

Bruksela, 12 stycznia 2015 r.  
(OR. en)

5159/15  
ADD 2

ENV 9

**PISMO PRZEWODNIE**

---

|                  |                                                                                                                                   |
|------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Od:              | Komisja Europejska                                                                                                                |
| Data otrzymania: | 9 stycznia 2015 r.                                                                                                                |
| Do:              | Sekretariat Generalny Rady                                                                                                        |
| Dotyczy:         | Załącznik do dyrektywy Komisji .../.../UE z dnia XXX r. ustanawiającej wspólne metody oceny hałasu zgodnie z dyrektywą 2002/49/WE |

---

Delegacje otrzymują w załączeniu dokument D034332/03 - Part 2..

\_\_\_\_\_  
Załącznik: D034332/03 - Part 2.

**DODATEK A: WYMOGI DOTYCZĄCE DANYCH**

W sekcji 2.7.6 dokumentu głównego wyszczególniono ogólnie wymogi dotyczące określonych danych odnoszących się do portu lotniczego i jego funkcjonowania, potrzebnych do obliczania linii konturowej hałasu. W poniższych arkuszach danych zamieszczono przykładowe dane dla hipotetycznego portu lotniczego. Konkretnie formaty danych będą zazwyczaj uzależnione od wymogów i potrzeb konkretnego systemu modelowania hałasu oraz scenariusza badania.

Uwaga: zaleca się wyznaczane informacji geograficznych (punktów referencyjnych itd.) na podstawie kartezjańskiego układu współrzędnych. Wybór konkretnego systemu współrzędnych zależy zazwyczaj od dostępnych map.

**A1 Ogólne dane dla portu lotniczego**

|                                                  |                              |                                                 |
|--------------------------------------------------|------------------------------|-------------------------------------------------|
| <b>Oznaczenie lotniska</b>                       | Hipotetyczny port lotniczy   |                                                 |
| <b>Układ współrzędnych</b>                       | UTM, strefa 15, Datum WGS-84 |                                                 |
| <b>Punkt referencyjny lotniska, ARP</b>          | 3 600 000 m E                | 6 300 000 m N<br>Środek drogi startowej 09L-27R |
| <b>Wysokość bezwzględna ARP</b>                  | 120 m /                      |                                                 |
| <b>Średnia temperatura powietrza w ARP*</b>      | 12,0 °C                      |                                                 |
| <b>Średnia wilgotność względna w ARP*</b>        | 60 %                         |                                                 |
| <b>Średnia prędkość wiatru i kierunek wiatru</b> | 5 węzłów                     | 270 stopni                                      |
| <b>Appendix A: Źródło danych topograficznych</b> | Nieznane                     |                                                 |

\* Należy podać dla każdego analizowanego przedziału czasowego (pora dnia, pora roku itd.).

**A2 Charakterystyka drogi startowej**

|                                   |               |               |
|-----------------------------------|---------------|---------------|
| <b>Oznaczenie drogi startowej</b> | 09L           |               |
| <b>Początek drogi startowej</b>   | 3 599 000 m E | 6 302 000 m N |
| <b>Koniec drogi startowej</b>     | 3 603 000 m E | 6 302 000 m N |

|                                                      |               |               |
|------------------------------------------------------|---------------|---------------|
| <b>Początek rozbiegu/dobiegu</b>                     | 3 599 000 m E | 6 302 000 m N |
| <b>Próg lądowania na drodze startowej</b>            | 3 599 700 m E | 6 302 000 m N |
| <b>Wysokość bezwzględna początku drogi startowej</b> | 110 m         |               |
| <b>Średni gradient drogi startowej</b>               | 0,001         |               |

W przypadku progów przemieszczonych charakterystykę drogi startowej można powtórzyć lub opisać przemieszczone progi w sekcji dotyczącej charakterystyki rzutu toru na ziemi.

### A3 Charakterystyka rzutu toru na ziemi

Przy braku danych radarowych, do scharakteryzowania poszczególnych rzutów torów na ziemi potrzebne są następujące informacje.

|                                           |                     |              |                  |             |                                                                            |
|-------------------------------------------|---------------------|--------------|------------------|-------------|----------------------------------------------------------------------------|
| Tor nr                                    |                     | 001          |                  |             |                                                                            |
| Oznaczenie toru                           |                     | Dep 01 – 09L |                  |             |                                                                            |
| Od drogi startowej                        |                     | 09L          |                  |             |                                                                            |
| Rodzaj toru                               |                     | Odejście     |                  |             |                                                                            |
| Przemieszczenie względem rozbiegu/dobiegu |                     | 0 m          |                  |             |                                                                            |
| Liczba alternatywnych torów:              |                     | 7            |                  |             |                                                                            |
| Charakterystyka podstawowej toru          |                     |              |                  |             |                                                                            |
| Segment nr                                | W linii prostej [m] | Krzywa       |                  |             | Odchylenie standardowe dla rozproszenia poprzecznego na końcu segmentu [m] |
|                                           |                     | L/R          | Zmiana kursu [°] | Promień [m] |                                                                            |
| 1                                         | 10 000              |              |                  |             | 2 000                                                                      |
| 3                                         |                     | R            | 90,00            | 3 000       | 2 500                                                                      |
| 4                                         | 20 000              |              |                  |             | 3 000                                                                      |

|                           |  |                         |  |  |  |
|---------------------------|--|-------------------------|--|--|--|
| <b>Tor nr</b>             |  | 002                     |  |  |  |
| <b>Oznaczenie toru</b>    |  | App 01 – 09L – Disp 300 |  |  |  |
| <b>Od drogi startowej</b> |  | 09L                     |  |  |  |

|                                                            |                     |        |                  |             |                                                                            |
|------------------------------------------------------------|---------------------|--------|------------------|-------------|----------------------------------------------------------------------------|
| Rodzaj toru                                                |                     |        |                  | Podejście   |                                                                            |
| Przemieszczenie względem progu lądowania                   |                     |        |                  | 300 m       |                                                                            |
| Liczba alternatywnych torów:                               |                     |        |                  | 1           |                                                                            |
| Charakterystyka toru głównego                              |                     |        |                  |             |                                                                            |
| Segment nr                                                 | W linii prostej [m] | Krzywa |                  |             | Odchylenie standardowe dla rozproszenia poprzecznego na końcu segmentu [m] |
|                                                            |                     | L/R    | Zmiana kursu [°] | Promień [m] |                                                                            |
| 1                                                          | 30 000              |        |                  |             | 0                                                                          |
| Informacje dotyczące drogi podejścia                       |                     |        |                  |             |                                                                            |
| Kąt schodzenia dla dróg podejścia                          |                     |        |                  | 2,7°        |                                                                            |
| Wysokość bezwzględna lotu na przecięciu ścieżki schodzenia |                     |        |                  | 4 000 stóp  |                                                                            |

**A4 Charakterystyka ruchu lotniczego**

|                           |                                                |
|---------------------------|------------------------------------------------|
| <b>Okres referencyjny</b> | 366 d<br>= 8 748 g<br>(1.1.2014 do 31.12.2014) |
| <b>Pora doby I</b>        | Od godziny 7 do 19<br>= 12 h                   |
| <b>Pora doby II</b>       | Od godziny 19 do 23<br>= 4 h                   |
| <b>Pora doby III</b>      | Od godziny 23 do 7<br>= 8 h                    |

**ARKUSZ DANYCH CHARAKTERYSTYKI RUCHU LOTNICZEGO – RUCH NA POSZCZEGÓLNYCH DROGACH**

|                                |                                   |              |       |
|--------------------------------|-----------------------------------|--------------|-------|
| Tor nr                         |                                   | 001          |       |
| Oznaczenie toru                |                                   | Dep 01 – 09L |       |
| Oznaczenie statku powietrznego | Ruch w poszczególnych porach doby |              |       |
|                                | I                                 | II           | III   |
| A/C 1, Dep.1                   | 20 000                            | 4 000        | 1 000 |

|                                |                                   |                         |       |
|--------------------------------|-----------------------------------|-------------------------|-------|
| A/C 2, Dep.4                   | 10 000                            | 5 000                   | 500   |
| A/C 4, Dep.3                   | 2 000                             | 300                     | 0     |
|                                |                                   |                         |       |
| Tor nr                         |                                   | 002                     |       |
| Oznaczenie toru                |                                   | Dep 01 – 09L – Disp 300 |       |
| Oznaczenie statku powietrznego | Ruch w poszczególnych porach doby |                         |       |
|                                | I                                 | II                      | III   |
| A/C 1, App.1                   | 18 000                            | 2 000                   | 5 000 |
| A/C 2, App.1                   | 10 000                            | 3 000                   | 2 500 |
| A/C 4, App.1                   | 1 300                             | 0                       | 1 000 |

#### A5 Arkusz danych procedury lotu

Podany jako przykład w rozdziale 3 statek powietrzny Boeing 727-200, dla którego dane radarowe pozyskano zgodnie z wytycznymi zawartymi w rozdziale 2.7.9 dokumentu głównego.

|                                          |          |
|------------------------------------------|----------|
| Oznaczenie statku powietrznego           | B727C3   |
| Identyfikator NPD z bazy danych ANP      | JT8E5    |
| Liczba silników                          | 3        |
| Tryb pracy                               | Odejście |
| Rzeczywista masa statku powietrznego [t] | 71,5     |
| Wiatr czołowy [m/s]                      | 5        |
| Temperatura [°C]                         | 20       |
| Wzniesienie lotniska [m]                 | 83       |
|                                          |          |

| Segment<br>Nr | Odległość od punktu<br>referencyjnego <sup>1</sup><br>[m] | Wysokość<br>[m] | Prędkość<br>względem ziemi<br>[m/s] | Moc silnika<br>[ <sup>2</sup> ] |
|---------------|-----------------------------------------------------------|-----------------|-------------------------------------|---------------------------------|
| 1             | 0                                                         | 0               | 0                                   | 14 568                          |
| 2             | 2 500                                                     | 0               | 83                                  | 13 335                          |
| 3             | 3 000                                                     | 117             | 88                                  | 13 120                          |
| 4             | 4 000                                                     | 279             | 90                                  | 13 134                          |
| 5             | 4 500                                                     | 356             | 90                                  | 13 147                          |
| 6             | 5 000                                                     | 431             | 90                                  | 13 076                          |
| 7             | 6 000                                                     | 543             | 90                                  | 13 021                          |
| 8             | 7 000                                                     | 632             | 93                                  | 12 454                          |
| 9             | 8 000                                                     | 715             | 95                                  | 10 837                          |
| 10            | 10 000                                                    | 866             | 97                                  | 10 405                          |
| 11            | 12 000                                                    | 990             | 102                                 | 10 460                          |
| 12            | 14 000                                                    | 1 122           | 111                                 | 10 485                          |
| 13            | 16 000                                                    | 1 272           | 119                                 | 10 637                          |
| 14            | 18 000                                                    | 1 425           | 125                                 | 10 877                          |
| 15            | 20 000                                                    | 1 581           | 130                                 | 10 870                          |
| 16            | 25 000                                                    | 1 946           | 134                                 | 10 842                          |
| 17            | 30 000                                                    | 2 242           | 142                                 | 10 763                          |

Na przykładzie profilu zadanego w procedurach lotu w oparciu o dane A/C przechowywane w bazie danych ANP:

|                                                               |        |
|---------------------------------------------------------------|--------|
| Oznaczenie statku powietrznego zaczerpnięte z bazy danych ANP | B727C3 |
| Identyfikator NPD zaczerpnięty z bazy danych ANP              | JT8E5  |

<sup>1</sup> Punkt referencyjny to początek rozbiegu przy odejściach i próg lądowania przy podejściach.

<sup>2</sup> Jednostki odpowiadające jednostkom ujętym w bazie danych ANP.

|                                          |                       |                                |       |                       |
|------------------------------------------|-----------------------|--------------------------------|-------|-----------------------|
| Liczba silników                          |                       | 3                              |       |                       |
| Tryb pracy                               |                       | Odejście                       |       |                       |
| Rzeczywista masa statku powietrznego [t] |                       | 71,5                           |       |                       |
| Wiatr czołowy [m/s]                      |                       | 5                              |       |                       |
| Temperatura [°C]                         |                       | 15                             |       |                       |
| Wzniesienie lotniska [m]                 |                       | 100                            |       |                       |
|                                          |                       |                                |       |                       |
| Segment<br>Nr                            | Tryb                  | Cel                            | Klapy | Moc silnika           |
| 1                                        | Start                 |                                | 5     | Start                 |
| 2                                        | Początkowe wznoszenie | Wysokość bezwzględna 1 500 ft  | 5     | Start                 |
| 3                                        | Klapy wpuszczone      | 210 kt IAS<br>ROC 750 ft/min   | 0     | Wznoszenie maksymalne |
| 4                                        | Przyspieszenie        | 250 kt IAS<br>ROC 1 500 ft/min | 0     | Wznoszenie maksymalne |
| 5                                        | Wznoszenie            | 10 000 ft                      | 0     | Wznoszenie maksymalne |

## DODATEK B: OBLICZENIA OSIĄGÓW LOTU

### Terminologia i symbole

Terminologia i symbole ujęte w niniejszym dodatku są zgodne z terminologią i symbolami zwyczajowymi, którymi posługują się inżynierowie zajmujący się analizowaniem osiągnięć statków powietrznych. Poniżej zamieszczono objaśnienia niektórych określeń podstawowych w celu zapoznania z nimi czytelników, którym są one obce. Aby zminimalizować rozbieżności względem metody głównej, użyte w niniejszym dodatku symbole w większości przypadków zdefiniowano niezależnie od metody głównej. Ilościom wskazanym w metodzie głównej przypisano wspólne symbole; kilka z nich, użytych w niniejszym dodatku w sposób odrębny, oznaczono gwiazdką (\*). W niniejszym dodatku zamieszczono zestawienie niektórych jednostek systemu metrycznego SI w odniesieniu do jednostek systemu metrycznego obowiązującego w USA; zestawienie odnośnych jednostek zamieszczono, aby użytkownicy zajmujący się różnymi dziedzinami techniki, a tym samym posługujący się odmiennymi systemami normatywnymi, mogli się w nich lepiej zorientować.

### Terminologia

|                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|---------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Punkt krytyczny                 | Zob.: zredukowana moc ciągu.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
| Prędkość przyrządowa poprawiona | (Inaczej nazywana prędkością równorzędną lub prędkością lotu zgodną ze wskazaniami przyrządów). Prędkość statku powietrznego względem powietrza, wskazywana na skalibrowanym przyrządzie pokładowym statku powietrznego. Rzeczywistą prędkość lotu, na ogół wyższą, można obliczyć z prędkości przyrządowej poprawionej, o ile znana jest gęstość powietrza.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
| Skorygowany ciąg użytkowy       | Ciąg użytkowy to siła napędowa wywierana przez silnik na płatowiec. Przy określonym ustawieniu mocy ( $EPR$ lub $N_1$ ) siła ta maleje wraz ze wzrostem gęstości powietrza i wysokości bezwzględnej; skorygowany ciąg użytkowy to ciąg na poziomie morza.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |
| Zredukowana moc ciągu           | Po osiągnięciu maksymalnych temperatur dozwolonych dla poszczególnych elementów konstrukcyjnych ciąg silnika spada wraz ze wzrostem temperatury powietrza – i na odwrót. Oznacza to występowanie krytycznej temperatury powietrza, powyżej której osiągnięcie <i>ciągu znamionowego</i> jest niemożliwe. W przypadku większości nowoczesnych silników, temperaturę tę określa się mianem „temperatury redukcji ciągu”, ponieważ przy niższej temperaturze powietrza ciąg automatycznie przechodzi w ciąg znamionowy, co służy maksymalnemu wydłużeniu trwałości użytkowej silnika. Tak czy inaczej, w temperaturach przekraczających omówioną powyżej temperaturę redukcji ciągu, ciąg spada – zjawisko osiągania wyższych temperatur często nazywa się <i>punktem krytycznym</i> lub <i>temperaturą krytyczną</i> . |



|                           |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
|---------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Prędkość                  | Wartość wektora prędkości statku powietrznego (względem układu współrzędnych lotniska).                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
| Ciąg znamionowy           | Trwałość użytkowa silnika statku powietrznego jest bardzo uzależniona od temperatur roboczych podzespołów silnika. Im większa moc lub im większy wytworzony ciąg, tym wyższe temperatury i krótsza trwałość użytkowa silnika. Aby wyważyć między wymogami dotyczącymi osiągow oraz wymogami dotyczącymi trwałości użytkowej silnika, silnikom o stałej charakterystyce temperaturowej przypisano <i>moc znamionową</i> dla fazy startu, wznoszenia i przelotu, definiującą prawidłowe maksymalne ustawienia mocy. |
| Parametr ustawienia ciągu | Pilot nie może wybrać konkretnego ciągu silnika; wybiera natomiast właściwe ustawienie tego parametru, które wyświetla się w kokpicie. Zazwyczaj jest to stosunek ciśnień silnika ( <i>EPR</i> ) lub prędkość obrotowa wirnika (lub wentylatora) niskiego ciśnienia ( $N_1$ ).                                                                                                                                                                                                                                    |

## Symbole

Wielkości są bezwymiarowe, chyba że wskazano inaczej. Symboli i skrótów, których nie wymieniono w poniższym wykazie, używa się wyłącznie lokalnie i zdefiniowano je w tekście. Indeksy dolne 1 i 2 oznaczają odpowiednio warunki na początku i na końcu segmentu. Nadkreślenia oznaczają średnie wartości segmentu, tj. średnią wartość początkową i końcową.

|                    |                                                                     |
|--------------------|---------------------------------------------------------------------|
| $a$                | Średnie przyspieszenie, w stopach na sek. <sup>2</sup>              |
| $a_{max}$          | Maksymalne osiągalne przyspieszenie, w stopach na sek. <sup>2</sup> |
| $A, B, C, D$       | Współczynniki klap.                                                 |
| $E, F, G_{A,B}, H$ | Współczynniki ciągu silnika.                                        |
| $F_n$              | Ciąg użytkowy na silnik, lbf.                                       |
| $F_n/\delta$       | Skorygowany ciąg użytkowy na silnik, lbf.                           |
| $G$                | Stały gradient wznoszenia.                                          |
| $G'$               | Stały gradient wznoszenia przy niepracującym silniku.               |
| $G_R$              | Średni gradient drogi startowej, pod górę.                          |
| $g$                | Przyspieszenie grawitacyjne, w stopach na sek. <sup>2</sup>         |
| <i>ISA</i>         | Międzynarodowa Atmosfera Wzorcową.                                  |

|               |                                                                                                                                                                                                       |
|---------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $N^*$         | Liczba silników wytwarzających ciąg.                                                                                                                                                                  |
| $R$           | Współczynnik siły nośnej do siły oporu (L/D) $C_D/C_L$ .                                                                                                                                              |
| $ROC$         | Prędkość wznoszenia w segmencie (w stopach na minutę).                                                                                                                                                |
| $s$           | Pokonana odległość naziemna wzdłuż rzutu toru na ziemi, ft.                                                                                                                                           |
| $s_{TO8}$     | Długość startu przy 8 węzłach wiatru czołowego, ft.                                                                                                                                                   |
| $s_{TOG}$     | Długość startu skorygowana dla $w$ i $G_R$ , ft.                                                                                                                                                      |
| $s_{TOw}$     | Długość startu przy wietrze czołowym $w$ , ft.                                                                                                                                                        |
| $T$           | Temperatura powietrza, °C.                                                                                                                                                                            |
| $T_B$         | Temperatura punktu uderzenia, °C.                                                                                                                                                                     |
| $V$           | Prędkość względem ziemi, kt.                                                                                                                                                                          |
| $V_C$         | Prędkość przyrządowa poprawiona, kt.                                                                                                                                                                  |
| $V_T$         | Prędkość rzeczywista, kt.                                                                                                                                                                             |
| $W$           | Masa statku powietrznego, lb.                                                                                                                                                                         |
| $w$           | Prędkość wiatru czołowego, kt.                                                                                                                                                                        |
| $\Delta s$    | Długość rzutu segmentu bezwietrznego na rzut toru na ziemi, ft.                                                                                                                                       |
| $\Delta s_w$  | Długość rzutu segmentu na powierzchnię podłoża skorygowana wiatrem czołowym, ft.                                                                                                                      |
| $\delta$      | $p/p_0$ , stosunek ciśnienia atmosferycznego otoczenia na poziomie statku powietrznego do znormalizowanego ciśnienia atmosferycznego na średnim poziomie morza: $p_0 = 101,325$ kPa (lub 1013,25 mb). |
| $\varepsilon$ | Kąt przechylenia, w radianach.                                                                                                                                                                        |
| $\gamma$      | Kąt wznoszenia/kąt schodzenia, w radianach.                                                                                                                                                           |
| $\theta$      | $(T + 273.15)/(T_0 + 273.15)$ stosunek temperatury powietrza na wysokości bezwzględnej do znormalizowanej temperatury powietrza na średnim poziomie morza: $T_0 = 15,0$ °C.                           |
| $\sigma^*$    | $\rho/\rho_0$ = stosunek gęstości powietrza na wysokości bezwzględnej do wartości dla średniego poziomu morza (również, $\sigma = \delta/\theta$ ).                                                   |

## B1 Wprowadzenie

### Synteza toru lotu

Zasadniczo w niniejszym dodatku zaleca się procedury obliczania profilu lotu statku powietrznego na podstawie określonych parametrów aerodynamicznych i parametrów zespołu napędowego, masy statku powietrznego, warunków atmosferycznych, rzutu toru na ziemi i zastosowanej procedury roboczej (konfiguracja lotu, ustawienie mocy, prędkość w kierunku naprzód, prędkość pionowa itd.). Procedurę roboczą omówiono za pomocą *etapów procedury lotu*, wyznaczających tryb lotu na zadanym profilu.

Profil lotu, dla startu lub podejścia, odwzorowano ciągiem prostoliniowych segmentów, których punkty końcowe nazywa się *punktami profilu*. Oblicza się go za pomocą równań aerodynamicznych i równań ciągu uwzględniających szereg współczynników i stałych konkretnych konfiguracji płatowca i silnika, które należy pozyskać. Procedurę obliczeń omówiono w tekście jako *syntezę toru lotu*.

Niezależnie od parametrów osiągow statku powietrznego, które można pozyskać z bazy danych ANP, równania te wymagają określenia dla każdego segmentu startu i podejścia: (1) masy brutto samolotu; (2) liczby silników; (3) temperatury powietrza; (4) podniesienia drogi startowej; oraz (5) etapów procedury lotu (uwzględniających ustawienie mocy, wypuszczenie klap, prędkość lotu, a podczas przyspieszania – uśrednioną prędkość wznoszenia/schodzenia). Następnie każdy segment klasyfikuje się jako rozbieg lub dobieg, odpowiednio dla startu lub lądowania, wznoszenie ze stałą prędkością, redukcję mocy, nabieranie prędkości przy wznoszeniu z wypuszczeniem lub bez wypuszczenia klap, schodzenie z lub bez wytracania prędkości lub bez wypuszczenia klap lub z wypuszczeniem klap, lub końcowe podejście do lądowania. Profil lotu wyznacza się krok po kroku, począwszy od dotyczących każdego segmentu parametrów równorzędnych z parametrami dla końca segmentu poprzedzającego.

Ujęte w bazie danych ANP parametry aerodynamiki i osiągow mają stanowić możliwe najdokładniejsze odwzorowanie rzeczywistego toru lotu samolotu w zadanych warunkach odniesienia (zob. **sekcja 2.7.6 dokumentu głównego**). Parametry aerodynamiki oraz współczynniki osiągow silnika dotyczą jednak temperatury powietrza do 43 °C, wysokości bezwzględnych lotniska do 4 000 stóp oraz zakresu mas podanych w bazie ANP. Równania umożliwiają obliczenie torów lotu i pozostałych warunków; tj. innej niż referencyjna masy samolotu, prędkości wiatru, temperatury oraz podniesienia drogi startowej (ciśnienia atmosferycznego), zazwyczaj z dokładnością wystarczającą do obliczania linii konturowych średnich poziomów hałasu w pobliżu lotniska.

W **sekcji B-4** objaśniono sposób oddziaływania zakrętów wykonywanych na torze lotu na hałas z dróg odejścia. Umożliwia to uwzględnienie kąta przechylenia w obliczeniach oddziaływań kierunkowości poprzecznej (wpływu miejsca zamontowania). Gradienty wznoszenia będą też miały zależnie od promienia zakrętu i prędkości samolotu na pokonywanych przez samolot zakrętach. (Oddziaływania zakrętów podczas podejścia do lądowania są bardziej złożone i nie rozpatruje się ich w niniejszym dokumencie. Rzadko jednak wywierają znaczący wpływ na linie konturowe hałasu).

**Sekcje B-5–B-9** zawierają opis zalecanej metodologii wyznaczania profili lotu dla odejść za pomocą współczynników i etapów procedury ujętych w bazie danych ANP.

**Sekcje B-10 i B-11** zawierają opis zalecanej metodologii wyznaczania profili lotu dla podejść na podstawie współczynników i etapów procedury lotu ujętych w bazie danych ANP.

**Sekcja B-12** przedstawia przykładowe obliczenia.

W niniejszym dokumencie zamieszczono również odrębne układy równań do wyznaczenia ciągu użytkowego, wytwarzanego odpowiednio przez silniki odrzutowe i śmigłowe. Jeżeli nie zaznaczono inaczej, równania dotyczące charakterystyki aerodynamicznej samolotu stosuje się równorzędnie do samolotów odrzutowych i śmigłowych.

Zastosowane symbole matematyczne zdefiniowano na początku niniejszego dodatku lub w miejscu, w którym pojawiają się one po raz pierwszy. Nie ulega oczywiście wątpliwości, że wszystkie jednostki, w których wyrażono wszystkie pojawiające się w równaniach współczynniki i stałe, muszą być spójne z jednostkami, w jakich wyrażono odpowiadające im parametry i zmienne. Aby zachować spójność z bazą danych ANP, w niniejszym dodatku stosuje się terminologię normatywną używaną w inżynierii ruchu lotniczego, w szczególności w jej obszarze dotyczącym osiągnięć statków powietrznych; odległości i wysokości wyrażono w stopach (ft), prędkość w węzłach (kt), masę w funtach (lb), siły w jednostkach funtach-siła (ciąg użytkowy skorygowany o wysoką temperaturę) i tak dalej – przy czym niektóre wymiary (np. atmosferyczne) wyrażono w jednostkach SI. Osoby zajmujące się tworzeniem modeli, korzystające z innych systemów jednostek, powinny zachować daleko idącą ostrożność w przekształcaniu zamieszczonych równań w stosunku do własnych potrzeb oraz stosować właściwe współczynniki przeliczeniowe.

## Analiza toru lotu

W niektórych aplikacjach służących modelowaniu informacje o torze lotu wyznacza się nie jako etapy procedury, ale jako współrzędne położenia i czasu, zazwyczaj wyznaczone w oparciu o analizę danych radarowych. Zagadnienie to omówiono w **sekcji 2.7.7** dokumentu głównego. W takim przypadku równania zamieszczone w niniejszym dodatku stosuje się „odwrotnie”; parametry ciągu silnika wyznacza się z ruchu statku powietrznego, a nie odwrotnie. Ogólnie ujmując, po uśrednieniu i zredukowaniu danych o torze lotu do segmentów, każdy segment klasyfikuje się w odniesieniu do wznoszenia lub schodzenia, nabierania lub wytracania prędkości oraz ciągu i nastawów klap; w porównaniu z syntezą toru lotu, obejmującą wielokrotne powtórzenia obliczeń, jest to procedura stosunkowo prosta.

## B2 Ciąg silnika

Siła napędowa wytwarzana przez każdy silnik jest jedną z pięciu wielkości, które należy zdefiniować dla punktów końcowych każdego segmentu toru lotu (pozostałe to wysokość, prędkość, ustawienia mocy i kąt przechylenia). Ciąg użytkowy to składowa całkowitej napędowej siły ciągu silnika. W obliczeniach aerodynamicznych i akustycznych ciąg użytkowy odwzorowuje się względem znormalizowanego ciśnienia atmosferycznego na średnim poziomie morza. Obliczony w ten sposób ciąg to *skorygowany ciąg użytkowy*,  $F_n/\delta$ .

Będzie to ciąg użytkowy przy pracy w określonym *zakresie ciągu* lub ciąg użytkowy wynikający z ustawienia *parametru ciągu* na określoną wartość. W przypadku silników

turboodrzutowych i turbowentylatorowych, pracujących na określonej wartości ciągu, skorygowany ciąg użytkowy wyznacza się z równania:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T \quad (\text{B-1})$$

gdzie

|                     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |
|---------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $F_n$               | oznacza ciąg użytkowy na silnik, w lbf;                                                                                                                                                                                                                                                                                                |
| $\delta$            | oznacza stosunek ciśnienia atmosferycznego otoczenia na poziomie samolotu do znormalizowanego ciśnienia na średnim poziomie morza, tj. do 101,325 kPa (lub 1013,25 mb) [ref. 1];                                                                                                                                                       |
| $F_n/\delta$        | oznacza skorygowany ciąg użytkowy na silnik, w lbf;                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
| $V_C$               | oznacza prędkość przyrządowa poprawiona, w kt;                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
| $T$                 | oznacza temperaturę otoczenia, w której samolot się porusza, °C; oraz                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| $E, F, G_A, G_B, H$ | oznaczają stałe wartości ciągu silnika lub współczynniki dla temperatur poniżej krytycznej temperatury redukcji ciągu silnika przy zastosowanej mocy ciągu (na segmencie toru lotu odpowiadającym drodze startu/wznoszenia lub podejścia), w lb.s/ft, lb/ft, lb/ft <sup>2</sup> , lb/°C. Wartości te można pozyskać z bazy danych ANP. |

Powyższe dane z bazy ANP można wykorzystać również do obliczania ciągu innego niż znamionowy, wyrażanego jako funkcja parametru ustawienia ciągu. Niektórzy producenci określają ten parametr jako stosunek ciśnień w silniku *EPR* (*engine pressure ratio*), inni natomiast jako prędkość obrotową wirnika niskociśnieniowego lub prędkość wentylatora,  $N_l$ . Jeżeli parametr ten określany jest jako *EPR*, równanie B-1 zastępuje się:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_1 \cdot EPR + K_2 \cdot EPR^2 \quad (\text{B-2})$$

gdzie  $K_1$  i  $K_2$  oznaczają współczynniki zaczerpnięte z baz danych ANP, dotyczące stosunku skorygowanego ciągu użytkowego i ciśnień w silniku dla właściwej prędkości samolotu wyrażonej w machach.

Jeżeli prędkość obrotowa silnika  $N_l$  jest parametrem stosowanym przez załogę do ustawienia ciągu, ogólne równanie ciągu przybiera postać:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_3 \cdot \left( \frac{N_l}{\sqrt{\theta}} \right) + K_4 \cdot \left( \frac{N_l}{\sqrt{\theta}} \right)^2 \quad (\text{B-3})$$

gdzie

|       |                                                            |
|-------|------------------------------------------------------------|
| $N_l$ | oznacza prędkość obrotową niskociśnieniowej sprężarki (lub |
|-------|------------------------------------------------------------|

|                             |                                                                                                                                                            |
|-----------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|                             | wentylatora) i stopni turbiny, wyrażoną w %;                                                                                                               |
| $\theta$                    | $= (T + 273)/288.15$ , stosunek temperatury bezwzględnej na wlocie silnika do znormalizowanej temperatury bezwzględnej na średnim poziomie morza [ref. 1]; |
| $\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$ | oznacza skorygowaną prędkość obrotową wirnika niskociśnieniowego, wyrażoną w %; oraz                                                                       |
| $K_3, K_4$                  | oznaczają wartości stałe, wyznaczone z danych dotyczących zainstalowanych silników, uwzględniające analizowane prędkości $N_I$ .                           |

Należy zwrócić uwagę na fakt, że zawarte w równaniach B-2 i B-3  $E, F, G_A, G_B$  i  $H$  mogą mieć, w przypadku konkretnego typu samolotu, wartości odmienne od podanych w równaniu B-1.

Nie wszystkie ujęte w równaniu wyrażenia są zawsze istotne. Na przykład dla silników o stałej charakterystyce temperaturowej, pracujących w temperaturach powietrza poniżej punktu krytycznego (zazwyczaj 30°C), określenie temperatury może być niewymagane. W przypadku silników bez stałej charakterystyki temperaturowej, wyznaczanie ciągu znamionowego wymaga uwzględnienia temperatury otoczenia. Do wyznaczenia dostępnego poziomu ciągu w temperaturze wyższej niż temperatura redukcji ciągu należy stosować odmienny układ współczynników ustawienia ciągu silnika ( $E, F, G_A, G_B$  i  $H$ )<sub>high</sub>. W takim przypadku, korzysta się zazwyczaj z obliczenia  $F_n/\delta$  opartego zarówno na współczynnikach niskiej, jak i wysokiej temperatury oraz wyższego poziomu ciągu dla temperatur *niższych* od temperatury redukcji ciągu i zakładających przyjęcie niższej z obliczonych wartości poziomu ciągu dla temperatury *wyższej* od temperatury redukcji ciągu silnika.

Jeżeli dostępne są jedynie współczynniki ciągu dla niskiej temperatury, można zastosować następującą zależność:

$$(F_n / \delta)_{high} = F \cdot V_C + (E + H \cdot T_B) \cdot (1 - 0,006 \cdot T) / (1 - 0,006 \cdot T_B) \quad (B-4)$$

gdzie

|                       |                                                                                                                          |
|-----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $(F_n/\delta)_{high}$ | oznacza ciąg użytkowy skorygowany o wysoką temperaturę (lbf);                                                            |
| $T_B$                 | oznacza temperaturę punktu krytycznego (w przypadku braku wartości ostatecznej<br>przyjmuje się wartość domyślną 30 °C). |

Baza danych ANP zawiera wartości stałych i współczynników ujętych w równaniach B-1–B-4.

W przypadku samolotów z napędem śmigłowym skorygowany ciąg użytkowy należy odczytać z wykresów lub obliczyć przy użyciu równania:

$$F_n / \delta = (326 \cdot \eta \cdot P_p / V_T) / \delta \quad (\text{B-5})$$

gdzie

|        |                                                                                                                                                            |
|--------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $\eta$ | oznacza wydajność śruby napędowej dla konkretnego modelu zespołu napędu śrubowego, będąca funkcją prędkości obrotowej śmigła oraz prędkości lotu samolotu; |
| $V_T$  | oznacza prędkość rzeczywistą lotu, w kt;                                                                                                                   |
| $P_p$  | oznacza praktyczną moc napędową dla danych warunków lotu, np. maksymalną moc startową lub maksymalną moc wznoszenia, wyrażoną w koniach mechanicznych.     |

Parametry ujęte w równaniu B-5 ujęto w bazie danych ANP w odniesieniu do ustawienia maksymalnego ciągu startowego i maksymalnego ciągu wznoszenia.

Rzeczywistą prędkość lotu  $V_T$  szacuje się z prędkości przyrządowej poprawionej  $V_C$  za pomocą równania:

$$V_T = V_C / \sqrt{\sigma} \quad (\text{B-6})$$

gdzie  $\sigma$  oznacza stosunek wartości gęstości powietrza na wysokości samolotu do wartości gęstości na średnim poziomie morza.

### Wytyczne dotyczące pracy przy zredukowanym ciągu startowym

Masa startowa samolotu jest często niższa od dopuszczalnej masy maksymalnej lub dostępna długość drogi startowej przekracza długość minimalną, na której można zastosować maksymalny ciąg startowy. W takich przypadkach stosuje się zazwyczaj redukcję ciągu silnika poniżej poziomów maksymalnych, służącą przedłużeniu żywotności silnika, a niekiedy ograniczeniu hałasu. Ciąg silnika można zredukować tylko do poziomów zapewniających utrzymanie niezbędnego marginesu bezpieczeństwa. Wykorzystywaną przez operatorów linii lotniczych procedurę obliczeniową służącą wyznaczeniu redukcji ciągu ustanowiono odgórnie: jest to procedura złożona i uwzględnia wiele czynników, w tym masę startową, temperaturę otoczenia, deklarowane długości drogi startowej, podniesienie drogi startowej i kryteria przewyższenia drogi startowej nad przeszkodami. Dlatego właśnie każdy lot charakteryzuje się odmienną redukcją ciągu.

Ponieważ parametry te mogą istotnie oddziaływać na linie konturowe hałasu odejścia, osoby modelujące powinny podjąć działania prowadzące do uwzględnienia działania siły ciągu oraz, aby uzyskać możliwie najlepsze wyniki, skonsultować się z operatorami.

Jeżeli konsultacje takie są niemożliwe, zaleca się podjęcie działań prowadzących do uzyskania powyższych informacji z innych źródeł. Odwzorowywanie dla potrzeb modelowania obliczeń hałasu wykonanych przez operatorów jest bezprzedmiotowe; byłoby również niewłaściwe w przypadku uproszczeń i przybliżeń normatywnych dokonywanych dla potrzeb obliczania długookresowych średnich poziomów hałasu. Właściwym rozwiązaniem

alternatywnym jest postępowanie zgodnie z poniższymi wytycznymi. Należy zwrócić uwagę na prowadzone na szeroką skalę badania w tej dziedzinie, w wyniku których wytyczne te mogą ulec zmianie.

Analiza danych FDR wykazuje, że poziom redukcji ciągu jest silnie skorelowany ze stosunkiem rzeczywistej masy startowej do wzorcowej masy startowej (RTOW), obowiązującym w przedziale do stałej dolnej wartości granicznej<sup>3</sup>; tzn.

$$F_n / \delta = (F_n / \delta)_{max} \cdot W / W_{RTOW} \quad (B-7)$$

gdzie  $(F_n/\delta)_{max}$  oznacza maksymalny ciąg znamionowy,  $W$  oznacza rzeczywistą masę startową brutto, natomiast  $W_{RTOW}$  oznacza wzorcową masę startową.

RTOW to bezpieczna maksymalna masa startowa, adekwatna do wymogów dotyczących długości drogi startowej, startu przy niepracującym silniku i przeszkód. Jest to funkcja dostępnej długości drogi startowej, podniesienia lotniska, temperatury, wiatru czołowego oraz kąta wypuszczenia klap. Informacje te można uzyskać od operatorów. Powinny one być dużo łatwiej dostępne niż dane dotyczące rzeczywistych poziomów ciągu zredukowanego. Alternatywnie, dane te można obliczyć z wykorzystaniem wartości podanych w instrukcjach lotu statków powietrznych.

### **Zredukowany ciąg wznoszenia**

W przypadku stosowania zredukowanego ciągu startowego, operatorzy często, ale nie zawsze, redukują ciąg wznoszenia poniżej poziomów maksymalnych<sup>4</sup>. Zapobiega to sytuacjom wymagającym zwiększania mocy pod koniec wznoszenia początkowego przy ciągu startowym, a nie jej wytracania. Niemniej nastręcza to pewne trudności w ustanowieniu jednolitego podejścia. Niektórzy operatorzy zalecają, aby w przypadku, gdy wartość ciągu wznoszenia jest niższa niż wartość maksymalna, stosować stałe zakresy ciągu, często nazywane wznoszeniem 1 i wznoszeniem 2, zazwyczaj prowadzące do zredukowania ciągu wznoszenia odpowiednio o 10 i 20 procent w stosunku do jego wartości maksymalnej. Zaleca się, aby w każdym przypadku korzystania ze zredukowanego ciągu startowego poziomy ciąg wznoszenia zredukować również o 10 procent.

## **B3 Pionowe profile temperatury powietrza, ciśnienia, gęstości i prędkości wiatru**

W niniejszym dokumencie przyjęto wartości temperatury, ciśnienia i gęstości powietrza określone dla Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej. Omówione poniżej metodologie zatwierdzono dla wysokości bezwzględnych lotniska wynoszących do 4 000 stóp nad poziomem morza i dla temperatury powietrza do 43 °C (109 °F).

Chociaż w rzeczywistości średnia prędkość wiatru ulega zmianie wraz ze zmianą wysokości i upływem czasu, to uwzględnianie tych zmian dla potrzeb omówionego w tym dokumencie modelowania linii konturowych hałasu zazwyczaj uznaje się za niepraktyczne. Podane niżej

<sup>3</sup> Organy nadzoru lotniczego zazwyczaj ustalają niższą dolną wartość graniczną ciągu, niejednokrotnie wynoszącą 25 procent poniżej wartości maksymalnej.

<sup>4</sup> Do których redukuje się ciąg, po początkowym wznoszeniu przy mocy startowej.



równania dotyczące charakterystyki lotu opierają się raczej na wspólnym założeniu, że samolot porusza się (domyślnie) w kierunku wiatru czołowego o stałej prędkości 8 węzłów – niezależnie od wskazań kompasu (przy czym średniej prędkości wiatru nie uwzględnia się bezpośrednio w obliczeniach propagacji dźwięku). W niniejszym dokumencie podano metody korygowania wyników dla innych prędkości wiatru czołowego.

#### B4 Oddziaływania zakrętów

W dalszej części niniejszego dodatku wyjaśniono metody obliczania niezbędnych parametrów segmentów łączących punkty profilu  $s, z$ , definiujące dwuwymiarowy tor lotu w płaszczyźnie pionowej powyżej rzutu toru na ziemi. Segmenty definiuje się kolejno w kierunku ruchu. Na końcu każdego jednego segmentu (lub na początku rozbiegu, w przypadku pierwszego segmentu odejścia), w którym zdefiniowano parametry robocze i kolejny etap procedury, obliczyć należy kąt wznoszenia i odległość toru względem punktu osiągnięcia wymaganej wysokości lub prędkości.

Jeżeli tor jest prosty, obliczenia obejmą jeden segment profilu, którego geometrię można określić wprost (choć niekiedy z pewnym stopniem iteracji). Jeżeli jednak zakręt zaczyna się lub kończy, lub jego promień lub kierunek ulegają zmianie przed osiągnięciem wymaganych warunków końcowych, jeden segment będzie niewystarczający, ponieważ siła wznoszenia i siła oporu statku powietrznego ulegają zmianie zależnie od kąta przechylenia. Uwzględnianie oddziaływania zakrętów na wznoszenie wymaga zastosowania dodatkowych segmentów profilu, umożliwiających wykonanie kolejnych etapów procedury – o czym mowa w dalszej części dokumentu.

Wykreślanie rzutu toru na ziemi omówiono w sekcji 2.7.13 dokumentu głównego. Rzut toru wykreśla się niezależnie od profilu lotu statku powietrznego (choć należy uważać, aby nie definiować zakrętów, które w normalnych warunkach roboczych nie byłyby wykonywane). Ponieważ jednak profil lotu – wysokość i prędkość jako funkcja odległości toru – podlega oddziaływaniu zakrętów, profilu lotu nie można wyznaczyć niezależnie od rzutu toru na ziemi.

Aby podczas pokonywania zakrętu utrzymać właściwą prędkość, trzeba zwiększyć siłę nośną skrzydła, równoważąc w ten sposób siłę odśrodkową oraz masę statku powietrznego. Powoduje to zwiększenie siły oporu, a co za tym idzie, ciągu napędowego. Oddziaływania zakrętów wyraża się w równaniach charakterystyki jako funkcje kąta przechylenia  $\varepsilon$ , które w przypadku statku powietrznego w locie poziomym, zakręcającego ze stałą prędkością po torze okrężnym, wyznacza się za pomocą wzoru:

$$\varepsilon = \tan^{-1} \left\{ \frac{2.85 \cdot V^2}{r \cdot g} \right\} \quad (\text{B-8})$$

gdzie  $V$  to prędkość względem ziemi, kt;  
 $r$  to promień zakrętu, ft;

oraz  $g$  oznacza przyspieszenie wywołane oddziaływaniem siły grawitacji, w  $\text{ft/s}^2$ .

Przyjmuje się, że wszystkie zakręty mają stały promień, a oddziaływania drugorzędne, związane z torami lotu innymi niż poziome, pomija się; kąty przechylenia opierają się na promieniu zakrętu  $r$  wyłącznie od rzutu toru na ziemi.

Aby umożliwić wykonanie kolejnego etapu procedury, najpierw oblicza się tymczasowy segment profilu z wykorzystaniem kąta przechylenia  $\varepsilon$  w punkcie początkowym – określonym równaniem B-8 dla promienia segmentu toru  $r$ . Jeśli obliczona długość segmentu tymczasowego nie przecina punktu rozpoczęcia lub zakończenia zakrętu, segment tymczasowy zatwierdza się, przechodząc do następnego etapu.

Jeżeli jednak segment tymczasowy przecina jeden lub więcej niż jeden punkt rozpoczęcia lub zakończenia zakrętu (w którym  $\varepsilon$  ulega zmianie)<sup>5</sup>, parametry lotu w pierwszym z tych punktów szacuje się za pomocą interpolacji (zob. sekcja 2.7.13), zapisując je wraz ze współrzędnymi jako wartości punktu końcowego, a segment się skraca. Od tego punktu rozpoczyna się druga część procedury – po raz kolejny przyjmuje się założenie, że można ją zakończyć w jednym segmencie, przy identycznych warunkach końcowych, ale także w nowym punkcie początkowym i z nowym kątem przechylenia. Jeżeli na drugim z wyznaczonych segmentów zachodzi kolejna zmiana promienia/kierunku zakrętu, konieczne będzie wyznaczenie trzeciego segmentu – i tak dalej, do momentu osiągnięcia warunków końcowych.

### Metoda przybliżania

Z oczywistych względów uwzględnienie wszystkich wyszczególnionych powyżej oddziaływań zakrętów będzie się wiązało z większą złożonością obliczeń, wynikającą z konieczności odrębnego obliczenia profilu wznoszenia dla dowolnego statku powietrznego i dla każdego rzutu toru na ziemi, po którym dany statek powietrzny się porusza. Wywołane zakrętami zmiany pionowego profilu lotu mają jednak zazwyczaj znacznie mniejszy wpływ na linie konturowe hałasu niż zmiany kąta przechylenia, a niektórzy użytkownicy wolą unikać złożonych obliczeń – kosztem precyzji – i pomijają oddziaływania zakrętów na profile, przy czym nadal uwzględniają w obliczeniach poprzecznej emisji dźwięku kąt przechylenia (zob. sekcja 2.7.19). Przy zastosowaniu takiego przybliżenia punkty profilu dla konkretnej czynności wykonywanej przez statek powietrzny oblicza się tylko raz, przyjmując prosty tor (dla której  $\varepsilon = 0$ ).

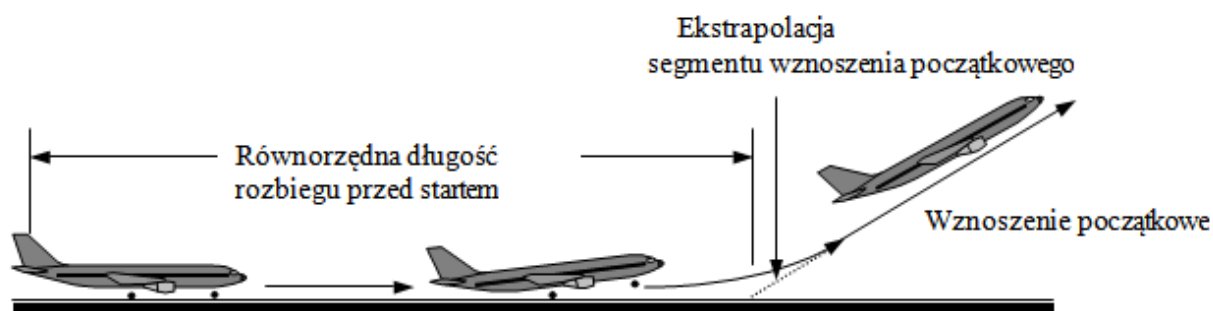
## B5 Rozbieg przed startem

Ciąg startowy powoduje przyspieszanie samolotu na drodze startowej, aż do oderwania się od ziemi. Przyjmuje się, że prędkość przyrządowa poprawiona na całej odległości wznoszenia

<sup>5</sup> Aby uniknąć przerw na linii konturowej wywołanych chwilowymi zmianami kąta przechylenia na przecięciu między lotem prostym a zakrętem, do obliczeń poziomu hałasu wprowadza się podsegmenty uwzględniające liniowe zmiany kąta przechylenia na pierwszych i ostatnich  $5^\circ$  zakrętu. Wprowadzanie podsegmentów do obliczeń charakterystyki nie jest konieczne; kąt przechylenia w każdym przypadku wyznacza się z równania B-8.

początkowego ma wartość stałą. Zakłada się, że w przypadku wypuszczanego podwozia, podwozie wpuszcza się krótko po oderwaniu od ziemi.

Do celów niniejszego dokumentu, rzeczywistą długość rozbiegu przybliża się za pomocą równorzędnej odległości rozbiegu (przy domyślnej prędkości wiatru czołowego 8 węzłów),  $s_{TO8}$  i definiuje się ją jak pokazano na **rysunku B-1**, jako odległość na drodze startowej od zwolnienia hamulca do punktu, w którym proste przedłużenie toru lotu, na którym odbywa się początkowe wznoszenie z wpuszczonym podwoziem, przecina drogę startową.



**Rysunek B-1: Równorzędna długość rozbiegu przed startem**

Na poziomej drodze startowej, wyrażoną w stopach równorzędną odległość rozbiegu przed startem  $s_{TO8}$  wyznacza się z równania:

$$s_{TO8} = \frac{B_8 \cdot \theta \cdot (W / \delta)^2}{N \cdot (F_n / \delta)} \quad (\text{B-9})$$

gdzie

|       |                                                                                                                                                                                                        |
|-------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $B_8$ | oznacza współczynnik właściwy dla konkretnej, wyrażonej w ft/lbf, konfiguracji parametrów samolot/wychylenie klap, odpowiadającej warunkom odniesienia ISA, w tym prędkości wiatru czołowego 8 węzłów; |
| $W$   | oznacza masę samolotu brutto w momencie zwolnienia hamulca, lbf;                                                                                                                                       |
| $N$   | oznacza liczbę silników wytwarzających ciąg.                                                                                                                                                           |

Uwaga: ponieważ równanie B-9 uwzględnia zmiany ciągu adekwatne do prędkości lotu oraz podniesienia drogi startowej, współczynnik  $B_8$  dla danego samolotu zależy wyłącznie od wychylenia klap.

W przypadku wiatru czołowego o prędkości innej niż domyślne 8 węzłów, odległość rozbiegu przed startem koryguje się przy pomocy równania:

$$s_{TOw} = s_{TO8} \cdot \frac{(V_C - w)^2}{(V_C - 8)^2} \quad (B-10)$$

gdzie

|           |                                                                                          |
|-----------|------------------------------------------------------------------------------------------|
| $s_{TOw}$ | oznacza długość rozbiegu przed startem skorygowana o prędkość wiatru czołowego $w$ , ft; |
| $V_C$     | (w tym równaniu) oznacza skalibrowaną prędkość przy skręcie na rozbiegu, kt;             |
| $w$       | oznacza prędkość wiatru czołowego, kt.                                                   |

Długość rozbiegu przed startem koryguje się również względem gradientów drogi startowej, stosując równanie:

$$s_{TOG} = s_{TOw} \cdot \frac{a}{(a - g \cdot G_R)} \quad (B-11)$$

gdzie

|           |                                                                                                                                   |
|-----------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| $s_{TOG}$ | oznacza długość rozbiegu (wyrażoną w stopach) skorygowaną o prędkość wiatru czołowego i gradient drogi startowej;                 |
| $a$       | oznacza średnie przyspieszenie na drodze startowej, równe $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot s_{TOw})$ , ft/s <sup>2</sup> ; |
| $G_R$     | oznacza gradient drogi startowej; dodatni w przypadku startu pod górę.                                                            |

## B6 Wznoszenie ze stałą prędkością

Ten typ segmentu definiuje się prędkością przyrządową poprawioną, ustawieniem klap oraz wysokością i kątem przechylenia na końcu segmentu, a także prędkością wiatru czołowego (domyślnie 8 węzłów). Podobnie jak w przypadku każdego innego segmentu, parametry początkowe segmentu, w tym skorygowany ciąg użytkowy, uznaje się za równorzędne do parametrów końca segmentu poprzedzającego – brak przerw (z wyjątkiem kąta wychylenia klap i kąta przechylenia, które w tych obliczeniach mogą się zmieniać krokowo). W pierwszej kolejności oblicza się ciąg użytkowy na końcu segmentu, stosując odpowiednio równania B-1–B-5. Średni geometryczny kąt wznoszenia (zob. **rysunek B-1**) określa się za pomocą równania:

$$\gamma = \arcsin \left( K \cdot \left[ N \cdot \frac{\overline{F_n / \delta}}{\overline{W / \delta}} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \right) \quad (B-12)$$

gdzie wartości w liczniku oznaczają wartości segmentu środkowego (= średnie wartości punktów początkowych i punktów końcowych – zasadniczo wartości segmentu środkowego); oraz

- $K$  oznacza stałą zależną od prędkości równa 1,01, gdy  $V_C \leq 200$  kt lub 0,95 w innych przypadkach. Powyższa wartość stała uwzględnia oddziaływanie na gradient wznoszenia, wznoszenia przy wietrze czołowym o prędkości 8 węzłów i przyspieszenia podczas wznoszenia przy stałej prędkości przyrządowej poprawionej (prędkość rzeczywista wzrasta wraz ze zmniejszaniem się gęstości powietrza w miarę nabierania wysokości);
- $R$  oznacza stosunek współczynnika siły oporu samolotu do współczynnika jego siły nośnej, odpowiedni dla konkretnego ustawienia klap. Przyjmuje się, że podwozie zostało wpuszczone;
- $\varepsilon$  kąt przechylenia, w radianach.

Kąt wznoszenia koryguje się względem wiatru czołowego  $w$  za pomocą równania:

$$\gamma_w = \gamma \cdot \frac{(V_C - 8)}{(V_C - w)} \quad (\text{B-13})$$

gdzie  $\gamma_w$  oznacza średni kąt wznoszenia skorygowany względem wiatru czołowego.

Odległość, jaką samolot pokonuje na rzucie toru na ziemi,  $\Delta s$  podczas wznoszenia z kątem  $\gamma_w$ , od początkowej wysokości bezwzględnej  $h_1$  do końcowej wysokości bezwzględnej  $h_2$ , wyznacza się z równania:

$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma_w} \quad (\text{B-14})$$

Z zasady stałą prędkość lotu przyjmuje się dla dwóch różnych etapów profilu odejścia. Pierwszy, czasami określany jako *segment początkowego wznoszenia*, rozpoczyna się zaraz po oderwaniu samolotu od ziemi, w którym to przypadku względy bezpieczeństwa nakazują, aby samolot poruszał się z minimalną prędkością lotu, tzn. z bezpieczną prędkością startową. Jest to prędkość wzorcowa i w przypadku standardowych czynności lotniczych osiąga się ją na wysokości 35 stóp powyżej drogi startowej. Powszechnie przyjętą praktyką jest jednak utrzymywanie prędkości wznoszenia początkowego nieco powyżej bezpiecznej prędkości startowej, zazwyczaj 10-20 węzłów, ponieważ utrzymanie takiej prędkości poprawia osiągnięty gradient wznoszenia początkowego. Drugi segment rozpoczyna się po wpuszczeniu klap i początkowym przyspieszeniu, i określa się go jako *wznoszenie stałe*.

Prędkość lotu podczas wznoszenia początkowego zależy od ustawienia klap przy starcie oraz masy brutto samolotu. Skalibrowaną prędkość przyrządową przy początkowym wznoszeniu  $V_{CTO}$  oblicza się, stosując przybliżenie pierwszego rzędu:

$$V_{CTO} = C \cdot \sqrt{W} \quad (\text{B-15})$$

gdzie  $C$  oznacza współczynnik właściwy dla ustawienia klap ( $kt/\sqrt{lbf}$ ), odczytany z bazy danych ANP.

W przypadku wznoszenia stałego po przyspieszeniu prędkość przyrządowa poprawiona to parametr określany przez użytkownika.

## B7 Redukcja mocy (segment przejściowy)

Aby przedłużyć żywotność silnika, a często również ograniczyć hałas w niektórych rejonach, w określonym punkcie po starcie moc się redukuje, co inaczej nazywa się *odcięciem mocy*. Ciąg redukuje się zazwyczaj na segmencie wznoszenia ze stałą prędkością (**sekcja B6**) lub na segmencie przyspieszenia (**sekcja B8**). Ponieważ jest to procedura stosunkowo krótka, trwająca zazwyczaj tylko od 3 do 5 sekund, modeluje się ją, dodając do pierwszego segmentu „segment przejściowy”. Procedurę tę wykonuje się na ogół na odległości względem poziomej płaszczyzny podłoża, wynoszącej około 1 000 ft (305 m).

### Wielkość redukcji ciągu

W normalnym trybie pracy ciąg silnika redukuje się do maksymalnego ciągu wznoszenia. W przeciwieństwie do ciągu startowego, moc na wznoszeniu można utrzymywać bez ograniczeń czasowych, w praktyce utrzymuje się ją zazwyczaj do momentu, w którym samolot osiągnie zadaną wysokość przelotową. Maksymalny poziom ciągu wznoszenia wyznacza się za pomocą równania B-1, korzystając ze współczynników ciągu maksymalnego podanych przez producenta. Procedura przeciwhałasowa może jednak wymagać dodatkowej redukcji ciągu, czasami określanej „redukcją głęboką”. Zgodnie z wymogami bezpieczeństwa, maksymalna redukcja ciągu ogranicza się<sup>6</sup> do wielkości zależnej od charakterystyki samolotu i liczby silników.

Poziom minimalnego „zredukowanego ciągu” niekiedy nazywa się „ciągiem zredukowanym” przy niepracującym silniku:

$$(F_n / \delta)_{engine.out} = \frac{(W / \delta_2)}{(N-1)} \cdot \left[ \frac{\sin(\arctan(0.01 \cdot G'))}{K} + \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \quad (B-16)$$

gdzie

$\delta_2$  oznacza stosunek ciśnienia na wysokości  $h_2$ ;

$G'$  oznacza procentowy gradient wznoszenia z niepracującym silnikiem:

= 0 % dla samolotów z automatycznym systemem przywracania ciągu; w innym przypadku;

= 1,2 % dla samolotów dwusilnikowych;

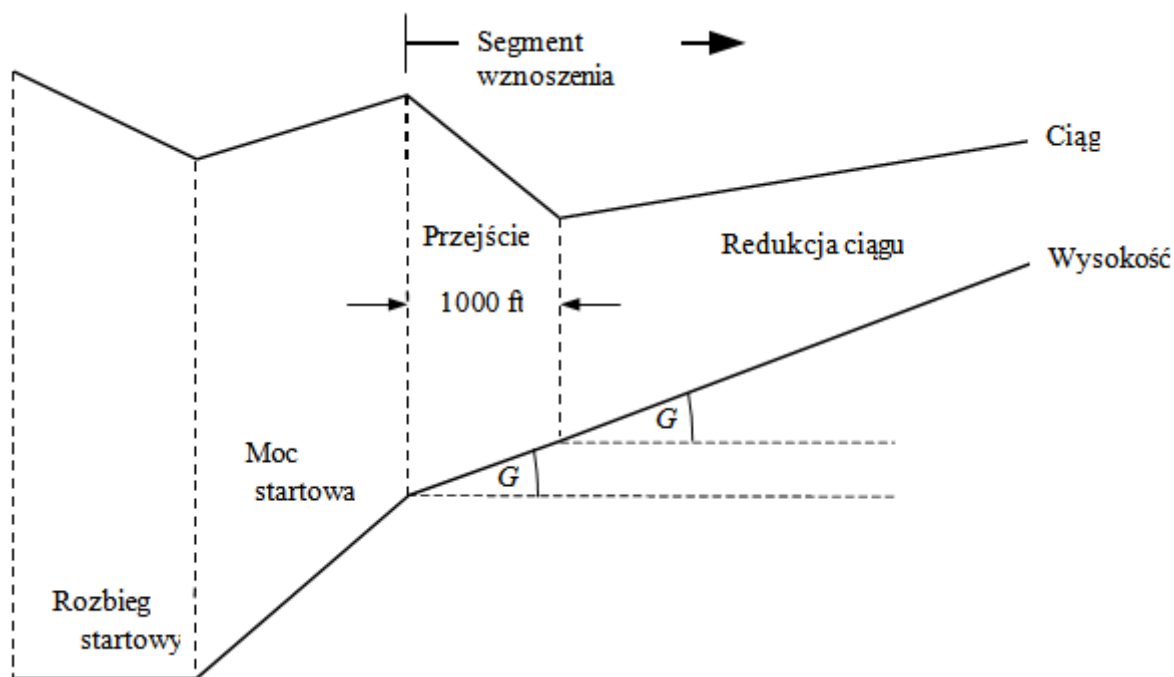
= 1,5 % dla samolotów trzysilnikowych;

<sup>6</sup> „Procedury Przeciwhałasowe”, ICAO, dokument 8168 „PANS-OPS”, tom 1 część V, rozdział 3, ICAO 2004 r.

= 1,7 % dla samolotów czterosilnikowych.

### Segment wznoszenia ze stałą prędkością z redukcją ciągu

Gradient segmentu wznoszenia oblicza się za pomocą równania B-12, a ciąg oblicza się za pomocą równania B-1 dla maksymalnych wartości współczynników wznoszenia lub, w przypadku ciągu zredukowanego, za pomocą równania B-16. Segment wznoszenia dzieli się następnie na dwa podsegmenty o identycznym kącie wznoszenia. Zilustrowano to na **rysunku B-2**.



**Rysunek B-2: Segment wznoszenia ze stałą prędkością z redukcją ciągu (ilustracja – bez odniesienia do skali)**

Pierwszy podsegment przypisuje się odległości względem ziemi wynoszącej 1 000 ft (304 m), natomiast skorygowany ciąg użytkowy na silnik w punkcie końcowym odległości wynoszącej 1 000 ft jest równy wartości redukcji. (Jeżeli początkowa odległość względem ziemi jest krótsza niż 2 000 ft, jedną połowę segmentu przypisuje się redukcji ciągu). Ostateczny ciąg na drugim podsegmentie jest także równy wartości ciągu po redukcji. W ten sposób na drugim podsegmentie samolot porusza się ze stałym ciągiem.

### **B8 Wznoszenie z przyspieszeniem i wpuszczeniem klap**

Segment ten zazwyczaj występuje po początkowym wznoszeniu. Podobnie jak w przypadku wszystkich segmentów lotu, wysokość punktu początkowego segmentu  $h_1$ , prędkość rzeczywista  $V_{T1}$  oraz ciąg  $(F_n/\delta)_1$  są identyczne z wartościami dla punktu końcowego

segmentu poprzedzającego. Prędkość przyrządowa poprawiona w punkcie końcowym segmentu poprzedzającego  $V_{C2}$  i średni gradient wznoszenia  $ROC$  to wartości wejściowe, wprowadzone przez użytkownika (kąt przechylenia  $\varepsilon$  to funkcja prędkości i promienia zakrętu). Ponieważ są one współzależne, wysokość bezwzględną w punkcie końcowym segmentu  $h_2$ , rzeczywistą prędkość lotu w punkcie końcowym segmentu  $V_{T2}$ , ciąg w punkcie końcowym segmentu  $(F_n/\delta)_2$  i długość toru na segmencie  $\Delta s$  należy obliczać za pomocą wielokrotnych powtórzeń; wysokość bezwzględną w punkcie końcowym segmentu  $h_2$  szacuje się wstępnie, a następnie dokonuje się jej ponownego obliczenia za pomocą równania B-16 i B-17, do czasu gdy różnica między wynikami kolejnych obliczeń będzie niższa niż określony próg tolerancji, np. 1 stopa. Użyteczna początkowa wartość szacunkowa wynosi  $h_2 = h_1 + 250$  stóp.

Długość toru segmentu (odległość poziomą) szacuje się jako:

$$s_{seg} = 0.95 \cdot k^2 \cdot (V_{T2}^2 - V_{T1}^2) / 2(a_{max} - G \cdot g) \quad (B-17)$$

gdzie

0.95      oznacza czynnik uwzględniający oddziaływanie wiatru czołowego o sile 8 węzłów przy wznoszeniu z prędkością 160 kt;

$k$       oznacza stałą przeliczania węzłów na ft/s = 1,688 ft/s na węzeł;

$V_{T2}$       = prędkość rzeczywista w punkcie końcowym segmentu, wyrażona w węzłach:  $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$

gdzie  $\sigma_2$  = stosunek gęstości powietrza na wysokości bezwzględnej w punkcie końcowym segmentu  $h_2$ ;

$a_{max}$       = maksymalne przyspieszenie w locie poziomym (ft/s<sup>2</sup>)  
                  =  $g[N \cdot \overline{F_n} / \delta / (\overline{W} / \delta) - R / \cos \varepsilon]$ ;

$G$       = gradient wznoszenia  $\approx \frac{ROC}{60 \cdot k \cdot V_T}$

gdzie  $ROC$  = prędkość wznoszenia, wyrażona w ft/min.

Po takim obliczeniu  $\Delta s$  wysokość bezwzględną w punkcie końcowym segmentu  $h_2'$  przelicza się następnie za pomocą równania:

$$h_2' = h_1 + s \cdot G / 0.95 \quad (B-18)$$

Tak długo jak błąd obliczeń  $|h_2' - h_2|$  wykracza poza określony próg tolerancji, etapy równania B-17 i B-18, dotyczące obliczeń wartości wysokości bezwzględnej punktu końcowego segmentu  $h_2$ , rzeczywistej prędkości lotu  $V_{T2}$ , skorygowanego ciągu użytkowego na silnik  $(F_n/\delta)_2$ , należy powtarzać. Jeżeli błąd mieści się w granicach tolerancji, zaprzestaje się powtarzania obliczeń, a segment przyspieszenia wyznacza się za pomocą ostatecznych wartości punktu końcowego segmentu.



Uwaga: jeżeli podczas procedury powtarzania obliczeń  $(a_{max} - G \cdot g) < 0,02$  g, przyspieszenie może być zbyt małe, aby na określonej odległości osiągnąć wymaganą  $V_{C2}$ . W takim przypadku gradient wznoszenia można ograniczyć do  $G = a_{max}/g - 0,02$ , redukując pożądaną prędkość wznoszenia w celu utrzymania dopuszczalnego przyspieszenia. Jeżeli  $G < 0,01$ , należy stwierdzić, że ciąg jest niewystarczający, aby osiągnąć zadane przyspieszenie i prędkość wznoszenia<sup>7</sup>; obliczenia należy zakończyć, weryfikując następnie poszczególne etapy procedury.

Długość segmentu przyspieszenia koryguje się względem wiatru czołowego  $w$  za pomocą równania:

$$\Delta s_w = \Delta s \cdot \frac{(V_T - w)}{(V_T - 8)} \quad (B-19)$$

### Segment przyspieszenia z redukcją mocy

Redukcję ciągu wprowadza się do segmentów przyspieszenia w taki sam sposób, jak w przypadku segmentu o stałej prędkości, przekształcając jego pierwszą część w segment przejściowy. Poziom redukcji ciągu oblicza się jak w przypadku procedury dotyczącej redukcji ciągu przy stałej prędkości, wyłącznie za pomocą równania B-1. Należy mieć na uwadze, że na ogół przyspieszanie i wznoszenie przy utrzymaniu ustawienia ciągu dla jednego niepracującego silnika nie jest możliwe. Zmianę ciągu zakłada się na odległości względem ziemi wynoszącej 1 000 ft (305 m), natomiast skorygowany ciąg użytkowy na silnik w punkcie końcowym segmentu odległości 1 000 ft jest równy wartości redukcji. Prędkość w punkcie końcowym segmentu wyznacza się z powtarzania obliczeń dla segmentu o długości 1 000 ft. (Jeżeli odległość początkowa względem poprzecznej płaszczyzny podłoża wynosi mniej niż 2 000 ft, połowę segmentu przypisuje się zmianie ciągu). Ostateczny ciąg na drugim podsegmentie jest także równy wartości ciągu po redukcji. W ten sposób na drugim podsegmentie samolot porusza się ze stałym ciągiem.

## B9 Dodatkowe segmenty wznoszenia i przyspieszenia po wpuszczeniu klap

Jeżeli na torze lotu dla wznoszenia wyznacza się dodatkowe segmenty przyspieszenia, do obliczenia odległości rzutu toru na ziemi, średniego kąta wznoszenia i odpowiadającego każdemu z nich przyrostowi wysokości również stosuje się równania B-12 – B-19. Tak samo jak wcześniej, końcową wysokość segmentu należy oszacować, powtarzając obliczenia.

## B10 Schodzenie i wytracanie prędkości

Tor lotu, na którym wykonuje się podejście do lądowania, wymaga zazwyczaj, aby na końcowym segmentcie podejścia, na którym parametry lotu samolotu skonfigurowano w sposób przewidujący wychylenie klap i wypuszczenie podwozia służące podejściu, samolot

---

<sup>7</sup> W każdym z omówionych przypadków model komputerowy należy zaprogramować tak, aby powiadamiał użytkownika o występowaniu niespójności.

zszedł z wysokości i wytracił prędkość. Zasady mechaniki lotu, obowiązujące w przypadku odejść, nie ulegają zmianie; podstawowa różnica polega na tym, że znany jest profil wysokości i prędkości, natomiast konieczne jest ustalenie poziomów ciągu silnika dla każdego z segmentów. Podstawowym równaniem bilansu sił jest:

$$F_n / \delta = W \cdot \frac{R \cdot \cos \gamma + \sin \gamma + a / g}{N \cdot \delta} \quad (\text{B-20})$$

Równanie B-20 można stosować dwutorowo. Po pierwsze, pozwala ono wyznaczyć prędkość samolotu w punkcie początkowym i końcowym segmentu oraz kąt schodzenia (lub odległość poziomą na segmencie), a także wysokość bezwzględną w punkcie początkowym i końcowym segmentu. W takim przypadku wytracanie prędkości można obliczyć za pomocą równania:

$$a = \frac{(V_2 / \cos \gamma)^2 - (V_1 / \cos \gamma)^2}{(2 \cdot \Delta s / \cos \gamma)} \quad (\text{B-21})$$

gdzie  $\Delta s$  oznacza odległość pokonaną względem ziemi, a  $V_1$  i  $V_2$  oznaczają początkową i końcową prędkość względem ziemi, obliczone za pomocą równania:

$$V = \frac{V_C \cdot \cos \gamma}{\sqrt{\sigma}} - w \quad (\text{B-22})$$

Równania B-20, B-21 i B-22 potwierdzają, że silniejszy wiatr czołowy przy wytracaniu prędkości na określonym dystansie przy stałej prędkości schodzenia wymaga większego ciągu, natomiast w warunkach wiatru tylnego tę samą wartość wytracania prędkości można utrzymać przy mniejszym ciągu.

W większości, o ile nie we wszystkich przypadkach, wytracanie prędkości podczas podejścia do lądowania odbywa się na ciągu jałowym. W przypadku drugiego zastosowania równania B-20 ciąg definiuje się zatem jako jałowy, a wyniki równania wyprowadza się w oparciu o powtórzenia obliczeń służące wyznaczeniu wartości (1) wytracania prędkości oraz (2) wysokości w punkcie końcowym segmentu wytracania prędkości – podobnie jak w przypadku segmentów nabierania prędkości przy odejściu. W tym przypadku odległość wytracania prędkości może być zdecydowanie odmienna w warunkach wiatru czołowego i tylnego, zatem uzyskanie wiarygodnych wyników czasami wymaga zmniejszenia kąta schodzenia.

Dla większości samolotów ciąg jałowy nie jest równy zero, natomiast dla wielu jest również funkcją prędkości lotu. W związku z tym, w przypadku obliczania wytracania prędkości równanie B-20 rozwiązuje się, wprowadzając ciąg jałowy; ciąg jałowy oblicza się za pomocą równania:

$$(F_n / \delta)_{idle} = E_{idle} + F_{idle} \cdot V_C + G_{A,idle} \cdot h + G_{B,idle} \cdot h^2 + H_{idle} \cdot T \quad (\text{B-23})$$

gdzie ( $E_{idle}$ ,  $F_{idle}$ ,  $G_{A,idle}$ ,  $G_{B,idle}$  i  $H_{idle}$ ) oznaczają współczynniki silnika na ciągu jałowym, zaczerpnięte z bazy danych ANP.

**B11    Podejście do lądowania**

Prędkość przyrządową poprawioną dla podejścia do lądowania,  $V_{CA}$ , odnosi się do masy lądowania, wyznaczając ją z równania o formule tożsamej z formułą równania B-11, a mianowicie:

$$V_{CA} \approx D \cdot \sqrt{W} \quad (\text{B-24})$$

gdzie współczynnik  $D$  (kt/√lbf) odpowiada ustawieniu klap przy podejściu do lądowania.

Skorygowany ciąg użytkowy na silnik podczas schodzenia po ścieżce podejścia oblicza się, rozwiązując równanie B-12 dla masy  $W$  i obliczając stosunek siły oporu do siły nośnej  $R$  właściwy dla ustawienia klap przy wysuniętym podwoziu. Ustawienie klap powinno odpowiadać typowemu ustawieniu klap podczas lotów rzeczywistych. Podczas podejścia do lądowania można przyjąć stały kąt ścieżki podejścia  $\gamma$ . W przypadku samolotów odrzutowych i wielosilnikowych o napędzie śmigłowym  $\gamma$  wynosi on zazwyczaj  $-3^\circ$ . W przypadku samolotów jednosilnikowych i śmigłowych  $\gamma$  wynosi zazwyczaj  $-5^\circ$ .

Średni skorygowany ciąg użytkowy oblicza się poprzez odwrócenie równania B-12,

przyjmując  $K = 1,03$ , aby uwzględnić wytracenie prędkości dla lotu na ścieżce schodzenia

pod referencyjny wiatr czołowy o prędkości 8 węzłów, przy stałej prędkości przyrządowej

poprawionej, wyznaczonej z równania B-24, tzn.:

$$\overline{F_n / \delta} = \frac{\overline{W / \delta}}{N} \cdot \left( R + \frac{\sin \gamma}{1.03} \right) \quad (\text{B-25})$$

Dla wiatru czołowego o prędkości innej niż 8 węzłów, średni skorygowany ciąg użytkowy to:

$$\left( \overline{F_n / \delta} \right)_w = \overline{F_n / \delta} + 1.03 \cdot \overline{W / \delta} \cdot \frac{\sin \gamma \cdot (w - 8)}{N \cdot V_{CA}} \quad (\text{B-26})$$

Pokonaną odległość poprzeczną oblicza się za pomocą równania:

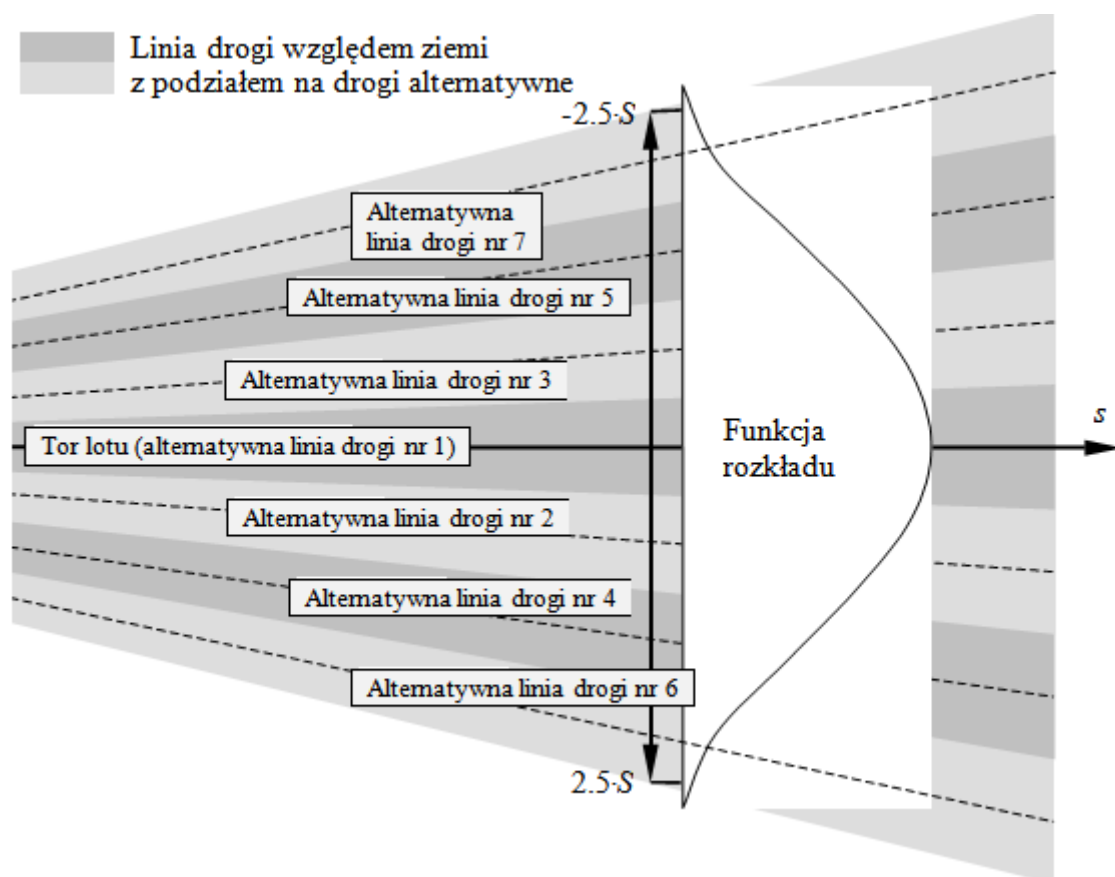
$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma} \quad (\text{B-27})$$

(dodatni, ponieważ  $h_1 > h_2$  i wartość  $\gamma$  jest ujemna).

#### DODATEK C:           MODELOWANIE POPRZECZNEGO ROZPROSZENIA RZUTU TORU NA ZIEMI

Zaleca się, aby w przypadku braku danych radarowych, przy modelowaniu poprzecznego rozproszenia rzutu toru na ziemi przyjąć założenie, że rozproszenie torów prostopadle do toru podstawowego jest zgodne z rozkładem normalnym Gaussa. Doświadczenie pokazuje, że założenie takie jest w większości przypadków uzasadnione.

Przyjmując rozkład Gaussa z odchyleniem standardowym  $S$ , zilustrowanym na **rysunku C-1**, około 98,8 procent wszystkich ruchów mieści się w granicach  $\pm 2,5 \cdot S$  (tzn. w pasie rejestracji o szerokości  $5 \cdot S$ ).



**Rysunek C-1:**           Podział rzutów toru na ziemi na 7 alternatywnych torów. Szerokość pasa rejestracji odpowiada pięciokrotnemu standardowemu odchyleniu rozproszenia rzutu toru na ziemi.

Rozkład Gaussa można zwykle modelować za pomocą 7 oddzielnych alternatywnych torów, rozmieszczonych w równych odległościach między granicami pasa rejestracji  $\pm 2,5 \cdot S$ , co pokazano na **rysunku C-1**.

Dokładność przybliżenia zależy jednak od zależności rozkładu toru głównego i torów alternatywnych względem wysokości ponad statkiem powietrznym. Może się zdarzyć (w przypadku bardzo małego lub bardzo szerokiego rozproszenia torów), że bardziej odpowiednia będzie inna liczba alternatywnych torów. Zbyt mała liczba alternatywnych

torów powoduje pojawianie się „odnóg” na linii konturowej. W tabelach C-1 i C-2 zamieszczono parametry dotyczące podziału na 5 do 13 alternatywnych torów. W tabeli C-1 przedstawiono umiejscowienie poszczególnych alternatywnych torów, natomiast w tabeli C-2 przedstawia odpowiedni procent ruchów na każdym alternatywnym torze.

| Alternatywny tor nr | Umiejscowienie alternatywnych torów w przypadku podziału na |                        |                        |                         |                         |
|---------------------|-------------------------------------------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|
|                     | 5 alternatywnych torów                                      | 7 alternatywnych torów | 9 alternatywnych torów | 11 alternatywnych torów | 13 alternatywnych torów |
| 12 / 13             |                                                             |                        |                        |                         | $\pm 2,31 \cdot S$      |
| 10 / 11             |                                                             |                        |                        | $\pm 2,27 \cdot S$      | $\pm 1,92 \cdot S$      |
| 8 / 9               |                                                             |                        | $\pm 2,22 \cdot S$     | $\pm 1,82 \cdot S$      | $\pm 1,54 \cdot S$      |
| 6 / 7               |                                                             | $\pm 2,14 \cdot S$     | $\pm 1,67 \cdot S$     | $\pm 1,36 \cdot S$      | $\pm 1,15 \cdot S$      |
| 4 / 5               | $\pm 2,00 \cdot S$                                          | $\pm 1,43 \cdot S$     | $\pm 1,11 \cdot S$     | $\pm 0,91 \cdot S$      | $\pm 0,77 \cdot S$      |
| 2 / 3               | $\pm 1,00 \cdot S$                                          | $\pm 0,71 \cdot S$     | $\pm 0,56 \cdot S$     | $\pm 0,45 \cdot S$      | $\pm 0,38 \cdot S$      |
| 1                   | 0                                                           | 0                      | 0                      | 0                       | 0                       |

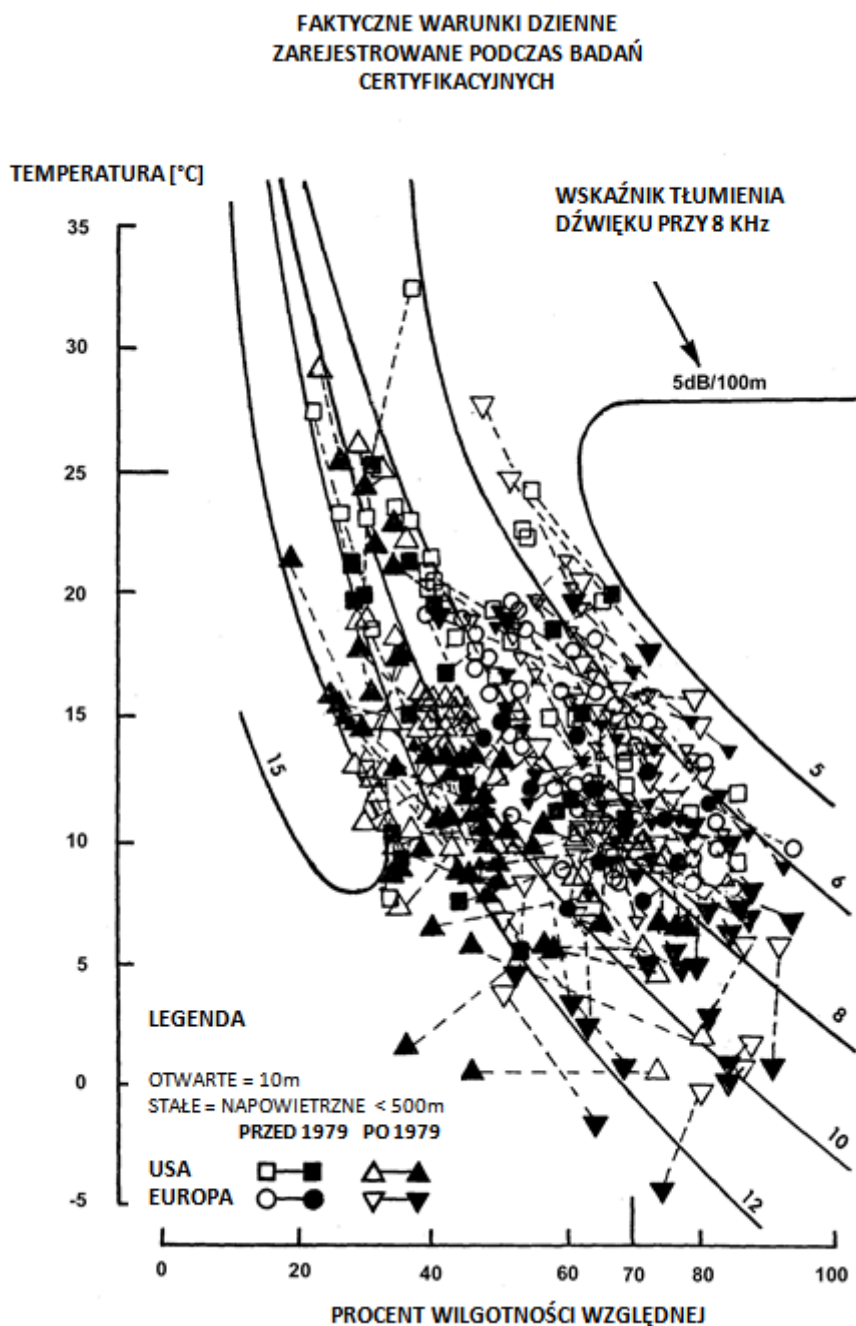
**Tabela C-1: Umiejscowienie 5, 7, 9, 11 lub 13 alternatywnych torów. Całkowita szerokość pasa rejestracji (obejmująca 98 % wszystkich ruchów) odpowiada pięciokrotnemu standardowemu odchyleniu**

| Alternatywny tor nr | Procent ruchów na alternatywnym torze w przypadku podziału na |                        |                        |                         |                         |
|---------------------|---------------------------------------------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|
|                     | 5 alternatywnych torów                                        | 7 alternatywnych torów | 9 alternatywnych torów | 11 alternatywnych torów | 13 alternatywnych torów |
| 12 / 13             |                                                               |                        |                        |                         | 1,1 %                   |
| 10 / 11             |                                                               |                        |                        | 1,4 %                   | 2,5 %                   |
| 8 / 9               |                                                               |                        | 2,0 %                  | 3,5 %                   | 4,7 %                   |
| 6 / 7               |                                                               | 3,1 %                  | 5,7 %                  | 7,1 %                   | 8,0 %                   |
| 4 / 5               | 6,3 %                                                         | 10,6 %                 | 12,1 %                 | 12,1 %                  | 11,5 %                  |
| 2 / 3               | 24,4 %                                                        | 22,2 %                 | 19,1 %                 | 16,6 %                  | 14,4 %                  |
| 1                   | 38,6 %                                                        | 28,2 %                 | 22,2 %                 | 18,6 %                  | 15,6 %                  |

**Tabela C-2: Procent ruchów na 5, 7, 9, 11 lub 13 alternatywnych torach. Całkowita szerokość pasa rejestracji (obejmująca 98 % wszystkich ruchów) odpowiada pięciokrotnemu standardowemu odchyleniu**

# **DODATEK D: PRZELICZENIE DANYCH NPD DLA WARUNKÓW INNYCH NIŻ WARUNKI ODNIESIENIA**

Oddziaływania poziomu hałasu z każdego segmentu toru lotu pozyskuje się z danych NPD przechowywanych w międzynarodowej bazie danych ANP. Należy jednak mieć na uwadze, że dane te znormalizowano na podstawie średnich wskaźników tłumienia atmosferycznego, określonych w opublikowanym przez SAE dokumencie AIR-1845. Wskaźniki te to średnie wartości wyznaczone w europejskich i amerykańskich badaniach na potrzeby certyfikacji statków powietrznych pod kątem emisji hałasu. Duże zróżnicowanie uwzględnionych w tych badaniach warunków atmosferycznych (temperatury i wilgotności względnej) zilustrowano na rysunku D-1.



**Rysunek D-1: Warunki meteorologiczne zarejestrowane podczas badań na potrzeby certyfikacji statków powietrznych pod kątem emisji hałasu.**

Krzywe pokazane na **rysunku D-1**, obliczone z wykorzystaniem normatywnego modelu tłumienia atmosferycznego ARP 866A, pokazują, że warunki testowe uwzględniają dużą zmienność pochłaniania dźwięku o wysokiej częstotliwości (8 kHz) (przy czym zmienność pochłaniania całkowitego będzie raczej mniejsza).

Ponieważ współczynniki tłumienia podane w **tabeli D-1** to średnie arytmetyczne, całego układu wartości nie można odnieść do jednych referencyjnych warunków atmosferycznych (tj. o określonej wartości temperatury i wilgotności względnej). Można je traktować wyłącznie jako właściwości atmosfery czysto teoretycznej – określanej jako „atmosfera AIR-1845”.

**Tabela D-1: Średnie wskaźniki tłumienia atmosferycznego stosowane do normalizowania danych NPD ujętych w bazie danych ANP**

| Częstotliwość<br>środkowa pasma<br>tercjowego [Hz] | Współczynnik<br>tłumienia<br>[dB/100 m] | Częstotliwość<br>środkowa pasma<br>tercjowego [Hz] | Współczynnik<br>tłumienia<br>[dB/100 m] |
|----------------------------------------------------|-----------------------------------------|----------------------------------------------------|-----------------------------------------|
| 50                                                 | 0,033                                   | 800                                                | 0,459                                   |
| 63                                                 | 0,033                                   | 1 000                                              | 0,590                                   |
| 80                                                 | 0,033                                   | 1 250                                              | 0,754                                   |
| 100                                                | 0,066                                   | 1 600                                              | 0,983                                   |
| 125                                                | 0,066                                   | 2 000                                              | 1,311                                   |
| 160                                                | 0,098                                   | 2 500                                              | 1,705                                   |
| 200                                                | 0,131                                   | 3 150                                              | 2,295                                   |
| 250                                                | 0,131                                   | 4 000                                              | 3,115                                   |
| 315                                                | 0,197                                   | 5 000                                              | 3,607                                   |
| 400                                                | 0,230                                   | 6 300                                              | 5,246                                   |
| 500                                                | 0,295                                   | 8 000                                              | 7,213                                   |
| 630                                                | 0,361                                   | 10 000                                             | 9,836                                   |

Współczynniki tłumienia podane w **tabeli D-1** można uznać za prawidłowe dla odpowiednich zakresów temperatury i wilgotności. Aby jednak sprawdzić, czy nie wymagają one skorygowania, do obliczenia średnich współczynników pochłaniania atmosferycznego dla średniej temperatury lotniska  $T$  i względnej wilgotności powietrza  $RH$  należy wykorzystać dane ARP-866A. Gdy porównanie tych wartości z danymi z **tabeli D-1** wskazuje na konieczność zastosowania korekcji, należy w tym celu skorzystać z poniższej metodologii.



Baza danych ANP zawiera następujące dane NPD dotyczące każdego ustawienia mocy:

- maksymalny poziom hałasu a odległość skośna,  $L_{max}(d)$ ,
- poziom scalony w czasie a odległość dla referencyjnej prędkości  $L_E(d)$ , oraz
- nieważone referencyjne widmo dźwięku na odległości skośnej 305 m (1 000 ft),  $L_{n,ref}(d_{ref})$ , gdzie  $n$  = pasmo częstotliwości (w zakresie od 1 do 24 dla pasm tercjowych o częstotliwości środkowej od 50 Hz do 10 kHz),

przy czym wszystkie dane są znormalizowane do atmosfery AIR-1845.

Korekcję krzywych NPD do warunków określonych przez użytkownika  $T$  i  $RH$  przeprowadza się w trzech etapach:

1. najpierw koryguje się widmo odniesienia w celu wyeliminowania tłumienia atmosferycznego SAE AIR-1845  $\alpha_{n,ref}$ .

$$L_n(d_{ref}) = L_{n,ref}(d_{ref}) + \alpha_{n,ref} \cdot d_{ref} \quad (D-1)$$

gdzie  $L_n(d_{ref})$  oznacza nietłumione widmo przy  $d_{ref} = 305$  m, a  $\alpha_{n,ref}$  oznacza współczynnik pochłaniania atmosferycznego dla pasma częstotliwości  $n$  zaczerpniętego z **tabeli D-1** (ale wyrażony w dB/m).

2. Następnie skorygowane widmo dostosowuje się do każdej z dziesięciu standardowych odległości NPD  $d_i$ , stosując współczynniki tłumienia zarówno dla (i) atmosfery SAE AIR-1845; oraz (ii) atmosfery określonej przez użytkownika (na podstawie SAE ARP-866A).

(i) W przypadku atmosfery SAE AIR-1845:

$$L_{n,ref}(d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i / d_{ref}) - \alpha_{n,ref} \cdot d_i \quad (D-2)$$

(ii) W przypadku atmosfery określonej przez użytkownika:

$$L_{n,866A}(T, RH, d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i / d_{ref}) - \alpha_{n,866A}(T, RH) \cdot d_i \quad (D-3)$$

gdzie  $\alpha_{n,866A}$  oznacza współczynnik pochłaniania atmosferycznego dla pasma częstotliwości  $n$  (wyrażony w dB/m), obliczony z wykorzystaniem SAE ARP-866A przy temperaturze  $T$  i wilgotności względnej  $RH$ .

3. Na każdej odległości NPD  $d_i$  oba widma waży się dźwiękiem A i sumą decybeli, co pozwala na wyznaczenie wynikowych poziomów skorygowanych dźwiękiem A  $L_{A,866A}$  oraz  $L_{A,ref}$  – które następnie odejmuje się arytmetycznie:

$$\Delta L(T, RH, d_i) = L_{A,866A} - L_{A,ref} = 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{(L_{n,866A}(T, RH, d_i) - A_n)/10} - 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{(L_{n,ref}(d_i) - A_n)/10} \quad (D-4)$$

Przyrost  $\Delta L$  jest różnicą między NPD w atmosferze określonej przez użytkownika, a NPD w atmosferze referencyjnej. Aby otrzymać skorygowane dane NPD, wartości te dodaje się do wartości NPD podanych w bazie ANP.

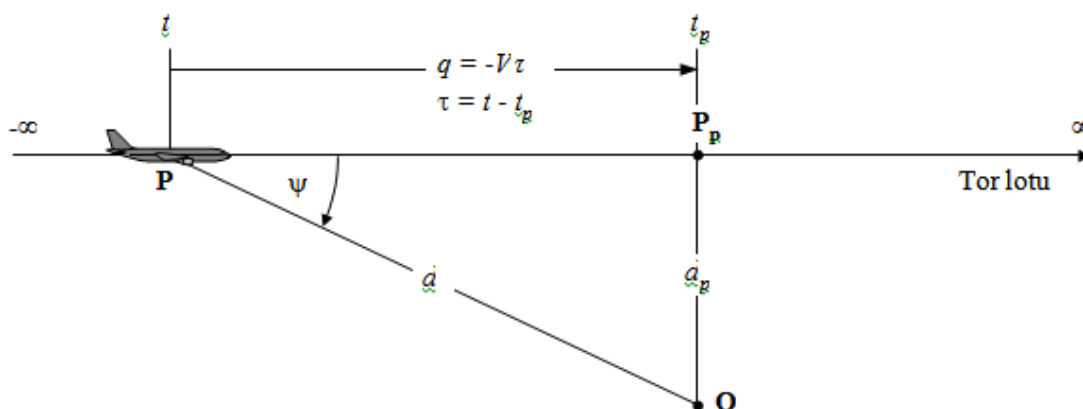
Stosując  $\Delta L$  do skorygowania  $L_{max}$  i  $L_E$ , w NPD przyjęto słuszne założenie, że różne warunki atmosferyczne mają wpływ tylko na widmo referencyjne i nie wpływają na rozkład poziomu w czasie. Można je uznać za prawidłowe dla typowych zakresów propagacji i typowych warunków atmosferycznych.

## DODATEK E: KOREKCJA SEGMENTU O SKOŃCZONEJ DŁUGOŚCI

W niniejszym dodatku pokrótce omówiono obliczanie korekcji segmentu o skończonej długości oraz algorytm związany z frakcją energii, o którym mowa w sekcji 2.7.19.

### E1 Geometria

Algorytm frakcji energii określa się na podstawie promieniowania dźwięku ze źródła dipolowego 90 stopni o „czwartej potędze”. Charakteryzuje się ono właściwościami kierunkowymi zbliżonymi do dźwięku samolotów odrzutowych, przynajmniej w obszarze kątowym, który w największym stopniu wpływa na poziomy zdarzenia akustycznego poniżej toru lotu statku powietrznego i obok niego.



Rysunek E-1: Geometria między torem lotu a punktem umiejscowienia rejestratora O

**Rysunek E-1** ilustruje geometrię propagacji dźwięku między torem lotu a punktem umiejscowienia rejestratora O. W punkcie P statek powietrzny porusza się w atmosferze o właściwościach jednorodnych, ze stałą prędkością, po prostym poziomym torze lotu. Najbliższym punktem podejścia względem rejestratora jest P<sub>p</sub>. Parametry te to:

- $d$       odległość między rejestratorem a statkiem powietrznym;
- $d_p$     prostopadła odległość od rejestratora do toru lotu (odległość skośna);
- $q$       odległość od P do P<sub>p</sub> =  $-V \cdot \tau$ ;
- $V$       prędkość statku powietrznego;
- $t$       czas, w którym statek powietrzny osiąga punkt P;
- $t_p$     czas, w którym statek powietrzny znajduje się w punkcie najbliższego podejścia P<sub>p</sub>;

- $\tau$       czas lotu = czas względny do czasu w punkcie  $\mathbf{P}_p = t - t_p$ ;
- $\psi$       kąt między torem lotu a wektorem statek powietrzny-rejestrator.

Należy mieć na uwadze, że w przypadku gdy stosunek czasu lotu  $\tau$  do najbliższego punktu podejścia względem rejestratora w momencie, gdy samolot znajduje się przed punktem umiejscowienia rejestratora (jak pokazano na **rysunku E-1**), jest ujemny, względna odległość  $q$  do punktu najbliższego podejścia przyjmuje wartość dodatnią. Jeżeli statek powietrzny znajduje się przed rejestratorem,  $q$  przyjmuje wartość ujemną.

## E2 Szacowanie frakcji energii

Podstawową koncepcją frakcji energii jest wyrażenie ekspozycji na hałas  $E$  powstający w punkcie umiejscowienia rejestratora z segmentu toru lotu  $\mathbf{P}_1\mathbf{P}_2$  (o punkcie początkowym  $\mathbf{P}_1$  i punkcie końcowym  $\mathbf{P}_2$ ), przez pomnożenie ekspozycji  $E_\infty$  przelotu po całym torze lotu o nieskończonej długości przez współczynnik *frakcji energii*  $F$ :

$$E = F \cdot E_\infty \quad (\text{E-1})$$

Ponieważ ekspozycję można wyrazić jako scalony w czasie, średniokwadratowy (ważony) poziom ciśnienia akustycznego, czyli

$$E = \text{const} \cdot \int p^2(\tau) d\tau \quad (\text{E-2})$$

to aby obliczyć  $E$ , ciśnienie średniokwadratowe trzeba wyrazić jako funkcję znanych parametrów geometrycznych i roboczych. W przypadku  $90^\circ$  źródła dipolowego,

$$p^2 = p_p^2 \cdot \frac{d_p^2}{d^2} \cdot \sin^2 \psi = p_p^2 \cdot \frac{d_p^4}{d^4} \quad (\text{E-3})$$

gdzie  $p^2$  i  $p_p^2$  to zarejestrowane średniokwadratowe wartości ciśnienia akustycznego wytwarzanego przez statek powietrzny w momencie, gdy przelatuje on przez punkty  $\mathbf{P}$  i  $\mathbf{P}_p$ .

Stwierdzono, że ta stosunkowo prosta zależność umożliwia dobrą symulację hałasu wytwarzanego przez samoloty odrzutowe, choć rzeczywiste mechanizmy tego procesu są niezwykle złożone. Wyrażenie  $d_p^2/d^2$  pojawiające się w równaniu E-3 opisuje jedynie mechanizm rozprzestrzeniania sferycznego właściwego dla źródła punktowego, nieskończoną prędkość dźwięku oraz jednorodną atmosferę, niesprzyjającą propagacji dźwięku. Wszystkie inne efekty fizyczne – kierunkowość źródła, skończona prędkość dźwięku, pochłanianie atmosferyczne, przesunięcie dopplerowskie itd. – domyślnie obejmuje się współczynnikiem  $\sin^2 \psi$ . Współczynnik ten powoduje, że średniokwadratowa wartość ciśnienia maleje odwrotnie proporcjonalnie do  $d^4$ ; stąd wyrażenie źródło „czwartej potęgi”.

Wprowadzenie podstawień

$$d^2 = d_p^2 + q^2 = d_p^2 + (V \cdot \tau)^2 \quad \text{oraz} \quad \left( \frac{d}{d_p} \right)^2 = 1 + \left( \frac{V \cdot \tau}{d_p} \right)^2$$

średniokwadratową wartość ciśnienia można wyrazić jako funkcję czasu (ponownie pomijając propagację dźwięku w czasie):

$$p^2 = p_p^2 \cdot \left( 1 + \left( \frac{V \cdot \tau}{d_p} \right)^2 \right)^{-2} \quad (\text{E-4})$$

Wstawiając to do równania (E-2) i dokonując podstawienia

$$\alpha = \frac{V \cdot \tau}{d_p} \quad (\text{E-5})$$

ekspozycję dźwięku w punkcie umiejscowienia rejestratora z przelotu w przedziale czasowym  $[\tau_1, \tau_2]$  można wyrazić jako

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{1}{(1 + \alpha^2)^2} d\alpha \quad (\text{E-6})$$

Rozwiązanie tej całki to:

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \frac{1}{2} \left( \frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \quad (\text{E-7})$$

Całkowanie w przedziale  $[-\infty, +\infty]$  (tj. na całym torze lotu o nieskończonej długości) daje następujące wyrażenie dla ekspozycji całkowitej  $E_\infty$ :

$$E_\infty = \text{const} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \quad (\text{E-8})$$

w związku z czym frakcja energii według równania E-1 to:

$$F = \frac{1}{\pi} \left( \frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \quad (\text{E-9})$$

### **E3 spójność maksymalnych i scalonych w czasie wskaźników metrycznych – odległość wyskalowana**

Następstwo użycia prostego modelu dipolowego do zdefiniowania frakcji energii polega na tym, że daje ono konkretną różnicę teoretyczną  $\Delta L$  między poziomami hałasu zdarzenia akustycznego  $L_{max}$  i  $L_E$ . Jeżeli model linii konturowej ma być wewnętrznie spójny, musi być równy różnicy wartości wyznaczonych z krzywych NPD. Problem w tym, że dane NPD

pochodzą z pomiarów rzeczywistych poziomów hałasu wytwarzanego przez statki powietrzne, co niekoniecznie odpowiada teorii uproszczonej. Do teorii należy zatem wprowadzić element elastyczności. W zasadzie jednak zmienne  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  zależą od geometrii i prędkości samolotu – nie pozostawiając żadnego marginesu dowolności. Rozwiązaniem jest pojęcie *odległości wyskalowanej*  $d_\lambda$ , zgodnie z poniższym opisem.

Poziom ekspozycji  $L_{E,\infty}$ , podany w ujętych w bazie ANP tabelach jako funkcja  $d_p$  dla prędkości referencyjnej  $V_{ref}$ , można wyrazić jako

$$L_{E,\infty}(V_{ref}) = 10 \cdot \lg \left[ \frac{\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt}{p_0^2 \cdot t_{ref}} \right] \quad (E-10)$$

gdzie  $p_0$  oznacza standardowe ciśnienie referencyjne, a  $t_{ref}$  oznacza czas referencyjny (= 1 sek. dla SEL). W przypadku prędkości rzeczywistej  $V$  przybiera postać:

$$L_{E,\infty}(V) = L_{E,\infty}(V_{ref}) + 10 \cdot \lg \left( \frac{V_{ref}}{V} \right) \quad (E-11)$$

Podobnie można zapisać maksymalny poziom zdarzenia akustycznego  $L_{max}$

$$L_{max} = 10 \cdot \lg \left[ \frac{p_p^2}{p_0^2} \right] \quad (E-12)$$

Dla źródła dipolowego, używając równań E-8, E-11 i E-12, mając na uwadze, że (z równań E-2 i E-8)  $\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}$  różnicę  $\Delta L$  można zapisać:

$$\Delta L = L_{E,\infty} - L_{max} = 10 \cdot \lg \left[ \frac{V}{V_{ref}} \cdot \left( \frac{\pi}{2} p_p^2 \frac{d_p}{V} \right) \cdot \frac{1}{p_0^2 \cdot t_{ref}} \right] - 10 \cdot \lg \left[ \frac{p_p^2}{p_0^2} \right] \quad (E-13)$$

Można to przyrównać jedynie do wartości  $\Delta L$  wyznaczonej z danych NPD, jeżeli odległość skośną  $d_p$ , wykorzystaną do obliczenia frakcji energii, zastąpi się *odległością wyskalowaną*  $d_\lambda$ , otrzymaną z równania

$$d_\lambda = \frac{2}{\pi} \cdot V_{ref} \cdot t_{ref} \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{max})/10} \quad (E-14a)$$

lub

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{max})/10} \quad \text{przy} \quad d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{ref} \cdot t_{ref} \quad (E-14b)$$

Zastępując w równaniu E-5  $d_p$  przez  $d\lambda$  i korzystając z definicji  $q = V\tau$  z **rysunku E-1**, parametry  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  w równaniu E-9 można zapisać (wstawiając  $q = q_1$  w punkcie początkowym oraz  $q - \lambda = q_2$  w punkcie końcowym segmentu toru o długości  $\lambda$ ) jako

$$\alpha_1 = \frac{-q_1}{d_\lambda} \quad \text{oraz} \quad \alpha_2 = \frac{-q_1 + \lambda}{d_\lambda} \quad (\text{E-15})$$

Konieczność zastąpienia rzeczywistej odległości skośnej odległością wyskalowaną zmniejsza uproszczenie modelu dipolowego 90 stopni o „czwartej potędze”. Z uwagi jednak na skuteczną kalibrację *in situ* przy pomocy danych z pomiarów, algorytm frakcji energii można uznać raczej za półempiryczny, a nie czysto teoretyczny.