



УКРАЇНА

(19) UA (11) 40288 (13) U
(51) МПК
B64C 39/02 (2009.01)МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ
НА КОРИСНУ МОДЕЛЬвидається під
відповідальність
власника
патенту

(54) ДВОМОТОРНИЙ БЕЗПІЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ

1

2

(21) u200814168

(22) 09.12.2008

(24) 25.03.2009

(46) 25.03.2009, Бюл. № 6, 2009 р.

(72) КУЛИК МИКОЛА СЕРГІЙОВИЧ, UA, ХАРЧЕНКО ВОЛОДИМИР ПЕТРОВИЧ, UA, МАТІЙЧИК МИХАЙЛО ПЕТРОВИЧ, UA

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, UA

(57) 1. Двомоторний безпілотний літальний апарат, що містить підняте над гондолою на двох пілонах прямокутне у плані крило, тягнучу та штовхаючу силові установки, причому тягнуча перенесена на лінію половини розмаху крила впритул до його передньої кромки, також містить

зворотне V-подібне хвостове оперення з додатковим вертикальним кілем, що встановлене на одній балці, закріпленій на лінії половини розмаху крила у верхній частині його профілю, який **відрізняється** тим, що крило виконане стрілоподібним і трапецієподібним у плані і встановлене на одному центральному пілоні, силові установки виконані в аеродинамічних кільцях і змінюють свій вектор тяги, а зворотне V-подібне хвостове оперення виконано без додаткового кіля.

2. Двомоторний безпілотний літальний апарат за п. 1, який **відрізняється** тим, що може бути виконаний одномоторним з тягнучою силовою установкою або одномоторним з штовхаючою силовою установкою.

Корисна модель відноситься до безпілотних літальних апаратів (БЛА) багаторазового використання, які застосовуються для задоволення потреб цивільної авіації при здійсненні різних видів авіаційних робіт: аерофотознімальних, патрульних, тощо. Вказана корисна модель може широко використовуватись, як носій змінного бортового обладнання у залежності від поставленої цільової задачі.

Відомі двомоторні БЛА, які призначені для досягнення значної тривалості та далькості польоту. Цільовою задачею для них є перебування на заявленій висоті впродовж тривалого часу згідно вимог процесу, що обслуговується. Переважно для них застосовується схема поздовжнього розміщення силових установок (СУ), що забезпечує ефективніше перебалансування БЛА при відмові одного з двигунів, проти схеми з поперечним розміщенням двигунів, яка застосовується у пілотованій авіації.

За цією схемою побудовано ряд БЛА, зокрема двомоторний безпілотний літальний апарат спеціального призначення [патент на корисну модель України, №33977; опубл. у Бюл. №14 від 25.07.2008].

Проте вказаний БЛА володіє рядом недоліків, зокрема підвищеним коефіцієнтом аеродинамічного опору, що впливає з наявності між центропланом крила, пілонами та гондолою фюзеляжу кана-

лу, який створює додатковий аеродинамічний опір. Крім того, прямокутне у плані крило хоч і є технологічне у виконанні, однак знижує аеродинамічну якість, що потребує додаткової витрати палива при виконанні тривалих польотів. При відмові однієї з СУ можливості системи автоматичного керування БЛА можуть бути недостатніми для компенсування пікіруючого чи кабрируючого моментів, від чого БЛА може безперервно втрачати чи набирати висоту або періодично коливатися відносно поперечної осі.

В основу корисної моделі покладено задачу підвищення льотно-технічних характеристик двомоторного безпілотного літального апарату спеціального призначення шляхом удосконалення його компоновальної схеми, що дасть можливість забезпечити зниження його аеродинамічного опору, усунення його коливання у разі відмови однієї з силових установок і на цій основі підвищити ефективність від його застосування при виконанні авіаційних робіт.

Поставлена задача удосконалити корисну модель вирішується тим, що у двомоторному безпілотному літальному апараті, крило виконане стрілоподібним і трапецієподібним у плані і встановлене на одному центральному пілоні, силові установки виконані в аеродинамічних кільцях і змінюють свій вектор тяги, а «ве V» – подібне хвостове оперення встановлене без додаткового кіля.

(19) UA (11) 40288 (13) U

Стрілоподібність крила забезпечить БЛА підвищення його шляхової стійкості та дозволить не встановлювати додатковий киль, що одночасно приведе до зменшення матеріаломісткості конструкції та габаритного розміру БЛА по висоті. Трапецієподібність крила та встановлення його на одному, центральному пілоні забезпечить підвищення аеродинамічної якості БЛА та як наслідок - зниження витрати палива на найвигіднішому крейсерському режимі (режим, який відповідає максимальній дальності польоту).

Застосування СУ з змінним вектором тяги дозволить швидше усунути небажані коливання БЛА відносно поперечної осі (OZ) у разі відмови однієї з СУ. Це виникатиме внаслідок появи відновлювальних моментів від тяги відносно центру мас БЛА. Крім того, відомо, що СУ з повітряними гвинтами в аеродинамічному кільці збільшують коефіцієнт корисної дії повітряних гвинтів і зменшують витрату палива на крейсерському режимі польоту. Також при наземному обслуговуванні БЛА виключається можливість травмування персоналу відкритими повітряними гвинтами під час роботи двигунів.

Поряд з цим, за вказаною схемою двомоторного безпілотного літального апарату, внаслідок демонтажу однієї з СУ можна отримати одномоторний БЛА відповідно з верхньою або одномоторний з нижньою СУ. Це приведе до розширення сфери його застосування відповідно до виду виконуваних авіаційних робіт та маси корисного навантаження.

Фіг.1. Проекції двомоторного БЛА з силовими установками з змінними кутами векторів тяги.

Фіг.2. Схема отримання відновлювальних моментів від тяги силових установок.

Фіг.3. Вигляд з боку одномоторної версії БЛА з тягнутою силовою установкою.

Фіг.4. Вигляд з боку одномоторної версії БЛА з штовхаючою силовою установкою.

Двомоторний БЛА з силовими установками з змінними кутами векторів тяги (Фіг.1) є крилатим літальним апаратом з крилом, винесеним на пілоні, та хвостовим оперенням оберненого, «ве \vee » - подібного типу без вертикального кіля. Хвостова балка піднята над крилом. Крило, хвостова балка, оперення та фюзеляжна гондола утворюють літальний апарат загальноприйнятої, нормальної схеми. Нижня частина пілона з'єднана з фюзеляжною гондолою, у якій розміщене корисне навантаження, запас палива, систему автоматичного управління та інші системи БЛА та задня СУ. Нижня частина гондoli використовується для монтажу оптичного та іншого обладнання огляду нижньої півсфери простору, кріплення злітно-посадкових пристроїв, а її задня частина - для монтажу СУ. У передній частині гондoli розміщено оптичне обладнання огляду передньої півсфери простору та радіoeлектронне обладнання БЛА.

Конструктивно БЛА складається з двох половин крила 1, центроплану 2, хвостової балки 3, «ве \vee » - подібного оберненого хвостового оперення 4, передньої 5 та задньої 6 СУ, центрального пілона 7, фюзеляжної гондoli 8, парашутного відсіку 9, та злітно - посадкового пристрою (шасі) 10.

СУ 5 та 6 складаються з багатолопатевого повітряного гвинтів 11, аеродинамічних кілець 12 та двигунів 13. Кільця 12 одночасно грають роль захисного пристрою від пошкодження персоналу під час обслуговування СУ на землі. У комплексі вказані СУ утворюють повітряно - кільцеві рушії (ПКР). СУ можуть повертатися у вертикальній площині на кут відносно шарнірів 14 та 15. Для одномоторної версії БЛА з верхньою силовою установкою (Фіг.3) на місце задньої СУ монтується хвостовий обтічник 16.

Для пояснення необхідності у зміні кутів векторів тяги СУ слід розглянути схему (Фіг. 2).

Відомо, що на встановленому режимі горизонтального польоту БЛА, сума всіх моментів, яка розглядається, зокрема у його проекції на вертикальну площину, повинна дорівнювати:

$$\sum M_{oz} = 0 \quad (1)$$

У суму включені моменти від аеродинамічних сил та сил тяги, що виникають у хвостовій $M_{xb,oz}$ та носовій $M_{noc,oz}$ частинах проекції БЛА на вказану площину ($M_{xb,oz}$ та $M_{noc,oz}$ розділені віссю oy). Коли з якихось причин співвідношення (1) перетворюється у нерівність, це означатиме, що БЛА буде знаходитися на перехідному режимі, який ініціюється за планом польоту або не штатно.

Для вказаної схеми, моменти від нижньої і верхньої СУ $M_{п}$ (момент на пікірування) та $M_{к}$ (момент на кабрирування) входять до (1) на умовах встановлення векторів їх сил тяги під кутами $\varphi_{в.0}$ та $\varphi_{н.0}$, що забезпечує ті значення $M_{п}$ та $M_{к}$, коли БЛА знаходиться у встановленому горизонтальному польоті. При цьому моменти $M_{п}$ та $M_{к}$ є протилежними за напрямком і рівними за величиною, а аеродинамічні моменти БЛА є незмінні.

Моменти $M_{п}$ та $M_{к}$ є добутками векторів сил $F_{в.0}$ та $F_{н.0}$ та плечей їх дії $l_{р.в.}$ та $l_{р.н.}$, які є рівнодійними в трикутниках, що складаються з плечей від горизонтальних складових l_v та l_n і вертикальних складових $l_{г.в.}$ та $l_{г.н.}$. Кути $\varphi_{в.0}$ та $\varphi_{н.0}$ - кути між проекцією вектора горизонтальної швидкості БЛА - $V_{г.п}$ та векторами сил $F_{в.0}$ та $F_{н.0}$.

Слід зауважити, що у цьому положенні сили $F_{в.0}$ та $F_{н.0}$ викликають свої вертикальні складові, відповідно $F_{в.у.0}$ та $F_{н.у.0}$, які розривають протидіючі моменти $M_{п.в.0}$ та $M_{к.в.0}$. Сили $F_{в.у.0}$ та $F_{н.у.0}$ можна знайти з співвідношень:

$$F_{в.у.0} = F_{в.0} \cdot \operatorname{tg} \varphi_{в.0} \quad (2)$$

$$F_{н.у.0} = F_{н.0} \cdot \operatorname{tg} \varphi_{н.0} \quad (3)$$

Значення сил (2) та (3) - це їх початкові значення, що відповідають кутам $\varphi_{в.0}$ та $\varphi_{н.0}$ на БЛА.

Результуючі сил $F_{в.0}$ та $F_{н.0}$ і сил $F_{в.у.0}$ та $F_{н.у.0}$, відповідно $F_{в.р.0}$ та $F_{н.р.0}$ спрямовані паралельно вектору горизонтальної швидкості БЛА - $V_{г.п}$. Протидіючі моменти $M_{п.в.0}$ та $M_{к.в.0}$ протилежні за напрямками відповідно як до $M_{п}$ та $M_{к}$ так і один до одного. У встановленому горизонтальному польоті

$$M_{п.в.0} = M_{к.в.0} \quad (4)$$

У не штатному режимі польоту, що може виникнути від зупинки однієї з СУ, падінні потужності одного з двигунів СУ, пошкодженні повітряного гвинта, тощо, вказані моменти стануть нерівними, тобто:

$$M_{п} \neq M_{к} \quad (5)$$

$$M_{п.в.0} \neq M_{к.в.0} \quad (6)$$

Відповідно умова (1) набуде вигляду: $\Sigma M_{oz} \neq 0$.

У залежності від того, який момент буде більший M_{Γ} чи M_K . БЛА переходитиме у режим пікірування або у режим кабрирування. Різниця у величинах моментів приведе до появи шкідливого моменту $M_{\text{шк}}$.

$$M_{\Gamma} - M_K = M_{\text{шк}} \quad (7)$$

Він власне і буде чинником коливань (розбалансування) БЛА відносно осі OZ. Для вказаної схеми БЛА, розбалансування усувається шляхом повертання СУ на кути, відмінні від $\varphi_{B,0}$ та $\varphi_{H,0}$. При цьому повинен виникати відновлювальний момент M_B , який протидіятиме $M_{\text{шк}}$.

Для прикладу, розглянемо виникнення M_B для випадку зупинки нижньої СУ БЛА. Відповідно $M_{\Gamma} > M_K$ та $M_{\Gamma, B, 0} > M_{K, B, 0}$ і шкідливий момент $M_{\text{шк}}$ виникає, як різниця: $M_{\Gamma} - M_K = M_{\text{шк}}$.

Відновлювальний момент M_B виникне на верхній СУ, з збільшенням кута $\varphi_{B,0}$ до значення $\varphi_{B,1}$. Тоді величина сили $F_{B,0}$ знизиться до значення $F_{B,1}$, натомість згідно (2), її вертикальна складова $F_{B,y,0}$ зросте до значення:

$$F_{B,y,1} = F_{B,1} \cdot \lg \varphi_{B,1}.$$

Відновлювальний момент M_B , що ініціюється силою $F_{B,y,1}$ буде дорівнювати:

$$M_B = F_{B,y,1} \cdot l_{p,v} \quad (8)$$

Незначними змінами довжини плеча $l_{p,v}$ можна знехтувати. Згідно схемою (Фіг.2) M_B буде протилежним за напрямком до $M_{\text{шк}}$. При умові, що за величиною $M_B = M_{\text{шк}}$ співвідношення (1) знову набере вигляду:

$$\Sigma M_{oz} = 0$$

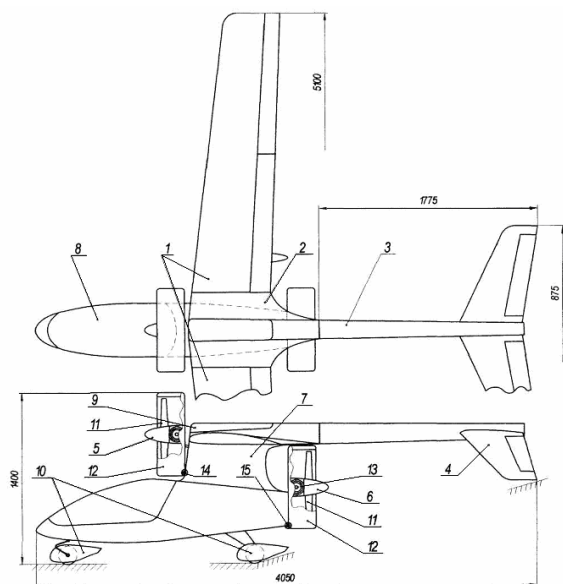
Величина сили тяги верхньої силової установки знизиться до рівня:

$$F_{B,1} = F_{B,y,1} / \lg \varphi_{B,1}.$$

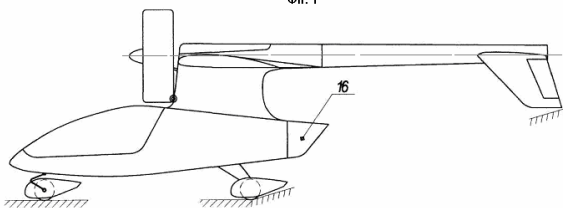
Напрямок вектора результуючої $F_{B,p,1}$ співпадатиме з напрямком горизонтальної швидкості БЛА - $V_{\Gamma,p}$. Управління кутами векторів тяги силових установок БЛА включено в контур каналу тангажу БЛА.

ОСНОВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВОМОТОРНОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

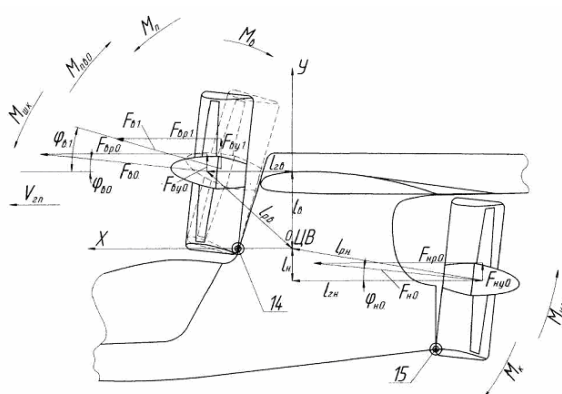
1. Стартова маса БЛА, кг	150
2. Маса корисного навантаження, кг	40
3. Розмах крила, м	5,1
4. Максимальна швидкість, км/год	250
5. Крейсерська швидкість, км/год	180
6. Потужність двигунів, кВт	2×11 = 22
7. Макс. віддалення в автоматичному режимі, км	500
8. Макс. висота польоту, м	3000
10. Макс. тривалість польоту, год	6



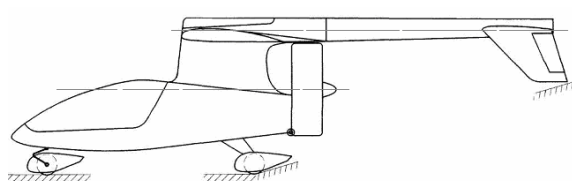
Фіг. 1



Фіг. 3



Фіг. 2



Фіг. 4