

V Bruseli 12. januára 2015
(OR. en)

5159/15
ADD 2

ENV 9

SPRIEVODNÁ POZNÁMKA

Od:	Európska komisia
Dátum doručenia:	9. januára 2015
Komu:	Generálny sekretariát Rady
Predmet:	Príloha k SMERNICI KOMISIE .../.../EÚ z XXX, ktorou sa ustanovujú spoločné metódy posudzovania hluku podľa smernice 2002/49/ES

Delegáciám v prílohe zasielame dokument D034332/03 - Part 2.

Príloha: D034332/03 - Part 2

DODATOK A: POŽIADAVKY NA ÚDAJE

Oddiel 2.7.6 hlavného textu všeobecne opisuje požiadavky týkajúce sa údajov, špecifických pre každý jednotlivý prípad, ktoré opisujú letisko a jeho prevádzku, potrebné na výpočty izofóny hlučnosti. V tabuľkách s technickými špecifikáciami uvedených nižšie budú ako príklad uvedené údaje o hypotetickom letisku. Špecifické formáty údajov budú spravidla závisieť od požiadaviek a potrieb konkrétneho systému modelovania hluku, ako aj od scenára danej štúdie.

Poznámka: Odporúča sa, aby sa geografické informácie (vzťažné body atď.) uvádzali v karteziánskych súradniciach. Výber konkrétneho súradnicového systému zvyčajne závisí od máp, ktoré sú k dispozícii.

A1 Všeobecné údaje o letisku

Označenie letiska	Hypotetické letisko	
Súradnicový systém	UTM, Pásma 15, formát WGS-84 Datum	
Vzťažný bod letiska, ARP	3 600 000 m E	6 300 000 m N Stredný bod vzletovej a pristávacej dráhy 09L-27R
Nadmorská výška vzťažného bodu letiska	120 m /	
Priemerná teplota vzduchu vo vzťažnom bode letiska *	12,0 °C	
Priemerná relatívna vlhkosť vo vzťažnom bode letiska *	60 %	
Priemerná rýchlosť a smer vetra *	5 uzlov	270 stupňov
Zdroj topografických údajov	Nezistené	

* Uved'te opakovane pre každý relevantný časový interval (denný čas, ročné obdobie atď.).

A2 Opis vzletovej a pristávacej dráhy

Označenie vzletovej a pristávacej dráhy	09L	
Začiatok vzletovej a pristávacej dráhy	3 599 000 m E	6 302 000 m N

Koniec vzletovej a pristávacej dráhy	3 603 000 m E	6 302 000 m N
Začiatok rozjazdu	3 599 000 m E	6 302 000 m N
Prah pristávacej dráhy	3 599 700 m E	6 302 000 m N
Nadmorská výška začiatku vzletovej a pristávacej dráhy	110 m	
Stredný gradient vzletovej a pristávacej dráhy	0,001	

V prípade posunutých prahov vzletovej a pristávacej dráhy sa môže opis dráhy zopakovať, alebo sa tieto prahy dajú opísať v oddiele venovanom opisu priemetu dráhy na zemský povrch.

A3 Opis priemetu dráhy na zemský povrch

Ak chýbajú radarové údaje, na opis konkrétneho priemetu dráhy na zemský povrch sú potrebné nasledujúce informácie:

Priemet dráhy č.	001				
Označenie priemetu dráhy č.	Dep 01 – 09L				
Zo vzletovej a pristávacej dráhy	09L				
Typ priemetu dráhy	Odchod				
Posun od začiatku rozjazdu	0 m				
Počet priemetov čiastkových dráh	7				
Opis priemetu strednej dráhy na zemský povrch					
Segment č.	Priama [m]	Krivka			Štandardná odchýlka pre bočný rozptyl na... konci segmentu [m]
		L'/P	Zmena kurzu [°]	Polomer... [m]	
1	10 000				2 000
3		R	90,00	3 000	2 500
4	20 000				3 000

Priemet dráhy č.	002
------------------	-----

Označenie priemetu dráhy č.				App 01 – 09L – Disp 300	
Zo vzletovej a pristávacej dráhy				09L	
Typ priemetu dráhy				Približovanie	
Posun od prahu pristávacej dráhy				300 m	
Počet priemetov čiastkových dráh				1	
Opis priemetu strednej dráhy na zemský povrch					
Segment č.	Priama [m]	Krivka			Štandardná odchýlka pre bočný rozptyl na... konci segmentu [m]
		L/P	Zmena kurzu [°]	Polomer... [m]	
1	30 000				0
Informácie o trati približenia					
Zostupový uhol pre trate približenia				2,7°	
Nadmorská výška letu na zachytenie zostupovej dráhy				4 000 stôp	

A4 Opis leteckej premávky

Referenčné časové obdobie	366 dní = 8 748 hod. (1. 1. 2014 až 31. 12. 2014)
Úsek dňa I	od 7 do 19 hod. = 12 hod.
Úsek dňa II	od 19 do 23 hod. = 4 hod.
Úsek dňa II	od 23 do 7 hod. = 8 hod.

TECHNICKÉ ŠPECIFIKÁCIE LETECKEJ PREMÁVKY – POHYBY NA JEDNOTLIVÝCH PRIEMETOCH DRÁH

Priemet dráhy na zemský povrch č.	001
Označenie priemetu dráhy č.	Dep 01 – 09L
Označenie lietadla	Počet pohybov počas časového obdobia

	I	II	III
Lietadlo 1, Odl.1	20 000	4 000	1 000
Lietadlo 2, Odl.4	10 000	5 000	500
Lietadlo 4, Odl.3	2 000	300	0
Priemet dráhy na zemský povrch č.		002	
Označenie priemetu dráhy č.		Dep 01 – 09L – Disp 300	
Označenie lietadla	Počet pohybov počas časového obdobia		
	I	II	III
Lietadlo 1, Príl.1	18 000	2 000	5 000
Lietadlo 2, Príl.1	10 000	3 000	2 500
Lietadlo 4, Príl.1	1 300	0	1 000

A5 Tabuľka s technickou špecifikáciou letových postupov

Lietadlo uvedené ako príklad v kapitole 3 Boeing 727-200 odvodené z údajov radaru podľa pokynov stanovených v oddiele 2.7.9 hlavného textu.

Označenie lietadla	B727C3
Identifikátor NPD z databázy ANP	JT8E5
Počet motorov	3
Režim letu	Odlet
Skutočná hmotnosť lietadla [t]	71,5
Čelný vietor [m/s]	5
Teplota [°C]	20
Výška letiska [m]	83

Segment Č.	Vzdialenosť od vzťažného bodu ¹ [m]	Výška [m]	Pozemná rýchlosť [m/s]	Výkon motora [²]
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

Príklad na profil postupu na základe údajov o lietadlách uložených v databáze ANP:

Označenie lietadla v databáze ANP	B727C3
Identifikátor NPD z databázy ANP	JT8E5

¹ Vzťažný bod je začiatok rozjazdu pre odlety a prah pristávacej dráhy pre približenia.

² Jednotky zodpovedajúce jednotkám v databáze ANP

Počet motorov	3			
Režim letu	Odlet			
Skutočná hmotnosť lietadla [t]	71,5			
Čelný vietor [m/s]	5			
Teplota [°C]	15			
Výška letiska [m]	100			
Segment Č.	Režim	Cieľ	Klapky	Výkon motora
1	Vzlet		5	Vzlet
2	Počiatkové stúpanie	Nadmorská výška 1 500 stôp	5	Vzlet
3	Zatiahnuté klapky	210 uzlov IAS ROC 750 stôp/min	0	Max. stúpanie
4	Zrýchlenie	250 uzlov IAS ROC 1 500 stôp/min	0	Max. stúpanie
5	Stúpanie	10 000 stôp	0	Max. stúpanie

DODATOK B: VÝPOČTY LETOVÉHO VÝKONU

Vymedzenie pojmov a symbolov

Pojmy a symboly použité v tomto dodatku sa zhodujú s tými, ktoré bežne používajú odborníci v oblasti výkonnosti lietadiel. Niektoré základné pojmy sú pre používateľov, ktorí s nimi nie sú oboznámení, stručne vysvetlené nižšie. Na minimalizáciu konfliktu s hlavnou časťou tejto metódy sú symboly v tomto dodatku vo väčšine prípadov definované osobitne. Veličinám, ktoré sú uvedené v hlavnej časti metódy, sú priradené spoločné symboly; niektoré symboly, ktoré sa v tomto doplnku používajú iným spôsobom, sú označené hviezdíčkou (*). Súbežne sa tu vyskytujú niektoré jednotky používané v USA a jednotky sústavy SI; aj toto slúži na zachovanie konvencií, s ktorými sú oboznámení užívatelia z rôznych disciplín.

Pojmy

Zlomový bod	Pozri redukovaný výkon
Kalibrovaná rýchlosť letu	(Označovaná aj ako ekvivalentná alebo indikovaná rýchlosť letu.) Rýchlosť lietadla relatívna ku vzduchu, zaznamenaná kalibrovaným nástrojom na lietadle. Pravá vzdušná rýchlosť, ktorá je obvykle vyššia, sa dá vypočítať z kalibrovannej rýchlosti letu, ak je známa hustota vzduchu.
Korigovaný čistý ťah	Čistý ťah je hnacia sila motora na nosnej konštrukcii lietadla. Pri určitom nastavení výkonu (napr. <i>EPR</i> alebo <i>N₁</i>) klesá v dôsledku klesajúcej hustoty vzduchu s tým, ako sa zvyšuje nadmorská výška lietadla; korigovaný čistý ťah je ťah motora na hladine mora.
Redukovaný výkon	Pri určitých maximálnych teplotách komponentov ťah motora v dôsledku zvyšovania teploty okolitého ovzdušia klesá – a naopak. To znamená, že existuje kritická teplota vzduchu, po presiahnutí ktorej nemožno dosiahnuť <i>menovitý ťah</i> . V prípade väčšiny moderných motorov sa to označuje ako „teplota redukovaného výkonu“, pretože pri nižších teplotách vzduchu sa ťah automaticky obmedzí na menovitý ťah s cieľom maximalizovať životnosť. Ťah pri teplotách vyšších ako teplota redukovaného výkonu – ktoré sa často označujú ako <i>zlomový bod</i> alebo <i>zlomová teplota</i> – aj tak klesá.
Rýchlosť	Veľkosť vektora rýchlosti lietadla (vo vzťahu k súradnicovému systému letiska).
Menovitý ťah	Životnosť motora lietadla veľmi závisí od prevádzkových teplôt jeho komponentov. Čím vyššie je vyvinutý výkon alebo ťah, tým vyššie sú teploty a tým kratšia je životnosť. S cieľom nájsť rovnováhu medzi výkonom a životnosťou sú motorom s redukovanou výkonnosťou priradené <i>hodnoty ťahu motorov</i> pre vzlet, stúpanie a cestovnú fázu letu, ktoré definujú bežné maximálne nastavenia výkonu.

Parameter nastavenia ťahu	Pilot si nemôže vybrať konkrétny ťah motora; namiesto toho si zvolí vhodné nastavenie tohto parametra, ktoré sa zobrazuje v pilotnej kabíne. Zvyčajne je to buď kompresný pomer motora (<i>EPR</i>) alebo rotačná rýchlosť nízkotlakového rotora (alebo ventilátora) (N_1).
---------------------------	---

Symbols

Veličiny sú bezrozmerné, pokiaľ nie je uvedené inak. Symbols a skratky, ktoré nie sú uvedené nižšie, sa používajú len ojedinele a sú definované v texte. Dolné indexy 1 a 2 označujú podmienky na začiatku a konci segmentu, v uvedenom poradí. Čiary nad znakom označujú stredné hodnoty segmentov, t. j. priemer počiatkových a koncových hodnôt.

a	Priemerné zrýchlenie, v stopách/s ²
a_{max}	Maximálne možné zrýchlenie, v stopách/s ²
A, B, C, D	Koeficienty klapiek
$E, F, G_{A,B}, H$	Koeficienty ťahu motora
F_n	Čistý ťah motora, lbf
F_n/δ	Korigovaný čistý ťah motora, v lbf
G	Gradient stúpania
G'	Gradient stúpania s vypnutým motorom
G_R	Stredný gradient vzletovej a pristávacej dráhy, pri stúpaní je kladný
g	Gravitačné zrýchlenie, v stopách/s ²
ISA	Medzinárodná štandardná atmosféra
N^*	Počet motorov dodávajúcich ťah
R	Pomer koeficientov odporu a vztlaku C_D/C_L
ROC	Rýchlosť stúpania segmentu (v stopách/min)
s	Pozemná vzdialenosť na priemete dráhy na zemský povrch, v stopách
s_{TO8}	Dĺžka vzletu do dosiahnutia čelného vetra 8 uzlov, v stopách
s_{TOG}	Dĺžka vzletu korigovaná o w a G_R , v stopách
s_{TOw}	Dĺžka vzletu do dosiahnutia čelného vetra w , v stopách

T	Teplota vzduchu, v °C
T_B	Teplota zlomového bodu, v °C
V	Traťová rýchlosť, v uzloch
V_C	Kalibrovaná rýchlosť letu, v uzloch
V_T	Pravá vzdušná rýchlosť, v uzloch
W	Hmotnosť letúna, v librách
w	Rýchlosť čelného vetra, v uzloch
Δs	Dĺžka segmentu pri bezvetrí projektovaná na priemet dráhy na zemský povrch, v stopách
Δs_w	Projekcia dĺžky segmentu na zemský povrch korigovaná o rýchlosť čelného vetra, v stopách
δ	p/p_0 , pomer medzi tlakom okolitého vzduchu letúna a štandardným tlakom vzduchu na strednej hladine mora: $p_0 = 101,325 \text{ kPa}$ (alebo $1\,013,25 \text{ mb}$)
ε	Uhol priečneho náklonu, v radiánoch
γ	Uhol stúpania/klesania, v radiánoch
θ	$(T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ pomer medzi teplotou vzduchu v nadmorskej výške a štandardnou teplotou vzduchu na strednej hladine mora: $T_0 = 15,0 \text{ °C}$
σ *	ρ/ρ_0 = pomer medzi hustotou vzduchu v nadmorskej výške a hodnotou nameranou na strednej hladine mora: (platí tiež $\sigma = \delta/\theta$)

B1 Úvod

Syntéza dráhy letu

V tomto dodatku sa odporúčajú predovšetkým postupy na výpočet profilu letu letúna na základe stanovených aerodynamických parametrov a parametrov pohonných jednotiek, hmotnosti letúna, atmosférických podmienok, priemetu dráhy na zemský povrch a prevádzkového postupu (konfigurácia letu, nastavenie výkonu, dopredná rýchlosť, vertikálna rýchlosť atď.). Prevádzkový postup je opísaný súborom *procedurálnych krokov*, ktoré predpisujú, ako letieť v danom profile letu.

Profil letu pri vzlete alebo priblížení je znázornený radom priamočiarych segmentov, ktorých konce sa označujú ako *profilové body*. Vypočíta sa pomocou aerodynamických a ťahových rovníc obsahujúcich množstvo koeficientov a konštánt, ktoré musia byť dostupné pre konkrétnu kombináciu konštrukcie lietadla a motora. Tento postup výpočtu je opísaný v texte ako proces *syntézy* dráhy letu.

Okrem parametrov výkonnosti letúna, ktoré možno získať z databázy ANP, si tieto rovnice vyžadujú špecifikáciu 1. celkovej hmotnosti letúna; 2. počtu motorov; 3. teploty vzduchu; 4. výšky vzletovej a pristávacej dráhy a 5. *procedurálnych krokov* (vyjadrených z hľadiska nastavenia výkonu, vychýlenia klapiek, vzdušnej rýchlosti a počas zrýchľovania aj priemernej miery stúpania/klesania) pre každý segment počas vzletu a približovania. Každý segment sa potom bude klasifikovať ako rozjazd alebo dojazd na dráhe, vzlet alebo pristátie, stúpanie pri konštantnej rýchlosti, zníženie výkonu, zrýchlenie stúpania so zatiahnutím alebo bez zatiahnutia klapiek, klesanie so spomalením alebo bez spomalenia a/alebo vysunutím klapiek alebo posledné priblíženie pred pristátím. Profil letu sa vytvára postupne, pričom počiatkové parametre každého segmentu sú rovnaké ako parametre na konci predchádzajúceho segmentu.

Parametre aerodynamického výkonu uvedené v databáze ANP sú určené na získanie dostatočne presnej predstavy o skutočnej dráhe letu letúna za stanovených referenčných podmienok (pozri **oddiel 2.7.6 hlavného textu**). Ukázalo sa však, že aerodynamické parametre a koeficienty motora zodpovedajú teplotám vzduchu do 43 °C, letiskám s nadmorskou výškou do 4 000 stôp a rozsahom hmotností vymedzených v databáze ANP. Tieto rovnice tak umožňujú výpočet dráhy letu aj pri iných podmienkach, t. j. inej než referenčnej rýchlosti letúna, rýchlosti vetra, teplote vzduchu, výške vzletovej a pristávacej dráhy (tlaku vzduchu), zvyčajne s dostatočnou presnosťou na výpočet izofóny priemerných hladín hluku v okolí letísk.

Oddiel B-4 vysvetľuje, ako sa pri odletoch zohľadňujú vplyvy letu pri otáčaní pri odletoch. To umožňuje zohľadniť pri výpočte vplyvov bočnej smerovosti (vplyvy inštalácie) aj uhol priečneho náklonu. Počas letu pri otáčaní sa zároveň spravidla znížia gradienty stúpania v závislosti od polomeru otáčania a rýchlosti letúna. (Vplyvy otáčania počas priblíženia pred pristátím sú zložitejšie a nateraz nie sú zahrnuté. Len výnimočne však dokážu výraznejšie ovplyvniť izofónu hlučnosti.)

Oddiely B-5 až B-9 opisujú odporúčanú metodiku na vytváranie letových profilov odletu na základe koeficientov databázy ANP a *procedurálnych krokov*.

Oddiely B-10 a B-11 opisujú odporúčanú metodiku na vytváranie letových profilov priblíženia na základe koeficientov databázy ANP a letových postupov.

Oddiel B-12 poskytuje spracované príklady týchto výpočtov.

Na určenie čistého ťahu vyvinutého prúdovými motormi a vrtuľami slúžia samostatné súbory rovníc. Pokiaľ nie je uvedené inak, rovnice na výpočet aerodynamického výkonu letúna platia rovnako pre prúdové a vrtuľové letúny.

Použité matematické symboly sú definované na začiatku tohto dodatku a/alebo na mieste, kde boli uvedené po prvýkrát. Vo všetkých rovniciach musia byť jednotky koeficientov a konštánt samozrejme v súlade s jednotkami príslušných parametrov a premenných. Na dosiahnutie súladu s databázou ANP sa tento dodatok riadi konvenciami inžinierstva výkonnosti lietadiel; vzdialenosti a výšky sú uvedené v stopách (ft), rýchlosť v uzloch (kt), hmotnosť v librách (lb), sila v librách sily (korigovaný čistý ťah pri vysokej teplote) atď. – aj keď niektoré veličiny (napr. atmosférické) sú vyjadrené v jednotkách SI. Tvorcovia modelov využívajúci iné jednotkové systémy by mali pri prispôbovaní týchto rovníc pre vlastné potreby veľmi pozorne uplatniť príslušné prepočítavacie koeficienty.

Analýza dráhy letu

V niektorých aplikáciách modelovania sa informácie o dráhe letu poskytujú nie vo forme procedurálnych krokov, ale ako polohové a časové súradnice určené zvyčajne analýzou radarových údajov. Spomína sa to v **oddiele 2.7.7** hlavného textu. V tomto prípade sa rovnice uvedené v tomto dodatku používajú „obrátene“, t. j., parametre ťahu motora sa odvodí z pohybu lietadla, a nie naopak. Vo všeobecnosti platí, že ak boli stanovené priemerné údaje o dráhe letu a obmedzené na hodnotu segmentu, každý segment sa klasifikuje podľa toho, či ide o stúpanie alebo klesanie, zrýchlenie alebo spomalenie a podľa zmien ťahu a klapiek. Je to pomerne jednoduché v porovnaní so syntézou, ktorá často zahŕňa iteratívne procesy.

B2 Ťah motora

Hnacia sila motora je jednou z piatich veličín, ktoré je potrebné definovať na konci každého segmentu dráhy letu (ostatné sú výška, rýchlosť, nastavenie výkonu a uhol priečného náklonu). Čistý ťah predstavuje zložku hrubého ťahu motora, ktorý je k dispozícii pre pohon. Pri aerodynamických a akustických výpočtoch sa čistý ťah vzťahuje na štandardný tlak vzduchu v strednej hladine mora. Označuje sa ako *korigovaný čistý ťah* F_n/δ .

Bude to buď čistý ťah pri prevádzke v konkrétnom *ťahovom nastavení* alebo čistý ťah, ktorý vznikne, ak je *parameter nastavenia ťahu* nastavený na určitú konkrétnu hodnotu. V prípade turbokompresorových prúdových motorov alebo turbodúchadlových motorov, ktoré sú v prevádzke v špecifickom ťahovom nastavení, je korigovaný čistý ťah daný rovnicou

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

kde

F_n	je čistý ťah motora, v librách sily (lbf)
δ	je pomer medzi tlakom okolitého ovzdušia na letún s štandardným tlakom vzduchu v strednej hladine mora, t. j. 101,325 kPa (alebo 1 013,25 mb) [ref. 1]
F_n/δ	je korigovaný čistý ťah motora, v lbf
V_C	je kalibrovaná rýchlosť letu, v uzloch
T	je teplota okolitého ovzdušia, v ktorom letí letún, v °C, a
E, F, G_A, G_B, H	sú konštanty ťahu motora alebo koeficienty pre teploty nižšie ako teplota redukovaného výkonu motora v danom ťahovom nastavení (v aktuálnom segmente vzletu/stúpania alebo dráhy letu priblíženia), v lb.s/ft, lb/ft, lb/ft ² , lb/°C. Možno ich získať z databázy ANP.

V databáze ANP sú aj údaje, ktoré majú umožniť výpočet nemenovitého ťahu ako funkciu parametra nastavenia ťahu. Niektorí výrobcovia definujú tento parameter ako kompresný pomer motora *EPR*, iní ako rotačnú rýchlosť nízkotlakového rotora alebo rýchlosť ventilátora N_1 . Ak je týmto parametrom *EPR*, rovnica B-1 sa nahrádza takto:

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

Kde K_1 a K_2 sú koeficienty z databázy ANP ktoré sa týkajú korigovaného čistého ťahu a kompresného pomeru motora v blízkosti sledovaného kompresného pomeru motora pre uvedené Machovo číslo letúna.

Ak je týmto parametrom, ktorý posádka pilotnej kabíny použila na nastavenie ťahu, rotačná rýchlosť motora N_1 , všeobecná ťahová rovnica bude potom takáto:

$$F_n / \delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_3 \cdot \left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}} \right) + K_4 \cdot \left(\frac{N_1}{\sqrt{\theta}} \right)^2 \quad (\text{B-3})$$

kde:

N_1	je rotačná rýchlosť nízkotlakového rotora (alebo ventilátora) a stupňov turbíny, v %
θ	= (T + 273)/288,15, pomer absolútnej celkovej teploty na vstupe sania motora voči absolútnej štandardnej teplote v strednej hladine mora [ref. 1]
$\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$	je korigovaná rotačná rýchlosť nízkotlakového rotora, v % a
K_3, K_4	sú konštanty odvodené z údajov o inštalovanom motore zahŕňajúce hľadané rýchlosti N_1

V tejto súvislosti stojí za pozornosť, že v prípade konkrétneho letúna by veličiny E , F , G_A , G_B a H v rovniciach B-2 a B-3 mohli mať iné hodnoty než tie, ktoré sú uvedené v rovnici B-1.

Nie každý termín v uvedenej rovnici bude vždy významný. Napríklad v prípade motorov s redukovaným výkonom prevádzkovaných pri teplote vzduchu pod zlomovým bodom (zvyčajne 30 °C) možno nebude potrebné uvádzať termín teploty. Pre motory, ktoré nemajú redukovaný výkon, sa pri označovaní menovitého ťahu musí brať do úvahy teplota okolitého ovzdušia. Pri teplotách nad teplotou motora s redukovaným výkonom sa na stanovenie úrovne ťahu musí použiť odlišný súbor koeficientov ťahu motora (E , F , G_A , G_B a H)_{high}. Obvyklým postupom by bolo vypočítať F_n/δ pomocou koeficientov nízkej teploty a koeficientov vysokej teploty a použiť vyššiu hladinu ťahu pre teploty nižšie ako teplota redukovaného výkonu a použiť nižšiu vypočítanú úroveň ťahu pre teploty vyššie ako teplota redukovaného výkonu.

Ak sú k dispozícii len koeficienty ťahu pre nízke teploty, je možné použiť nasledujúci vzťah:

$$(F_n / \delta)_{high} = F \cdot V_C + (E + H \cdot T_B) \cdot (1 - 0.006 \cdot T) / (1 - 0.006 \cdot T_B) \quad (B-4)$$

kde

$(F_n/\delta)_{high}$ korigovaný čistý ťah pre vysoké teploty (v lbf),
 T_B teplota bodu zlomu (ak nie je známa končená hodnota,
 predpokladá sa východisková hodnota 30 °C).

V databáze ANP sa stanovujú hodnoty pre konštanty a koeficienty v rovniciach B-1 až B-4.

Pre vrtuľové letúny by sa mal korigovaný čistý ťah motora zistiť z grafov alebo vypočítať pomocou rovnice

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

kde

η je účinnosť vrtule pre konkrétne vrtuľové zariadenie a je funkciou rotačnej rýchlosti vrtule a letovej rýchlosti letúna
 V_T je skutočná rýchlosť letu, v uzloch
 P_p je čistá hnacia sila pre danú letovú podmienku, napr. maximálna sila vzletu alebo maximálna sila stúpania, v hp

Parametre rovnice B-5 pre nastavenia maximálneho ťahu pri vzlete a maximálneho ťahu pri stúpaní sú uvedené v databáze ANP.

Skutočná rýchlosť letu V_T sa odhaduje z kalibrovannej rýchlosti letu V_C pomocou vzťahu

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

kde σ je pomer medzi hustotou vzduchu v letúne a hodnotou na strednej hladine mora.

Pokyny pre prevádzku so zníženým vzletovým ťahom

Vzletová hmotnosť lietadla je často nižšia než maximálne povolená hmotnosť a/alebo dĺžka dostupnej vzletovej a pristávacej dráhy presahuje minimálnu dĺžku požadovanú pri použití maximálneho ťahu pri vzlete. V týchto prípadoch je bežnou praxou znížiť ťah motora pod maximálne úrovne v záujme predĺženia životnosti motora a v niektorých prípadoch aj na účely zníženia hluku. Ťah motora sa môže znížiť len na úroveň, pri ktorej sa zachová požadovaná úroveň bezpečnosti. Postup výpočtu, ktorí používajú prevádzkovatelia leteckých služieb na určenie miery redukcie ťahu, sa príslušným spôsobom reguluje. Je zložitý a zohľadňuje množstvo faktorov vrátane vzletovej hmotnosti, teploty okolitého ovzdušia, oznámených vzdialeností vzletovej a pristávacej dráhy, výšky vzletovej a pristávacej dráhy a kritéria bezpečnej výšky nad prekážkami pre danú vzletovú a pristávaciu dráhu. Preto sa veľkosť zníženia ťahu pri jednotlivých letoch líši.

Keďže prevádzka so zníženým ťahom môže mať veľký vplyv na izofónu hlučnosti pri odletoch, tvorcovia modelov by mali lety s redukovaným ťahom primerane zohľadniť a v záujme získania najlepších možných pravidiel by mali prevádzkovateľov požiadať o praktické poradenstvo.

Ak takéto poradenstvo nie je k dispozícii, aj tak sa odporúča vytvoriť určitú rezervu alternatívnymi prostriedkami. Nie je praktické kopírovať na účely modelovania hluku výpočty prevádzkovateľov; nebolo by ani vhodné používať ich vzhľadom na konvenčné zjednodušenia a aproximácie, ktoré slúžia na výpočet dlhodobých priemerných hladín hluku. Ako vhodná alternatíva môžu poslúžiť nasledujúce pokyny. Treba zdôrazniť, že v tejto oblasti prebieha intenzívny výskum a tieto pokyny sa môžu zmeniť.

Z analýzy zapisovača letových údajov (FDR) vyplýva, že úroveň zníženia ťahu veľmi úzko súvisí s pomerom medzi skutočnou vzletovou hmotnosťou a regulovanou vzletovou hmotnosťou (RTOW) až po stanovenú spodnú hranicu³; t. j.,

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

kde $(F_n/\delta)_{\max}$ je maximálny menovitý ťah, W je skutočná celková vzletová hmotnosť a W_{RTOW} je regulovaná vzletová hmotnosť.

RTOW predstavuje maximálnu vzletovú hmotnosť, ktorá sa môže bezpečne používať pri rešpektovaní požiadaviek týkajúcich sa dĺžky vzletovej dráhy, vypnutia motora a prekážok. Je funkciou dostupnej dĺžky vzletovej a pristávacej dráhy, výšky letiska, teploty, čelného vetra a uhla vychýlenia klapiek. Tieto informácie možno získať od prevádzkovateľov a mali by byť dostupnejšie ako údaje o skutočných úrovniach zníženia ťahu. Môžu sa prípadne vypočítať na základe údajov z letovej príručky lietadla.

³ orgány letovej spôsobilosti určujú zvyčajne spodnú hranicu ťahu, často o 25 percent nižšiu, než je maximálna úroveň.

Redukovaný ťah pri stúpaní

Ak sa používa redukovaný ťah pri vzlete, prevádzkovatelia často, ale nie vždy, redukujú pri stúpaní ťah z hodnôt nižších, než sú maximálne úrovne⁴. Tým sa predchádza vzniku situácií, keď sa na konci počiatočného stúpania pri vzletovom ťahu musí výkon zvýšiť, a nie obmedziť. Nájst' dôvody, ktoré by mali všeobecnú platnosť, je však v tomto prípade ťažšie. Niektorí prevádzkovatelia používajú pevne stanovené zarážky nižšie než úroveň maximálneho ťahu pri stúpaní, niekedy sa označujú ako stúpanie 1 a stúpanie 2, ktoré zvyčajne znižujú ťah stúpania o 10 a 20 percent oproti maximu. Odporúča sa, aby sa vždy, keď sa použije redukovaný ťah pri vzlete, znížila aj úroveň ťahu pri stúpaní o 10 percent.

B3 Vertikálne profily teploty, tlaku a hustoty vzduchu a rýchlosti vetra

Na účely tohto dokumentu sa zmeny teploty, tlaku a hustoty vo výške nad strednou hladinou mora chápu ako zmeny medzinárodnej štandardnej atmosféry. Metodiky opísané ďalej boli overené pre letiská s nadmorskou výškou do 4 000 stôp nad morom a pre teploty vzduchu do 43 °C (109 °F).

Hoci sa v skutočnosti priemerná rýchlosť vetra mení so zmenou výšky a času, z praktických dôvodov sa to zvyčajne pri modelovaní izofóny hlučnosti nezohľadňuje. Namiesto toho rovnice letového výkonu uvedené nižšie vychádzajú zo všeobecného predpokladu, že letún smeruje vždy priamo do (východiskového) čelného vetra s rýchlosťou 8 uzlov – bez ohľadu na údaje kompasu (hoci vo výpočtoch šírenia zvuku sa stredná rýchlosť vetra neberie vyslovene do úvahy). Uvádzajú sa aj metódy na prispôbenie výsledkov pre iné rýchlosti čelného vetra.

B4 Vplyvy otáčania

Vo zvyšnej časti tohto dodatku sa vysvetľuje, ako možno vypočítať požadované vlastnosti segmentov prilahlých k profilovým bodom s, z , ktoré definujú dvojrozmernú dráhu letu vo vertikálnej rovine nad priemetom dráhy na zemský povrch. Segmenty sú definované v poradí v smere pohybu. Na konci každého segmentu (alebo na začiatku rozjazdu v prípade prvého segmentu odletu), keď sú definované prevádzkové parametre a ďalší procedurálny krok, je potrebné vypočítať uhol stúpania a vzdialenosť dráhy do bodu, kde sa dosiahne požadovaná výška a/alebo rýchlosť.

Ak je táto dráha priama, pokryje sa jediným profilovým segmentom, ktorého geometriu možno určiť priamo (hoci niekedy s určitým stupňom iterácie). Ale ak sa začína alebo končí otáčanie, alebo sa mení jeho polomer alebo smer ešte predtým, než sa dosiahnu požadované koncové podmienky, jeden segment by nestačil, pretože s meniacim sa uhlom priečného náklonu sa mení aj vztlak a odpor lietadla. Na zohľadnenie vplyvov otáčania na stúpanie je potrebné pridať ďalšie profilové segmenty, ktoré umožnia tento postupový krok realizovať – a to nasledujúcim spôsobom.

⁴ Na túto úroveň sa zníži ťah po počiatočnom stúpaní pri vzletovom výkone.

Tvorba priemetu dráhy na zemský povrch je opísaná v oddiele **2.7.13** textu. Uskutočňuje sa to nezávisle od akéhokoľvek profilu letu lietadla (hoci je potrebné dbať o to, aby sa nedefinovali otáčania, ktoré by sa nemohli uskutočniť za normálnych prevádzkových obmedzení). Keďže je však profil letu – výška a rýchlosť ako funkcia vzdialenosti trate – ovplyvnený otáčaním, nemožno ho určiť nezávisle od priemetu dráhy na zemský povrch.

Na zachovanie rýchlosti pri otáčaní sa musí zvýšiť aerodynamický vztlak krídla, aby sa vyvážila odstredivá sila ako aj hmotnosť lietadla. Tým sa zvýši odpor a následne aj požadovaný propulzívny ťah. Vplyvy otáčania sú v rovniciach na výpočet výkonu vyjadrené ako funkcie uhla priečného náklonu ε , ktorý je pre lietadlo vo vodorovnej letovej hladine otáčajúce sa pri konštantnej rýchlosti na kruhovej dráhe daný vzťahom

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

kde: V je traťová rýchlosť, v uzloch
 r je polomer otáčania, v stopách
 a g je gravitačné zrýchlenie, v stopách/s²

Pri všetkých otáčaníach sa predpokladá, že majú konštantný polomer a druhoradé vplyvy spojené s nevodorovnými dráhami letu sa neberú do úvahy; uhly priečného náklonu vychádzajú len z polomeru otáčania r na priemete dráhy na zemský povrch.

Na vykonanie procedurálneho kroku sa najprv vypočíta provizórny profilový segment pomocou uhla priečného náklonu ε v počiatočnom bode - tak, ako uvádza rovnica B-8 na výpočet polomeru traťového segmentu r . Ak je vypočítaná dĺžka tohto provizórneho segmentu taká, že nepretína začiatok alebo koniec otáčania, uvedený provizórny segment sa potvrdí a prejde sa k nasledujúcemu kroku.

Ale ak provizórny segment pretne jeden alebo viac začiatkov alebo koncov otáčania (kde sa mení ε)⁵, letové parametre na prvom takomto bode sa odhadnú pomocou interpolácie (pozri oddiel **2.7.13**), uchovajú sa spolu s jeho súradnicami ako koncové hodnoty a segment sa ukončí. Druhá časť tohto procedurálneho kroku sa potom uplatní od tohto bodu – opäť za provizórneho predpokladu, že je možné uskutočniť ju v rámci jedného segmentu s rovnakými koncovými podmienkami, ale s novým počiatočným bodom a novým uhlom priečného náklonu. Ak tento druhý segment prejde ďalšou zmenou polomeru/smeru otáčania, bude potrebný aj tretí segment – a tak to bude pokračovať až dovtedy, kým sa nedosiahnu koncové podmienky.

Aproximačná metóda

Z uvedeného jasne vyplynie, že úplné zohľadnenie vplyvov otáčania, tak, ako je to uvedené vyššie, si vyžiada značne zložité výpočty, pretože profil stúpania každého lietadla sa musí

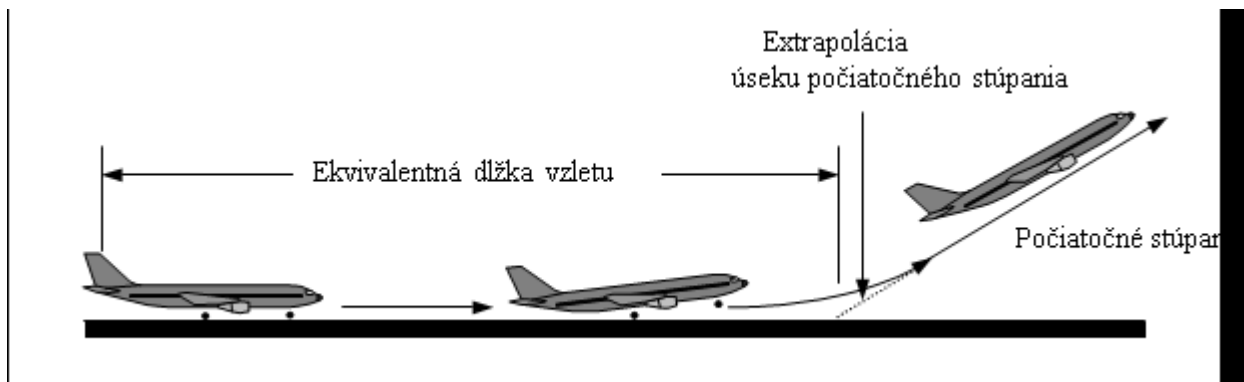
⁵ Aby sa zabránilo prerušovaniu izofón v dôsledku okamžitých zmien uhla priečného náklonu na styčných bodoch medzi priamym letom a letom pri otáčaní, do výpočtov hluku sa zaradia čiastkové segmenty, čo umožní lineárne prechody uhla priečného náklonu na prvých a posledných 5° zatáčky. Tieto čiastkové úseky nebudú potrebné na výpočty výkonu; uhol priečného náklonu je vždy daný rovnicou B-8.

vypočítať osobitne pre priemet každej dráhy na zemský povrch, ktorú absolvuje. No zmeny vertikálneho profilu spôsobené otáčaním majú zvyčajne výrazne menší vplyv na izofónu ako zmeny uhla priečného náklonu a niektorí používatelia sa možno radšej tejto zložitosti vyhnú – aj za cenu určitej straty presnosti – a nezohľadnia vplyvy otáčania na profily, pričom však stále zohľadnia uhol priečného náklonu pri výpočte bočných emisií hluku (pozri oddiel 2.7.19). Na základe tejto aproximácie sa profilové body pre konkrétnu prevádzku lietadla vypočítajú len raz, za predpokladu priameho priemetu dráhy na zemský povrch (pre ktorý platí $\varepsilon = 0$).

B5 Rozjazd pri vzlete

Vzletový ťah zrýchľuje letún na vzletovej a pristávacej dráhe, až kým sa neodpúta od zeme. Kalibrovaná rýchlosť letu sa považuje za konštantnú počas celej počiatkovej časti stúpania. Predpokladá sa, že podvozok, ak sa dá stiahnuť, bude krátko po odpútaní od zeme stiahnutý.

Na účely tohto dokumentu sa skutočný rozjazd pri vzlete aproximuje ekvivalentnou dĺžkou vzletu (až do dosiahnutia východiskovej hodnoty čelného vetra s rýchlosťou 8 uzlov), s_{TO8} , definovanou tak, ako je to znázornené na **obrázku B-1**, ako vzdialenosť na vzletovej a pristávacej dráhe od momentu uvoľnenia bŕzd do momentu, keď sa priamočiare predĺženie počiatkovej dráhy letu pri stúpaní so stiahnutým podvozkom pretne so vzletovou a pristávacou dráhou.



Obrázok B-1: Ekvivalentná dĺžka vzletu

Na rovnej vzletovej a pristávacej dráhe sa ekvivalentná dĺžka rozjazdu pri vzlete s_{TO8} v stopách určí vzťahom

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

kde

B_8	je koeficient vhodný pre konkrétnu kombináciu letún/vychýlenie klapiek v referenčných podmienkach ISA vrátane 8-uzlovej rýchlosti čelného vetra, vo ft/lbf
W	je celková hmotnosť letúna po uvoľnení brzd, v lbf
N	je počet motorov dodávajúcich ťah.

Poznámka: Keďže rovnica B-9 zohľadňuje zmeny ťahu pri rôznych rýchlostiach letu a výške vzletovej a pristávacej dráhy, koeficient B_8 pre daný letún závisí len od vychýlenia klapiek.

Pre čelný vietor s inou než štandardnou 8-uzlovou rýchlosťou sa dĺžka rozjazdu pri vzlete koriguje vzťahom

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

kde

s_{TOw}	je dĺžka rozjazdu korigovaná o čelný vietor w , v stopách
V_C	(v tejto rovnici) je kalibrovaná rýchlosť počas rotácie pri vzlete, v uzloch
w	je čelný vietor, v uzloch

Dĺžka rozjazdu pri vzlete sa koriguje aj pre gradient vzletovej a pristávacej dráhy takto:

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

kde

s_{TOG}	je dĺžka rozjazdu (v stopách) korigovaná o čelný vietor a o gradient vzletovej a pristávacej dráhy,
a	je priemerné zrýchlenie na vzletovej a pristávacej dráhe, ktoré sa rovná $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot s_{TOw})$, v stopách/s ²
G_R	je gradient vzletovej a pristávacej dráhy; kladný, ak dráha pri vzlete stúpa.

B6 Stúpanie konštantnou rýchlosťou

Tento typ segmentu je definovaný kalibrovanou rýchlosťou letu letúna, nastavením klapiek a výškou a uhlom priečného náklonu na jeho konci, spolu s rýchlosťou čelného vetra (východisková hodnota 8 uzlov). Tak, ako pri každom segmentu, sú parametre na počiatku segmentu vrátane korigovaného čistého ťahu rovnaké ako parametre na konci predchádzajúceho segmentu – neexistujú žiadne prerušenia (okrem uhla klapiek a uhla priečného náklonu, ktoré sa v týchto výpočtoch môžu postupne meniť). Hodnoty čistého ťahu na konci segmentu sa vypočítajú najprv použitím príslušnej rovnice B-1 až B-5. Priemerný geometrický uhol stúpania γ (pozri **obrázok B-1**) je potom daný vzťahom

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

kde čiary nad znakom označujú stredové hodnoty segmentu (= priemer hodnôt počiatočného a koncového bodu – vo všeobecnosti stredové hodnoty segmentu) a

- | | |
|---------------|---|
| K | je konštanta závislá na rýchlosti a rovnajúca sa hodnote 1,01, ak platí $V_C \leq 200$ uzlov, ináč sa rovná hodnote 0,95. Táto konštanta zohľadňuje vplyvy stúpania do čelného vetra s rýchlosťou 8 uzlov a zrýchlenia spojené so stúpaním pri konštantnej kalibrovannej rýchlosti letu na gradient stúpania (skutočná rýchlosť sa zvyšuje s tým, ako sa pri rastúcej výške znižuje hustota vzduchu). |
| R | je pomer medzi koeficientom odporu letúna a jeho vztlakovým koeficientom zodpovedajúci danému nastaveniu klapiek. Predpokladá sa, že podvozok je stiahnutý. |
| ε | Uhol priečného náklonu, v radiánoch |

Uhol stúpania sa koriguje o čelný vietor w týmto vzťahom

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

kde γ_w je priemerný uhol stúpania korigovaný o čelný vietor.

Vzdialenosť, ktorú prejde letún po priemete dráhy na zemský povrch, Δs , počas stúpania pod uhlom γ_w z počiatočnej nadmorskej výšky h_1 do konečnej nadmorskej výšky h_2 , je daná vzťahom

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

Stúpanie pri konštantnej vzdušnej rýchlosti je spravidla súčasťou dvoch odlišných fáz od profilu letu. Prvá, ktorá sa niekedy nazýva aj *segment počiatočného stúpania*, nastáva okamžite po odpútaní od zeme, keď bezpečnostné požiadavky nariaďujú, aby letún letel minimálnou vzdušnou rýchlosťou rovnajúcou sa najmenej bezpečnej rýchlosti vzletu. Je to regulovaná rýchlosť a mala by sa dosiahnuť do výšky 35 stôp nad vzletovou a pristávacou

dráhou pri bežnej prevádzke. Je však bežnou praxou udržiavať rýchlosť počiatocného stúpania mierne nad úrovňou bezpečnej rýchlosti vzletu, zvyčajne o 10 – 20 uzlov, pretože sa tým zvyčajne zlepši dosiahnutý gradient počiatocného stúpania. Druhá fáza nastáva po zatiahnutí klapiek a počiatocnom zrýchlení a nazýva sa *pokračujúce stúpanie*.

Počas počiatocného stúpania závisí rýchlosť letu od vzletového nastavenia klapiek a celkovej hmotnosti letúna. Kalibrovaná rýchlosť počiatocného stúpania V_{CTO} sa vypočíta pomocou aproximácie prvého rádu:

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

kde C je koeficient vhodný pre nastavenie klapiek (v uzloch/ $\sqrt{\text{lbf}}$), získaný z databázy ANP.

V prípade pokračujúceho stúpania po zrýchlení je kalibrovaná rýchlosť letu parametrom, ktorý zadáva používateľ.

B7 Zníženie výkonu (prechodový segment)

Výkon z nastavenia pri vzlete sa v určitom bode po vzlete obmedzí alebo *zníži* s cieľom predĺžiť životnosť motora a často aj znížiť hluk v určitých oblastiach. Ťah sa zvyčajne znižuje buď počas segmentu stúpania konštantnou rýchlosťou (**oddiel B6**) alebo počas segmentu zrýchlenia (**oddiel B8**). Keďže ide o relatívne krátky proces, ktorý zvyčajne trvá iba 3 až 5 sekúnd, modeluje sa pridaním „prechodového segmentu“ k hlavnému segmentu. Obvykle sa predpokladá, že zahŕňa horizontálnu pozemnú vzdialenosť 1 000 stôp (305 m).

Veľkosť redukovania ťahu

Pri normálnej prevádzke motora sa ťah redukuje na nastavenie maximálneho ťahu stúpania. Na rozdiel od vzletového ťahu je ťah stúpania možné udržiavať donekonečna, zvyčajne sa to v praxi realizuje až dovtedy, kým letún nedosiahne svoju počiatocnú cestovnú výšku. Úroveň maximálneho ťahu stúpania sa určí rovnicou B-1 pomocou koeficientov maximálneho ťahu, ktoré poskytol výrobca. Požiadavky na obmedzenie hluku si však môžu vyžadovať dodatočné redukovanie ťahu, niekedy označované ako hlboké redukovanie. Na účely bezpečnosti je maximálne redukovanie ťahu obmedzené⁶ na úroveň určenú výkonnosťou letúna a počtom motorov.

Minimálna úroveň „redukovanieho ťahu“ sa niekedy nazýva aj „redukováný ťah s vypnutým motorom“:

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

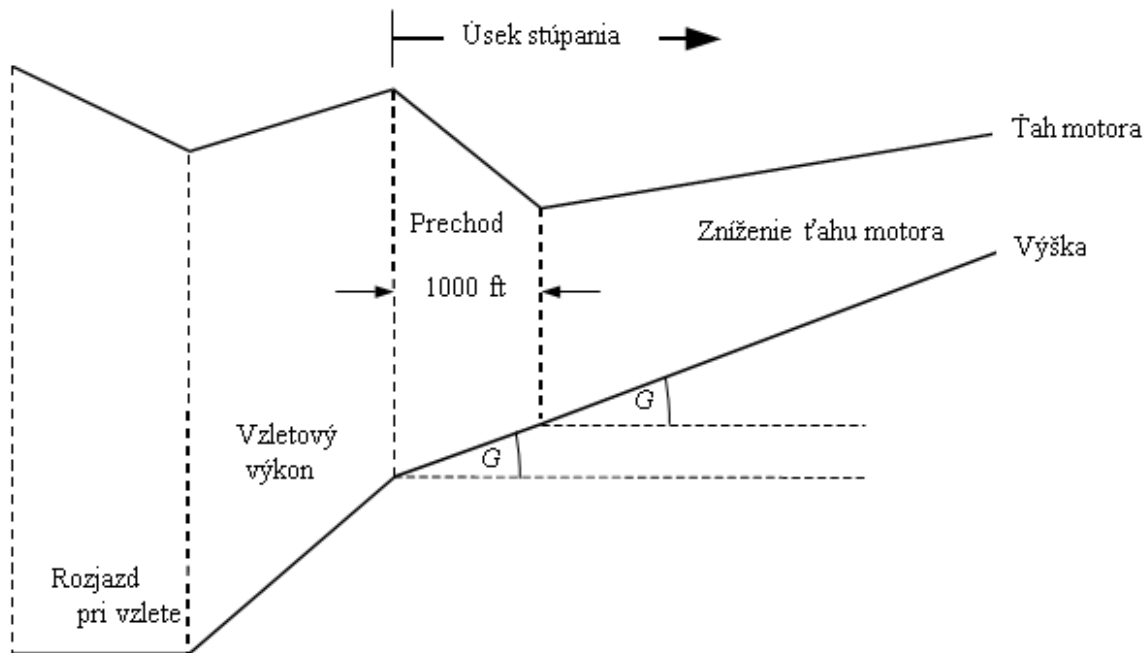
kde:

⁶ „Postupy na obmedzenie hluku“ (Noise Abatement Procedures), dokument Medzinárodnej organizácie civilného letectva (ICAO) 8168, postupy pre letecké navigačné služby („PANS-OPS“), zväzok 1, časť V, kapitola 3, ICAO 2004.

- δ_2 je kompresný pomer motora v nadmorskej výške h_2
- G' je percentuálny podiel gradientu stúpania s vypnutým motorom:
- = 0 % v prípade letúnov s automatickými systémami obnovenia ťahu; v ostatných prípadoch
 - = 1,2 % pre dvojmotorový letún
 - = 1,5 % pre trojmotorový letún
 - = 1,7 % pre štvormotorový letún

Segment stúpania konštantnou rýchlosťou so znížením

Gradient segmentu stúpania sa vypočíta pomocou rovnice B-12, pričom ťah motora sa vypočíta buď rovnicou B-1 s maximálnymi koeficientmi stúpania alebo rovnicou B-16 v prípade redukovaného ťahu. Segment stúpania sa potom rozdelí na dva čiastkové segmenty s rovnakým uhlom stúpania. Tento postup je znázornený na **obrázku B-2**.



Obrázok B-2: Segment stúpania konštantnou rýchlosťou so znížením (len pre ilustráciu – nie je zachovaná mierka)

Prvému čiastkovému segmentu je pridelená pozemná vzdialenosť 1 000 stôp (304 m) a korigovaný čistý ťah motora na konci 1 000 stôp sa nastaví tak, aby sa rovnal hodnote zníženého ťahu. (Ak je pôvodná horizontálna vzdialenosť menšia než 2 000 stôp, jedna polovica tohto segmentu sa použije na znížený ťah.) Ťah na konci druhého čiastkového segmentu sa takisto nastaví tak, aby sa rovnal hodnote zníženého ťahu. Druhý čiastkový segment sa teda letí pri konštantnom ťahu.

B8 Zrýchlené stúpanie a zatiahnutie klapiek

Táto fáza zvyčajne nasleduje po počiatocnom stúpaní. Tak, ako pri všetkých letových segmentoch sú nadmorská výška začiatocného bodu h_1 , skutočná rýchlosť letu V_{T1} , a ťah $(F_n/\delta)_1$ totožné s hodnotami na konci predošlého segmentu. Kalibrovaná rýchlosť letu V_{C2} a priemerná rýchlosť stúpania ROC na koncovom bode sú hodnotami, ktoré zadáva používateľ (uhol priečneho náklonu ε je funkciou rýchlosti a polomeru otáčania). Keďže sú tieto veličiny navzájom závislé, koncová nadmorská výška h_2 , koncová skutočná rýchlosť letu V_{T2} , koncový ťah $(F_n/\delta)_2$ a dĺžka segmentu dráhy Δs sa musia vypočítať pomocou iterácie; koncová nadmorská výška h_2 sa najprv odhadne a potom znovu vypočíta pomocou rovníc B-16 a B-17, až kým nebude rozdiel medzi týmito za sebou nasledujúcimi odhadmi menší než stanovená tolerancia, napr. jedna stopa. Praktickým počiatocným odhadom je $h_2 = h_1 + 250$ stôp.

Dĺžka segmentu dráhy (preletená horizontálna vzdialenosť) sa odhaduje ako:

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

kde

0,95 je faktor, ktorým sa zohľadní vplyv čelného vetra s rýchlosťou 8 uzlov pri rýchlosti stúpania 160 uzlov

k je konštanta na prevod uzlov na ft/s = 1,688 ft/s za jeden uzol

V_{T2} = skutočná rýchlosť letu na konci segmentu, v uzloch: $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$

kde σ_2 = pomer hustoty vzduchu v koncovej nadmorskej výške h_2

a_{max} = maximálne zrýchlenie vo vodorovnej letovej hladine (stopy/s²)
 $= g [N \cdot \overline{F_n / \delta} / (\overline{W / \delta}) - R / \cos \varepsilon]$

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

kde ROC = rýchlosť stúpania, v stopách/min

Pomocou tohto odhadu pre Δs sa znovu odhadne koncová nadmorská výška h_2' použitím vzťahu

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

Pokiaľ je chyba $|h_2' - h_2|$ väčšia než stanovená tolerancia, kroky B-17 a B-18 sa opakujú pomocou aktuálnych iteračných hodnôt nadmorskej výšky h_2 , pravej vzdušnej rýchlosti V_{T2} a korigovaného čistého ťahu motora $(F_n/\delta)_2$ na konci segmentu. Ak je chyba v rámci tolerancie, iteračný cyklus sa ukončí a segment zrýchlenia sa definuje konečnými hodnotami na konci segmentu.

Poznámka: Ak počas iteračného procesu platí $(a_{max} - G \cdot g) < 0,02g$, zrýchlenie môže byť príliš malé na to, aby dosiahlo požadovanú hodnotu V_{C2} v primeranej vzdialenosti. V tomto prípade môže byť gradient stúpania obmedzený na $G = a_{max}/g - 0,2$, čím sa vlastne zníži požadovaná rýchlosť stúpania s cieľom udržať prijateľné zrýchlenie. Ak $G < 0,01$, potom by sa mal vyvodiť záver, že ťah nie je dostatočný na to, aby sa dosiahlo požadovaná miera zrýchlenia a stúpania; výpočet by sa mal ukončiť a procedurálne kroky prehodnotiť⁷.

Dĺžka segmentu zrýchlenia sa koriguje o čelný vietor w týmto vzťahom

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

Segment zrýchlenia so znížením

Zníženie ťahu sa vkladá do segmentov zrýchlenia rovnakým spôsobom ako pri segmente konštantnej rýchlosti; a to zmenou jeho prvej časti na prechodový segment. Úroveň zníženia ťahu sa vypočíta ako pri postupe zníženia ťahu pri konštantnej rýchlosti len pomocou rovnice B-1. Je potrebné poznamenať, že vo všeobecnosti nie je možné zrýchľovať a stúpať pri zachovaní nastavenia minimálneho ťahu s vypnutým motorom. Tomuto prechodu ťahu je pridelená pozemná vzdialenosť 1 000 stôp (305 m) a korigovaný čistý ťah motora na konci 1 000 stôp sa nastaví tak, aby sa rovnal hodnote zníženého ťahu. Rýchlosť na konci tohto segmentu sa určí iteráciou pre dĺžku segmentu 1 000 stôp. (Ak je pôvodná horizontálna vzdialenosť menšia než 2 000 stôp, jedna polovica tohto segmentu sa použije na zmenu ťahu.) Ťah na konci druhého segmentu sa takisto nastaví tak, aby sa rovnal hodnote zníženého ťahu. Druhý čiastkový segment sa teda letí pri konštantnom ťahu.

B9 Ďalšie segmenty stúpania a zrýchlenia po zatiahnutí klapiek

V prípade, že sú do dráhy letu stúpania zahrnuté ďalšie segmenty zrýchlenia, na výpočet dĺžky priemetu dráhy na zemský povrch, priemerného uhla stúpania a prírastku výšky by sa mali pre každý segment opäť použiť rovnice B-12 až B-19. Tak ako predtým sa musí výška na konci segmentu odhadnúť iteráciou.

B10 Klesanie a spomalenie

Let na priblíženie zvyčajne vyžaduje, aby letún klesal a spomaľoval v rámci prípravy na segment konečného priblíženia v prípadoch, keď je vybavené približovacími klapkami a vysúvacím podvozkom. Mechanika letu sa v porovnaní s odletom nemení; hlavný rozdiel spočíva v tom, že profily výšky a rýchlosti sú všeobecne známe a pre každý segment sa musia odhadovať úrovne ťahu motora. Základná rovnica rovnováhy síl je:

⁷ V ktoromkoľvek z týchto prípadov by mal byť počítačový model naprogramovaný tak, aby používateľa informoval o nesúlade.

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

Rovnicu B-20 možno použiť dvoma odlišnými spôsobmi. Pri prvom spôsobe môžu byť definované rýchlosti letúna na začiatku a konci segmentu, spolu s uhlom zostupu (alebo vodorovnou dĺžkou segmentu) a počiatočné a koncové nadmorské výšky segmentu. V tomto prípade možno spomalenie vypočítať pomocou vzťahu:

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

kde Δs je zahrnutá pozemská vzdialenosť a V_1 a V_2 sú počiatočné a koncové traťové rýchlosti vypočítané pomocou vzťahu

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

Rovnice B-20, B-21 a B-22 potvrdzujú, že hoci dôjde k spomaleniu na stanovenej vzdialenosti pri konštantnej rýchlosti klesania, silnejší čelný vietor sa prejaví v potrebe väčšieho ťahu na zachovanie rovnakého spomalenia a zadný vietor si bude vyžadovať menší ťah na udržanie rovnakého spomalenia.

V praxi sa väčšina, ak nie všetky spomalenia počas letu na priblíženie uskutočňujú vo voľnobežnom ťahu. Preto pri druhom možnom uplatnení rovnice B-20 sa ťah definuje v nastavení voľnobehu a táto rovnica sa rieši iteratívne s cieľom určiť 1. spomalenie a 2. výšku na konci segmentu spomalenia – podobným spôsobom ako pri segmentoch zrýchlenia pri odlete. V tomto prípade môže byť vzdialenosť spomalenia pri čelnom vetre a zadnom vetre výrazne odlišná a niekedy je na získanie prijateľných výsledkov potrebné znížiť uhol klesania.

Pri väčšine letúnov sa ťah voľnobehu nerovná nule a v mnohých prípadoch je zároveň funkciou rýchlosti letu. Preto sa rovnica B-20 na výpočet spomalenia rieši zadaním ťahu voľnobehu; voľnobeh sa vypočíta pomocou rovnice v tvare:

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

kde (E_{idle} , F_{idle} , $G_{A,idle}$, $G_{B,idle}$ a H_{idle}) sú koeficienty motora s voľnobežným ťahom dostupné v databáze ANP.

B11 Priblíženie pred pristátím

Kalibrovaná vzdušná rýchlosť priblíženia pred pristátím, V_{CA} , sa vzťahuje na celkovú pristávaciu hmotnosť rovnicou v rovnakom tvare ako má rovnica B-11, a to:

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

kde koeficient D (v uzloch/ $\sqrt{\text{lbf}}$) zodpovedá nastaveniu klapiek na pristátie.

Korigovaný čistý ťah motora počas klesania na zostupovej dráhe približovania sa vypočíta podľa rovnice B-12 pre pristávaciu hmotnosť W a pomer koeficientov vztlaku a odporu R vhodný pre nastavenie klapiek s vysunutým podvozkom. Nastavenie klapiek by malo byť také, aké sa bežne používa pri skutočnej prevádzke. Počas približovania pred pristátím je možné predpokladať, že uhol klesania zostupovej dráhy γ bude konštantný. V prípade prúdových letúnov a vrtuľových letúnov s viacerými motormi sa γ zvyčajne rovná -3° . V prípade vrtuľových letúnov s jedným motorom sa γ zvyčajne rovná -5° .

Priemerný korigovaný čistý ťah sa vypočíta prevrátením rovnice B-12 pomocou $K = 1,03$ na zohľadnenie spomalenia spojeného s letom na zostupovej letovej dráhe do referenčného 8-uzlového čelného vetra pri konštantnej kalibrovannej rýchlosti letu danej rovnicou B-24, t. j.

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

V prípade inej rýchlosti čelného vetra než 8 uzlov získame priemerný korigovaný čistý ťah vzťahom

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

Preletená horizontálna vzdialenosť sa vypočíta vzťahom:

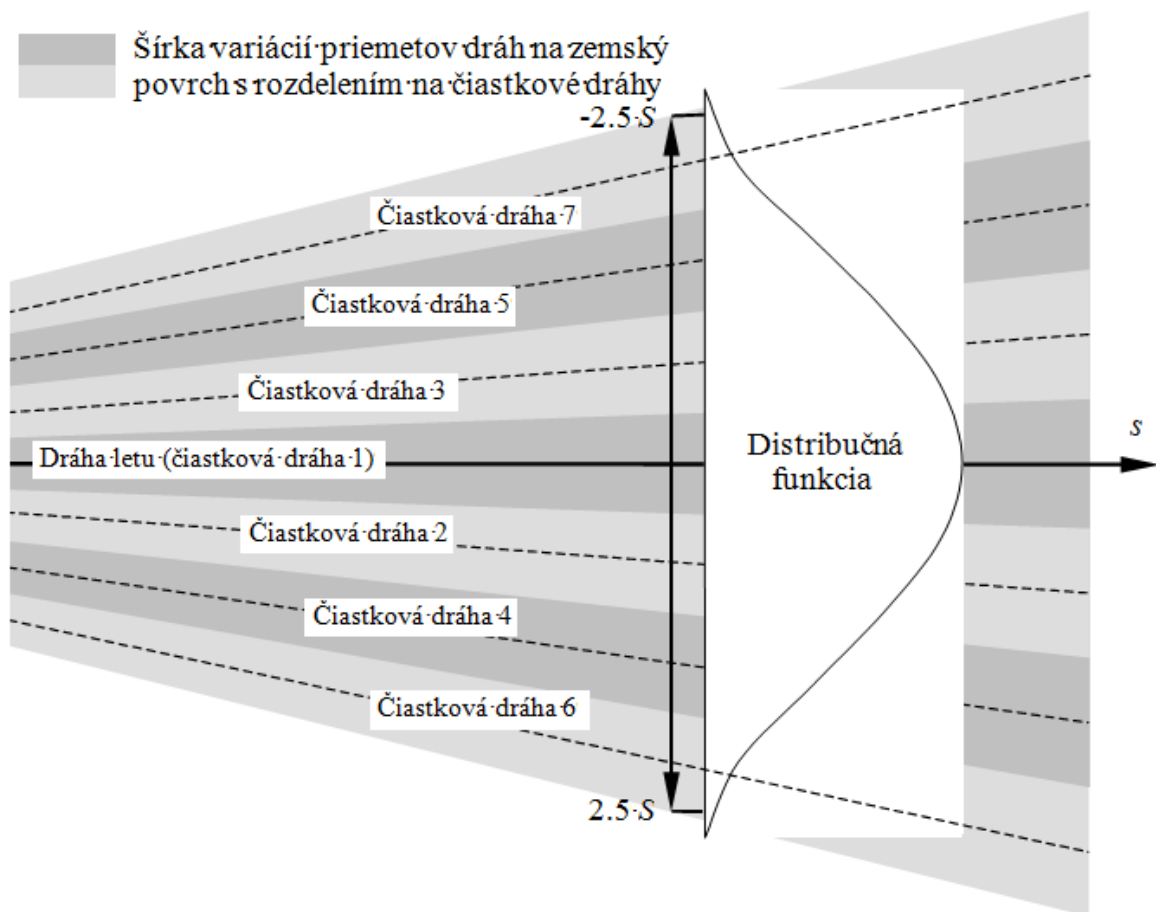
$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma} \quad (\text{B-27})$$

(je kladná, pretože $h_1 > h_2$ a je záporné).

DODATOK C: MODELOVANIE BOČNÉHO ROZLOŽENIA PRIEMETU DRÁHY NA ZEMSKÝ POVRCH

V prípade, keď nie sú k dispozícii údaje z radaru, sa pri modelovaní bočného rozptylu priemetu dráhy na zemský povrch odporúča vychádzať z predpokladu, že rozloženie dráh kolmo na priemet strednej dráhy na zemský povrch rešpektuje Gaussovo rozdelenie. Skúsenosti ukázali, že tento predpoklad je opodstatnený vo väčšine prípadov.

Za predpokladu Gaussovho rozdelenia so štandardnou odchýlkou S , ako je to znázornené na **obrázku C-1**, sa asi 98,8 percenta všetkých pohybov vojde do rozpätia $\pm 2,5 \cdot S$ (t.j. do variácii dráh letu so šírkou $5 \cdot S$).



Obrázok C-1: Ďalšie rozdelenie priemetu dráhy na zemský povrch na 7 čiastkových dráh. Šírka variácií dráh zväzku je 5-násobkom štandardnej odchýlky od rozloženia priemetu dráhy na zemský povrch.

Gaussovo rozdelenie sa dá za normálnych okolností primerane modelovať so siedmimi oddelenými priemetmi čiastkových dráh, ktoré sú rovnomerne rozložené medzi hranicami variácií dráh a ich vzdialenosť od stredu je $\pm 2,5 \cdot S$, tak ako je to zobrazené na **obrázku C-1**.

Primeranosť tejto aproximácie však závisí od vzťahu medzi rozdelením dráhy na čiastkové úseky a výškami lietadla letiaceho nad nimi. Môžu sa vyskytnúť situácie (pri veľmi blízkych alebo veľmi rozptýlených dráhach), kde bude vhodnejší odlišný počet priemetov čiastkových dráh. Príliš málo priemetov čiastkových dráh môže spôsobiť, že sa na izofóne objavajú „prsty“. **Tabuľky C-1 a C-2** ukazujú parametre pri rozdelení dráhy na 5 až 13 priemetov čiastkových dráh. **Tabuľka C-1** uvádza umiestnenie konkrétnych priemetov čiastkových dráh, **tabuľka C-2** zodpovedajúci percentuálny podiel každého priemetu čiastkovej dráhy na pohyboch lietadiel

Číslo priemetu čiastkovej dráhy	Umiestnenie priemetov čiastkových dráh pri rozdelení na				
	5 priemetov čiastkových dráh	7 priemetov čiastkových dráh	9 priemetov čiastkových dráh	11 priemetov čiastkových dráh	13 priemetov čiastkových dráh
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

Tabuľka C-1: Umiestnenie 5, 7, 9, 11 alebo 13 priemetov čiastkových dráh. Celková šírka variácií dráh letu (pokrývajúcich 98 % všetkých pohybov) je 5-násobkom štandardnej odchýlky

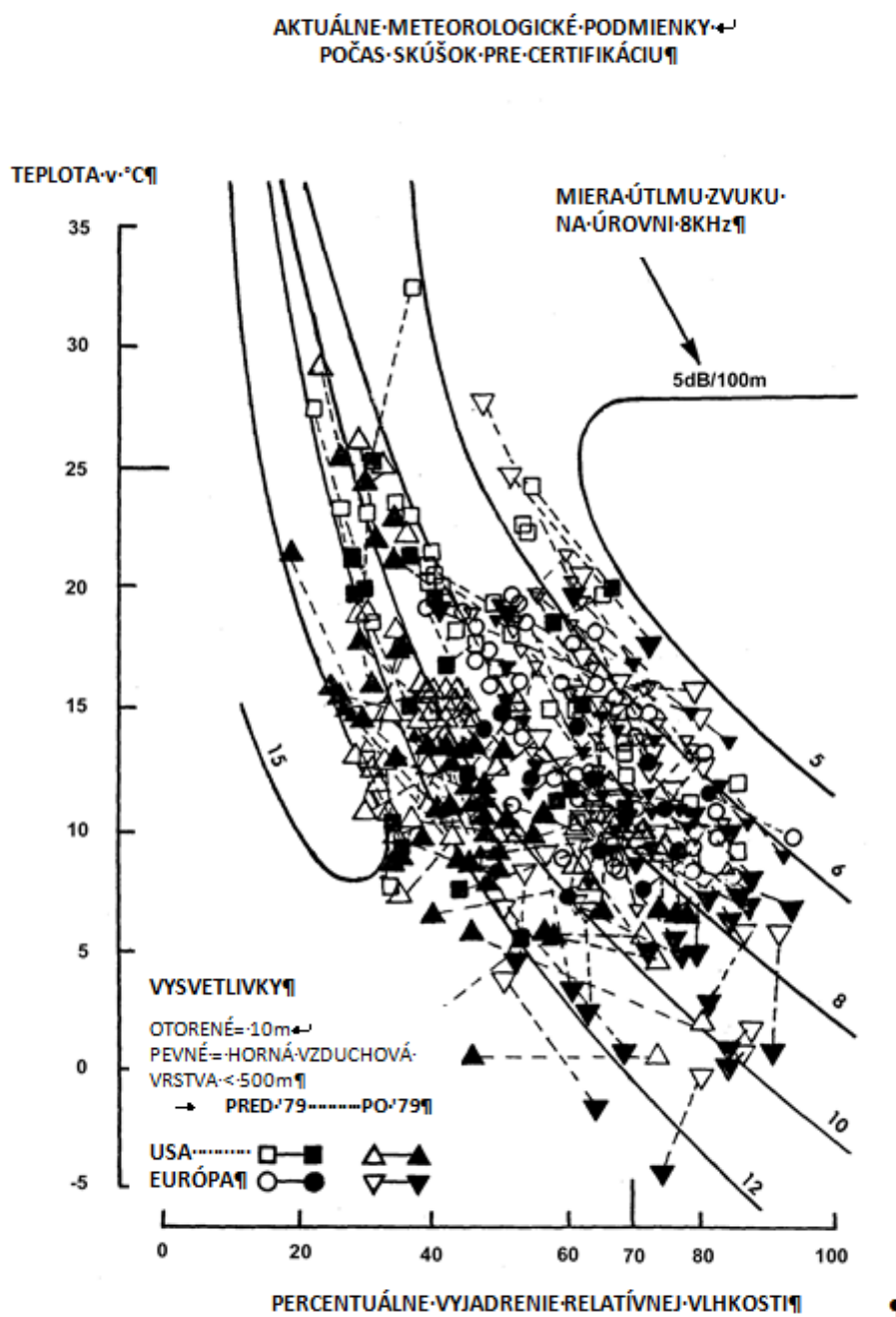
Číslo čiastkového úseku dráhy	Percentuálny podiel priemetov čiastkových dráh na pohyboch pri ďalšom rozdelení na				
	5 priemetov čiastkových dráh	7 priemetov čiastkových dráh	9 priemetov čiastkových dráh	11 priemetov čiastkových dráh	13 priemetov čiastkových dráh
12 / 13					1,1 %

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 %

Tabuľka C-2: **Percentuálny podiel 5, 7, 9, 11 alebo 13 priemetov čiastkových dráh na pohyboch lietadiel. Celková šírka variácií dráh letu (pokrývajúcich 98 % všetkých pohybov) je 5-násobkom štandardnej odchýlky**

DODATOK D: PREPOČET ÚDAJOV NPD NA NEREFERENČNÉ PODMIENKY

Hlukové príspevky každého segmentu dráhy letu sú odvodené z údajov NPD uložených v medzinárodnej databáze ANP. Treba však poznamenať, že tieto údaje boli normalizované pomocou priemerných hodnôt atmosférického útlmu definovaných v dokumente Spoločenstva automobilových, leteckých a kozmických inžinierov (SAE) č. AIR 1845. Tieto koeficienty sú priemerné hodnoty údajov stanovených počas certifikačných skúšok hluku lietadiel v Európe a USA. Značné rozdiely atmosférických podmienok (teplota a relatívna vlhkosť) pri týchto skúškach ilustruje **obrázok D-1**.



Obrázok D-1: Meteorologické podmienky zaznamenané počas skúšok pre hlukovú certifikáciu.

Krivky znázornené na **obrázku D-1** vypočítané pomocou priemyselného modelu štandardného atmosférického útlmu ARP 866A ukazujú, že v rôznych skúšobných podmienkach možno očakávať podstatné rozdiely vysokofrekvenčnej (8 kHz) zvukovej absorpcie (hoci rozdiely celkovej absorpcie by boli skôr menšie).

Keďže miery útlmu uvedené v **tabuľke D-1** sú aritmetickými priemerami, kompletný súbor nemožno priradiť k jednej referenčnej atmosfére (t. j. s konkrétnymi hodnotami teploty a relatívnej vlhkosti). Možno ich považovať len za vlastnosti čisto hypotetickej atmosféry, známej aj ako „atmosféra AIR-1845“.

Tabuľka D-1: Priemerné hodnoty atmosférického útlmu použité na normalizáciu údajov NPD v databáze ANP.

Stredná frekvencia tretinooktávového pásmo [Hz]	Miera útlmu [dB/100 m]	Stredná frekvencia tretinooktávového pásmo [Hz]	Miera útlmu [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

Koeficienty útlmu v **tabuľke D-1** možno považovať za platné v primeranom rozpätí teploty a vlhkosti. Na skontrolovanie toho, či sú potrebné úpravy, by sa však mal použiť model ARP-866A používaný na výpočet priemerných koeficientov atmosférického útlmu pre priemernú teplotu letiska T a relatívnu vlhkosť RH . Ak na základe porovnania týchto hodnôt s

hodnotami uvedenými v **tabuľke D-1** vyplynie že sú potrebné úpravy, mala by sa použiť nasledovná metodika.

Databáza ANP poskytuje nasledujúce NPD údaje pre každé nastavenie výkonu:

- maximálna hladina zvuku v porovnaní so šikmou vzdialenosťou, $L_{max}(d)$
- časovo integrovaná hladina v porovnaní so vzdialenosťou pre referenčnú vzdušnú rýchlosť, $L_E(d)$ a
- nevážené spektrum referenčného zvuku v šikmej vzdialenosti 305 m (1 000 stôp), $L_{n,ref}(d_{ref})$, kde n = frekvenčné pásmo (pohybujúce sa v rozmedzí od 1 do 24 pre tretinooktávové pásma so strednými frekvenciami od 50 Hz do 10 kHz).

Všetky údaje sú normalizované na atmosféru AIR-1845.

Úprava kriviek NPD na podmienky T a RH stanovené používateľom sa uskutočňuje v troch krokoch:

1. Najprv sa koriguje referenčné spektrum s cieľom odstrániť atmosférický útlm $\alpha_{n,ref}$ pri podmienkach SAE AIR-1845.

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

kde $L_n(d_{ref})$ je netlmené spektrum vo vzdialenosti $d_{ref} = 305\text{m}$ a $\alpha_{n,ref}$ je koeficient atmosférického útlmu pre frekvenčné pásmo n prevzatý z **tabuľky D-1** (ale vyjadrený v dB/m).

2. Potom sa korigované spektrum upraví na každú z desiatich štandardných vzdialeností NPD d_i pomocou miery útlmu, a to tak pre i) atmosféru SAE AIR 1845, ako aj pre ii) atmosféru stanovenú používateľmi (na základe modelu SAE ARP-866A).

i) Pre atmosféru 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) Pre atmosféru stanovenú používateľom:

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

kde $\alpha_{n,866A}$ je koeficient atmosférickej absorpcie pre frekvenčné pásmo n (vyjadrený v dB/m) vypočítaný pomocou modelu SAE ARP-866A s teplotou T a relatívnou vlhkosťou RH .

3. Pre každú vzdialenosť NPD d_i sú tieto dve spektrá vážené krivkou A a spočítajú sa ich decibelové hodnoty na určenie výsledných vážených hladín A $L_{A,866A}$ a $L_{A,ref}$ – ktoré sa potom aritmeticky odčítajú:

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

Prírastok ΔL je rozdiel medzi údajmi NPD v atmosfére stanovenej používateľom a referenčnej atmosfére. Tento prírastok sa pripočíta k hodnote údajov NPD z databázy ANP, aby bolo možné určiť upravené údaje NPD.

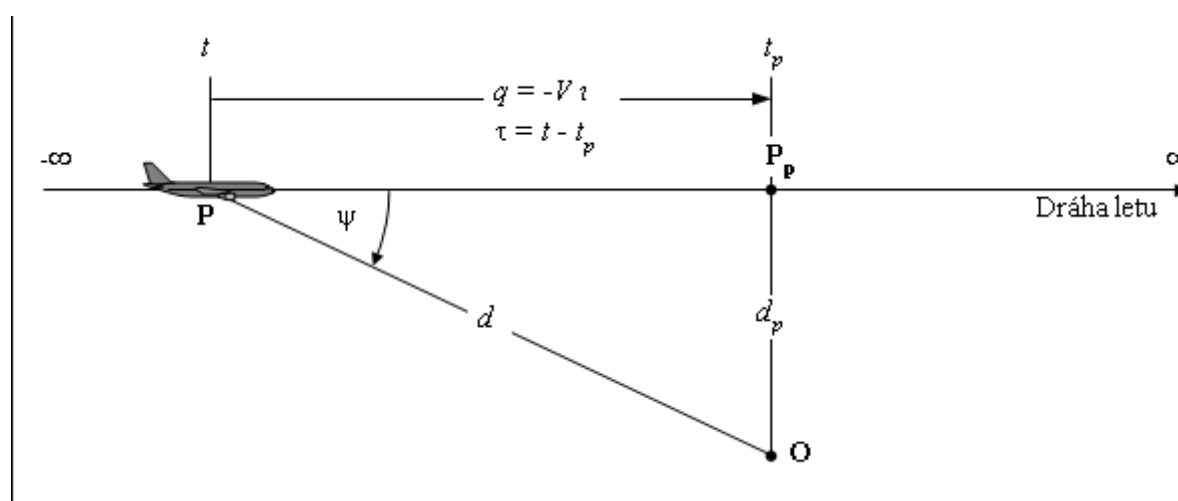
Použitím ΔL na úpravu L_{max} a L_E údajov NPD sa predpokladá, že rozdielne atmosférické podmienky ovplyvňujú len referenčné spektrum a nemajú žiaden vplyv na utváranie histórie hladín v čase. Tieto podmienky možno považovať za platné v prípade typických rozsahov šírenia zvuku a typických atmosférických podmienok.

DODATOK E: KOREKCIA KONEČNÉHO SEGMENTU

Tento dodatok charakterizuje odvodenie konečnej korekcie segmentu a s ňou spojený algoritmus podielu energie opísaný v oddiele 2.7.19.

E1 Geometria

Algoritmus podielu energie je založený na akustickom vyžarovaní zo „štvornásobného“ 90-stupňového dipólového zdroja zvuku. Má smerové vlastnosti, ktoré aproximujú vlastnosti zvuku prúdových lietadiel, minimálne v uhlovej oblasti, ktorá najviac ovplyvňuje hladinu zvukovej udalosti pod dráhou letu lietadla a na jej bočnej strane.



Obrázok E-1: Geometria medzi dráhou letu a pozíciou pozorovateľa O

Obrázok E-1 znázorňuje geometriu šírenia zvuku medzi dráhou letu a pozíciou pozorovateľa O. Lietadlo v bode P letí v homogénnom bezvetrí konštantnou rýchlosťou na priamej vodorovnej dráhe letu. Bodom jeho najbližšieho priblíženia k pozorovateľovi je P_p . Parametre sú nasledovné:

- d vzdialenosť od pozorovateľa k lietadlu
- d_p kolmá vzdialenosť od pozorovateľa k dráhe letu (šikmá vzdialenosť)
- q vzdialenosť od P k $P_p = -V \cdot \tau$
- V rýchlosť lietadla
- t čas, v ktorom sa lietadlo nachádza v bode P
- t_p čas, v ktorom sa lietadlo nachádza v bode najbližšieho priblíženia P_p

τ	čas letu = čas relatívny k času v bode $\mathbf{P}_p = t - t_p$
ψ	uhol medzi dráhou letu a vektorom lietadlo-pozorovateľ

Treba poznamenať, že keď je lietadlo pred pozíciou pozorovateľa (ako ilustruje **obrázok E-1**), je čas letu τ vo vzťahu k bodu najbližšieho priblíženia záporný, a relatívna vzdialenosť q od bodu najbližšieho priblíženia sa v tomto prípade stane kladná. Ak je lietadlo pred pozorovateľom, q sa stane záporná.

E2 Odhad podielu energie

Základný pojem podielu energie slúži na vyjadrenie hlukovej expozície E , ktorá vznikla v pozícii pozorovateľa zo segmentu dráhy letu $\mathbf{P}_1\mathbf{P}_2$ (so začiatočným bodom $\mathbf{P}_1$ a koncovým bodom $\mathbf{P}_2$) vynásobením expozície E_∞ z celej nekonečnej dráhy preletu jednoduchým koeficientom – koeficientom *podielu energie* F :

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

Keďže expozícia sa môže vyjadriť ako časový integrál strednej kvadratickej (váženej) hladiny akustického tlaku, t. j.

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

na výpočet hodnoty E musí byť stredný kvadratický tlak vyjadrený ako funkcia so známymi geometrickými a prevádzkovými parametrami. Pre 90° zdroj dipólu platí:

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

kde p^2 a p_p^2 sú zaznamenané stredné kvadratické hodnoty akustického tlaku, ktoré vznikajú, keď lietadlo prechádza bodmi $\mathbf{P}$ a $\mathbf{P}_p$.

Tento relatívne jednoduchý vzťah sa považuje za dobrú simuláciu hluku prúdových lietadiel, hoci skutočné mechanizmy, ktoré sa na ňom podieľajú, sú mimoriadne zložité. Výraz d_p^2/d^2 v rovnici E-3 opisuje len mechanizmus guľového rozloženia, ktorý sa hodí na bodový zdroj, nekonečnú rýchlosť zvuku a homogénnu nerozptyľujúcu atmosféru. Všetky ostatné fyzikálne javy – smerovosť zdroja zvuku, konečná rýchlosť zvuku, atmosférická absorpcia, Dopplerov posuv atď. – sú implicitne zahrnuté vo výraze $\sin^2 \psi$. Vplyvom tohto faktora sa stredný kvadratický tlak znižuje nepriamo úmerne hodnote d^4 ; odtiaľ pochádza výraz „zdroj štvrtej mocniny“.

Ak zameníme

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

potom sa dá stredný kvadratický tlak vyjadriť ako funkcia času (opäť sa nevezme do úvahy čas šírenia zvuku):

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

Použitím v rovnici (E-2) a nahradením

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

hlukovú expozíciu na pozícii pozorovateľa z preletu v časovom intervale $[\tau_1, \tau_2]$ možno vyjadriť ako

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

Riešením tohto integrálu je:

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

Integráciou za celý interval $[-\infty, +\infty]$ (t. j. za celú nekonečnú dráhu letu) možno získať nasledujúce vyjadrenie celkovej expozície E_∞ :

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

a podiel energie podľa rovnice E-1 bude teda nasledovný

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

E3 Súlad meraní maximálnych a časovo integrovaných hodnôt – kótovaná vzdialenosť

V dôsledku použitia jednoduchého dipólového modelu na definovanie podielu energie dochádza k špecifickému teoretickému rozdielu ΔL medzi úrovňamihlukovej udalosti L_{max} a L_E . Ak má byť model izofóny vnútorne konzistentný, je potrebné vyrovnať rozdielne hodnoty určené z kriviek NPD. Problém spočíva v tom, že údaje NPD vychádzajú zo skutočných

meraní hluku lietadiel, ktoré sa nemusia nevyhnutne zhodovať s touto jednoduchou teóriou. Táto teória preto potrebuje dodatočný prvok flexibility. V zásade sú však premenné α_1 a α_2 určené geometriou a rýchlosťou lietadla – čím sa neponecháva ďalší slobodný priestor. Riešenie ponúka pojem *váženej vzdialenosti* d_λ , a to nasledovným spôsobom.

Hladina expozície $L_{E,\infty}$, v tabuľkách databázy ANP uvedená ako funkcia d_p pre referenčnú rýchlosť V_{ref} , sa môže vyjadriť ako

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

kde p_0 je štandardný referenčný tlak a t_{ref} je referenčný čas (= 1 s pre SEL). Pre skutočnú rýchlosť V to potom bude

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

Podobne sa dá i maximálna hladina zvukovej udalosti L_{max} zapísať ako

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

Pre zdroj dipólu sa použitím rovníc E-8, E-11 a E-12, pričom (z rovníc E-2 a E-8) platí

$\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}$, dá rozdiel ΔL zapísať aj ako:

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

Takto sa dá vyrovnať hodnota ΔL určená z údajov NPD len vtedy, ak sa šikmá vzdialenosť d_p použitá pri výpočte podielu energie nahradí *váženou vzdialenosťou* d_λ , ktorá je daná ako

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

alebo

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

Nahradením d_λ za d_p v rovnici E-5 a použitím definície $q = V\tau$ z **obrázku E-1** sa parametre α_1 a α_2 v rovnici E-9 dajú zapísať (pričom $q = q_1$ sa umiestni na počiatočný bod a $q-\lambda = q_2$ na koncový bod segmentu dráhy letu s dĺžkou λ) aj ako

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

Nevyhnutnosť nahradiť skutočnú šikmú vzdialenosť váženou vzdialenosťou znižuje jednoduchosť štvornásobného 90-stupňového dipólového modelu. Keďže sa však kalibruje prakticky na mieste pomocou údajov získaných z meraní, algoritmus podielu energie možno považovať za poloempirický, a nie len čisto teoretický.