

УДК 629.7.077.4

В. М. Синєглазов, д-р техн. наук, проф.,
М. Ф. Тупіцин, канд. техн. наук

СПОСІБ ПОСАДКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Інститут електроніки та систем управління НАУ, e-mail: iesy@nau.edu.ua

Запропоновано спосіб посадки літального апарата за допомогою додатково створеного штучного повітряного потоку. Визначено ряд завдань для реалізації цього способу. Проведено експериментальне вимірювання швидкостей потоку в газодинамічній установці.

Ключеві слова: газодинамічна установка, вентилятор, повітряний потік, повна швидкість, поздовжня складова швидкості, вимірювання швидкості.

Вступ та аналіз проблеми. Для посадки літального апарата (ЛА) традиційно використовують колісні шасі [1]. Водночас розроблено ряд способів безшасійної посадки ЛА.

Відомий спосіб, що реалізований у системі посадки ЛА, за яким його гальмують за допомогою випущеного вгору гальмівного гака й поперечно натягнутого на місці посадки троса або каната [2; 4], має такі недоліки:

- необхідна висока точність пілотування ЛА для зачеплення троса гальмівним гаком, інакше можливе пошкодження конструкції ЛА або обертового гвинта;
- необхідно мати високі опори для троса, або амортизатори, або пристрій, що підхоплює, під нижньою точкою ЛА;
- прив'язка ЛА до визначеного місця його посадки обмежує можливості його застосування.

Другий відомий спосіб посадки ЛА полягає в тому, що після завершення програми польотів ЛА виходить у заданий район посадки, де його двигуни вимикають і гальмують, послідовно задіюючи гальмівний і посадковий парашути, причому вузол кріплення посадкового парашута розміщують поблизу центра мас ЛА. Безпосередньо перед приземленням, за сигналом від датчика зі штирком знижують до 6 м/с вертикальну швидкість ЛА, вмикаючи гальмівний твердопаливний ракетний двигун, а приземлюється ЛА на трюхоопорне шасі п'яткового типу [3; 4].

Для реалізації такого способу посадки необхідно мати гальмівний і посадковий парашути, які можуть не відкритися або тільки частково відкритися, що може призвести до руйнування ЛА. Крім того, ЛА не повністю витрачає кінетичну енергію руху і має велику вертикальну швидкість під час посадки (до 6 м/с), що може негативно позначитися на його подальшому функціонуванні. Такий спосіб посадки не можна застосовувати у разі складних погодних умов, наприклад, під час сильного вітру, оскільки після приземлення ЛА може виявитися у важкодоступному місці або мати пошкодження конструкції.

Ще однією відомою системою посадки ЛА є система посадки ЛА «Динго» за допомогою шасі на повітряній подушці [5]. Система розміщена внизу ЛА і містить: турбовентиляторний агрегат, несучу платформу, обмежену з боків двома сигароподібними надувними балонами, а попереду й позаду – щитками.

За такої системи посадки корисне навантаження ЛА знижується, оскільки на його борту доводиться перевозити надлишкові елементи конструкції, що забезпечують посадку на повітряну подушку. Ця система посадки потребує установлення спеціальних пристроїв механічного гальмування ЛА для повної витрати кінетичної енергії його руху у зв'язку з його майже безконтактним рухом на повітряній подушці.

Усіх цих недоліків позбавлений запропонований нижче спосіб посадки ЛА.

Постановка завдання. Удосконалити спосіб посадки ЛА шляхом змінення процесу посадки, що за рахунок інтенсивної витрати під час посадки повної кінетичної енергії його руху і зменшення посадкової дистанції дозволить уникнути руйнування елементів конструкції ЛА,

наприклад, консолей, радіоелектронних блоків та ін. Крім того, цей спосіб посадки дозволить підвищити вагу корисного навантаження ЛА.

Сутність пропонованого способу. Пропонований спосіб посадки ЛА полягає у вимиканні двигунів ЛА та гальмуванні його у заданому районі посадки; гальмування досягається додатково створеним штучним повітряним потоком від основної газодинамічної установки. Літальний апарат спрямовують за дотичною до осі цього штучного повітряного потоку, швидкість якого зменшують до нуля під час входження центра мас ЛА в простір над заданим районом посадки, одночасно вмикають додаткову газодинамічну установку, що створює додатковий штучний повітряний потік, вмикають двигуни ЛА і закріплюють його при торканні заданого місця посадки. Такий спосіб пояснюється конкретним прикладом, показаним на рис. 1.

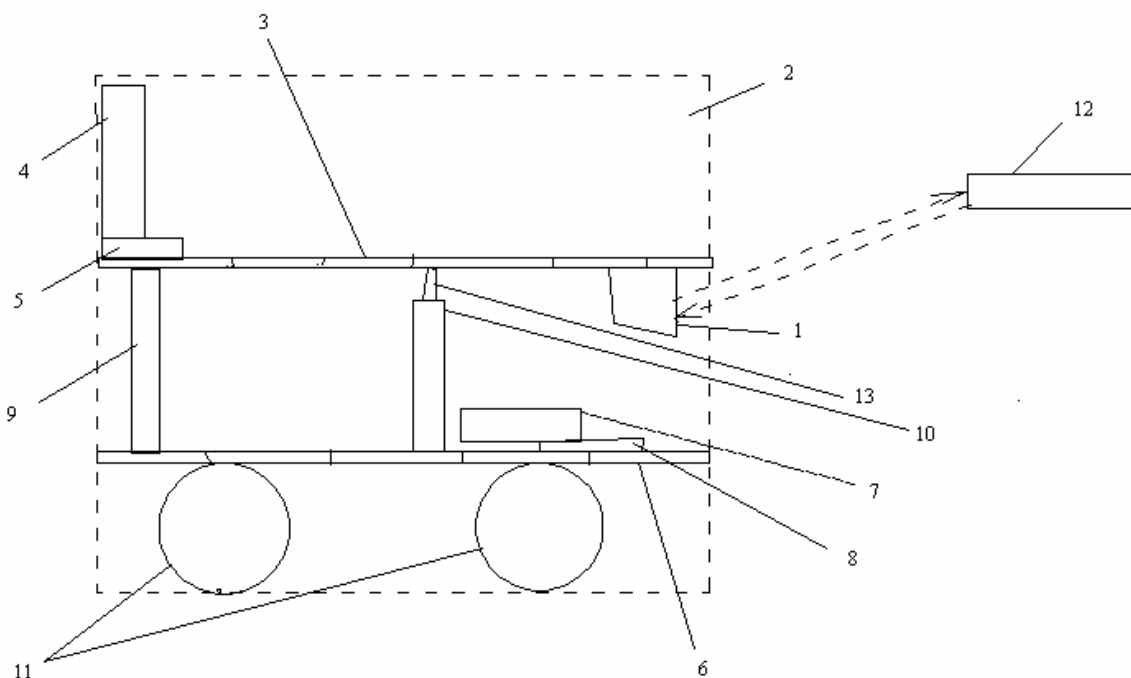


Рис. 1. Пристрій для безшасійної посадки ЛА

Як показано на рис. 1, пристрій посадки ЛА містить пульт керування 1, який з'єднаний з несучою платформою 2, що включає верхню перфоровану пластину 3, основну газодинамічну установку, наприклад, вентиляторний агрегат 4 і динамічний привід 5, нижню перфоровану пластину 6, додаткову газодинамічну установку, наприклад, вентиляторний агрегат 7 і динамічний привід 8, гідравлічні підйомники 9 і 10, надувні балони 11. Крім того, пульт керування 1 має радіозв'язок з ЛА 12. Перфоровані пластини 3 та 6 зв'язані гідравлічним підйомником 9 та гідравлічним підйомником 10 з шарнірним стояком 13 зверху. Нижня перфорована пластина 6 закріплена на надувних балонах 11.

Запропоновано пристрій посадки ЛА, який складається з несучої платформи на двох надувних балонах, та газодинамічної установки, причому несуча платформа містить дві – верхню і нижню перфоровані пластини, які з'єднані з одного боку через стояк з шарніром з одним гідравлічним підйомником, а з другого – з другим гідравлічним підйомником, причому на ребрах верхньої перфорованої пластини, зв'язаної з газодинамічною установкою, що є основною, розміщено елементи закріплення ЛА.

Заходячи на посадку, ЛА поступово переходить від руху в вільному повітрі до руху в штучному повітряному потоці, створення якого дозволяє знизити власну горизонтальну складову повітряної швидкості польоту ЛА до нуля. Траєкторія руху ЛА на кінцевій ділянці збігається з віссю штучного повітряного потоку, оскільки в цьому випадку найбільш раціонально використовується енергія штучного повітряного потоку. Горизонтальна складова

земної швидкості польоту ЛА буде зменшуватися в міру його підходу до основної газодинамічної установки, розташованої на фіксованій відстані від заданого району посадки. Штучний повітряний потік від основної газодинамічної установки організований таким чином, щоб швидкість на осі цього штучного повітряного потоку в середині платформи дорівнювала горизонтальній складовій власної повітряної швидкості польоту ЛА. У момент порівнювання до власної повітряної швидкості польоту ЛА та штучного повітряного потоку від основної газодинамічної установки горизонтальна складова земної швидкості ЛА стає нульовою.

Зі зменшенням швидкості штучного повітряного потоку V від основної газодинамічної установки до нуля і одночасного зниження тяги двигунів $P_{\text{дв}}$ ЛА можна забезпечити з певною точністю рівність сил його аеродинамічного опору:

$$X = C_x \rho \frac{V^2}{2} S_M, \quad (1)$$

де C_x – коефіцієнт аеродинамічного опору ЛА; ρ – щільність повітря; S_M – характерна площа та величини $P_{\text{дв}}$. При цьому за рахунок енергії штучного повітряного потоку від основної газодинамічної установки інтенсивно витратиться енергія поступального руху ЛА, а піднімальна

сила $Y = C_Y \rho \frac{V^2}{2} S_M$, де C_Y – коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили ЛА – не буде зрівноважувати його силу ваги із-за зменшення повітряної швидкості і ЛА опуститься у місці посадки. Таким чином, посадкова дистанція буде істотно знижена. Вертикальна швидкість посадки у цьому випадку залежить від синхронності вимикання тяги двигунів ЛА та зниження швидкості штучного повітряного потоку від основної газодинамічної установки. Відбивання вертикальної швидкості V_v посадки ЛА та остаточне зниження до нуля його кінетичної енергії здійснюються додатковим штучним повітряним потоком, що створюється додатковою газодинамічною установкою. У разі поступового зменшення швидкості штучного повітряного потоку від додаткової газодинамічної установки ЛА плавно торкається заданого місця посадки і закріплюється.

Цей спосіб можна бути застосовувати під час сильного вітру постійного напрямку, причому швидкість штучного повітряного потоку в цьому разі має бути завищена (або знижена) на величину швидкості вітру, а посадкова платформа розташована проти вектора швидкості вітру (за його напрямком у противному разі).

Дозвуковий штучний повітряний потік, який створює основна газодинамічна установка, можна подати у вигляді вільного турбулентного струменя, наприклад, колової форми; поздовжні швидкості якого представлені у вигляді функції $V = f(r_c, l_c)$, де r_c – відстань від осі струменя до заданої точки; l_c – відстань від початкового перетину струменя до точки на осі. При цьому величини поздовжньої швидкості мають максимальну величину на його осі і спадають до нуля на зовнішній межі струменя, причому їх абсолютні величини зменшуються в міру віддалення від початкового перетину.

Для реалізації такого способу необхідно вирішити ряд завдань, а саме:

- оцінити необхідні розміри газодинамічних установок і параметри функції $V = f(r_c, l_c)$;
 - визначити необхідну енергію газодинамічних установок;
 - розрахувати оптимальні траєкторії посадки ЛА з урахуванням помилок навігаційних приладів;
 - розрахувати параметри конструкції пристрою посадки ЛА і т. ін.
- У цій роботі коротко розглянемо лише перше із цих завдань.

Оцінювання значень швидкостей потоку в газодинамічній установці. У розглянутому способі посадки ЛА важливо точно визначити ділянки рівномірного потоку повітря із заданою швидкістю. Для відпрацювання методики з перевірки величин і пульсацій швидкостей в струмені від газодинамічної установки проведено низку експериментів з побутовими вентиляторами, наявними в лабораторії. При цьому застосовували стандартний прилад SkyMate і

спеціально розроблений маятниковий пристрій для вимірювання швидкості (ПВШ) повітряного потоку, суть якого пояснюється за допомогою рис. 2.

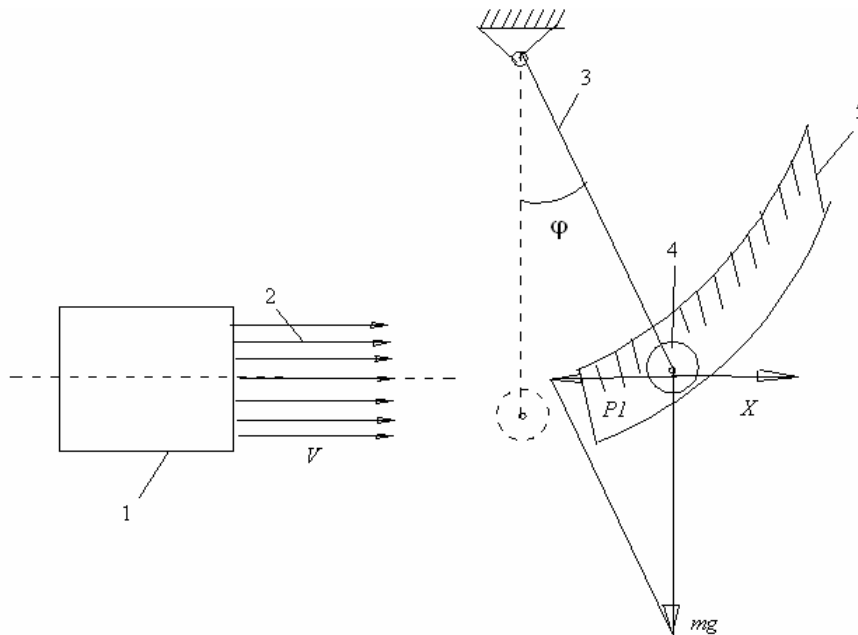


Рис. 2. Маятниковий пристрій для вимірювання швидкості повітряного потоку:
1 – вентилятор; 2 – повітряний потік; 3 – тонка довга нитка, закріплена в точці O; 4 – гладка порожниста пластмасова куля діаметром D; 5 – кутомір

Наявність двох вимірювачів швидкості пояснюється необхідністю вимірювати дві складові повної швидкості повітряного потоку (ПШПП): повздовжньої $V = V_n$ і нормальної складової V_n . Модуль величини ПШПП $V_{пл} = \sqrt{V_n^2 + V_n^2}$.

У повітряному потоці на кулю, згідно з рівнянням (1), діє сила аеродинамічного опору X , що зрівноважується силою $P1 = mgtg(\varphi)$, тобто

$$mgtg(\varphi) = C_x \rho \frac{V^2}{2} S_M. \quad (2)$$

Площа поперечного перерізу кулі $S_M = S = \frac{\pi D^2}{4}$. З рівняння (2) можна визначити величину V :

$$V = \sqrt{\frac{2mgtg(\varphi)}{C_x \rho S}}. \quad (3)$$

Універсальність ПВШ полягає в тому, що для збільшення діапазону вимірюваних швидкостей, згідно з рівнянням (3), повну величину маси кулі m можна змінити шляхом заповнення або вилучення сипучої маси з порожнистої кулі, наприклад, через отвір зверху. За допомогою ПВШ можна виміряти амплітуду та частоту пульсації швидкості в повітряному потоці.

Зовнішній вигляд приладу SkyMate показано на рис. 3.

Швидкість повітряного потоку, створюваного осесиметричним побутовим вентилятором з робочим діаметром 0,4 м, вимірювалася як на осі його симетрії за різних віддалень від вихідного перерізу вентилятора, так і в точках, зміщених від осі (рис. 4).

Характеристики приладу SkyMate:

Призначення – вимірювання швидкості і температури повітряного потоку;

Точність – швидкість повітряного потоку $\pm 3\%$;

Діапазон вимірювання – 0,5 ... 99 милі / год (0,45 ... 88,5 м / с);

Одиниці виміру – милі / год; км / год; м / с;

Показання – засновані на 5-, 10-, 13-секундних інтервалах.



Рис. 3. Прилад для вимірювання повітряної швидкості

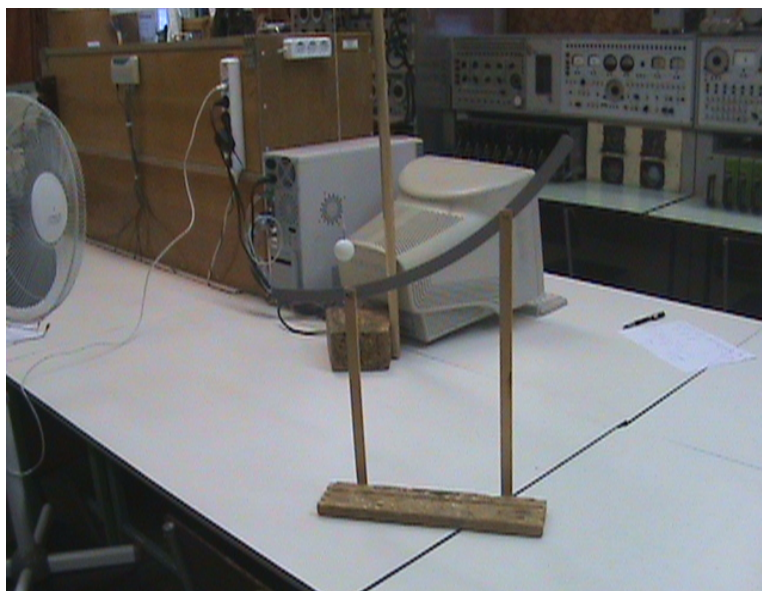


Рис. 4. Вимірювання PSS за допомогою маятникового пристрою

Результати вимірювань поздовжньої складової швидкості (ПСС) на осі симетрії вентилятора наведено в таблиці. Залежність PSS на осі симетрії вентилятора від величини l_c показано на рис. 5. Величини нормальної складової швидкості V_n , у виміряних точках, не перевищували значення 0,3 м/с і не враховувалися у розрахунках ПШПП. Як видно з рис. 4, повітряний потік обмежується екраном, розміщеним на відстані приблизно, 0,5 м від осі симетрії вентилятора, вносить певні похибки у вимірювання цих швидкостей. Отже, необхідно повторити експеримент без такого екрана.

Величини поздовжньої складової швидкості на осі симетрії вентилятора

l_c , м	0,43	0,51	0,62	0,73	0,84	1	1,09	3,5
V , м/с	3,6	3,6	3,3	3,0	2,6	2,4	2,2	0,3

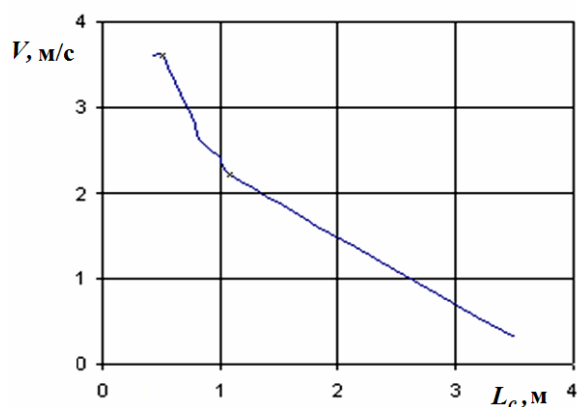


Рис. 5. Залежність поздовжньої складової швидкості на осі вентилятора від дальності до початкового перетину струменя

Необхідні розміри газодинамічних установок визначаються габаритними розмірами ЛА і особливостями його аеродинамічної компоновки.

Висновки. У роботі запропоновано спосіб посадки ЛА. Проведено оцінку величин і пульсацій швидкостей в струмені від вентиляторного агрегата.

Список літератури

1. Пат. України № 67924А Спосіб посадки самолета с помощью колесных шасси и устройства для его осуществления, / Сергеева К.С., Лінник Е. В. – 2004.
2. Павленко В. Ф. Корабельные самолеты. – М.: Воениздат, 1990. – 320 с.
3. Ригмант В. Г. Под знаками “АНТ” и “Ту” // Авиация и космонавтика. – 1999. – №12. – С. 44 – 46.
4. Васи́лин Н. Я. Беспилотные летательные аппараты. – Минск: Изд-во “Попурри”, 2003. – С. 44 – 49.
5. Петров Г. Ф. Гидросамолеты и экранопланы России. 1910 – 1999 гг. – М.: Изд-во “РУСАВИА” – 2000. – 248 с.

В. М. Синеглазов, Н. Ф. Тупицин

Способ посадки летательного аппарата

Предложен способ посадки летательного аппарата с помощью дополнительно созданного искусственного воздушного потока. Определен ряд задач для реализации этого способа. Проведены экспериментальные исследования скоростей потока, создаваемого газодинамической установкой.

V. M. Sineglazov, N. F. Tupitsin

The method of aircraft landing

The method of aircraft landing with help of an additional artificial airflow is supposed. A series of task for realisation of this method are determined. Experimental research of an artificial airflow velocities from fun are handling.