” [GOST 20058-80 Dynamics in atmosphere, Terms, Definitions and Designations]. [Effective from 1981—07—01]. 1981. 54 p.
9. Buschgens, G.S. & Studnev, R.V. (1978). “Dynamika prodolnogo i bokovogo dvizhenia” [Dynamics of longitudinal and lateral movement]. M.: Mechanical engineering. 350 p.
10. Buschgens, G.S. & Studnev, R.V. (1983). “Dynamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie” [The dynamics of the plane. Spatial movement]. M.: Mechanical engineering. 320 p.
11. Aslanian, A.E. (1987). “Systemy avtomaticheskogo upravlenia poletom letatelnykh apparatov” [Automatic Flight Control Systems]. P. 1. K.: VVAIU. 350 p.

**Ostapchuk E., Holovin O., Rasstrygin O.,
Glazkova S.**

**TO THE ISSUE OF BUILDING A
MATHEMATICAL MODEL IN THE TASK OF
AUTOMATIC CONTROL OF AIRCRAFT WHEN
REFUELING FUEL IN THE AIR**

The work suggests a general mathematical setting of the task of automatic control of the aircraft when refueling fuel in the air, with the development of a nonlinear, non-stationary mathematical model of high dimensions.

The decomposition of the original nonlinear non-stationary system of large size and the task of aircraft control at the stage of convergence and docking with the tanker refueling process for a sequential set of subsystems and scalar tasks of aircraft control based on the properties of the small maneuverability of the aircraft in the task of refueling fuel in the air.

This mathematical model allows you to use mathematical modeling techniques at all stages of refueling and evaluate the developed algorithms of automatic control.

In addition, the article formed the main tasks of automatic refueling by fueling aircraft in the air, including several subtasks:

- *determination of the exact relative position of aircraft;*
- *the aircraft control system should provide a precision control process for docking a refueling rod with a clover hose of a refueling aircraft;*
- *it is necessary to ensure the unification of the design of docking units and fueling elements in the air for unmanned and manned aircraft;*
- *ensuring all-weather refueling in complex weather conditions.*

The proposed mathematical model will allow modeling fuel refueling in the air, taking into account the tasks of automatic refueling with the assessment of each subtask.

Also, the proposed model allows to take into account the impact of the refueling aircraft on the refueling aircraft and to carry out (under certain limitations) the synthesis of automatic control algorithms taking into account all existing perturbing influences and on their generalized aggregate to increase the accuracy of information for refueling aircraft in the air.

Keywords: fuel refueling in the air, aircraft, unmanned aerial vehicle, nonlinear non-stationary differential equations, coordinate system, synthesis of automatic control algorithms, refueling aircraft.

Відомості про авторів:

Остапчук Едуард Станіславович

Заступник начальника науково-дослідного відділу розвитку засобів захисту та живучості озброєння та військової техніки науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Сухопутних військ Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8095-0203>
e-mail: eduardkapital@ukr.net

Information about the authors:

Eduard Ostapchuk

Deputy Head of the Research Department for the Development of Protection and Survivability of Weapons and Military Equipment of the Research Department for the Development of Armament and Military Equipment of the Ground Forces of the Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8095-0203>
e-mail: eduardkapital@ukr.net

Головін Олексій Олександрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
Заступник начальника інституту з морально-психологічного забезпечення Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>
e-mail: a_a_golovin@ukr.net

Oleksii Holovin

Candidate of Engineering Sciences
Senior Research
Deputy Chief of Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine for morale and psychological support,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-4662-4559>
e-mail: a_a_golovin@ukr.net

Расстригин Александр Олексійович

доктор технічних наук
професор
головний науковий співробітник науково-дослідного управління розвитку озброєння та військової техніки Військово-Морських Сил Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1483-6111>
e-mail: a_a_golovin@ukr.net

Oleksandr Rasstrygin

Doctor of Technical Sciences
Professor
Chief Scientific Officer of the Research Department for the Development of Armament and Military Equipment of the Naval Forces of the Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1483-6111>
e-mail: aleks.rasstr@gmail.com

Глазкова Світлана Валентинівна

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5541-2908>

Glazkova Svitlana Valentynivna

Candidate of Engineering Sciences
Senior Research of Central Research Institute of Armament and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5541-2908>

Стаття надійшла до редколегії 08.11.2020.