

ПЛАНУВАННЯ КРИВОЛІНІЙНОЇ ДІЛЯНКИ ШВИДКІСНОЇ СПОЛУЧНОЇ РУЛІЖНОЇ ДОРІЖКИ

Розглядаються питання удосконалення проектування швидкісних сполучних руліжних доріжок на аеродромах цивільної авіації у зв'язку з тим, що деякі параметри їхнього проектування, викладені у вітчизняних нормативних документах, не відповідають сучасним вимогам.

Ключові слова: швидкісна сполучна руліжна доріжка, пропускна спроможність злітно-посадкової смуги, швидкість сходу літака, безпека руху.

Постановка проблеми. Ефективність функціонування системи ЗПС-РД значною мірою залежить від планувальної схеми РД, що примикають до ЗПС. При цьому важливу роль відіграють сполучні РД швидкісного сходу літаків, які скорочують до мінімуму час зайнятості ЗПС літаком, що виконує посадку. Улаштування на аеродромі сполучних РД швидкісного сходу літаків (рис. 1) є одним з ефективних способів підвищення пропускної спроможності ЗПС. Пропускна спроможність ЗПС є основним експлуатаційним показником аеропорту. Правильна оцінка пропускної спроможності ЗПС дозволяє реально планувати обсяги усіх видів перевезень аеропорту (пасажирів, багажу, вантажів, пошти), що сприяє підвищенню економічної ефективності його функціонування як транспортного підприємства.

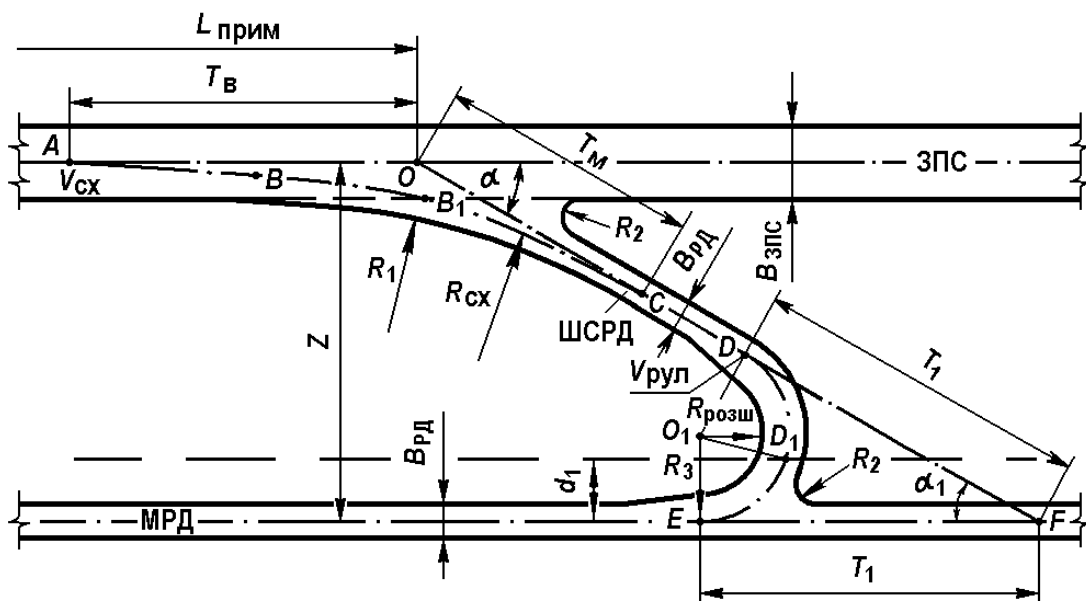


Рис. 1. Швидкісна сполучна РД

Чинні нормативні документи з проектування аеродромів цивільної авіації [1, 2] визначають граничні значення розрахункових швидкостей сходу літаків із ЗПС на ШСРД: до 100 км на годину для літаків I та II групи, до 80 км на годину – для літаків III групи. При цьому кути примикання ШСРД до ЗПС повинні бути відповідно 30° і 45°.

Проведене опитування пілотів цивільної авіації свідчить про те, що не всі, але достатньо велика їх кількість відмовляється від використання наявних на аеродромі ШСРД для сходу літака з ЗПС на підвищених швидкостях руху, особливо у випадках зниженого коефіцієнта зчеплення коліс літака з аеродромним покриттям (поверхня покриття волога, мокра, засніжена тощо) і в умовах обмеженої видимості. Тут важливу роль відіграє кваліфікація пілота і досвід виконання польотів на даному аеродромі. Причина – відсутність впевненості пілота у безпеці такого маневру в зазначених умовах. Багато хто з них говорить про те, що іноді ШСРД не досить віддалені від початку ЗПС і, що з урахуванням сектора огляду з кабіни літака, кут примикання ШСРД до ЗПС (кут повороту літака) навіть 30° для швидкості 100 км на годину є завищеним.

Приведені думки пілотів не є безпідставними.

Для обґрунтованого збільшення відстані $L_{\text{прим}}$ від посадкового торця до точки перетинання осей ЗПС і ШСРД доцільно використовувати формулу

$$L_{\text{прим}} = L_{\text{приз}} + L_{(0)\text{проб}} K_i \frac{\frac{1}{\Delta} K_{\text{пос}}^2 V_{(0)\text{пос}}^2 - V_{\text{сх}}^2}{V_{(0)\text{пос}}^2} + T_{\text{в}},$$

де $L_{\text{приз}}$ – відстань від посадкового торця ЗПС до розрахункової точки приземлення літака;

$L_{(0)\text{проб}}$ – довжина пробігу літака у стандартних умовах;

K_i – коефіцієнт, що враховує вплив середнього поздовжнього ухилу ЗПС;

Δ – відносна щільність повітря;

$K_{\text{пос}}$ – коефіцієнт, що враховує можливість завищення посадкової швидкості літака;

$V_{(0)\text{пос}}$ – посадкова швидкість літака у стандартних умовах;

$V_{\text{сх}}$ – розрахункова швидкість сходу літака з ЗПС на ШСРД;

$T_{\text{в}}$ – великий тангенс складової кривої осьової лінії ШСРД на ділянці її спряження з осьовою лінією ЗПС

$$T_{\text{в}} = x_{\text{к}} - R_{\text{сх}} \sin \beta + T_{\text{кр}} - \frac{y_{\text{к}} - R_{\text{сх}} (1 - \cos \beta)}{\operatorname{tg} \alpha},$$

$$R_{cx} = \frac{V_{cx}^2}{g \left[i_B + \left(1 - \frac{C_{y\text{ проб}}}{C_{y\text{ пос}}} \cdot \frac{V_{cx}^2}{V_{(0)\text{ пос}}^2} \right) \mu \right]},$$

$$T_{кр} = R_{cx} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2};$$

x_k, y_k – координати кінцевої точки клотоїди;

R_{cx} – радіус кругової кривої траєкторії сходу літака;

β – кут, утворений віссю ЗПС і дотичною до кінцевої точки клотоїди;

$T_{кр}$ – тангенс кругової кривої;

α – кут примикання ШСРД до ЗПС;

g – прискорення сили ваги;

i_B – ухил віражу;

$C_{y\text{ проб}}, C_{y\text{ пос}}$ – коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили, що відповідають кутам атаки при пробігу і посадці літака;

μ – коефіцієнт бічного зчеплення коліс літака з аеродромним покриттям.

Величина $L_{\text{приз}}$ у явному вигляді впливає на віддалення ШСРД від посадкового торця ЗПС. Розрахункові значення цієї величини, встановлені чинними нормативними документами з проектування цивільних аеродромів більше 20 років тому, не можуть бути визнані прийнятними зараз тому, що не враховували масову експлуатацію зарубіжних літаків у авіакомпаніях вітчизняної цивільної авіації й обладнання аеродромів сучасними радіосвітлотехнічними засобами посадки. Про потребу обґрунтування розрахункових значень цієї величини говорять також зміни у маркуванні прицільної точки посадки літаків, які наведені в останній редакції документа ІКАО «Приложение 14. Аеродроми» (п'яте видання, 2009 року). Тому для вирішення цього питання необхідно проведення додаткових досліджень у сучасних умовах експлуатації аеродромів.

Одним з недоліків вітчизняних нормативних документів з планування ШСРД є відсутність у них математичного виразу для розрахунку довжини шляху сходу літака з ЗПС.

Отже, представляє інтерес знайти довжину кривої ABV_1 (рис. 2), як суму довжин клотоїди AB і дуги BV_1 кругової кривої радіуса R_{cx} , яка визначає довжину шляху руху літака у межах злітно-посадкової смуги від моменту початку сходу до моменту проходження бічної границі ЗПС.

Із рисунка 2 слідує

$$\cos \gamma = \frac{R_{\text{сх}} + a - 0,5 B_{\text{зпс}}}{R_{\text{сх}}},$$

звідки

$$\gamma = \arccos \frac{R_{\text{сх}} + a - 0,5 B_{\text{зпс}}}{R_{\text{сх}}},$$

де $a = y_{\text{к}} - R_{\text{сх}}(1 - \cos \beta)$;

$B_{\text{зпс}}$ – ширина ЗПС.

Центральний кут Θ дуги BB_1 визначається

$$\Theta = \gamma - \beta.$$

Довжина дуги BB_1 для градусної міри кута Θ дорівнює

$$L_{\cup BB_1} = \frac{\pi R_{\text{сх}} \Theta}{180^\circ}.$$

Таким чином, довжина шляху сходу літака буде дорівнювати

$$L_{\text{сх}} = L + L_{\cup BB_1},$$

де L – довжина клотоїди, яка дорівнює

$$L = \frac{2V_{\text{сх}}^3}{R_{\text{сх}}}.$$

Числове значення кута β у градусній мірі може бути знайдено за формулою

$$\beta = \frac{57,3^\circ L}{2R_{\text{сх}}}.$$

Після підстановки відповідних виразів та виконання перетворень отримуємо

$$L_{\text{сх}} = \frac{2V_{\text{сх}}^3}{R_{\text{сх}}} + \frac{\pi R_{\text{сх}}}{180^\circ} \left[A - \frac{57,3V_{\text{сх}}^3}{R_{\text{сх}}^2} \right];$$

$$A = \arccos \left(\cos \frac{57,3^\circ V_{\text{сх}}^3}{R_{\text{сх}}^2} - \frac{0,5B_{\text{зпс}} - y_{\text{к}}}{R_{\text{сх}}} \right).$$

Отримана формула дозволила більш точно розрахувати сумарний час t пробігу та сходу літака з ЗПС. Геометричне моделювання руху літака та розрахунки на ПЕОМ за спеціально розробленою програмою з урахуванням вимог безпеки польотів показали (рис. 3), що сумарний час t зменшується зі збільшенням швидкості $V_{\text{сх}}$. Для різних швидкостей $V_{\text{сх}}$ зі збільшенням кута α цей час також знижується та стабілізується при значеннях α близько 20° .

Подальше збільшення кута α не приводить до зменшення часу t і підвищення пропускної спроможності ЗПС.

Проектування ШСРД з кутами примикання, близькими до 20° , найбільш доцільно для перспективних планувальних схем аеродромів з двома (чи більше) ЗПС, коли взаємне розташування ЗПС і перону виконується за тангенціальною схемою. У цьому випадку можливо спеціалізоване використання ЗПС для кожного робочого напрямку польотів, при якому одна зі смуг (посадкова) обслуговує тільки посадки, інша (злітна) – тільки зльоти літаків. При зміні робочого напрямку польотів літаків ЗПС «міняються місцями». У зазначеному випадку на злітній смузі ШСРД будуть виконувати функції швидкісних вивідних РД, забезпечуючи можливість виходу літаків на смугу з великими швидкостями руху та виконання зльоту без зупинки на виконавчому старті. Крім того, у випадку, що розглядається, для двох ЗПС аеродрому відпадає необхідність мати у наявності магістральні РД з довжиною, яка б дорівнювала довжині ЗПС, досить передбачити магістральні РД лише на ділянці від ШСРД до перону.

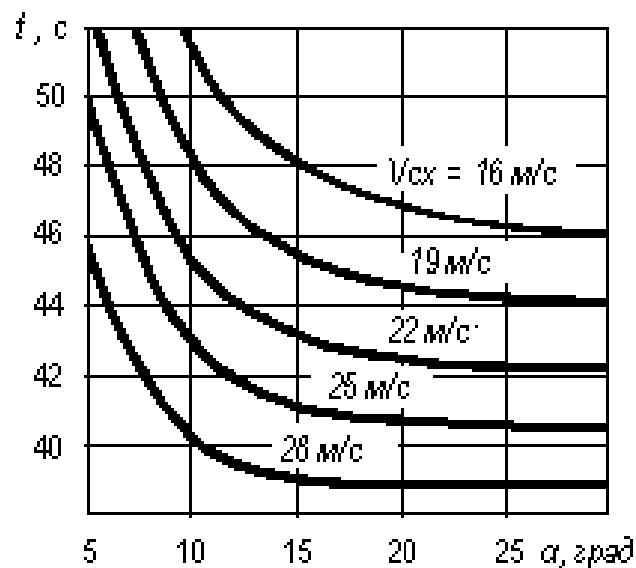


Рис. 3. Залежність сумарного часу пробігу і сходу літака з ЗПС від швидкості сходу та кута примикання ШСРД до ЗПС

Слід зазначити, що чинні нормативні документи з проектування цивільних аеродромів, зокрема з планування ШСРД, передбачають необхідність здійснення перевірки умов безпеки руху літака по ній. Але методологія цієї перевірки на інженерному рівні не розроблена. Лише є вказівка про те, що треба перевірити швидкість руху літака у точці D (рис. 1), яка повинна бути не більше звичайної швидкості руління по РД $V_{рул}$

(приблизно 7–10 м/с) і забезпечувати його рух по круговій кривій спряження осей ШСРД та МРД.

У деякій науковій літературі можна знайти перевірку цієї умови у вигляді підрахунків сумарної довжини пробігу літака по ЗПС від точки приземлення до точки A та довжини дуги AC (рис. 1), яка здебільшого перевищує довжину пробігу літака за його злітно-посадковими характеристиками. На цьому підґрунті робиться висновок про те, що на шляху до точки C літак здатний не тільки знизити швидкість до $V_{рул}$, а й зупинитися. Якщо потрібно, то можливо додатково врахувати прямолінійну ділянку CD осьової лінії ШСРД.

З такою перевіркою умови безпеки руху та висновком не можна погодитися, бо для цього ефективність гальмування літака на ШСРД повинна бути такою ж, як на ЗПС.

У процесі пробігу на ЗПС для зниження швидкості руху літака застосовуються аеродинамічні засоби, реверс тяги двигунів і колісне гальмування, які обумовлюють його довжину пробігу. На знижених швидкостях руху літака по ШСРД ефективність аеродинамічних засобів гальмування значно зменшується. При порівняно малій ширині ШСРД, наявності бічного вітру та зниженого коефіцієнта зчеплення коліс літака з аеродромним покриттям використання реверсу тяги двигунів взагалі не можливо. Таким чином, при русі вздовж ШСРД у повсякденній експлуатації літаків можна розраховувати лише на ефективне колісне гальмування.

Тому умову безпеки руху літака по ШСРД потрібно конкретизувати. Наприклад, «до моменту початку повороту літака з осі ШСРД на вісь МРД (рис. 1, точка D) слід забезпечити зменшення швидкості його руху від $V_{сх}$ до звичайної швидкості руління $V_{рул}$, відповідно до якої потрібно призначити радіус спряження осей ШСРД і МРД. Крім того, при русі літака вздовж ШСРД йому повинна бути забезпечена можливість зупинитися (рис. 1, точка D_1) поза смугою МРД. Середнє від'ємне прискорення при рулінні на криволінійних ділянках ШСРД приймати у межах 35–40% і на її прямолінійній ділянці 70–75% – від середнього від'ємного прискорення при пробігу літака».

Для перевірки умови безпеки руху літака по ШСРД (рис. 1 і 2) отримані формули:

$$V_C = \sqrt{V_{сх}^2 - 2j_1(L + L_{кр})},$$

$$V_D = \sqrt{V_C^2 - 2j_2 L_{CD}};$$

$$L_{кр} = \frac{\pi R_{сх} \alpha_{кр}}{180^\circ};$$

$$L_{CD} = \frac{Z}{\sin \alpha} - T_M - T_1;$$

$$T_M = T_{кр} + \frac{a}{\sin \alpha};$$

$$T_1 = R_3 \operatorname{ctg} \frac{\alpha}{2};$$

$$L_{\cup DD_1} = \frac{\pi R_3}{180^\circ} \left(180^\circ - \alpha - \arccos \frac{R_3 - d_1}{R_3} \right),$$

де V_C і V_D – швидкість руху літака у точках С і D;

j_1 і j_2 – середні від’ємні прискорення руху літака відповідно на криволінійній і прямолінійній ділянках ШСРД;

$\alpha_{кр}$ і $L_{кр}$ – центральний кут і довжина дуги ВС;

L_{CD} – довжина прямолінійної ділянки ШСРД;

Z – відстань між осями ЗПС і МРД;

T_M – малий тангенс складової кривої;

T_1 – тангенс кругової кривої радіусу R_3 спряження осей ШСРД і МРД;

$L_{\cup DD_1}$ – довжина дуги DD_1 ;

d_1 – відстань від осі МРД до перешкоди (половина ширини смуги МРД).

Для зупинки в точці D_1 літака, який має швидкість руху V_D у точці D, буде потрібна довжина шляху

$$L_{зуп} = \frac{V_D^2}{2 j_1}.$$

Висновок. На підставі викладеного можна зробити висновок про те, що деякі параметри чинних норм проектування ШСРД повинні бути переглянуті.

Список використаних джерел

1. Руководство по проектированию гражданских аэродромов (в развитие СНиП 2.05.08 – 85). Часть I. Планировка аэродромов. – М.: ГПИ и НИИ ГА «Аэропроект», 1987. – 128 с.
2. Руководство по проектированию аэродромов. Часть 2. Рулежные дорожки, перроны и площадки ожидания. Третье издание. – Монреаль: ИКАО, 1991. – 152 с.

Аннотация

Рассматриваются вопросы совершенствования проектирования скоростных соединительных рулежных дорожек на аэродромах гражданской авиации в связи с тем,

что некоторые параметры их проектирования, изложенные в отечественных нормативных документах, не соответствуют современным требованиям.

Ключевые слова: скоростная соединительная рулежная дорожка, пропускная способность взлетно-посадочной полосы, скорость схода самолета, безопасность движения.

Annotation

Take up the questions of perfection of rapid exit taxiways designing for civil aerodromes because some parameters of their designing, which was stated in domestic normative documents, are not corresponding to modern requirements.

Keywords: rapid exit taxiway, runway capacity, aircraft exit speed, traffic safety