

УДК 629.735.33

Мостипан О. В.¹, бакалавр

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ НАДЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЄКТУВАННЯ

Служби доставки вантажів продовжують стрімко розвиватися. Для транспортних послуг ключовим є зниження вартості і тривалості перевезення. Одним із вирішень може бути пряма доставка за допомогою автоматизованого повітряного транспорту. Засоби у рамках такої концепції перевезень розробляють провідні технологічні компанії світу [1].

Метою роботи є вибір і розрахунок найвигідніших варіантів елементів конструкції літака під час загального проєктування. Це дозволить проводити подальшу розробку у доцільному напрямку, отримати високі льотно-технічні характеристики та економічні показники. Здійснено пошук та аналіз наявної інформації і науково-технічної літератури, виконано розрахунки і моделювання альтернативних реалізацій. Для одного із можливих варіантів надлегкого транспортного літака визначено конкретні значення оптимальних параметрів. Аналогами пропонованого літального апарата є *Elroy Air Chaparral*, здатний доставити вантаж 220 кг на відстань 480 км, та *Dronamics Black Swan* (350 кг на 2500 км), а також функціонально подібні літаки із меншим корисним навантаженням, наприклад *Alphabet Wing* або *Latitude HQ-90* [2].

Основними характеристиками, які необхідно встановити на етапі попереднього проєктування надлегкого транспортного літака є маса і об'єм кори-

¹КПІ ім. Ігоря Сікорського

сного навантаження, дальність і швидкість польоту, достатній запас статичної та динамічної стійкості і маневреності, дистанція та схема зльоту і посадки. Також необхідно врахувати можливу специфіку порядку експлуатації літака [3]. Для досягнення бажаних показників необхідно розрахувати і забезпечити такі відповідні параметри конструкції та режимів польоту: аеродинамічна якість як відношення підйомної сили та опору, відображених у формі поляри, аеродинамічна схема літака, аеродинамічне та вагове центрування і відповідно характерні розміри та розміщення крила, рушія, загальне внутрішнє компонування літака, тип та необхідні характеристики силової установки, поверхонь керування і механізації крила, шасі та можливого застосування спеціальних злітно-посадкових засобів. За потреби можливо визначити оптимальний профіль польоту, зльоту і посадки [4]. Крім того, потрібно наближено опрацювати перспективні варіанти елементів конструкції для забезпечення можливих заданих особливостей використання літального апарата. У разі загального проєктування літака необхідно проаналізувати можливість існування даного літака обраної конструктивно-силової схеми із певними геометричними і ваговими показниками за достатніх міцності та стійкості, наближено оцінити ресурс [5].

За підсумками проведеного аналізу наявних джерел і виконаних розрахунків і моделювання визначено такі орієнтовні оптимальні параметри надлегкого транспортного літака: маса вантажу близько 100–150 кг за об'ємом 0,2-0,3 м³, дальність польоту до 600–1000 км на висоті до 200-300 метрів, що зокрема пов'язано із вимогами безпеки та керування. Перспективною аеродинамічною схемою є тандемне верхнє розміщення крил, що сприяє підвищенню аеродинамічної якості та стійкості літака, зменшенню габаритних розмірів і розширенню допустимих варіантів завантаження. Найбільш відповідною

силовою установкою є поршневий двигун із повітряним гвинтом, у разі польоту на малій висоті потреби додаткового нагнітання повітря до двигуна немає. Електричні силові установки наразі не забезпечують необхідні енергетичні характеристики, а комбіновані мають підвищену складність із відповідними наслідками. Найсприятливішим для аеродинамічної досконалості літака є розміщення гвинтів на крилах літака, особливо на передньому краї, але з огляду на можливості конструктивного втілення рушій може бути розміщений у задній (імовірно зростання шуму) або передній (максимальне зниження ККД) частинах фюзеляжа. Достатня маневреність літака може бути забезпечена із застосуванням класичних або комбінованих у різних поєднаннях аеродинамічних поверхонь, розміщених на задньому краї крила, які також можуть виконувати роль злітно-посадкової механізації. Зліт і посадка із застосуванням спеціальних засобів є найвигіднішим варіантом. За вимогами умов експлуатації може бути розглянутий варіант зльоту і посадки за допомогою шасі різних схем, а також вертикальний, який є небажаним через надмірне зростання необхідної потужності двигунів. Найвигіднішою конструктивно-силовою схемою крила (із звуженням 1–1,3) є однолонжеронний кесон, фюзеляжу (обтічне тіло) — лонжеронний напівмонокок. Достатня міцність та втомний ресурс забезпечуються у разі використання спектру сучасних матеріалів із варіюванням маси та вартості конструкції. Важливим елементом концепції такого транспортного засобу є часткова або повна автоматизація використання, що дозволить знизити вартість і ризики експлуатації.

Список використаних джерел

1. Frachtenberg E. *Practical Drone Delivery* [Електронний ресурс] / Eitan Frachtenberg // *Computer* – 2019. – Режим доступу до ресурсу: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/8909916/>.
2. *Cargo drones get heavy* [Електронний ресурс] // CAAS. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.caasint.com/issue-article/cargo-drones-get-heavy/>.
3. Torenbeek E. *Synthesis of subsonic airplane design* / Egbert Torenbeek. – Delft: Delft University Press, 1976. – 647 с.
4. Прицкер Д. М. Аэродинамика / Д. М. Прицкер, Г. И. Сахаров. – Москва: Машиностроение, 1968. – 307 с.
5. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Київ: Вища школа, 1978. – 486 с.