

Bruxelles, 12 ianuarie 2015
(OR. en)

5159/15
ADD 2

ENV 9

NOTĂ DE ÎNȘOȚIRE

Sursă:	Comisia Europeană
Data primirii:	9 ianuarie 2015
Destinatar:	Secretariatul General al Consiliului
Subiect:	Anexă la DIRECTIVA .../.../UE A COMISIEI din XXX de stabilire a unor metode comune de evaluare a zgomotului, în conformitate cu Directiva 2002/49/CE

În anexă, se pune la dispoziția delegațiilor documentul D034332/03 - Part2.

Anexă: D034332/03 - Part2

APENDICELE A: CERINȚE PRIVIND DATELE

Secțiunea 2.7.6 din textul principal prezintă în termeni generali cerințele aferente datelor specifice care descriu un aeroport și operațiunile sale și care sunt necesare pentru calcularea contururilor de zgomot. Următoarele fișe de date conțin date cu titlu de exemplu pentru un aeroport ipotetic. Formatele datelor specifice vor depinde, în general, de cerințele și nevoile sistemului de modelare a zgomotului utilizat, precum și de scenariul de studiu.

Notă: Se recomandă ca informațiile geografice (punctele de referință etc.) să fie exprimate în coordonate carteziene. Alegerea unui anumit sistem de coordonate depinde, de obicei, de hărțile disponibile.

A1 Date generale privind aeroportul

Denumirea aerodromului	Aeroport ipotetic	
Sistemul de coordonate	UTM, Zona 15, Datum WGS-84	
Punctul de referință al aerodromului, ARP (Aerodrome reference point)	3 600 000 m E	6 300 000 m N
	Punctul de mijloc al pistei 09L- 27R	
Altitudinea ARP	120 m /	
Temperatura medie a aerului în ARP*	12,0 °C	
Umiditatea relativă medie în ARP*	60 %	
Viteza medie și direcția vântului*	5 kt	270 grade
Sursa datelor topografice	Necunoscută	

* A se repeta pentru fiecare interval de timp de interes (ora din zi, anotimpul etc.)

A2 Descrierea pistei

Denumirea pistei	09L	
Începutul pistei	3 599 000 m E	6 302 000 m N
Sfârșitul pistei	3 603 000 m E	6 302 000 m N

Începutul rulării	3 599 000 m E	6 302 000 m N
Pragul de aterizare	3 599 700 m E	6 302 000 m N
Altitudinea la începutul pistei	110 m	
Declivitatea medie a pistei	0,001	

Pentru pragurile deplasate se poate repeta descrierea pistei sau acestea pot fi descrise în secțiunea aferentă traiectoriei la sol.

A3 Descrierea traiectoriei la sol

În absența unor date radar, următoarele informații sunt necesare pentru a descrie traiectoriile la sol.

Traectoria nr.				001	
Denumirea traieectoriei				Dep 01 – 09L	
De la pista				09L	
Tipul traieectoriei				Plecare	
Deplasarea față de punctul de început al rulării				0 m	
Numărul de subtraieectorii:				7	
Descrierea traieectoriei principale					
Segment nr.	Drept [m]	Curbă			Deviația standard pentru dispersia laterală la sfârșitul segmentului [m]
		L/R	Schimbarea capului compas [°]	Raza [m]	
1	10000				2000
3		R	90,00	3000	2500
4	20000				3000

Traectoria nr.		002			
Denumirea traiectoriei		App 01 – 09L – Disp 300			
De la pista		09L			

Tipul traiectoriei				Apropiere	
Deplasarea față de pragul de aterizare				300 m	
Numărul de subtraiectorii:				1	
Descrierea traiectoriei principale					
Segment nr.	Drept [m]	Curbă			Deviația standard pentru dispersia laterală la sfârșitul segmentului [m]
		L/R	Schimbarea capului compas [°]	Raza [m]	
1	30000				0
Informații privind traiectoria de apropiere					
Unghi de coborâre pentru traiectoriile de apropiere				2,7 °	
Altitudinea de zbor la interceptarea pantei de coborâre				4 000 ft	

A4 Descrierea traficului aerian

Perioada de timp de referință	366 zile = 8748 ore (1.1.2014 - 31.12.2014)
Ora din zi - perioada I	de la ora 7 la ora 19 = 12 ore
Ora din zi - perioada II	de la ora 19 la ora 23 = 4 ore
Ora din zi - perioada III	de la ora 23 la ora 7 = 8 ore

FIȘA CU DATE PENTRU DESCRIEREA TRAFICULUI AERIAN – MIȘCĂRI PER TRAIECTORIE			
Traiectoria la sol nr.		001	
Denumirea traiectoriei		Dep 01 – 09L	
Denumirea aeronavei	Mișcări în cursul perioadei de timp		
	I	II	III
A/C 1, Dep.1	20000	4000	1000

A/C 2, Dep.4	10000	5000	500
A/C 4, Dep.3	2000	300	0
Traectoria la sol nr.		002	
Denumirea traectoriei		Dep 01 – 09L – Disp 300	
Denumirea aeronavei	Mișcări în cursul perioadei de timp		
	I	II	III
A/C 1, App.1	18000	2000	5000
A/C 2, App.1	10000	3000	2500
A/C 4, App.1	1300	0	1000

A5 Fișa cu date privind procedura de zbor

Exemplu pentru o aeronavă Boeing 727-200 clasificată conform capitolului 3, astfel cum reiese din datele radar prelucrate conform orientărilor cuprinse în secțiunea 2.7.9 din textul principal.

Denumirea aeronavei	B727C3
Codul de identificare NPD (<i>Noise Power Distance</i>) din baza de date ANP (<i>Aircraft Noise and Performance</i>)	JT8E5
Număr de motoare	3
Mod de operare	Plecare
Masa efectivă a aeronavei [t]	71,5
Vânt din față [m/s]	5
Temperatură [°C]	20
Elevația aeroportului [m]	83

Segment nr.	Distanța față de RP ¹ [m]	Înălțimea [m]	Viteza la sol [m/s]	Puterea motorului [²]
1	0	0	0	14568
2	2500	0	83	13335
3	3000	117	88	13120
4	4000	279	90	13134
5	4500	356	90	13147
6	5000	431	90	13076
7	6000	543	90	13021
8	7000	632	93	12454
9	8000	715	95	10837
10	10000	866	97	10405
11	12000	990	102	10460
12	14000	1122	111	10485
13	16000	1272	119	10637
14	18000	1425	125	10877
15	20000	1581	130	10870
16	25000	1946	134	10842
17	30000	2242	142	10763

Exemplu de profil procedural bazat pe datele A/C stocate în baza de date ANP:

Denumirea aeronavei în baza de date ANP	B727C3
Codul de identificare NPD din baza de date ANP	JT8E5
Număr de motoare	3
Mod de operare	Plecare
Masa efectivă a aeronavei [t]	71,5

¹ Punctul de referință RP este, pentru plecări, începutul rulării, și pentru apropieri, pragul de aterizare.

² Unități corespunzătoare unităților din baza de date ANP

Vânt din față [m/s]		5		
Temperatură [°C]		15		
Elevația aeroportului [m]		100		
Segment nr.	Mod	Țintă	Flapsuri	Puterea motorului
1	Decolare		5	de decolare
2	Urcare inițială	Altitudine 1500 ft	5	de decolare
3	Retragerea flapsurilor	210 kts IAS ROC 750 ft/min	0	maximă de urcare
4	Accelerare	250 kts IAS ROC 1500 ft/min	0	maximă de urcare
5	Urcare	10000 ft	0	maximă de urcare

APENDICELE B: CALCULUL PERFORMANȚEI DE ZBOR

Termeni și simboluri

Termenii și simbolurile utilizate în prezentul appendice corespund celor folosite în mod obișnuit de inginerii de aeronave. În cele ce urmează sunt explicați pe scurt câțiva termeni de bază, pentru utilizatorii care nu sunt familiarizați cu aceștia. Pentru a reduce la minimum inadvertențele față de corpul principal al metodei, simbolurile sunt, în cea mai mare parte, definite separat în prezentul appendice. Pentru mărimile menționate în corpul principal al metodei au fost utilizate simbolurile obișnuite; cele câteva simboluri utilizate în mod diferit în prezentul appendice sunt marcate cu un asterisc (*). Există o oarecare suprapunere a unităților de măsură SUA și SI; din nou, acest lucru urmărește să păstreze convențiile cu care sunt familiarizați utilizatorii din diferite discipline.

Termeni

Punct de rupere	A se vedea Limitarea puterii
Viteza față de aer calibrată	(Denumită și viteza față de aer echivalentă sau indicată.) Viteza aeronavei față de aer, indicată de un instrument calibrat de la bord. Viteza reală față de aer, care este, în mod normal, mai mare, poate fi calculată pornind de la viteza față de aer calibrată, cunoscând densitatea aerului.
Tracțiunea netă corectată	Tracțiunea netă este forța propulsoare exercitată de un motor asupra corpului aeronavei. La o setare a puterii dată (<i>EPR</i> sau N_1), aceasta scade odată cu densitatea aerului, pe măsură ce altitudinea crește; tracțiunea netă corectată este tracțiunea la nivelul mării.
Limitarea puterii	La anumite temperaturi maxime ale componentelor, tracțiunea produsă de motor scade pe măsură ce temperatura aerului ambiant crește - și <i>invers</i> . Acest lucru înseamnă că există o temperatură critică a aerului, peste care <i>tracțiunea nominală</i> nu mai poate fi atinsă. În cazul majorității motoarelor moderne, aceasta este denumită „temperatura limită” deoarece, la temperaturi mai scăzute ale aerului, tracțiunea este limitată automat la tracțiunea nominală pentru a crește la maximum durata de viață a motorului. Tracțiunea scade oricum la temperaturi mai mari decât temperatura limită - care este denumită adesea <i>punct de rupere</i> sau <i>temperatură de rupere</i> .
Viteza	Mărimea vectorului viteză al aeronavei (în sistemul de coordonate al aerodromului)
Tracțiunea nominală	Durata de viață a unui motor de aeronavă depinde foarte mult de temperaturile la care funcționează componentele sale. Temperaturile sunt cu atât mai ridicate și durata de viață este cu atât mai scurtă, cu cât puterea sau tracțiunea generată este mai mare. În vederea realizării

unui echilibru între cerințele de performanță și cele privind durata de viață, pentru motoarele care funcționează cu limitarea puterii au fost stabilite *valori ale tracțiunii* pentru decolare, urcare și croazieră, care definesc setările normale de putere maximă.

Parametrul de setare a tracțiunii Pilotul nu poate selecta o anumită tracțiune a motorului; acesta alege în schimb setarea corespunzătoare a acestui parametru, care este afișată în carlingă. De obicei, este vorba fie de raportul de compresie al motorului (*EPR*), fie de viteza de rotație a rotorului de joasă presiune (sau a ventilatorului) (N_1).

Simboluri

Mărimile sunt adimensionale, dacă nu se precizează altfel. Simbolurile și abrevierile care nu sunt indicate mai jos sunt utilizate exclusiv local și definite în text. Indicii 1 și 2 desemnează condițiile la începutul și, respectiv, la sfârșitul unui segment. Barele superioare desemnează valorile medii ale segmentului, respectiv media dintre valorile de la început și cele de la sfârșit.

a	acclerația medie ft/s^2
a_{max}	acclerația maximă posibilă ft/s^2
A, B, C, D	coeficienții flapsurilor
$E, F, G_{A,B}, H$	coeficienții de tracțiune ai motorului
F_n	tracțiunea netă per motor, lbf
F_n/δ	tracțiunea netă corectată per motor, lbf
G	panta de urcare
G'	panta de urcare cu un motor inoperant
G_R	declivitatea medie a pistei, pozitivă în sens ascendent
g	acclerația gravitațională, ft/s^2
ISA	atmosfera standard internațională
N^*	numărul de motoare care asigură tracțiunea
R	raportul dintre rezistența la înaintare și portanță (<i>drag-to-lift ratio</i>) C_D/C_L
ROC	rata de urcare pe segment (ft/min)
s	distanța la sol acoperită de-a lungul traiectoriei la sol, ft

s_{TO8}	distanța de decolare cu vânt din față de 8 kt, ft
s_{TOG}	distanța de decolare corectată în funcție de w și G_R , ft
s_{TOw}	distanța de decolare cu vânt din față w , ft
T	temperatura aerului, °C
T_B	temperatura punctului de rupere, °C
V	viteza față de sol, kt
V_C	viteza față de aer calibrată, kt
V_T	viteza reală față de aer, kt
W	greutatea avionului, lb
w	viteza vântului din față, kt
Δs	lungimea segmentului în condiții de atmosferă calmă, proiectată pe traiectoria la sol, ft
Δs_w	proiecția la sol a lungimii segmentului, corectată în funcție de vântul din față, ft
δ	p/p_0 , raportul dintre presiunea aerului ambiant din jurul avionului și presiunea standard a aerului la nivelul mediu al mării: $p_0 = 101,325$ kPa (sau 1013,25 mb)
ε	unghiul de înclinare, radiani
γ	unghiul de urcare/coborâre, radiani
θ	$(T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ raportul dintre temperatura aerului la altitudine și temperatura standard a aerului la nivelul mediu al mării: $T_0 = 15,0$ °C
σ *	ρ/ρ_0 = raportul dintre densitatea aerului la altitudine și densitatea aerului la nivelul mediu al mării (de asemenea, $\sigma = \delta/\theta$)

B1 Introducere

Sinteza traiectului de zbor

Prezentul apendice recomandă, în principal, procedurile de calcul al profilului de zbor al unui avion pe baza unor parametri aerodinamici și ai propulsiei specificați, a greutateii aeronavei, a condițiilor atmosferice, a traiectoriei la sol și a procedurii de operare (configurația zborului, setarea de putere, viteza de înaintare, viteza verticală etc.). Procedura de operare este descrisă printr-un set de *etape procedurale* care definesc modul de zbor corespunzător profilului respectiv.

Profilul de zbor pentru decolare sau apropiere este reprezentat de o serie de segmente liniare, ale căror extremități sunt denumite *puncte de profil*. Acesta se calculează utilizând ecuații de aerodinamică și tracțiune, care conțin numeroși coeficienți și constante ce trebuie să fie disponibile pentru combinația specifică corp de aeronavă - motor. Acest proces de calcul este descris în text ca proces de *sinteză* a traiectului de zbor.

Pe lângă parametrii de performanță ai aeronavei, care pot fi obținuți din baza de date ANP, pentru aceste ecuații trebuie să se specifice: (1) greutatea brută a avionului, (2) numărul de motoare, (3) temperatura aerului, (4) elevația pistei și (5) etapele procedurale (exprimate ca setări de putere, poziția flapsurilor, viteza față de aer și, în cursul accelerării, rata medie de urcare/coborâre) pentru fiecare segment din cursul decolării și apropierii. Fiecare segment este apoi clasificat ca rulare la sol, decolare sau aterizare, urcare cu viteză constantă, reducerea puterii, urcare accelerată cu sau fără retragerea flapsurilor, coborâre cu sau fără decelerare și/sau utilizarea flapsurilor sau apropiere finală pentru aterizare. Profilul de zbor este construit pas cu pas, parametrii de la începutul fiecărui segment fiind egali cu cei de la sfârșitul segmentului precedent.

Se presupune că utilizând parametrii de performanță aerodinamică din baza de date ANP se obține reprezentarea, cu o acuratețe rezonabilă, a traiectului real de zbor al unui avion în condițiile de referință specificate (a se vedea **secțiunea 2.7.6 din textul principal**). Însă parametrii aerodinamici și coeficienții motorului s-au dovedit a fi adecvați pentru temperaturi ale aerului de până la 43 °C, pentru o altitudine a aerodromului de până la 4000 ft și pentru gama de greutăți specificate în baza de date ANP. Ecuațiile permit astfel calcularea traiectului de zbor în alte condiții, și anume pentru greutăți ale avioanelor, viteze ale vântului, temperaturi ale aerului și elevații ale pistei (presiuni ale aerului) care nu se încadrează în valorile de referință, în mod normal cu suficientă acuratețe pentru calcularea contururilor corespunzătoare nivelurilor medii de zgomot din jurul unui aeroport.

Secțiunea B-4 explică modul în care efectele zborului în viraj sunt luate în considerare pentru plecări. Astfel, se poate ține seama de unghiul de înclinare la calcularea efectelor directivității laterale (efecte datorate amplasării motoarelor). De asemenea, în cursul zborului în viraj, gradientii de urcare vor fi, în general, reduși în funcție de raza de viraj și de viteza avionului. (Efectele virajelor din cursul apropierii pentru aterizare sunt mai complexe și nu sunt abordate în prezent. Acestea vor avea însă rareori un impact semnificativ asupra contururilor de zgomot.)

Secțiunile B-5 - B-9 descriu metodologia recomandată pentru generarea profilurilor de zbor la plecare, pe baza coeficienților din baza de date ANP și a etapelor procedurale.

Secțiunile B-10 și B-11 descriu metodologia utilizată pentru generarea profilurilor de zbor la apropiere, pe baza coeficienților din baza de date ANP și a procedurilor de zbor.

Secțiunea B-12 oferă exemple de calcul.

Sunt furnizate seturi separate de ecuații pentru a determina tracțiunea netă produsă de motoarele cu reacție și, respectiv, de motoarele cu elice. Cu excepția cazului în care se menționează altfel, ecuațiile care determină performanța aerodinamică a unui avion se aplică în egală măsură avioanelor cu reacție și celor cu elice.

Simbolurile matematice utilizate sunt definite la începutul prezentului apendice și/sau atunci când sunt introduse pentru prima dată. În toate ecuațiile, coeficienții și constantele trebuie exprimate, bineînțeles, în aceleași unități ca și parametrii și variabilele corespunzătoare. Pentru coerența cu baza de date ANP, în prezentul apendice sunt respectate convențiile privind performanța tehnică a aeronavei; distanțele și înălțimile sunt exprimate în picioare (ft), viteza în noduri (kt), masa în livre (lb), forța în livre-forță (tracțiunea netă corectată pentru temperatură înaltă) și așa mai departe - chiar dacă unele mărimi (de exemplu, cele referitoare la atmosferă) sunt exprimate în unități SI. Specialiștii în modelare care folosesc alte sisteme de unități de măsură trebuie să acorde o atenție deosebită aplicării factorilor de conversie adecvați atunci când utilizează ecuațiile pentru modelele lor.

Analiza traiectului de zbor

În unele modele, informațiile privind traiectul de zbor nu se furnizează ca etape procedurale, ci sub formă de coordonate de poziție și timp, care sunt determinate, de obicei, prin analiza datelor radar. Acest aspect este examinat în **secțiunea 2.7.7** din textul principal. În acest caz, ecuațiile din prezentul apendice sunt utilizate „în sens invers”; parametrii privind tracțiunea motorului rezultă din modul de deplasare al aeronavei și nu invers. În general, după ce se calculează o medie a datelor privind traiectul de zbor și aceasta se reduce la forma de segment, fiecare segment fiind clasificat ca urcare sau coborâre, accelerare sau decelerare și tracțiune și modificarea poziției flapsurilor, acest model este relativ mai simplu decât sinteza, care implică adesea procese iterative.

B2 Tracțiunea produsă de motor

Forța propulsoare produsă de fiecare motor este una dintre cele cinci mărimi care trebuie definite la sfârșitul fiecărui segment al traiectului de zbor (celelalte fiind înălțimea, viteza, setarea de putere și unghiul de înclinare). Tracțiunea netă este componenta tracțiunii brute produse de motor, care este disponibilă pentru propulsie. Pentru calculele aerodinamice și acustice, tracțiunea netă se exprimă la presiunea atmosferică standard de la nivelul mediu al mării. Aceasta este cunoscută sub denumirea de *tracțiune netă corectată*, F_n/δ .

Aceasta va fi fie tracțiunea netă disponibilă atunci când aeronava funcționează la o *valoare a tracțiunii* specificată, fie tracțiunea netă care rezultă atunci când *parametrul de setare a tracțiunii* este setat la o anumită valoare. În cazul unui turboreactor sau al unui turboventilator care funcționează la o valoare specifică a tracțiunii, tracțiunea netă corectată este dată de ecuația:

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

unde:

F_n	este tracțiunea netă per motor, lbf
δ	este raportul dintre presiunea aerului ambiant din jurul avionului și presiunea standard a aerului la nivelul mediu al mării, care este de 101,325 kPa (sau 1013,25 mb) [ref. 1]
F_n/δ	este tracțiunea netă corectată per motor, lbf
V_C	este viteza față de aer calibrată, kt
T	este temperatura aerului ambiant în care zboară avionul, °C și
E, F, G_A, G_B, H	sunt constantele sau coeficienții de tracțiune ai motorului la temperaturi sub temperatura limită a motorului și la valoarea curentă a tracțiunii (pe segmentul curent de decolare/urcare sau apropiere al traiectului de zbor), lb.s/ft, lb/ft, lb/ft ² , lb/°C. Pot fi obținute din baza de date ANP.

În baza de date ANP sunt furnizate și date care permit calculul tracțiunii nenominale, ca funcție a parametrului de setare a tracțiunii. Acesta este definit de unii producători ca fiind raportul de compresie al motorului, EPR , iar de alții ca fiind viteza rotorului de joasă presiune sau viteza ventilatorului, N_I . Atunci când parametrul respectiv este EPR , ecuația B-1 se înlocuiește cu:

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

unde K_1 și K_2 sunt coeficienți din baza de date ANP care corelează tracțiunea netă corectată cu raportul de compresie al motorului din vecinătatea raportului de compresie de interes pentru numărul Mach specificat al avionului.

Atunci când viteza de rotație N_I a motorului este parametrul utilizat de echipajul din carlingă pentru setarea tracțiunii, ecuația generalizată a tracțiunii devine:

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

unde:

N_I	este viteza de rotație a compresorului de joasă presiune al motorului (sau a ventilatorului) și a treptelor turbinei, %
θ	$= (T + 273)/288,15$, raportul dintre temperatura totală absolută la admisia în motor și temperatura standard absolută a aerului la nivelul mediu al mării [ref. 1].

$\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$ este viteza corectată a rotorului de joasă presiune, % și

K_3, K_4 sunt constante obținute din datele motoarelor instalate, învecinate cu vitezele N_I de interes.

A se observa că, pentru același avion, E, F, G_A, G_B și H pot avea în ecuațiile B-2 și B-3 alte valori decât în ecuația B-1.

Nu toți termenii din ecuație vor fi întotdeauna semnificativi. De exemplu, pentru motoarele cu limitarea puterii, care funcționează la temperaturi ale aerului aflate sub punctul de rupere (de regulă 30°C), termenul care reprezintă temperatura poate să nu fie necesar. Pentru motoarele fără limitarea puterii, trebuie să se țină seama de temperatura ambiantă la stabilirea tracțiunii nominale. Peste temperatura limită a motorului, trebuie utilizat un alt set de coeficienți de tracțiune ai motorului (E, F, G_A, G_B și H)_{high} pentru a determina nivelul de tracțiune disponibil. În mod normal, se calculează apoi F_n/δ utilizând atât coeficienții pentru temperatură joasă, cât și cei pentru temperatură înaltă și se utilizează cel mai mare nivel de tracțiune pentru temperaturi *sub* temperatura limită și cel mai mic nivel calculat de tracțiune pentru temperaturi *peste* temperatura limită.

Dacă nu sunt disponibili decât coeficienții de tracțiune la temperatură joasă, se poate utiliza următoarea ecuație:

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

unde:

$(F_n / \delta)_{high}$ este tracțiunea netă corectată la temperatură înaltă (lbf),

T_B este temperatura punctului de rupere (în absența unei valori stabilite,

se poate utiliza o valoare implicită de 30 °C).

În baza de date ANP se găsesc valorile constantelor și coeficienților din ecuațiile B-1 - B-4.

Pentru avioanele cu elice, tracțiunea netă corectată per motor se preia din grafice sau se calculează cu ajutorul ecuației:

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

unde:

η este randamentul elicei pentru o anumită amplasare a acesteia și este o funcție a vitezei de rotație a elicei și a vitezei de zbor a avionului

V_T	este viteza reală față de aer, kt
P_p	este puterea netă de propulsie pentru o anumită etapă a zborului, de exemplu, puterea maximă la decolare sau puterea maximă la urcare, cp

Parametrii din ecuația B-5 se găsesc în baza de date ANP pentru tracțiunea maximă la decolare și pentru setările maxime de tracțiune la urcare.

Viteza reală față de aer V_T se obține din viteza față de aer calibrată V_C , utilizând ecuația:

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

unde σ este raportul dintre densitatea aerului din jurul avionului și densitatea aerului la nivelul mediu al mării.

Orientări privind operarea cu tracțiune redusă la decolare

Deseori, greutatea la decolare a aeronavei este mai mică decât greutatea maximă admisibilă și/sau lungimea pistei disponibile depășește lungimea minimă necesară în cazul utilizării tracțiunii maxime la decolare. În aceste cazuri, practica obișnuită constă în reducerea tracțiunii motorului sub nivelurile maxime pentru a prelungi durata de viață a motorului și, uneori, pentru a reduce zgomotul. Tracțiunea motorului poate fi redusă numai până la niveluri care păstrează marja de siguranță necesară. Procedura de calcul utilizată de operatorii de aeronave pentru a determina valoarea cu care se poate reduce tracțiunea este reglementată în consecință: este o procedură complexă, care ia în considerare numeroși factori printre care se numără greutatea la decolare, temperatura aerului ambiant, distanțele declarate ale pistei, elevația pistei și criteriile de trecere peste obstacolele de pe pistă. Prin urmare, valoarea cu care se reduce tracțiunea diferă de la un zbor la altul.

Specialiștii în modelare trebuie să ia în mod rezonabil în considerare operațiunile cu tracțiune redusă, deoarece acestea pot avea un efect profund asupra contururilor de zgomot la plecare și, pentru a obține cele mai bune rezultate, trebuie să ceară sfaturi practice din partea operatorilor.

Dacă o astfel de consiliere nu este disponibilă, se recomandă efectuarea unor estimări prin mijloace alternative. Pentru modelarea acustică, nu este practic să se recurgă la aceleași calcule ca și operatorii; acestea nici nu sunt compatibile cu simplificările și aproximările convenționale efectuate la calcularea nivelurilor medii de zgomot pe termen lung. Următoarele îndrumări sunt furnizate cu titlul de alternativă fezabilă. Trebuie subliniat faptul că în prezent se desfășoară cercetări aprofundate în domeniu și, prin urmare, aceste îndrumări pot fi modificate.

Analiza datelor din înregistratorul de date de zbor a arătat că nivelul de reducere a tracțiunii este strâns corelat cu raportul dintre greutatea reală la decolare și greutatea reglementară la decolare (RTOW), până la o limită inferioară fixată ³, și anume:

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

unde $(F_n/\delta)_{max}$ este tracțiunea nominală maximă, W este greutatea reală brută la decolare și W_{RTOW} este greutatea reglementară la decolare.

RTOW este greutatea maximă cu care se poate decola în siguranță, satisfăcând în același timp cerințele privind lungimea câmpului de decolare, urcarea cu un motor inoperant și trecerea peste obstacole. Aceasta depinde de lungimea disponibilă a pistei de decolare, elevația aerodromului, temperatură, vântul din față și unghiul flapsurilor. Informațiile respective pot fi obținute de la operatori și ar trebui să fie mai accesibile decât datele privind nivelurile reale ale tracțiunii reduse. În mod alternativ, poate fi calculată utilizând datele din manualul de zbor al aeronavei.

Tracțiunea redusă la urcare

Atunci când decolează cu tracțiune redusă, deseori, dar nu întotdeauna, operatorii reduc tracțiunea la urcare sub nivelurile maxime ⁴. Acest lucru împiedică apariția situațiilor în care, la finalul urcării inițiale cu tracțiunea de decolare, puterea trebuie mărită și nu redusă. Este însă mai dificil să se stabilească o justificare comună în acest caz. Unii operatori utilizează tracțiuni fixate sub tracțiunea maximă la urcare, denumite uneori Urcarea 1 și Urcarea 2, reducând, de regulă, tracțiunea la urcare cu 10 și, respectiv, 20 de procente sub tracțiunea maximă. Atunci când se utilizează o tracțiune redusă la decolare, se recomandă să se reducă și nivelurile de tracțiune la urcare cu 10 procente.

B3 Profilurile verticale ale temperaturii, presiunii și densității aerului și ale vitezei vântului

Pentru scopurile prezentului document, se consideră că variațiile temperaturii, presiunii și densității aerului în funcție de înălțimea măsurată de la nivelul mediu al mării sunt cele ale atmosferei standard internaționale. Metodele descrise în continuare au fost validate pentru aerodromuri aflate la altitudini de până la 4000 ft deasupra nivelului mării și pentru temperaturi ale aerului de până la 43 °C (109 °F).

Deși, în realitate, viteza medie a vântului variază atât în funcție de înălțime, cât și în timp, de obicei nu este posibil să se țină seama de acest aspect la modelarea conturilor de zgomot. În schimb, ecuațiile performanțelor de zbor prezentate în continuare se bazează pe presupunerea că avionul zboară în orice moment cu un vânt din față având viteza (implicită) de 8 kt - indiferent de indicația compasului (deși în calculele privind propagarea sunetului nu se ține

³ Autoritățile competente în materie de navigabilitate specifică, în mod normal, o limită inferioară a tracțiunii, de obicei 25 de procente sub tracțiunea maximă.

⁴ La care tracțiunea este redusă după urcarea inițială cu puterea de decolare.

seama în mod explicit de viteza medie a vântului). Pentru alte viteze ale vântului se furnizează metode de ajustare a rezultatelor.

B4 Efectele virajelor

În restul prezentului apendice se explică modul de calcul al proprietăților cerute ale segmentelor care intersectează profilul în punctele s și z , ce definesc traiectul bidimensional de zbor în plan vertical deasupra traiectoriei la sol. Segmentele sunt definite succesiv în direcția de deplasare. La sfârșitul fiecărui segment (sau la începutul rulării în cazul în care primul segment corespunde plecării), dacă parametrii operaționali și următoarea etapă procedurală sunt definite, trebuie calculat unghiul de urcare și distanța parcursă pe traiectorie până la punctul în care sunt atinse înălțimea și/sau viteza dorită.

Dacă traiectoria este dreaptă, aceasta va fi acoperită de un singur segment de profil, a cărui geometrie poate fi apoi determinată direct (deși, uneori, cu un anumit grad de iterație). Dar dacă începe sau se încheie un viraj, sau are loc o schimbare a razei sau a direcției acestuia înainte de atingerea condițiilor de sfârșit cerute, un singur segment nu este suficient, deoarece portanța și rezistența la înaintare a aeronavei se modifică odată cu unghiul de înclinare. Pentru a lua în considerare efectele virajului asupra urcării, sunt necesare segmente de profil suplimentare pentru a implementa etapa procedurală - după cum urmează.

Trasarea traiectoriei la sol este descrisă în secțiunea **2.7.13** din text. Acest lucru se efectuează independent de profilul de zbor al aeronavei (având însă grijă să nu fie definite viraje care nu pot fi executate în zbor în condițiile unor constrângeri operaționale normale). Dar deoarece profilul de zbor - înălțimea și viteza ca funcții ale distanței parcurse pe traiectorie - este influențat de viraje, acesta nu poate fi determinat independent de traiectoria la sol.

În scopul menținerii vitezei într-un viraj, portanța aripii trebuie mărită pentru a echilibra forța centrifugă și greutatea aeronavei. Acest lucru mărește la rândul său rezistența la înaintare și, în consecință, tracțiunea propulsoare necesară. Efectele virajului sunt exprimate în ecuațiile de performanță ca funcții ale unghiului de înclinare ε care, pentru o aeronavă în zbor orizontal ce virează la viteză constantă pe o traiectorie circulară, este dat de:

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

unde: V este viteza față de sol, kt

r este raza virajului, ft

și g este accelerația gravitațională, ft/s^2

Se consideră că toate virajele au o rază constantă și se neglijează efectele de ordin secundar asociate traiectului de zbor neorizantal; unghiurile de înclinare sunt bazate numai pe raza de viraj r de pe traiectoria la sol.

Pentru a implementa o etapă procedurală, se calculează mai întâi un segment provizoriu de profil utilizând unghiul de înclinare ε la punctul de început, definit de ecuația B-8 pentru raza r a segmentului de traiectorie. Dacă lungimea calculată a segmentului provizoriu nu intersectează începutul sau sfârșitul unui viraj, segmentul provizoriu este confirmat și se trece la următoarea etapă.

Dacă segmentul provizoriu intersectează însă unul sau mai multe începuturi sau sfârșituri de viraj (în care ε se modifică)⁵, parametrii de zbor la primul astfel de punct sunt estimați prin interpolare (a se vedea secțiunea 2.7.13) și salvați împreună cu coordonatele punctului ca valori de punct final, iar segmentul este divizat. A doua parte a etapei procedurale este apoi aplicată din acel punct - presupunând încă o dată în mod provizoriu că aceasta poate fi finalizată cu ajutorul unui singur segment care are același condiții de sfârșit, însă un nou punct de început și un nou unghi de înclinare. Dacă acest al doilea segment trece apoi peste o altă schimbare de rază/direcție de viraj, va fi necesar un al treilea segment - și așa mai departe, până când sunt atinse condițiile de sfârșit.

Metoda aproximativă

Este evident că luarea pe deplin în considerare a efectelor virajelor, astfel cum s-a descris mai sus, implică un calcul de o complexitate considerabilă, deoarece profilul de urcare al aeronavelor trebuie calculat separat pentru fiecare traiectorie la sol urmată. Însă modificările profilului vertical cauzate de viraje au, de obicei, o influență semnificativ mai mică asupra contururilor de zgomot decât modificările unghiului de înclinare, iar unii utilizatori pot prefera să evite complexitatea - cu prețul unor pierderi de precizie - neglijând efectele virajelor asupra profilurilor, dar luând în considerare unghiul de înclinare la calculul emisiilor sonore laterale (a se vedea secțiunea 2.7.19). Conform acestei aproximări, punctele profilului corespunzătoare unei anumite operări a aeronavei se calculează numai o singură dată, presupunând că traiectoria la sol este o linie dreaptă (pentru care $\varepsilon = 0$).

B5 Rularea la sol pentru decolare

Tracțiunea la decolare accelerează avionul pe pistă, până la ridicarea de la sol. Se presupune apoi că viteza față de aer calibrată este constantă pe toată partea inițială a urcării. Se presupune că trenul de aterizare, dacă este escamotabil, este escamotat la scurt timp după ridicarea de la sol.

Pentru scopurile prezentului document, rularea efectivă la sol pentru decolare se aproximează printr-o distanță echivalentă de decolare (cu un vânt din față având viteza implicită de 8 kt), s_{TO8} , definită conform **figurii B-1** ca fiind distanța parcursă pe pistă de la eliberarea frânelor până la punctul în care prelungirea în linie dreaptă a traiectului de zbor corespunzător urcării inițiale cu trenul de aterizare escamotat intersectează pista.

⁵ Pentru a evita discontinuitățile conturului cauzate de schimbările instantanee ale unghiului de înclinare la joncțiunea dintre zborul în linie dreaptă și zborul în viraj, în calculele acustice se introduc subsegmente care permit tranziția liniară a unghiului de înclinare pe primele și ultimele 5° ale virajului. Acestea nu sunt necesare în calculele de performanță; unghiul de înclinare este întotdeauna dat de ecuația B-8.

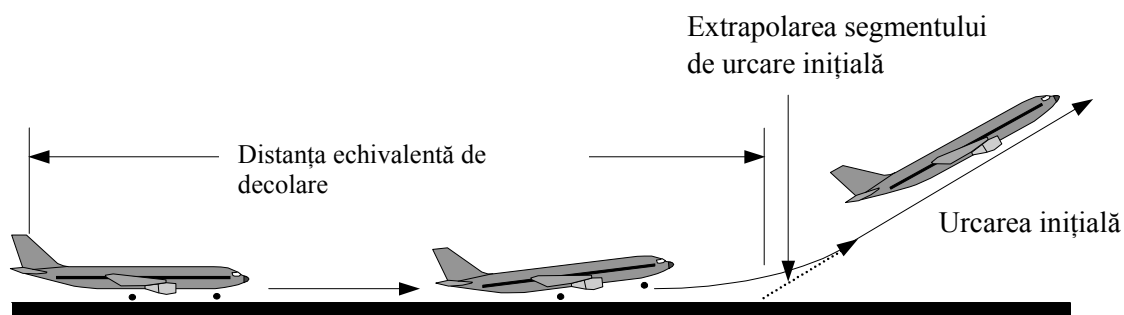


Figura B-1: Distanța echivalentă de decolare

Pe o pistă orizontală, distanța echivalentă de rulare la sol pentru decolare, s_{TO8} , exprimată în picioare, se determină cu ajutorul ecuației:

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

unde:

B_8 este un coeficient corespunzător unei combinații specifice de avion/poziție a flapsurilor pentru condițiile de referință ale ISA, incluzând vântul din față de 8 kt, ft/lbf

W este greutatea brută a avionului la eliberarea frânelor, lbf

N este numărul de motoare care asigură tracțiunea.

Notă: Deoarece ecuația B-9 ia în considerare variația tracțiunii în funcție de viteza față de aer și de elevația pistei, pentru un avion dat, coeficientul B_8 depinde numai de poziția flapsurilor.

Pentru viteze ale vântului din față diferite de viteza implicită de 8kt, distanța de rulare la sol pentru decolare se corectează utilizând ecuația:

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

unde:

s_{TOw} este distanța de rulare la sol corectată pentru vântul din față cu viteza w , ft

V_C (în această ecuație) este viteza calibrată la decolare, kt

w este viteza vântului din față, kt

Distanța de rulare la sol pentru decolare se corectează, de asemenea, pentru declivitatea pistei, după cum urmează:

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

unde:

S_{TOG} este distanța de rulare la sol (ft) corectată pentru vântul din față și declivitatea pistei,

a este accelerația medie de-a lungul pistei, egală cu $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot S_{TOW})$, ft/s²

G_R este declivitatea pistei, pozitivă la decolarea în susul pantei

B6 Urcarea la viteză constantă

Acest tip de segment este definit de viteza față de aer calibrată a avionului, de setarea flapsurilor, de înălțimea și de unghiul de înclinare înregistrate la sfârșitul său, precum și de viteza (implicită de 8 kt) a vântului din față. Ca în cazul oricărui segment, parametrii de la începutul segmentului, inclusiv tracțiunea netă corectată, sunt egali cu cei de la sfârșitul segmentului precedent, neexistând discontinuități (cu excepția unghiului flapsurilor și a unghiului de înclinare, care, în aceste calcule, pot varia în trepte). Tracțiunile nete la sfârșitul segmentului se calculează mai întâi utilizând ecuația adecvată dintre ecuațiile B-1 - B-5. Unghiul de urcare geometric mediu γ (a se vedea **figura B-1**) este apoi dat de ecuația:

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

în care barele superioare desemnează valorile de la mijlocul segmentului (= media valorilor de la punctul de început și cel de sfârșit - în general, valorile de la mijlocul segmentului) și

K este o constantă care depinde de viteză, egală cu 1,01 dacă $V_C \leq 200$ kt și cu 0,95 în caz contrar. Această constantă ține seama de efectele produse de urcarea cu un vânt din față de 8 kt asupra gradientului de urcare și de accelerația inerentă urcării cu viteza față de aer calibrată constantă (viteza reală crește pe măsură ce densitatea aerului scade odată cu creșterea înălțimii).

R este raportul dintre coeficientul de rezistență la înaintare și cel de portanță al avionului, corespunzător unei setări date a flapsurilor. Se consideră că trenul de aterizare este escamotat.

ε este unghiul de înclinare, radiani

Unghiul de urcare se corectează pentru vântul din față w utilizând ecuația:

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

unde γ_w este unghiul de urcare mediu corectat pentru vântul din față.

Distanța parcursă de avion pe traiectoria la sol, Δs , în timpul urcării cu unghiul γ_w de la altitudinea inițială h_1 la altitudinea finală h_2 , este dată de ecuația:

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

Ca regulă generală, există două faze distincte ale profilului de plecare, care implică urcarea cu viteza față de aer constantă. În prima fază, denumită uneori *segmentul de urcare inițială*, care urmează imediat după ridicarea de la sol, cerințele de siguranță impun ca viteza minimă față de aer a avionului să fie cel puțin egală cu viteza de siguranță la decolare. Aceasta este o viteză reglementată și trebuie atinsă până la înălțimea de 35 ft deasupra pistei, în condiții de operare normală. Cu toate acestea, este uzual să se mențină o viteză de urcare inițială ușor mai mare decât viteza de siguranță la decolare, de obicei cu 10-20 kt, deoarece acest lucru tinde să îmbunătățească gradientul de urcare inițială realizat. A doua fază începe după retragerea flapsurilor și accelerarea inițială și este denumită *continuarea urcării*.

În timpul urcării inițiale, viteza față de aer depinde de setarea flapsurilor la decolare și de greutatea brută a avionului. Viteza calibrată de urcare inițială V_{CTO} se calculează utilizând aproximarea de gradul unu:

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

unde C este un coeficient corespunzător setării flapsurilor (kt/ $\sqrt{\text{lbf}}$), disponibil în baza de date ANP.

Pentru continuarea urcării după accelerare, viteza față de aer calibrată este un parametru introdus de utilizator.

B7 Reducerea puterii (segment de tranziție)

La un anumit moment după decolare, puterea este redusă (*cut back*) față de setarea de la decolare, pentru a prelungi durata de viață a motorului și, deseori, pentru a reduce zgomotul în anumite zone. În mod normal, tracțiunea este redusă fie în cursul segmentului de urcare cu viteză constantă (**secțiunea B6**), fie în cursul segmentului de accelerare (**secțiunea B8**). Deoarece este un proces relativ scurt, care durează, de obicei, numai 3-5 secunde, acesta este modelat prin adăugarea la segmentul principal a unui segment de „tranziție”. Se consideră că acesta acoperă, de regulă, o distanță orizontală la sol de 1000 ft (305 m).

Valoarea cu care se reduce tracțiunea

În condiții de operare normală, tracțiunea motorului este redusă la tracțiunea maximă de urcare. Spre deosebire de tracțiunea de decolare, tracțiunea de urcare poate fi susținută pe o durată de timp nedeterminată, de obicei, în practică, până când avionul atinge altitudinea inițială de croazieră. Nivelul maxim al tracțiunii de urcare se determină cu ajutorul ecuației B-1, utilizând coeficienții de tracțiune maximă furnizați de producător. Cerințele de reducere a zgomotului pot impune însă o reducere suplimentară a tracțiunii, denumită uneori „reducere accentuată” (*deep cutback*). Din motive de siguranță, reducerea maximă a tracțiunii este limitată⁶ la o valoare determinată de performanțele avionului și de numărul de motoare.

Nivelul minim al „tracțiunii reduse” este uneori denumit „tracțiunea redusă corespunzătoare unui motor inoperant”:

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

unde:

- δ_2 este raportul de compresie la altitudinea h_2
- G' este gradientul de urcare, în procente, cu un motor inoperant:
 - = 0% pentru avioanele cu sisteme de refacere automată a tracțiunii; sau
 - = 1,2 % pentru avioane cu două motoare
 - = 1,5 % pentru avioane cu trei motoare
 - = 1,7 % pentru avioane cu patru motoare

Segmentul de urcare cu viteză constantă și cu reducerea puterii

Gradientul segmentului de urcare se calculează cu ajutorul ecuației B-12, în care se introduce tracțiunea calculată utilizând fie ecuația B-1 cu coeficienții de urcare maximă, fie ecuația B-16 pentru tracțiune redusă. Segmentul de urcare este apoi divizat în două subsegmente, ambele având același unghi de urcare. Acestea sunt ilustrate în **figura B-2**.

⁶ “Noise Abatement Procedures” (Proceduri de reducere a zgomotului), documentul OACI nr. 8168 „PANS-OPS” vol. 1 partea V capitolul 3, OACI 2004.

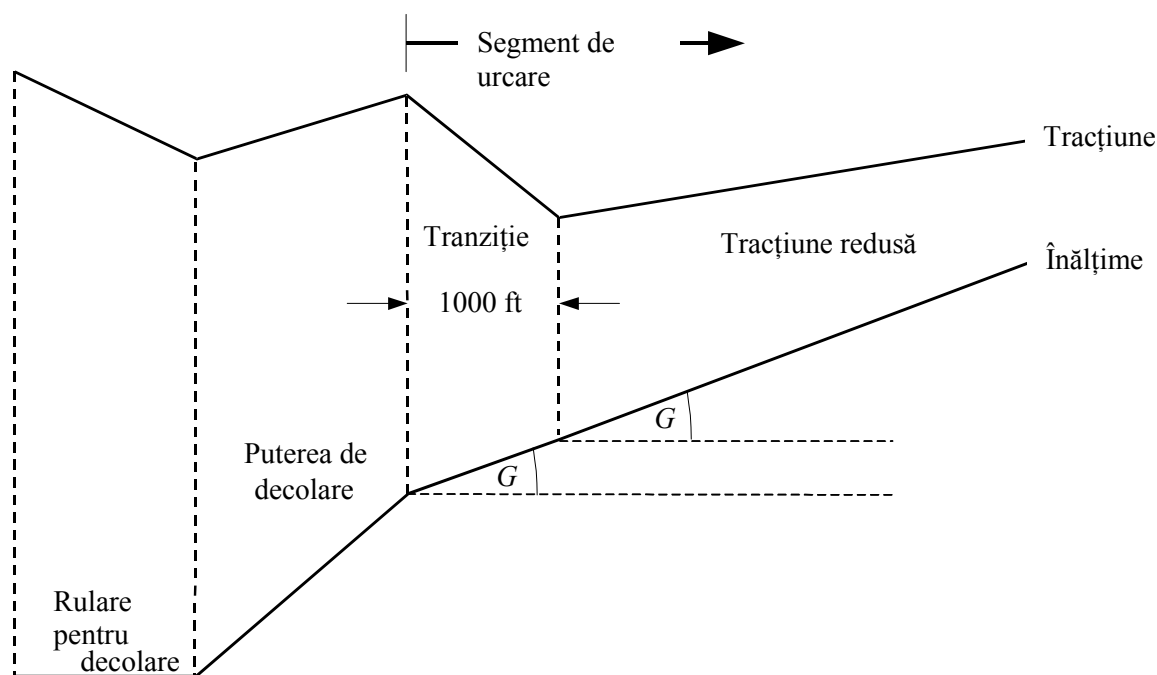


Figura B-2: Segmentul de urcare cu viteză constantă și cu reducerea puterii (ilustrație neefectuată la scară)

Primului subsegment i se atribuie o distanță la sol de 1000 ft (304 m), iar tracțiunea netă corectată per motor la sfârșitul celor 1000 ft se fixează la valoarea tracțiunii reduse. (Dacă distanța orizontală inițială este mai mică de 2000 ft, o jumătate din segment se utilizează pentru reducerea tracțiunii.) Tracțiunea la sfârșitul celui de-al doilea subsegment se fixează, de asemenea, la valoarea tracțiunii reduse. Astfel, zborul pe al doilea subsegment se efectuează la tracțiune constantă.

B8 Urcarea accelerată și retragerea flapsurilor

Aceasta urmează, de obicei, după urcarea inițială. Ca în cazul tuturor segmentelor zborului, altitudinea h_1 , viteza reală față de aer V_{T1} și tracțiunea $(F_n/\delta)_1$ de la punctul de început sunt cele de la sfârșitul segmentului precedent. Viteza față de aer calibrată V_{C2} de la punctul de sfârșit și rata medie de urcare ROC sunt introduse de utilizator (unghiul de înclinare ε este o funcție a vitezei și a razei virajului). Deoarece acestea sunt interdependente, altitudinea h_2 , viteza reală față de aer V_{T2} , și tracțiunea $(F_n/\delta)_2$ de la sfârșit, precum și lungimea segmentului pe traiectorie Δs trebuie calculate prin iterație; altitudinea de la sfârșit h_2 se estimează inițial și apoi se recalculează în mod repetat utilizând ecuațiile B-16 și B-17, până când diferența dintre două estimări succesive este mai mică decât o toleranță specificată, de exemplu 1 ft. O estimare inițială practică este $h_2 = h_1 + 250$ ft.

Lungimea segmentului pe traiectorie (distanța orizontală acoperită) se estimează ca:

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

unde:

0,95 este un factor care ține seama de efectul vântului din față de 8 kt asupra urcării cu 160 kt

k este o constantă de conversie a nodurilor în ft/sec = 1,688 ft/s per kt

V_{T2} = viteza reală față de aer la sfârșitul segmentului, kt: $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$

unde σ_2 = raportul densității aerului la altitudinea de la sfârșit h_2

a_{max} = accelerația maximă în zbor orizontal (ft/s²)
 $= g [N \cdot \overline{F_n} / \delta / (\overline{W} / \delta) - R / \cos \varepsilon]$

G = gradientul de urcare $\approx \frac{ROC}{60 \cdot k \cdot V_T}$

unde ROC = rata de urcare, ft/min

Utilizând această estimare a Δs , altitudinea de la sfârșit h_2' este apoi reestimată cu ajutorul ecuației:

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

Atât timp cât eroarea $|h_2' - h_2|$ nu se încadrează în toleranța specificată, etapele B-17 și B-18 se repetă, utilizând valorile iterației curente pentru altitudinea h_2 , viteza reală față de aer V_{T2} și tracțiunea netă corectată per motor $(F_n/\delta)_2$ de la sfârșitul segmentului. Atunci când eroarea se încadrează în toleranță, ciclul iterativ se încheie, iar segmentul de accelerare este definit de valorile finale de la sfârșitul său.

Notă: Dacă în cursul procesului de iterație $(a_{max} - G \cdot g) < 0,02g$, accelerația poate fi prea mică pentru a atinge, după o distanță rezonabilă, viteza V_{C2} dorită. În acest caz, gradientul de urcare poate fi limitat la $G = a_{max}/g - 0,02$, reducând astfel rata de urcare dorită pentru a menține o accelerație acceptabilă. Dacă $G < 0,01$, trebuie trasă concluzia că nu există tracțiune suficientă pentru a obține accelerația și rata de urcare specificate; calculul trebuie încheiat, iar etapele procedurale trebuie revizuite⁷.

Lungimea segmentului de accelerare se corectează pentru vântul din față cu viteza w , utilizând ecuația:

⁷ În ambele cazuri, modelul informatic trebuie programat să informeze utilizatorul în legătură cu această inadvertență.

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

Segmentul de accelerare cu reducerea tracțiunii

Reducerea tracțiunii se introduce într-un segment de accelerare la fel ca într-un segment de viteză constantă, prin transformarea primei părți a acestuia într-un segment de tranziție. Nivelul de reducere a tracțiunii se calculează conform procedurii de reducere a tracțiunii la viteză constantă, utilizând numai ecuația B-1. A se observa că, în general, nu se poate accelera și urca menținând setarea de tracțiune minimă corespunzătoare unui motor inoperant. Pentru tranziția tracțiunii se alocă o distanță la sol de 1000 ft (305 m), iar tracțiunea netă corectată per motor la sfârșitul celor 1000 ft se fixează la valoarea tracțiunii reduse. Viteza la sfârșitul segmentului se determină prin iterație pentru o lungime a segmentului de 1000 ft. (Dacă distanța orizontală inițială este mai mică de 2000 ft, o jumătate din segment se utilizează pentru modificarea tracțiunii.) Tracțiunea la sfârșitul celui de-al doilea subsegment se fixează, de asemenea, la valoarea tracțiunii reduse. Astfel, zborul pe al doilea subsegment se efectuează la tracțiune constantă.

B9 Segmentele suplimentare de urcare și accelerare după retragerea flapsurilor

Dacă în traiectul de zbor în urcare se includ segmente de accelerare suplimentare, trebuie utilizate din nou ecuațiile B-12 - B-19 pentru a calcula distanța parcursă pe traiectoria la sol, unghiul de urcare mediu și câștigul de înălțime pentru fiecare dintre acestea. La fel ca mai sus, înălțimea de la sfârșitul segmentului final trebuie estimată prin iterație.

B10 Coborârea și decelerarea

În mod normal, în zborul de apropiere, avionul trebuie să coboare și să decelereze ca pregătire pentru segmentul de apropiere finală, în care configurația avionului include flapsurile de apropiere și trenul de aterizare scos. Mecanica zborului rămâne neschimbată față de cazul plecării; principala diferență este că înălțimea și profilul de viteză sunt, în general, cunoscute, nivelurile de tracțiune ale motorului fiind cele care trebuie estimate pentru fiecare segment. Ecuația de bază a echilibrului de forțe este:

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

Ecuația B-20 poate fi utilizată în două moduri diferite. În primul mod, viteza avionului la începutul și la sfârșitul unui segment poate fi definită, împreună cu unghiul de coborâre (sau distanța orizontală corespunzătoare segmentului) și cu altitudinea la începutul și la sfârșitul segmentului. În acest caz, decelerația poate fi calculată utilizând ecuația:

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

unde Δs este distanța la sol acoperită, iar V_1 și V_2 sunt viteza la sol inițială și, respectiv, finală, calculate cu ajutorul ecuației:

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

Ecuațiile B-20, B-21 și B-22 confirmă faptul că, la decelerarea pe o distanță specificată cu rată constantă de coborâre, în cazul unui vânt din față mai puternic va fi necesară o tracțiune mai mare pentru a menține aceeași decelerație, în timp ce în cazul unui vânt din spate va fi necesară o tracțiune mai mică pentru a menține aceeași decelerație.

În practică, majoritatea, dacă nu toate decelerările din cursul zborului de apropiere se efectuează la tracțiune minimă. Astfel, în al doilea mod de aplicare a ecuației B-20, tracțiunea este definită la un nivel minim, iar ecuația se rezolvă iterativ pentru a determina: (1) decelerația și (2) înălțimea la sfârșitul segmentului de decelerare - la fel ca în cazul segmentelor de accelerare de la plecare. În acest caz, distanța de decelerare cu vânt din față poate fi foarte diferită de cea cu vânt din spate și uneori este necesar să se reducă unghiul de coborâre pentru a obține rezultate rezonabile.

Pentru majoritatea avioanelor, tracțiunea minimă nu este zero și, pentru multe avioane, aceasta depinde și de viteza de zbor. Prin urmare, ecuația B-20 se rezolvă pentru determinarea decelerației, introducând tracțiunea minimă; aceasta se calculează utilizând o ecuație de forma:

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

unde (E_{idle} , F_{idle} , $G_{A,idle}$, $G_{B,idle}$ și H_{idle}) sunt coeficienți de tracțiune minimă ai motorului, disponibili în baza de date ANP.

B11 Apropierea pentru aterizare

Viteza față de aer calibrată din timpul apropierii pentru aterizare, V_{CA} , este corelată cu greutatea brută la aterizare printr-o ecuație de aceeași formă cu ecuația B-11, și anume:

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

unde coeficientul D (kt/ $\sqrt{\text{lbf}}$) corespunde setării de aterizare a flapsurilor.

Tracțiunea netă corectată per motor în timpul coborârii pe panta de apropiere se calculează rezolvând ecuația B-12 pentru greutatea la aterizare W și raportul R dintre rezistența la înaintare și portanță corespunzător setării flapsurilor cu trenul de aterizare scos. Setarea flapsurilor trebuie să fie cea utilizată de obicei în operarea curentă. În cursul apropierii pentru aterizare, unghiul pantei de coborâre γ poate fi considerat constant. Pentru avioanele cu reacție și avioanele cu elice cu mai multe motoare, γ este în mod obișnuit -3° . Pentru avioanele cu elice cu un singur motor, γ este în mod obișnuit -5° .

Tracțiunea netă corectată medie se calculează inversând ecuația B-12 și utilizând $K = 1,03$ pentru a ține seama de decelerarea inerentă în zborul pe traiect descendent cu un vânt din față de referință de 8 kt, la viteza față de aer calibrată constantă dată de ecuația B-24, și anume:

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

Pentru viteze ale vântului din față diferite de 8kt, tracțiunea netă corectată medie devine:

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

Distanța orizontală acoperită se calculează cu ecuația:

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

(și este pozitivă deoarece $h_1 > h_2$, iar este negativ).

APENDICELE C: MODELAREA DISPERSIEI LATERALE A TRAIECTORIEI LA SOL

Se recomandă ca, în absența datelor radar, dispersia laterală a traiectoriei la sol să fie modelată pornind de la ipoteza că dispersia traiectoriilor perpendicular pe traiectoria principală respectă o distribuție gaussiană normală. Experiența a demonstrat că aceasta este o ipoteză rezonabilă în majoritatea cazurilor.

Considerând o distribuție gaussiană cu deviația standard S , ilustrată în **figura C-1**, aproximativ 98,8 % din totalul mișcărilor se încadrează în limitele de $\pm 2,5 \cdot S$ (respectiv, într-o fâșie cu lățimea de $5 \cdot S$).

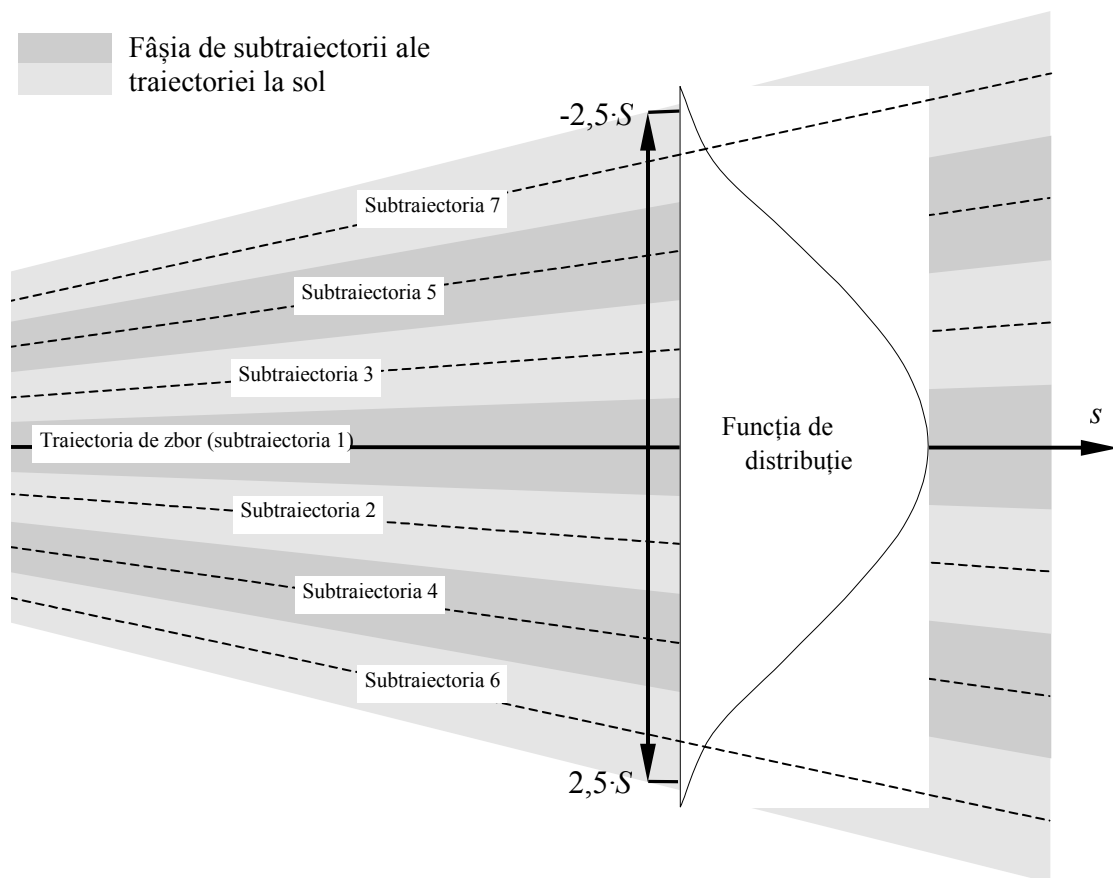


Figura C-1: Divizarea unei traiectorii la sol în 7 subtraiectorii. Lățimea fâșiei este de 5 ori mai mare decât deviația standard a dispersiei traiectoriei la sol.

În mod normal, o distribuție gaussiană poate fi adecvat modelată utilizând 7 subtraiectorii discrete, dispuse la distanțe egale între limitele de $\pm 2,5 \cdot S$ ale fâșiei, astfel cum se arată în **figura C-1**.

Cu toate acestea, gradul de adecvare al aproximării depinde de relația dintre modul de dispunere a subtraietoriilor și înălțimile la care se găsește aeronava. Pot exista situații (subtraietorii foarte apropiate sau foarte dispersate) în care un alt număr de subtraietorii este mai adecvat. Dacă subtraietoriile sunt prea puține, pot apărea „degete” în contur. **Tabelele C-1 și C-2** indică parametrii pentru o divizare în 5 până la 13 subtraietorii. **Tabelul C-1** indică dispunerea subtraietoriilor, iar **Tabelul C-2** indică procentul de mișcări pe fiecare subtraietorie.

Numărul subtraietoriei	Dispunerea subtraietoriilor pentru divizarea în				
	5 subtraietorii	7 subtraietorii	9 subtraietorii	11 subtraietorii	13 subtraietorii
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

Tabelul C-1: Dispunerea a 5, 7, 9, 11 sau 13 subtraietorii. Lățimea totală a fâșiei (care conține 98 % din totalul mișcărilor) este de 5 ori mai mare decât deviația standard

Numărul subtraietoriei	Procentul de mișcări pe subtraietorie pentru divizarea în				
	5 subtraietorii	7 subtraietorii	9 subtraietorii	11 subtraietorii	13 subtraietorii
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 %

Tabelul C-2: Procentul de mișcări pentru 5, 7, 9, 11 sau 13 subtraectorii. Lățimea totală a fâșiei (care conține 98 % din totalul mișcărilor) este de 5 ori mai mare decât deviația standard

APENDICELE D: RECALCULAREA DATELOR NPD PENTRU ALTE CONDIȚII DECÂT CELE DE REFERINȚĂ

Contribuțiile fiecărui segment al traiectului de zbor la nivelul de zgomot sunt obținute cu ajutorul datelor NPD stocate în baza de date ANP internațională. Trebuie să se observe însă că aceste date au fost standardizate utilizând ratele medii de atenuare atmosferică definite în SAE AIR-1845. Ratele respective sunt mediile valorilor determinate în cursul testelor de certificare de zgomot a aeronavelor, desfășurate în Europa și SUA. Variația amplă a condițiilor atmosferice (temperatura și umiditatea relativă) în cursul acestor teste este reprezentată în figura D-1.

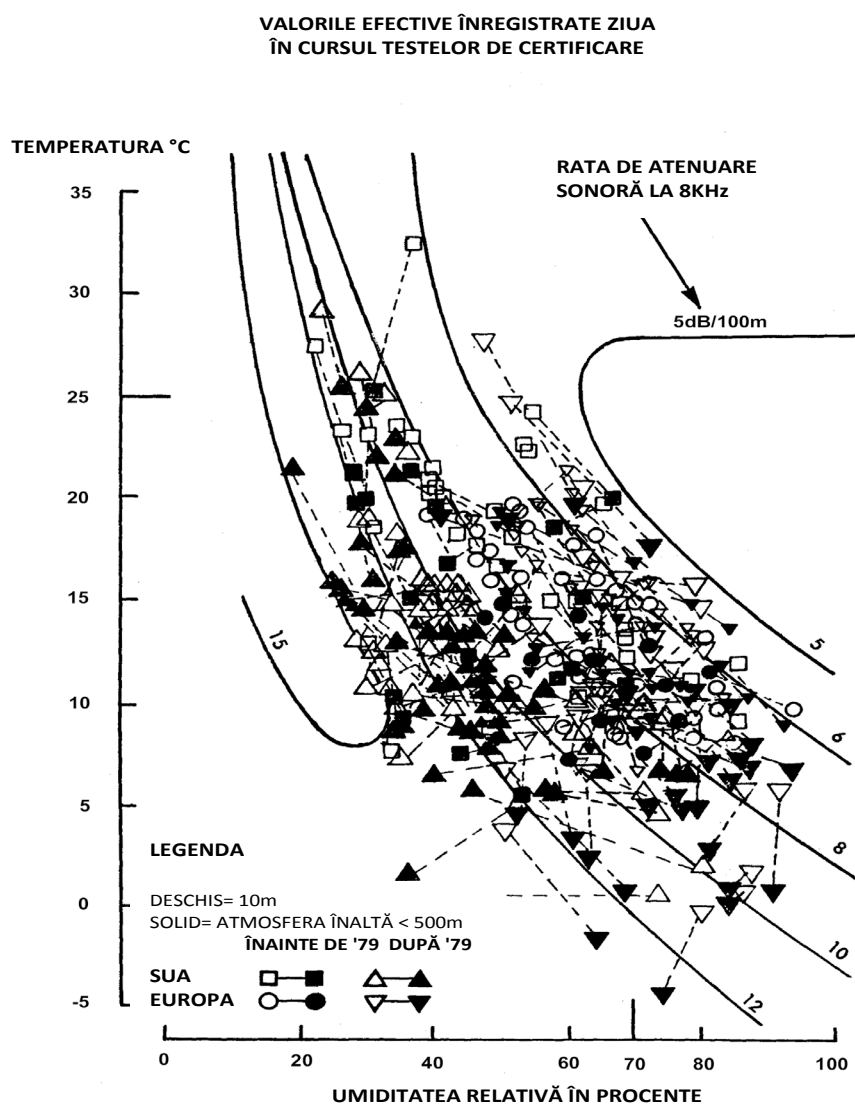


Figura D-1: Condiții meteorologice înregistrate în cursul testelor de certificare de zgomot.

Curbele suprapuse din **figura D-1**, calculate utilizând modelul standard de atenuare atmosferică al industriei aerospațiale, prevăzut de ARP 866A, ilustrează faptul că în condiții variate de testare este de așteptat să se înregistreze o variație substanțială a absorbției sunetului de înaltă frecvență (8 kHz) (deși variația absorbției totale este, mai degrabă, mai mică).

Deoarece ratele de atenuare indicate în **tabelul D-1** sunt medii aritmetice, setul complet nu poate fi asociat cu o atmosferă de referință unică (respectiv, cu valori specifice ale temperaturii și umidității relative). Acestea nu pot fi considerate decât ca proprietăți ale unei atmosfere pur noționale - denumită „atmosfera AIR-1845”.

Tabelul D-1: Ratele medii de atenuare atmosferică, utilizate pentru standardizarea datelor NPD din baza de date ANP.

Frecvența centrală a unei benzi de o treime de octavă [Hz]	Rata de atenuare [dB/100m]	Frecvența centrală a unei benzi de o treime de octavă [Hz]	Rata de atenuare [dB/100m]
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

Coeficienții de atenuare din **tabelul D-1** pot fi considerați valabili pentru o gamă rezonabilă de valori ale temperaturii și umidității. Cu toate acestea, pentru a verifica dacă sunt necesare ajustări, trebuie calculați coeficienții medii de absorbție atmosferică pentru temperatura medie T și umiditatea relativă medie RH a aeroportului, utilizând ARP-866A. Dacă, în urma

comparării acestora cu cei din **tabelul D-1**, se apreciază că este necesară o ajustare, trebuie utilizată următoarea metodologie.

Baza de date ANP furnizează următoarele date NPD pentru fiecare setare de putere:

- nivelul maxim al sunetului în funcție de distanța oblică, $L_{max}(d)$
- nivelul integrat în timp în funcție de distanță pentru viteza de referință față de aer, $L_E(d)$, și
- spectrul de sunet de referință neponderat la distanța oblică de 305 m (1000 ft), $L_{n,ref}(d_{ref})$, unde n = banda de frecvență (de la 1 la 24, pentru benzi de o treime de octavă cu frecvențe centrale cuprinse între 50Hz și 10kHz),

toate datele fiind standardizate pentru atmosfera AIR-1845.

Ajustarea curbelor NPD la valorile T și RH specificate de utilizator se efectuează în trei etape:

1. În primul rând, spectrul de referință se corectează pentru a elimina atenuarea atmosferică corespunzătoare SAE AIR-1845 $\alpha_{n,ref}$:

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

unde $L_n(d_{ref})$ este spectrul neatenuat la $d_{ref} = 305$ m și $\alpha_{n,ref}$ este coeficientul de absorbție atmosferică pentru banda de frecvență n , care se ia din **tabelul D-1** (dar se exprimă în dB/m).

2. Spectrul corectat se ajustează apoi la fiecare dintre cele zece distanțe NPD standard d_i , utilizând ratele de atenuare pentru: (i) atmosfera SAE AIR-1845 și (ii) atmosfera specificată de utilizator (pe baza SAE ARP-866A).

(i) pentru atmosfera 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) pentru atmosfera specificată de utilizator:

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

unde $\alpha_{n,866A}$ este coeficientul de absorbție atmosferică pentru banda de frecvență n (exprimat în dB/m), calculat pentru temperatura T și umiditatea relativă RH utilizând SAE ARP-866A.

3. La fiecare distanță NPD d_i , cele două spectre se ponderează pe curba A, iar decibelii se însumează pentru a determina nivelurile corespunzătoare $L_{A,866A}$ și $L_{A,ref}$ ponderate pe curba A, cu care se efectuează apoi o scădere aritmetică:

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

Creșterea ΔL este diferența dintre valorile NPD pentru atmosfera specificată de utilizator și pentru atmosfera de referință. Aceasta se adaugă la valorile datelor NPD din baza de date ANP, pentru a obține datele NPD ajustate.

Utilizarea ΔL pentru a ajusta valorile NPD L_{max} și L_E presupune efectiv că variația condițiilor atmosferice afectează numai spectrul de referință, fără a avea vreun impact asupra formei în care evoluează nivelul în timp. Acest lucru poate fi considerat valabil pentru distanțele de propagare tipice și pentru condițiile atmosferice tipice.

APENDICELE E: CORECȚIA SEGMENTULUI FINIT

Prezentul apendice expune modul de calcul al corecției segmentului finit și al algoritmului asociat al fracției energiei, descrise în secțiunea 2.7.19.

E1 Geometria

Algoritmul fracției energiei se bazează pe radiația acustică a unei surse sonore dipol de 90 de grade de „puterea a patra”. Aceasta are caracteristici direcționale apropiate de cele ale sunetului produs de un avion cu reacție, cel puțin în regiunea unghiulară care influențează cel mai mult nivelurile sunetului evenimentelor sub traiectul de zbor al aeronavei și în lateral față de acesta.

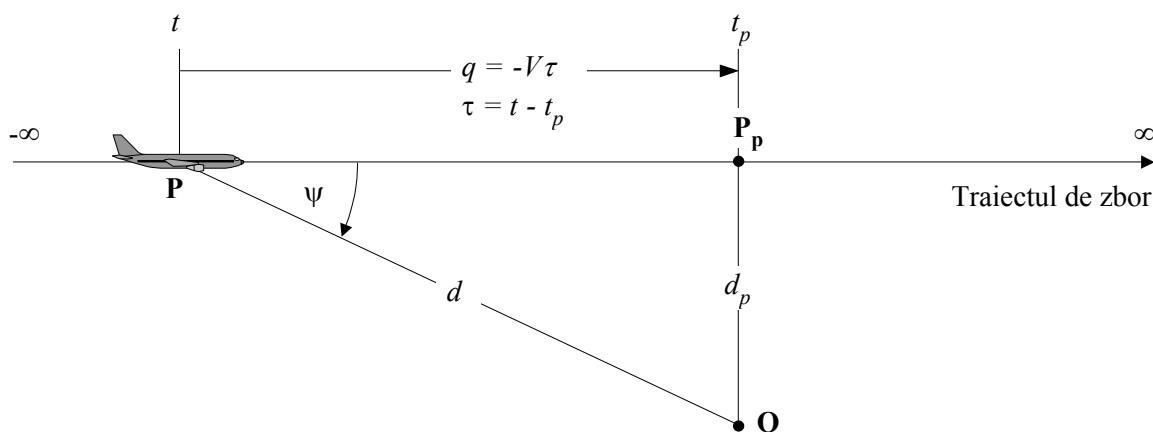


Figura E-1: Geometria între traiectul de zbor și poziția O a observatorului

Figura E-1 ilustrează geometria propagării sunetului între traiectul de zbor și poziția O a observatorului. Aeronava de la punctul P zboară în atmosferă calmă uniformă, cu viteză constantă, pe un traiect drept, orizontal. Punctul în care aceasta se apropie cel mai mult de observator este P_p. Parametrii sunt:

d	distanța de la observator la aeronavă
d_p	distanța de la observator la traiectul de zbor, perpendiculară pe acesta (distanța oblică)
q	distanța de la P la P _p = $-V \cdot \tau$
V	viteza aeronavei

t	momentul la care aeronava se află la punctul $\mathbf{P}$
t_p	momentul la care aeronava se află la punctul cel mai apropiat de observator $\mathbf{P}_p$
τ	timpul de zbor = timpul raportat la momentul corespunzător $\mathbf{P}_p = t - t_p$
ψ	unghiul dintre traiectul de zbor și vectorul aeronavă-observator

Trebuie remarcat că, deoarece timpul de zbor τ raportat la punctul cel mai apropiat de observator este negativ atunci când aeronava se află înaintea poziției observatorului (după cum se arată în **figura E-1**), distanța relativă q până la punctul cel mai apropiat de observator devine, în acest caz, pozitivă. Dacă aeronava trece de observator, q devine negativă.

E2 Estimarea fracției energiei

Conceptul de bază al fracției energiei constă în exprimarea expunerii la zgomot E , înregistrată la poziția observatorului și provenind de la un segment $\mathbf{P}_1\mathbf{P}_2$ (cu punctul de început $\mathbf{P}_1$ și punctul de sfârșit $\mathbf{P}_2$) al traiectului de zbor, prin înmulțirea expunerii E_∞ , provenită de la un traiect infinit de zbor, cu un simplu factor – factorul F al *fracției energiei*:

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

Întrucât expunerea poate fi exprimată ca integrală de timp a pătratului nivelului (ponderat) al presiunii acustice, și anume:

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

pentru a calcula E , pătratul presiunii trebuie exprimat ca funcție a parametrilor geometrici și operaționali cunoscuți. Pentru o sursă dipol de 90°:

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

unde p^2 și p_p^2 sunt pătratele presiunilor acustice observate, produse de aeronavă la punctele $\mathbf{P}$ și $\mathbf{P}_p$.

S-a considerat că această relație relativ simplă constituie o bună simulare a zgomotului produs de un avion cu reacție, chiar dacă mecanismele reale implicate sunt extrem de complexe. Termenul d_p^2/d^2 din ecuația E-3 descrie numai mecanismul propagării sferice corespunzător unei surse punctuale, unei viteze a sunetului infinite și unei atmosfere uniforme, nedisipative. Toate celelalte efecte fizice - directivitatea sursei, viteza finită a sunetului, absorbția atmosferică, deplasarea Doppler etc. - sunt acoperite implicit de termenul $\sin^2 \psi$. Ca urmare a acestui factor, pătratul presiunii este invers proporțional cu d^4 , ceea ce conduce la expresia „sursă de puterea a patra”.

Introducând înlocuirile

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

pătratul presiunii poate fi exprimat ca funcție de timp (ignorând, din nou, timpul de propagare a sunetului):

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

Introducând acest termen în ecuația (E-2) și efectuând înlocuirea

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

expunerea la sunet înregistrată la poziția observatorului și produsă de zborul în intervalul de timp $[\tau_1, \tau_2]$ poate fi exprimată ca:

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

Soluția acestei integrale este:

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

Integrarea pe intervalul $[-\infty, +\infty]$ (respectiv, pe traiectul infinit de zbor) conduce la următoarea expresie a expunerii totale E_∞ :

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

astfel încât fracția de energie din ecuația E-1 este:

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

E3 Coerența metricii maxime cu cea integrată în timp - distanța la scară

O consecință a utilizării modelului dipol simplu pentru a defini fracția energiei este că acesta implică existența unei diferențe teoretice specifice ΔL între nivelurile de zgomot L_{max} și L_E ale evenimentelor. Pentru ca modelul de calcul al conturului să fie coerent pe plan intern, aceasta

trebuie să fie egală cu diferența dintre valorile citite pe curbele NPD. Problema este că datele NPD provin din măsurătorile efective ale zgomotului produs de aeronave - care nu corespund neapărat teoriei simple. Prin urmare, trebuie să se introducă în teorie un element de flexibilitate. Dar, în principiu, variabilele α_1 și α_2 sunt determinate de geometrie și de viteza aeronavei, fapt ce nu lasă niciun grad de libertate. Soluția este oferită de conceptul *distanței la scară* d_λ , după cum urmează.

Nivelul expunerii $L_{E,\infty}$, prezentat tabular în baza de date ANP ca funcție a d_p , poate fi exprimat, pentru o viteză de referință V_{ref} , ca:

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

unde p_0 este o presiune de referință standard și t_{ref} este timpul de referință (= 1 s pentru SEL). Pentru viteza reală V , acesta devine:

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

În mod similar, nivelul maxim al evenimentului L_{max} poate fi scris:

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

Pentru sursa dipol, utilizând ecuațiile E-8, E-11 și E-12 și observând (din ecuațiile E-2 și E-8)

că $\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}$, diferența ΔL poate fi scrisă:

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

Aceasta poate fi egală cu valoarea ΔL determinată cu ajutorul datelor NPD, numai dacă distanța oblică d_p utilizată pentru a calcula fracția energiei se înlocuiește cu *distanța la scară* d_λ dată de:

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

sau

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

Înlocuind d_p cu d_λ în ecuația E-5 și utilizând definiția $q = V\tau$ din **figura E-1**, parametrii α_1 și α_2 din ecuația E-9 pot fi scriși (considerând $q = q_1$ la punctul de început și $q - \lambda = q_2$ la punctul de sfârșit al segmentului cu lungimea λ al traiectului de zbor) ca:

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

Necesitatea de a înlocui distanța oblică reală cu distanța la scară diminuează simplitatea modelului dipol de 90 de grade de puterea a patra. Dar deoarece este efectiv calibrat *in situ* utilizând date obținute din măsurători, algoritmul fracției energiei poate fi considerat mai degrabă semi-empiric decât pur teoretic.