



Euroopan unionin
neuvosto

Bryssel, 12. tammikuuta 2015
(OR. en)

5159/15
ADD 2

ENV 9

SAATE

Lähetäjä:	Euroopan komissio
Saapunut:	9. tammikuuta 2015
Vastaanottaja:	Neuvoston pääsihteeristö
Asia:	Liite komission direktiiviin .../.../EU, annettu XXX, direktiivin 2002/49/EY mukaisista melun arvioinnin yhteisistä menetelmistä

Valtuuskunnille toimitetaan oheisena asiakirja D034332/03 – Osa 2.

Liite: D034332/03 – Osa 2

LISÄYS A: TIEVOAATIMUKSET

Liitteen kohdassa 2.7.6 kuvataan yleisesti vaatimuksia lentokenttää ja sen toimintoja kuvaaville tapauskohtaisille tiedoille, joita tarvitaan melukäyrien laskentaan. Seuraavat tietolomakkeet on täytetty hypoteettista lentokenttää koskevilla esimerkkitiedoilla. Erityiset tietomuodot riippuvat yleensä kyseessä olevan melun mallintamisjärjestelmän vaatimuksista ja tarpeista sekä tutkimusskenaariosta.

Huom. On suositeltavaa, että maantieteelliset tiedot (esim. mittapistet) ilmaistaan suorakulmaisina koordinaatteina. Tietyn koordinaattijärjestelmän valinta riippuu yleensä saatavilla olevista kartoista.

A1 Yleiset lentokenttätiedot

Lentopaikka	Hypoteettinen lentokenttä	
Koordinaattijärjestelmä	UTM, Zone 15, Datum WGS-84	
Lentopaikan mittapiste (ARP)	3 600 000 m E	6 300 000 m N
	Kiitotien 09L-27R keskikohta	
ARP:n korkeus	120 m /	
Keskimääräinen ilman lämpötila ARP:ssä*	12,0 °C	
Keskimääräinen suhteellinen kosteus ARP:ssä*	60 %	
Keskimääräinen tuulen nopeus ja suunta*	5 kt	270 astetta
Maastotietojen lähde	Tuntematon	

* Toistetaan kaikkien tarkasteltavien aikavälien osalta (esim. vuorokaudenaika, vuodenaika)

A2 Kiitotien kuvaus

Kiitotien tunniste	09L	
Kiitotien alku	3 599 000 m E	6 302 000 m N
Kiitotien pää	3 603 000 m E	6 302 000 m N

Rullauksen aloitus	3 599 000 m E	6 302 000 m N
Laskukiitotien kynnyks	3 599 700 m E	6 302 000 m N
Kiitotien alun korkeus	110 m	
Kiitotien kaltevuuden keskiarvo	0,001	

Kun kyseessä ovat siirretyt kynnykset, kiitotien kuvaus voidaan toistaa tai siirretyt kynnykset voidaan kuvata lentoreitin kuvausta koskevassa kohdassa.

A3 Reitin kuvaus

Tutkatietojen puuttuessa lentoreittien kuvaamiseen tarvitaan seuraavia tietoja.

Reitin nro	001				
Reitin tunniste	Dep 01 – 09L				
Kiitotieltä	09L				
Kiitotien tyyppi	Lähtö				
Siirtymä rullauksesta	0 m				
Alareittien määrä	7				
Perusreitint kuvaus					
Segmentin numero	Suora [m]	Käyrä			Sivuttaishajaantumisen keskihajonta segmentin päässä [m]
		L/R	Ohjaussuunnan muutos [°]	Säde [m]	
1	10 000				2 000
3		R	90,00	3 000	2 500
4	20 000				3 000

Reitin nro	002				
Reitin tunniste	App 01 – 09L – Disp 300				
Kiitotieltä	09L				
Kiitotien tyyppi	Lähestyminen				

Siirtymä laskeutumiskynnykseltä				300 m	
Alareittien määrä				1	
Perusreitin kuvaus					
Segmentin numero	Suora [m]	Käyrä			Sivuttaishajaantumisen keskihajonta segmentin päässä [m]
		L/R	Ohjaussuunnan muutos [°]	Säde [m]	
1	30 000				0
Lähestymisreitin tiedot					
Lähestymisreittien liitokulma				2,7°	
Lentokorkeus liukukulmaan liittyessä				4 000 jalkaa	

A4 Ilmaliikenteen kuvaus

Viiteajanjakso	366 d	= 8 748 h (1.1 2014 – 31.12 2014)
Vuorokaudenaika I	klo 7.00–19.00	= 12 h
Vuorokaudenaika II	klo 19.00–23.00	= 4 h
Vuorokaudenaika III	klo 23.00–7.00	= 8 h

LENTOLIIKENTEEN KUVAUSTIEDOT – LIIKKEET REITTIÄ KOHTI			
Lentoreitin nro		001	
Reitin tunniste		Dep 01 – 09L	
Ilma-aluksen tunniste	Liiketiedot ajanjaksolla		
	I	II	III.
A/C 1, Dep.1	20 000	4 000	1 000
A/C 2, Dep.4	10 000	5 000	500

A/C 4, Dep.3	2 000	300	0
Lentoreitin nro			
		002	
Reitin tunniste			
		Dep 01 – 09L – Disp 300	
Ilma-aluksen tunniste	Liiketiedot ajanjaksolla		
	I	II	III.
A/C 1, App.1	18 000	2 000	5 000
A/C 2, App.1	10 000	3 000	2 500
A/C 4, App.1	1 300	0	1000

A5 Lentomenettelyä koskevat tiedot

Esimerkkinä käytetään (Chicagon yleissopimuksen) 3 lukuun sisältyvää ilma-alusta Boeing 727-200. Tiedot ovat peräisin tutkatiedoista liitteen kohdan 2.7.9 ohjeiden mukaisesti.

Ilma-aluksen tunniste	B727C3			
NPD-tunnus ANP-tietokannasta	JT8E5			
Moottoreiden lukumäärä	3			
Toimintamuoto	Lähtö			
Ilma-aluksen todellinen massa [t]	71,5			
Vastatuuli [m/s]	5			
Lämpötila [°C]	20			
Lentokentän korkeus [m]	83			
Segmentti	Etäisyys mittapisteestä¹	Korkeus	Maanopeus	Moottoriteho
nro	[m]	[m]	[m/s]	[²]

¹ Mittapiste on lähdössä kiidon lähtöpaikka ja laskeutumisessa laskeutumiskynnys.

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	1122	111	10 485
13	16 000	1272	119	10 637
14	18 000	1 425	125	10 877
15	20 000	1 581	130	10 870
16	25 000	1946	134	10 842
17	30 000	2 242	142	10 763

Esimerkki menettelyprofiilista, joka perustuu ANP-tietokantaan tallennettuihin A/C-tietoihin

ANP-tietokannassa oleva ilma-aluksen tunnistus	B727C3
APN-tietokannassa oleva NPD-tunnus	JT8E5
Moottoreiden lukumäärä	3
Toimintamuoto	Lähtö
Ilma-aluksen todellinen massa [t]	71,5
Vastatuuli [m/s]	5

² Yksiköt vastaavat ANP-tietokannan yksiköitä.

Lämpötila [°C]		15		
Lentokentän korkeus [m]		100		
Segmentti Nro	Tila	Päämäärä	Siivekkeet	Moottoriteho
1	Lentoonlähtö		5	Lentoonlähtö
2	Alkunousu	Korkeus 1 500 jalkaa	5	Lentoonlähtö
3	Siivekkeiden sisäänveto	210 solmua IAS ROC 750 jalkaa/ minuutti	0	Nousu suurin mahd.
4	Kiihdytys	250 solmua IAS ROC 1 500 jalkaa/ minuutti	0	Nousu suurin mahd.
5	Nousu	10 000 jalkaa	0	Nousu suurin mahd.

LISÄYS B: LENTOSUORITUSKYKYÄ KOSKEVAT LASKELMAT

Termit ja symbolit

Tässä lisäyksessä käytetyt termit ja symbolit ovat yhdenmukaisia ilma-aluksen suorituskyvystä vastaavien insinöörien tavanomaisesti käyttämien termien ja symbolien kanssa. Joitakin perustermejä selvitetään lyhyesti jäljempänä käyttäjille, jotka eivät tunne niitä. Symbolit määritellään erikseen tässä lisäyksessä, jotta ristiriita varsinaisen menetelmän kanssa voidaan minimoida. Määrät, joihin viitataan varsinaisessa menetelmässä, merkitään yhteisillä symboleilla; jotkut, joita käytetään eri tavalla tässä lisäyksessä, merkitään asteriskilla (*). Yhdysvaltojen (US) ja SI-yksiköiden välillä on jonkin verran ristiriitaa. Tällä pyritään säilyttämään yleinen käytäntö, joihin kummankin yksikön käyttäjät ovat tottuneet.

Termit

Kriittinen piste	Ks. vakiointi
Kalibroitu ilmanopeus	(Sitä nimitetään myös ekvivalentiksi tai mitatuksi ilmanopeudeksi.) Sillä tarkoitetaan ilma-aluksen kalibroidun mittarin osoittamaa ilma-aluksen ilmanopeutta. Todellinen ilmanopeus, joka on tavanomaisesti suurempi, voidaan laskea kalibroidusta ilmanopeudesta, kun ilman tiheys on tiedossa.
Korjattu nettotyöntövoima	Nettotyöntövoimalla tarkoitetaan moottorin propulsiivista voimaa runkoon nähden. Tietyllä tehoasetuksella (esim. <i>EPR</i> tai N_1) se pienenee ilman tiheyden pienentyessä ja ilma-aluksen korkeuden lisääntyessä; korjattu nettotyöntövoima on työntövoima merenpinnan korkeudella.
Vakiointi	Moottorin työntövoima alenee tietyissä komponenttien maksimilämpötiloissa, kun ympäröivän ilman lämpötila kohoaa – ja päinvastoin. Tämä merkitsee, että on olemassa kriittinen ilman lämpötila, jota suuremmissa lämpötiloissa vakioitua työntövoimaa ei voida saavuttaa. Useimmissa nykyaikaisissa moottoreissa tätä kutsutaan vakioiduksi lämpötilaksi, koska alemmissa lämpötiloissa työntövoimaa rajoitetaan automaattisesti vakioiduksi työntövoimaksi, jotta käyttöikä voidaan maksimoida. Työntövoima laskee kuitenkin vakioitua lämpötilaa korkeammissa lämpötiloissa, jota kutsutaan usein <i>rajapisteeksi</i> tai <i>rajalämpötilaksi</i> .
Nopeus	Ilma-aluksen nopeusvektorin suuruus (suhteessa lentokentän koordinaattijärjestelmään).
Vakioitu työntövoima	Lentokoneen moottorin käyttöikä on erityisen riippuvainen sen osien käyttölämpötilasta. Mitä suurempi teho tai työntövoima, sitä korkeampi lämpötila ja lyhempi käyttöikä. Suorituskykyä ja käyttöikää koskevien vaatimusten tasapainottamiseksi moottoreille,

joiden työntövoima on vakioitu, osoitetaan lentoonlähtöä, nousu- ja matkalentoa koskeva vakioitu työntövoima, jolla määritetään normaalit enimmäistehon asetukset.

Työntövoiman asettamisen parametrit Lentäjä ei voi valita tiettyä moottorin työntövoimaa, vaan hän valitsee sopivan asetuksen tälle parametrille, mikä on nähtävissä ohjaamossa. Yleensä tämä on moottorin painesuhde (*EPR*) tai alhaisen paineen roottorin (tai siivekkeen) pyörimisnopeus (N_1).

Symbolit

Määrät ovat dimensiottomia, ellei toisin mainita. Symboleja ja lyhenteitä, joita ei mainita jäljempänä, käytetään vain paikallisesti ja ne määritetään tekstissä. Alaindekseissä 1 määritetään olosuhteet segmentin alussa ja alaindeksissä 2 segmentin lopussa. Yliviihaava osoittaa segmentin keskiarvot, eli alku- ja loppuarvojen keskiarvot.

a	Keskimääräinen kiihtyvyys, ft/s^2
a_{max}	Suurin käytettävissä oleva kiihtyvyys, ft/s^2
A, B, C, D	Laippojen kertoimet
$E, F, G_{A,B}, H$	Moottorin työntövoiman kertoimet
F_n	Nettotyöntövoima moottoria kohti, lbf
F_n/δ	Korjattu nettotyöntövoima, lbf
G	Nousugradientti
G'	Vajaamoottoritilan nousugradientti
G_R	Kiitotien keskimääräinen gradientti, positiivinen ylämäki
g	Keskimääräinen kiihtyvyys, ft/s^2
ISA	Kansainvälinen standardi-ilmakehä
N^*	Työntövoimaa tarjoavien moottoreiden lukumäärä
R	Nosto/vastus -suhde C_D/C_L
ROC	Segmentin nousuaste (jalkaa/ minuuttia)
s	Katettu etäisyys lentoreitillä, ft
s_{TO8}	Lentoonlähtöetäisyys 8 solmun vastatuuleen, ft

s_{TOG}	Lentoonlähtöetäisyys, korjattu w :n ja G_R :n osalta, ft
s_{TOw}	Lentoonlähtöetäisyys vastatuuleen w , ft
T	Ilman lämpötila, °C
T_B	Rajalämpötila, °C
V	Maanopeus, kt
V_C	Kalibroitu ilmanopeus, kt
V_T	Todellinen ilmanopeus, kt
W	Lentokoneen paino, lb
w	Vastatuulen nopeus, kt
Δs	Tyynen ilman segmentin pituus projisoituna lentoreitille, ft
Δs_w	Segmentin pituus projisoituna maahan vastatuulen suhteen korjattuna, ft
δ	p/p_0 , lentokoneen ilmanpaineen suhde standardi-ilmanpaineeseen keskimääräisen merenpinnan tasolla: $p_0 = 101,325$ kPa (tai 1013,25 mb)
ε	Kallistuskulma, radiaanit
γ	Nousu-/laskukulma, radiaanit
θ	$(T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ tietyn korkeuden ilman lämpötilan suhde standardilämpötilaan keskimääräisen merenpinnan tasolla: $T_0 = 15,0$ °C
σ *	$\rho/\rho_0 =$ tietyn korkeuden ilman lämpötilan suhde keskimääräiseen merenpinnan tasoon (myös, $\sigma = \delta/\theta$)

B1 Johdanto

Lentoreitin synteesi

Tässä lisäyksessä esitetään suositeltavia menetelmiä lentokoneen lentoprofiilin laskemiseksi. Ne perustuvat pääasiassa tiettyihin aerodynaamisiin ja voimalaitteen parametreihin, ilma-aluksen painoon, ilmakehän olosuhteisiin, reittiin ja toimintamenettelyyn (esim. lentoasu, tehoasetus, nopeus, pystynopeus). Toimintamenettelyä kuvaavat tietyt *menettelyvaiheet*, joissa kuvataan, miten profiilissa lennetään.

Nousua tai lähestymistä koskevaa lentoprofiilia edustavat suorat segmentit, joiden päitä kutsutaan *profiilipisteiksi*. Lentoprofiili lasketaan käyttämällä aerodynaamisia ja työntövoimaa koskevia kertoimia ja vakioita, joiden on oltava käytettävissä tietystä rungon ja moottorin yhdistelmästä. Laskentaprosessia kutsutaan tekstissä lentoradan *synteesiä* koskevaksi prosessiksi.

APN-tietokannasta saatavien ilma-aluksen suorituskykyparametrien näihin yhtälöihin tarvitaan tiedot seuraavista: 1) lentokoneen kokonaispaino, 2) moottorien lukumäärä, 3) ilman lämpötila, 4) kiitotien korkeus ja 5) menettelyvaiheet (kyseessä ovat tehoasetukset, siivekkeen taipumat, ilmanopeus ja keskimääräinen nousu/laskuaste kiihdytyksen yhteydessä) kutakin segmenttiä kohti lentoonlähdössä ja lähestymisessä. Kukin segmentti luokitellaan sen jälkeen rullaukseksi, lentoonlähdöksi tai lähestymiseksi, tasaiseksi nousunopeudeksi, tehon vähennykseksi, kiihdytysnousuksi joko ilman jarrutusta ja/tai siivekkeiden sisäänvetoa taikka niiden kanssa, tai lopullisen laskun lähestymiseksi. Lentoprofiili luodaan vaihe vaiheelta, ja kunkin segmentin aloitusparametrit ovat samat kuin edellisen segmentin loppupäässä.

ANP-tietokannan aerodynaamista suorituskykyä koskevien parametrien tarkoituksena on tuottaa kohtuullisen tarkka esitys lentokoneen varsinaisesta lentoradasta määritetyissä vertailuolosuhteissa (katso **liitteen kohta 2.7.6**). Aerodynaamisten parametrien ja moottorin kertoimien on osoitettu olevan sopivia, kun ilman lämpötila on enintään 43 °C, lentopaikan korkeus enintään 4 000 jalkaa, myös kun kyseessä ovat ANP-tietokannassa määritellyt eri painot. Yhtälöillä on siis mahdollista laskea lentoradat muille olosuhteille, eli muulle kuin lentokoneen viitepainolle, tuulen nopeudelle, ilman lämpötilalle ja kiitotien korkeudelle (ilmanpaine), yleensä riittävän tarkasti lentokentän alueen keskiäänitason laskentaa varten.

B-4 jaksossa selvitetään, miten kaartavan lennon vaikutukset otetaan huomioon lentoonlähdössä. Tämän perusteella kallistuskulma voidaan ottaa huomioon sivuttaissuunnan vaikutuksia laskettaessa (asennusvaikutukset). Kaartavan lennon aikana myös nousugradientteja pienennetään kaarteiden säteestä ja lentokoneen nopeudesta riippuen. (Kaarteiden vaikutukset laskun lähestymisen aikana ovat monimutkaisempia ja niitä ei tällä hetkellä kateta. Niillä on kuitenkin vain harvoin huomattavia vaikutuksia melukäyriin.)

B-5–B-9 jaksossa kuvataan suositeltavaa menetelmää lentoonlähden lentoprofiilien tuottamiseksi ANP-tietokannan kertoimien ja menetelmävaiheiden perusteella.

B-10 ja B-11 jaksossa kuvataan menetelmää, jota käytetään tuottamaan lähestyvän lennon lentoprofiileja ANP-tietokannan kertoimien ja lennon menetelmävaiheiden perusteella.

B-12 jaksossa on laskentaan liittyviä esimerkkejä.

Siinä esitetään erilliset yhtälökokonaisuudet, joilla määritetään suihkumoottorien ja potkurien nettotyöntövoima. Ellei toisin mainita, lentokoneen aerodynaamista suorituskykyä koskevia yhtälöitä sovelletaan samalla tavoin suihkumoottori- ja potkurilentokoneisiin.

Käytetyt matemaattiset symbolit määritellään tämän lisäyksen alussa ja/tai kun ne esitetään ensimmäisen kerran. Kaikissa yhtälöissä kertoimien ja vakioiden yksiköiden on luonnollisesti oltava johdonmukaisia vastaavien parametrien ja muuttujien kanssa. Jotta tämä lisäys olisi yhdenmukainen ANP-tietokannan kanssa, siinä noudatetaan ilma-alusten suorituskyvyn suunnitteluun liittyviä yleissopimuksia; esim. etäisyydet ja korkeudet ilmaistaan jalkoina (ft), nopeus solmuina (kt), massa nauloina (lb), voima naulavoimana (korkean lämpötilan osalta korjattu nettotyöntövoima), mutta jotkin mitat (esim. atmosfääriset) ilmaistaan SI-yksiköissä. Muita yksikköjärjestelmiä käyttävien mallintajien pitäisi soveltaa huolellisesti asianmukaisia muuntokertoimia, kun ne mukauttavat yhtälöitä tarpeisiinsa.

Lentorata-analyysi

Joissakin mallinnussovelluksissa lentoratatietoja ei anneta menettelyvaiheina vaan sijaintia ja ajankohtaa koskevia koordinaatteina, jotka määritetään yleensä tutkatietojen analyysillä. Tätä käsitellään liitteen **kohdassa 2.7.7**. Tässä tapauksessa tämän lisäyksen yhtälöitä käytetään ”takaperin”, eli moottorin työntövoiman parametrit saadaan lentokoneen liiketiedoista eikä päinvastoin. Kun lentoradan tiedoista on laskettu keskiarvo ja ne on muutettu segmentin muotoon, kukin segmentti on yleensä luokiteltu nousun tai laskun, kiihdytyksen tai hidastuksen taikka työntövoiman ja siivekkeiden muutosten perusteella. Tämä on suhteellisen yksinkertaista verrattuna synteysiin, johon liittyy usein toistuvista kerroista koostuvia prosesseja.

B2 Moottorin työntövoima

Kunkin moottorin työntövoima on yksi viidestä suureesta, joka on määritettävä kunkin lentoradan segmentin päässä (muut ovat korkeus, nopeus, tehoasetus ja kallistuskulma). Nettotyöntövoima on moottorin bruttotyöntövoimasta käyttövoimaksi saatavilla oleva osuus. Aerodynaamisissa ja akustisissa laskelmissa nettotyöntövoiman osalta viitataan standardi-ilmanpaineeseen keskimääräisen merenpinnan tasolla. Tätä kutsutaan *korjatuksi nettotyöntövoimaksi* F_n/δ .

Tämä on joko saatavilla oleva nettotyöntövoima käytettäessä tiettyä *työntövoimaluokitusta* tai nettotyöntövoima joka saadaan, kun *työntövoiman asetuksen parametrilla* on annettu tietty arvo. Tietyllä työntövoimalla toimivien suihkumoottorikäyttöisten tai turbopotkurikoneiden moottorien korjattu nettotyöntövoima saadaan yhtälöksi

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

jossa

F_n	on nettotyöntövoima moottoria kohti, lbf
δ	on lentokoneen ilmanpaineen suhde standardi-ilmanpaineeseen merenpinnan tasolla, eli 101,325 kPa (tai

	1013,25 mb) [viite. 1]
F_n/δ	on korjattu nettotyöntövoima moottoria kohti, lbf
V_C	on kalibroitu ilmanopeus, kt
T	on lentokoneen toiminta-ympäristön ilman lämpötila, °C, ja
E, F, G_A, G_B, H	ovat moottorin työntövoiman vakioita tai kertoimia lämpötilassa, joka on alempi kuin moottorin vakioitu lämpötila käytössä olevassa työntövoimaluokituksessa (lentoalähdön/nousun tai lähestymislentoradan nykyisellä segmentillä) lb.s/ft, lb/ft, lb/ft ² , lb/°C. Nämä saadaan ANP-tietokannasta.

ANP-tietokannasta saadaan myös tietoja, joilla voidaan laskea muu kuin vakioitu työntövoima työntövoiman asettamisen parametrin funktiona. Tiedot valmistajat määrittävät tämän moottorin painesuhteeksi EPR , ja jotkut muut alhaisen paineen roottorin tai siivekkeen nopeudeksi N_I . Kun parametri on EPR , yhtälön B-1 korvaa

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

jossa K_1 and K_2 ovat ANP-tietokannasta peräisin olevia kertoimia, jotka yhdistävät korjatun nettotyöntövoiman ja moottorin painesuhteen lentokoneen määriteltyä Mach-lukemaa varten tarvittavaan moottorin painesuhteeseen.

Jos moottorin pyörimisnopeus N_I on ohjaamomiehistön käyttämä parametri työntövoiman asettamiseksi, työntövoiman yleinen yhtälö on

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

jossa

N_I	on moottorin alhaisen paineen kompressorin (tai siivekkeen) pyörimisnopeus ja turbiinivaiheet, %
θ	= $(T + 273)/288,15$, absoluuttisen kokonaislämpötilan suhde moottorin syöttöaukolla absoluuttiseen standardilämpötilaan keskimääräisellä merenpinnalla [viite 1].
$\frac{N_I}{\sqrt{\theta}}$	on korjattu alhaiseen paineen roottorinopeus, %; ja
K_3, K_4	ovat vakioita, jotka on johdettu asennetun moottorin tiedoista ja jotka kattavat nopeudet N_I .

On huomattava, että tietyissä lentokoneissa vakioilla E , F , G_A , G_B ja H voi olla yhtälöissä B-2 ja B-3 eri arvot kuin yhtälössä B-1.

Kaikki yhtälön tekijät eivät ole aina merkityksellisiä. Esimerkiksi vakioteholla toimivissa moottoreissa, jotka toimivat rajapistettä (tavanomaisesti 30 °C) alhaisemmissa lämpötiloissa, lämpötilaa koskevaa tekijää ei mahdollisesti tarvita. Jos kyseessä ovat muut kuin vakioteholla toimivat moottorit, ympäristön lämpötila on otettava huomioon vakioidun työntövoiman määrityksessä. Moottorin vakioidun lämpötilan yläpuolella on käytettävä erilaisia moottorin työntövoiman kertoimia (E , F , G_A , G_B ja H)_{high} käytettävissä olevan työntövoimatason määrittämiseksi. Normaali käytäntö olisi laskea F_n/δ käyttäen alhaisen lämpötilan ja korkean lämpötilan kertoimia ja käyttää korkeampaa työntövoimatasoa vakioitua lämpötilaa *alemmille* ja alemmaa työntövoimatasoa vakioitua lämpötilaa *korkeammille* lämpötiloille.

Jos ainoastaan alhaista lämpötilaa koskevat työntövoiman kertoimet ovat saatavilla, voidaan käyttää seuraavaa suhdetta:

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

jossa:

$(F_n/\delta)_{high}$ korkean lämpötilan osalta korjattu nettotyöntövoima,
 T_B rajalämpötila (lopullisen arvion puuttuessa oletusarvo on 30 °C).

ANP-tietokannassa annetaan yhtälöiden B-1–B-4 vakioiden ja kertoimien arvot.

Kun kyse on potkurilentokoneista, korjattu nettotyöntövoima moottoria kohti olisi luettava kaavioista tai laskettava käyttäen yhtälöä

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

jossa

η on potkurin hyötysuhde tiettyä potkurilaitetta kohti, ja se on potkurin pyörimisnopeuden ja lentokoneen lentonopeuden funktio
 V_T on todellinen ilmanopeus, kt
 P_p on nettotyöntövoima tietylle lento-olosuhteelle, esim. lentoonlähden tai nousun tehon enimmäismäärä, hp

Yhtälön B-5 parametrit annetaan ANP-tietokannassa lentoonlähden työntövoiman enimmäismäärän ja nousun työntövoiman enimmäismäärän asetuksia varten

Todellinen ilmanopeus V_T arvioidaan kalibroidusta ilmanopeudesta V_C käyttäen suhdetta:

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

jossa σ on lentokoneen ilman tiheyden suhde keskimääräisen merenpinnan tason arvoon.

Toimintaohjeet alemmalla työntövoimalla tapahtuvaa lentoonlähtöä varten

Ilma-aluksen lentoonlähtöpainot alittavat usein sallitun enimmäismäärän ja/tai käytössä olevan kiitotien pituus ylittää vähimmäisvaatimuksen käytettäessä suurinta lentoonlähdön työntövoimaa. Näissä tapauksissa yleisenä käytäntönä on alentaa moottorin työntövoima maksimitason alle moottorin käyttöiän pidentämiseksi ja joskus melun vaimentamiseksi. Moottorin työntövoima voidaan alentaa ainoastaan tasoille, joilla säilytetään vaadittu turvavara. Lentoyhtiöiden käyttämää laskentamenetelmää työntövoiman alentamisen määrittämiseksi säännellään tämän mukaisesti. Menetelmä on monimutkainen, ja siinä otetaan huomioon useita seikkoja, kuten lentoonlähtöpaino, ympäröivän ilman lämpötila, ilmoitetut kiitotien etäisyydet, kiitotien korkeus ja kiitotien estevarakriteerit. Tästä syystä työntövoiman väheneminen riippuu lennosta.

Mallintajien olisi otettava asianmukaisesti huomioon toiminta alennetulla työntövoimalla, koska tämä voi vaikuttaa merkittävästi lentoonlähdön melukäyriin. Heidän pitäisi erityisesti pyytää toimijoilta käytännön neuvoja.

Jos neuvoja ei saada, on silti suositeltavaa varautua tähän vaihtoehtoisilla keinoilla. Käytännössä ei ole järkevää heijastaa lentotoiminnan harjoittajien laskelmia melumallinnusta varten. Ne eivät olisi myöskään tarkoituksenmukaisia pitkän aikavälin melutasojen laskentaa varten tehtävien tavanomaisten yksinkertaistuksien ja arvioiden rinnalla. Toteutuskelpoisena vaihtoehtona annetaan seuraavat ohjeet. On syytä korostaa, että tällä alalla tehdään jatkuvaa tutkimustyötä, joten nämä ohjeet voivat muuttua.

FDR-tietojen analyysi on osoittanut, että työntövoiman alentamisen taso korreloi voimakkaasti todellisen lentoonlähtöpainon ja valvotun lentoonlähtöpainon suhteen kanssa kiinteään alarajaan saakka³, eli

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

jossa $(F_n / \delta)_{max}$ on vakioidun työntövoiman maksimimäärä, W on lentoonlähdön todellinen nettopaino ja W_{RTOW} on valvottu lentoonlähtöpaino.

Valvottu lentoonlähtöpaino on korkein lentoonlähtöpaino, jota voidaan turvallisesti käyttää niin, että samalla täytetään lentoonlähtökiitotien pituutta, vajaamoottoritilanteita ja esteitä koskevat vaatimukset. Se on käytettävissä olevan kiitotien pituuden, lentokentän korkeuden, lämpötilan, vastatuulen ja siivekekulman funktio. Nämä tiedot voidaan saada lentotoiminnan harjoittajilta, ja niiden pitäisi olla helpommin saatavilla kuin tiedot alemman työntövoiman todellisista tasoista. Ne voidaan vaihtoehtoisesti laskea käyttämällä ilma-aluksen lentokäsikirjaan sisältyviä tietoja.

Nousun alempi työntövoima

³ Lentokelpoisuusviranomaiset määräävät yleensä alemman työntövoiman rajan, joka on usein 25 prosenttia maksimitasoa alempi.

Alempaa lentoonlähtötyöntövoimaa käyttäessään lentotoiminnan harjoittajat alentavat usein, mutta eivät aina, nousun työntövoiman enimmäistason alapuolelle⁴. Tällä estetään tilanteet, joissa lentoonlähtötyöntövoimalla suoritettavan alkunousun loppupäässä on lisättävä tehoa sen alentamisen sijasta. Tälle on kuitenkin vaikeampaa luoda yhteistä perustaa. Jotkut lentotoiminnan harjoittajat käyttävät kiinteitä kynnyksiä, jotka ovat nousun työntövoiman maksimitasoa alhaisempia, ja joihin viitataan Climb 1 ja Climb 2 -asetuksina. Niillä vähennetään nousun työntövoimaa 10 ja 20 prosenttia suhteessa maksimitasoon. On suositeltavaa, että alempaa lentoonlähtötyöntövoimaa käytettäessä myös nousun työntövoiman tasoa alennetaan 10 prosenttia.

B3 Ilman lämpötilaa, painetta, tiheyttä ja tuulen nopeutta koskevat pystysuuntaiset profiilit

Tässä asiakirjassa lämpötilan, paineen ja tiheyden vaihtelu riippuen korkeudesta keskimääräisen merenpinnan yläpuolella määritetään kansainvälisen standardi-ilmakehän mukaisesti. Jäljempänä kuvatut menetelmät on vahvistettu, kun kyse on korkeintaan 4 000 jalkaa merenpinnan yläpuolella sijaitsevista lentokentistä ja korkeintaan 43 °C:n (109 °F:n) ilman lämpötilasta.

Vaikka todellisuudessa keskimääräinen tuulen nopeus vaihtelee korkeuden ja ajankohdan perusteella, tätä ei ole yleensä mahdollista ottaa huomioon melukäyrien mallinnoissa. Sen sijaan jäljempänä annetut lentosuorituskykyä koskevat laskelmat perustuvat yleiseen oletukseen siitä, että lentokone suuntaa aina suoraan (oletuksena olevaan) 8 solmun vastatuuleen kompassisuuntimasta riippumatta (vaikka keskimääräisen tuulen nopeutta ei oteta nimenomaisesti huomioon äänen etenemistä koskevissa laskelmissa). Menetelmät, joilla mukautetaan vastatuulen nopeutta koskevia muita tuloksia, annetaan tiedoksi.

B4 Kaarteiden vaikutukset

Tämän lisäyksen loppuosassa selvitetään, miten lasketaan profiilipisteisiin s,z liittyvien segmenttien vaadittavat ominaisuudet, jotka määrittävät kaksikulotteisen lentoradan lentoreitin yllä olevalla vertikaalisella tasolla. Segmentit määritellään liikkeen suunnan järjestyksessä. Minkä tahansa segmentin loppupäässä (tai lentoonlähtöä koskevassa ensimmäisessä segmentissä rullauksen alussa), jossa määritetään operatiiviset parametrit ja seuraava menettelyvaihe, on laskettava nousukulma ja reitin etäisyys pisteeseen, jossa vaadittu korkeus ja/tai nopeus saavutetaan.

Jos reitti on suora, tämä katetaan yhdellä profiilisegmentillä, jonka geometria voidaan sen jälkeen määrittää suoraan (vaikkakin jossain määrin iteratiivisesti). Jos kaarre alkaa tai päättyy tai sen säde tai suunta muuttuu ennen kuin vaaditut loppupään olosuhteet on saavutettu, yksi segmentti ei riitä, koska ilma-aluksen nostovoima ja vastus muuttuvat kallistuskulman vaikutuksesta. Jotta kaarteiden vaikutukset nousuun otetaan huomioon, menettelyvaiheiden toteuttamiseksi tarvitaan täydentäviä profiilisegmenttejä.

⁴ Työntövoima vähennetään tähän lentoonlähtötehoon suoritettavan alkunousun jälkeen..

Lentoreitin luomista kuvataan asiakirjan **2.7.13** kohdassa. Tämä tehdään ilma-aluksen lentoprofiilista riippumatta (vaikka varotaan määrittämistä kaarteita, joita ei voitaisi lentää tavanomaisten käyttörajoitusten puitteissa). Kaarteet vaikuttavat kuitenkin lentoprofiiliin (korkeus ja nopeus reitin etäisyyden funktiona) niin, ettei lentoprofiilia voida määrittää lentoreitistä riippumatta.

Jotta nopeus säilytetään kaarteessa, siiven aerodynaamista nostovoimaa on lisättävä keskipakovoiman ja ilma-aluksen painon tasapainottamiseksi. Tämä puolestaan lisää ilmanvastusta ja siten tarvittavaa propulsiivista työntövoimaa. Kaarron vaikutukset ilmaistaan suorituskykyä koskevissa yhtälöissä kallistuskulman funktiona ε , ja tämä on vaakalennossa lentävällä ilma-aluksella, joka kaartaa tasaisella nopeudella pyöreällä lantoradalla:

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

jossa V on maanopeus, kt
 r on kaarron säde, ft
 ja g on painovoiman aiheuttama kiihtyvyys, ft/s².

Oletuksena on, että kaikissa kaarteissa on vakiosäde, ja muiden kuin vaakasuorien lantoratojen toissijaisia vaikutuksia ei oteta huomioon. Kallistuskulmat perustuvat pelkästään lentoreitin kaarron säteeseen r .

Menettelyvaiheen toteuttamisessa lasketaan ensin alustava profiilisegmentti käyttäen kallistuskulmaa ε lähtöpisteessä, kuten yhtälössä B-8 määriteltiin lantoratasegmentin säteelle r . Jos alustavan segmentin laskettu pituus on sellainen, ettei se risteä kaarteeseen alun tai lopun kanssa, alustava segmentti vahvistetaan, ja painopiste siirtyy seuraavaan vaiheeseen.

Jos alustava segmentti kuitenkin risteää yhden tai useamman kaarteeseen alun tai lopun kanssa (missä ε muuttuu)⁵, lentoparametrit ensimmäisessä tällaisessa kohdassa arvioidaan interpoloimalla (ks. **2.7.13 kohta**), se tallennetaan samoin kuin sen koordinaatit loppupisteen arvoina, ja segmentti katkaistaan. Menettelyvaiheen toista osaa sovelletaan kyseisestä pisteestä lähtien. Jälleen kerran oletetaan alustavasti, että tämä voidaan suorittaa yhdessä segmentissä samoilla loppuolosuhteilla, mutta aloituspiste ja kallistuskulma on uusi. Jos kyseisessä toisessa segmentissä on toinen kaarteeseen säteen/suunnan muutos, tarvitaan kolmas segmentti ja niin edelleen, kunnes loppuolosuhteet saavutetaan.

Likimääräinen menetelmä

On ilmeistä, että kaarteiden vaikutusten täydellinen huomioon ottaminen on laskennallisesti hyvin monimutkainen, koska kunkin ilma-aluksen nousuprofiili on laskettava erikseen kullekin sen käyttämälle lentoreitille. Kaarteiden pystysuuntaiseen profiiliin aiheuttamalla muutoksilla on yleensä selvästi vähäisempi vaikutus melukäyriin kuin kallistuskulman

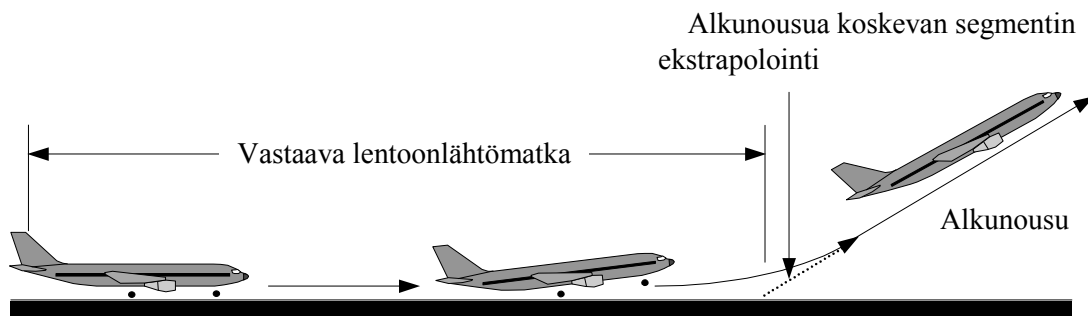
⁵ Jotta vältetään käyrän jatkuvuuden puute, jonka aiheuttaa kallistuskulman hetkellinen muutos suoran ja kaartavan lennon välisissä liittymissä, melulaskelmissa otetaan käyttöön alasegmenttejä. Näin voidaan ottaa huomioon kallistuskulman lineaariset siirtymät kaarteeseen ensimmäisen ja viimeisen 5 asteen suhteen. Nämä eivät ole välttämättömiä suorituskyky-laskelmissa; kallistuskulma saadaan aina yhtälöstä B-8.

muutoksilla, ja jotkut käyttäjät saattavat haluta välttää monimutkaisuutta – vaikkakin tarkkuuden kustannuksella – siten, että ne eivät ota huomioon kaarteiden vaikutuksia profiileihin, mutta ne ottavat edelleen huomioon kallistuskulman sivusuuntaista äänipäästöä laskettaessa (ks. 2.7.19 kohta). Tämän likimääräisen menetelmän perusteella tietyn ilma-aluksen profiilitiedot lasketaan vain kerran, ja oletuksena on suora lentoreitti (jossa $\varepsilon = 0$).

B5 Lähtökiito

Lentoonlähdön työntövoima kiihdyttää lentokonetta kiitotiellä ilmaannousuun saakka. Kalibroidun ilmanopeuden oletetaan olevan vakio koko nousun alkuosan ajan. Jos laskuteline on sisäänvedettävä, sen oletetaan olevan sisään vedettynä pian nousun jälkeen.

Tässä asiakirjassa todellista nousukiitoa arvioidaan vastaavalla lentoonlähtöetäisyydellä (oletuksena olevaan 8 solmun vastatuuleen), s_{TO8} , joka määrittellään **kuvassa B-1** etäisyytenä kiitotien jarrun vapautuskohdasta pisteeseen, jossa alustavan nousulentoradan (jonka aikana laskuteline on sisään vedettynä) suoraviivainen jatke risteää kiitotien kanssa.



Kuva B-1: Vastaava lentoonlähtömatka

Tasaisella kiitotiellä vastaava lentoonlähdön rullausmatka, s_{TO8} , jalkoina määritetään seuraavasti

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

jossa

B_8 on asianmukainen kerroin tietylle lentokoneen/siivekkeen kääntymän yhdistelmälle ISA:n viiteolosuhteissa, mukaan lukien 8 solmun vastatuuli ft/lbf

W on lentokoneen kokonaispaino jarrun vapautuskohdassa, lbf

N on työntövoimaa tarjoavien moottoreiden määrä.

Huom. koska yhtälössä B-9 on kyse ilmanopeuteen ja kiitotien korkeuteen perustuvasta työntövoiman muutoksesta, kerroin B_8 riippuu kunkin lentokoneen tapauksessa ainoastaan siivekkeen kääntymästä.

Kun kyse on muusta kuin vakiona olevasta 8 solmun vastatuulesta, nousukiidon rullauksen pituutta korjataan seuraavasti:

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

jossa

s_{TOw} on rullauksen pituus vastatuulen suhteen korjattuna w , ft

V_C on (tässä yhtälössä) kalibroitu nopeus lentoonlähden rullauksessa, kt

w on vastatuuli, kt.

Lentoonlähden rullauksen pituutta korjataan kiitotien kaltevuuden vuoksi seuraavasti

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

jossa

s_{TOG} on rullauksen pituus (ft), joka on korjattu vastatuulen ja kiitotien kaltevuuden osalta

a on keskimääräinen kiihtyvyys kiitotiellä, ja se on yhtä suuri kuin $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot s_{TOw})$, ft/s²

G_R on kiitotien kaltevuus; se on positiivinen, kun lentoon lähdetään ylämäkeen.

B6 Nousu vakionopeudella

Tällaista segmenttiä määrittää lentokoneen kalibroitu ilmanopeus, siivekkeen asetus sekä korkeus ja kallistuskulma sen loppupäässä samoin kuin vastatuulen nopeus (oletus on 8 solmu). Kuten kaikissa segmenteissä, segmentin alkuparametrit, mukaan lukien korjattu nettotyöntövoima, saatetaan yhtä suureksi edeltävän segmentin loppuparametrien kanssa, joten epäjatkuvuuskohtia ei ole (paitsi siivekkeen kulma ja kallistuskulma voivat näissä laskelmissa muuttua eri vaiheissa). Nettotyöntövoima segmentin loppupäässä lasketaan ensin

käyttäen asianmukaista yhtälöä B-1–B-5. Keskimääräinen geometrinen nousukulma γ (ks. **kuva B-1**) annetaan seuraavasti:

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

missä yliviivaukset osoittavat segmentin puolivälin arvoja (= alkupään ja loppupään arvojen keskiarvo - yleensä segmentin puolivälin arvot) ja

- K on nopeudesta riippuvainen vakio, joka on 1,01, kun $V_C \leq 200$ kt, tai muussa tapauksessa 0,95. Tässä vakiossa on kyse nousukulmaan aiheutuvista vaikutuksista noustaessa 8 solmun vastatuuleen, ja nousuun kiinteästi liittyvästä kiihtyvyydestä jatkuvalla kalibroidulla ilmanopeudella (todellinen nopeus lisääntyy, kun ilman tiheys vähenee korkeuden vuoksi).
- R on lentokoneen ilmanvastuskertoimen suhde tietyn siivekkeen asetukselle asianmukaiseen nostovoimakertoimeen. Laskutelineen oletetaan olevan sisään vedetty.
- ε kallistuskulma, radiaanit.

Nousukulmaa korjataan vastatuulen w suhteen seuraavasti:

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

jossa γ_w on keskimääräinen nousukulma vastatuulen osalta korjattuna.

Etäisyys, jonka lentokone kulkee lentoreitillä Δs , kun se nousee kulmassa γ_w alkuperäisestä korkeudesta h_1 lopulliseen korkeuteen h_2 , lasketaan seuraavasti:

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

Pääsääntöisesti lentoonlähdon profiilin kahdessa erillisessä vaiheessa on kyse noususta tasaisella ilmanopeudella. Ensimmäinen, johon viitataan joskus *alkunousua koskevaksi segmentiksi*, on välittömästi ilmaannousun jälkeen. Turvallisuusvaatimukset edellyttävät, että lentokonetta lennetään miniminopeudella, joka on vähintään lentoonlähdon turvallinen nopeus. Tämä on valvottu nopeus, ja se olisi saavutettava normaalitoiminnassa 35 jalkaa kiitotien yläpuolella. Yleinen käytäntö on kuitenkin säilyttää alkunousun nopeus, joka on hieman lentoonlähdon turvallista nopeutta suurempi, yleensä 10–20 solmua, koska tämä yleensä parantaa alkunousun gradienttia. Toinen vaihe on siivekkeiden sisäänvedon ja alkukiihdytyksen jälkeen, ja siihen viitataan *jatkuvana nousuna*.

Alkunousun aikana ilmanopeus riippuu lentoonlähdon siivekkeasetuksista ja lentokoneen kokonaispainosta. Kalibroitu alkunousun nopeus V_{CTO} lasketaan käyttämällä ensimmäisen kertaluvun approksimaatiota:

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

jossa C on siivekkeiden asetukselle asianmukainen kerroin (kt/ $\sqrt{\text{lbf}}$), siten kuin se esitetään ANP-tietokannassa.

Kalibroitua ilmanopeutta käytetään kiihdytyksen jälkeisessä jatkuvassa nousussa käyttäjän syöttöparametrina.

B7 Tehon vähentäminen (siirtymäsegmentti)

Tehoa vähennetään tai alennetaan lentoonlähdön asetuksesta tietyssä vaiheessa lentoonlähdön jälkeen, jotta moottorin käyttöikää pidennetään ja tietyillä alueilla vähennetään melua. Työntövoimaa alennetaan joko tasaisella nopeudella suoritettuna nousun (**B6 kohta**) tai kiihdytyksen segmentin (**B8 kohta**) aikana. Koska kyse on suhteellisen lyhytkestoisesta, yleensä vain 3–5 sekunnin prosessista, tätä mallinnetaan lisäämällä pääsegmenttiin siirtymäsegmentti. Tämä tehdään yleensä kattamaan 1 000 jalan (305 m) vaakasuora etäisyys maanpinnasta.

Työntövoiman alentamismäärä

Normaalikäytössä moottorin työntövoimaa vähennetään nousun maksimaaliseen työntövoima-asetukseen. Toisin kuin lentoonlähdön työntövoimaa, nousuvaiheen työntövoimaa voidaan pitää yllä määrittämättömän ajan, käytännössä siihen saakka, että lentokone saavuttaa alustavan matkalentokorkeuden. Nousun työntövoiman enimmäistaso määritellään yhtälöllä B-1 käyttäen valmistajan toimittamia työntövoiman enimmäistason kertoimia. Meluntorjunnan vaatimukset voivat kuitenkin edellyttää, että työntövoimaa alennetaan edelleen. Tähän viitataan joskus käsitteellä ”deep cutback”. Turvallisuussyistä työntövoiman enimmäistason vähentäminen rajoittuu⁶ määrään, joka määräytyy lentokoneen suoritusarvojen ja moottoreiden määrän perusteella.

”Alennettuna työntövoimaa” minimitasoon viitataan joskus vajaamoottoritilanteen (engine-out) ”alennettuna työntövoimana”:

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

jossa

- δ_2 on painesuhde korkeudessa h_2
- G' on vajaamoottoritilanteen nousugradientin prosenttimäärä:
 - = 0 % lentokoneissa, joissa on työntövoimaa tehostava automaattinen järjestelmä; muussa tapauksessa
 - = 1,2 % kaksimoottorisessa lentokoneessa

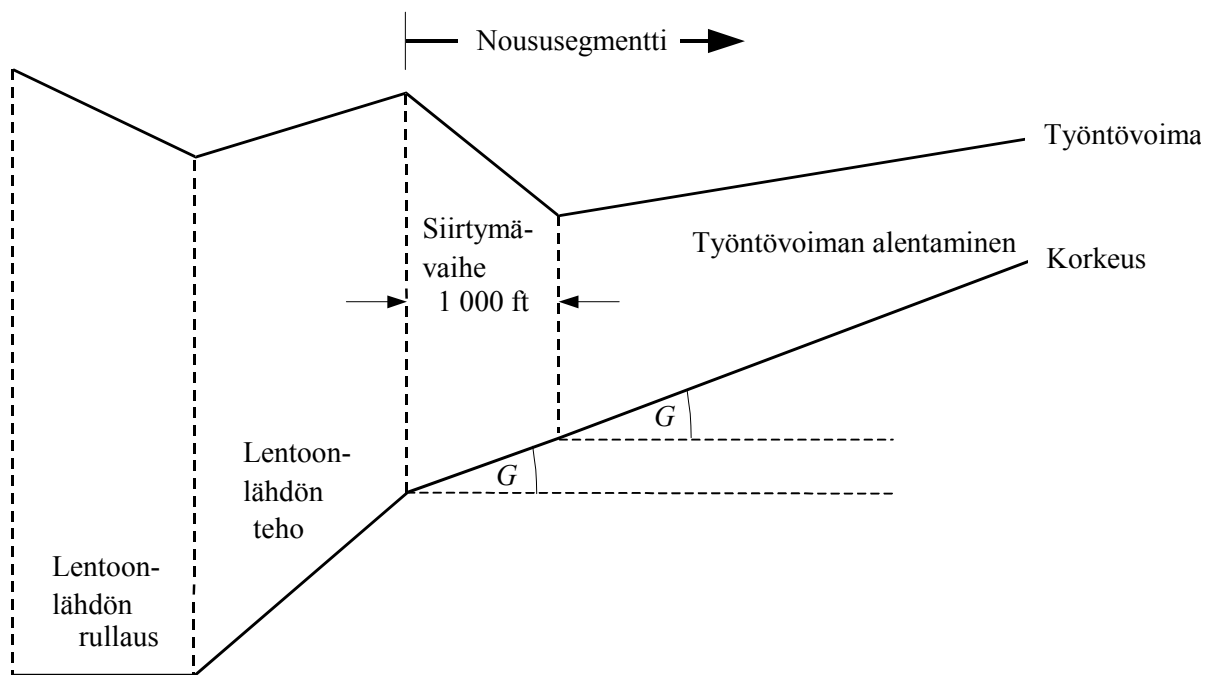
⁶ ”Noise Abatement Procedures”, ICAO Document 8168 ”PANS-OPS” Vol.1 Part V, Chapter 3, ICAO 2004.

= 1,5 % kolmimoottorisessa lentokoneessa

= 1,7 % nelimoottorisessa lentokoneessa.

Vakionopeudella suoritettun nousun segmentti, johon liittyy työntövoiman alentaminen

Noususegmentin gradientti lasketaan käyttäen yhtälöä B-12, ja työntövoima käyttäen joko yhtälöä B-1 nousun enimmäistason kertoimien kanssa, tai B-16 alennettua työntövoimaa varten. Noususegmentti jaetaan sen jälkeen kahteen alasegmenttiin, joilla kummallakin on sama nousukulma. Tämä esitetään **kuvasa B-2**.



Kuva B-2: Vakionopeudella suoritettua nousua koskeva segmentti, johon liittyy työntövoiman alentaminen (kuva ei ole mittakaavassa)

Ensimmäisellä alasegmentillä matka maahan on 1 000 jalkaa (304 m), ja korjattu nettotyöntövoima moottoria kohden 1 000 jalan etäisyyden loppupäässä asetetaan vastaamaan työntövoiman alentamisen arvoa. (jos horisontaalinen etäisyys on alle 2 000 jalkaa, segmentistä käytetään puolet työntövoiman alentamiseen). Toisen alasegmentin lopullinen työntövoima asetetaan vastaamaan alennettua työntövoimaa. Näin ollen toisella alasegmentillä lennetään jatkuvalla työntövoimalla.

B8 Nousun nopeuttaminen ja siivekkeiden sisäänveto

Tämä seuraa yleensä alkunousua. Kuten kaikissa lentosegmenteissä, alkupisteen korkeus h_1 , todellinen ilmanopeus V_{T1} , ja työntövoima $(F_n/\delta)_1$ ovat samat kuin edeltävän segmentin lopussa. Loppupisteen kalibroitu ilmanopeus V_{C2} ja keskimääräinen nousuaste ROC ovat käyttäjän syöttötietoja (kallistuskulma ε on nopeuden funktio ja kaarron säde). Koska ne ovat toisistaan riippuvaisia, loppupään korkeus h_2 , loppupään todellinen ilmanopeus V_{T2} , loppupään työntövoima $(F_n/\delta)_2$ ja segmentin reitin pituus Δs on laskettava iteroimalla. Loppupään korkeus h_2 arvioidaan aluksi ja sen jälkeen se lasketaan toistuvasti käyttämällä yhtälöitä B-16 ja B-17, kunnes peräkkäisten arvioiden erotus alittaa määritetyn toleranssin, joka on esimerkiksi yksi jalka. Sopiva alustava arvio on $h_2 = h_1 + 250$ jalkaa.

Segmentin reitin pituus (katettu horisontaalinen etäisyys) arvioidaan seuraavasti:

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

jossa

0,95 on tekijä, joka otetaan huomioon 8 solmun vastatuulella noustaessa 160 solmun nopeudella

k on vakio, jolla solmut muunnetaan nopeudeksi jalkaa sekunnissa (ft/s) = 1,688 ft/s solmua kohti

V_{T2} = todellinen ilmanopeus segmentin loppupäässä, kt: $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$

jossa σ_2 = ilman tiheyssuhde loppupään korkeudessa h_2

a_{max} = suurin kiihtyvyys vaakalennossa (ft/s²) = $g [N \cdot \overline{F_n / \delta} / (\overline{W / \delta}) - R / \cos \varepsilon]$

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

jossa ROC = nousuaste, ft/min

Käyttäen tätä arviota Δs :tä, loppupään korkeus h_2' arvioidaan uudestaan seuraavasti:

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

Niin kauan kuin virhe $|h_2' - h_2|$ on määrätyn toleranssirajan ulkopuolella, vaiheita B-17 ja B-18 toistetaan käyttäen nykyisen iteraation segmentin loppupään arvoja, jotka koskevat korkeutta h_2 , todellista ilmanopeutta V_{T2} , korjattua nettotyöntövoimaa moottoria kohti $(F_n/\delta)_2$. Kun virhe on toleranssirajan puitteissa, iteraatiojaksot päätetään ja kiihdytystä koskeva segmentti määritetään segmentin loppuosan lopullisten arvojen avulla.

Huom. Jos iterointiprosessin aikana $(a_{max} - G \cdot g) < 0,02 g$, kiihtyvyys voi olla liian vähäinen, jotta haluttu V_{C2} saavutetaan kohtuullisella etäisyydellä. Tässä tapauksessa nousugradienttia voidaan rajoittaa seuraavasti: $G = a_{max} / g - 0,02$, jolloin itse asiassa

vähennetään haluttua nousuastetta sopivaa kiihdytystä varten. Jos $G < 0,01$, on pääteltävä, ettei työntövoimaa ole riittävästi, jotta määritelty kiihdytys- ja nousuaste voivat toteutua; laskenta olisi päätettävä ja menettelyvaiheet tarkistettava⁷.

Kiihdytystä koskevan segmentin pituutta korjataan vastatuulen w suhteen seuraavasti:

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

Kiihdytystä koskeva segmentti ja työntövoiman alentaminen

Työntövoiman alentaminen sisällytetään kiihdytystä koskevaan segmenttiin samalla tavoin kuin vakionopeutta koskevaan segmenttiin. Sen ensimmäisestä osasta tehdään siirtymäsegmentti. Työntövoiman alentamistaso lasketaan samoin kuin silloin, kun työntövoimaa alennetaan vakionopeutta koskevassa menetelmässä, käyttämällä pelkästään yhtälöä B-1. On huomattava, etteivät kiihdytys ja nousu ole yleensä mahdollisia samalla kun pidetään yllä minimitasoista vajaamoottorin työntövoima-asetusta. Työntövoimaa muutetaan 1 000 jalan (305 m) etäisyydellä maasta. Korjattu nettotyöntövoima moottoria kohti 1 000 jalan etäisyyden loppupuolella asetetaan samaksi kuin alennettu arvo. Nopeus segmentin loppupuolella määräytyy 1 000 jalan segmentin pituutta koskevalla iteroinnilla. (Jos alkuperäinen vaakasuora etäisyys on alle 2 000 jalkaa, puolet segmentistä käytetään työntövoiman muuttamiseksi.) Toisen alasegmentin lopullinen työntövoima asetetaan vastaamaan alennettua työntövoimaa. Näin ollen toisella alasegmentillä lennetään jatkuvalla työntövoimalla.

B9 Täydentävät nousun ja kiihdytyksen segmentit siivekkeiden sisäänvedon jälkeen

Jos ylimääräisiä kiihdytystä koskevia segmenttejä sisällytetään nousun lentoradalle, yhtälöitä B-12–B-19 tulisi käyttää uudelleen laskettaessa lentoreitin etäisyys, keskimääräinen nousukulma ja korkeuden lisääntyminen kussakin tapauksessa. Kuten edellä, loppusegmentin korkeus on arvioitava iteroimalla.

B10 Laskeutuminen ja hidastaminen

Lähestymislento edellyttää normaalisti, että lentokone laskeutuu ja hidastaa valmistautuessaan loppulähestymissegmenttiin, jossa lentokoneen laskusiivekkeet ja laskutelineet lasketaan. Lentomekaniikka pysyy samana kuin lähdössä. Tärkein ero on se, että korkeus- ja nopeusprofiili tiedetään yleisesti, ja kussakin segmentissä on arvioitava moottorin työntövoimatasot. Voimatasapainon perusyhtälö on

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

⁷ Kummassakin tapauksessa olisi ohjelmitava tietokonemalli, jolla käyttäjälle ilmoitetaan epäohjonmukaisuudesta.

Yhtälöä B-20 voidaan käyttää kahdella eri tavalla. Ensinnäkin lentokoneen nopeus segmentin alussa ja lopussa voidaan määrittää, kuten myös laskeutumiskulma (tai tasaisen segmentin etäisyys) sekä alustava ja lopullinen segmentin korkeus. Tässä tapauksessa hidastuvuus voidaan laskea seuraavasti:

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

jossa Δs on katettu maaetäisyys ja V_1 on alkuperäinen ja V_2 lopullinen maanopeus, jotka lasketaan seuraavasti:

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

Yhtälöt B-20, B-21 ja B-22 vahvistavat, että vaikka konetta hidastetaan tietyllä etäisyydellä laskun vakionopeudella, vahvemman vastatuulen vuoksi tarvitaan enemmän työntövoimaa saman hidastuksen ylläpitämiseksi, kun taas myötätuulella sitä tarvitaan vähemmän.

Käytännössä useimmat, elleivät kaikki hidastukset lähestymislennolla suoritetaan tyhjäkäynnillä. Näin ollen yhtälön B-20 toisessa soveltamistavassa työntövoima määritetään tyhjäkäynnille, ja yhtälö ratkaistaan iteratiivisesti, jotta 1) hidastuvuus ja 2) korkeus hidastusta koskevan segmentin lopussa määritetään samalla tavalla kuin lähtökiihdytystä koskevassa segmentissä. Tässä tapauksessa hidastusetäisyys voi olla hyvin erilainen vasta- ja myötätuulien vuoksi, ja joskus on vähennettävä laskeutumiskulmaa sopivien tuloksien aikaansaamiseksi.

Useimmissa lentokoneissa tyhjäkäynti ei merkitse ”nollatehoa”, ja monissa se on myös lentonopeuden funktio. Näin ollen yhtälö B-20 ratkaistaan hidastuksen tapauksessa sisällyttämällä siihen tyhjäkäynti. Tyhjäkäynti lasketaan seuraavalla yhtälöllä:

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

jossa (E_{idle} , F_{idle} , $G_{A,idle}$, $G_{B,idle}$ and H_{idle}) ovat tyhjäkäynnillä kulkevan moottorin kertoimia, jotka ovat saatavilla ANP-tietokannasta.

B11 Laskun lähestymisvaihe

Laskun lähestymisvaiheen kalibroitu ilmanopeus, V_{CA} liittyy laskun kokonaispainoon yhtälöllä, jolla on sama muoto kuin yhtälössä B-11, eli

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

jossa kerroin D (kt/ $\sqrt{\text{lbf}}$) vastaa laskusiivekkeen asetusta.

Korjattu nettotyöntövoima moottoria kohti laskeuduttaessa laskun liukupolkua pitkin lasketaan ratkaisemalla yhtälö B-12 laskeutumispainolle W ja noston suhde vasteelle R , joka on asianmukainen siivekeasetuksille, kun laskuteline on vedetty ulos. Siivekeasetuksen pitäisi

olla se, jota käytetään tavanomaisesti varsinaisissa toiminnoissa. Laskun lähestymisvaiheessa liukupolun laskeutumiskulman γ voidaan olettaa olevan vakio. Suihkumoottori- ja useampimoottorisissa potkurilentokoneissa γ on tyypillisesti -3° . Yksimoottorisissa potkurilentokoneissa γ on tyypillisesti -5° .

Keskimääräinen korjattu nettotyöntövoima lasketaan muuttamalla yhtälöä B-12 siten, että $K = 1,03$, jotta otetaan huomioon hidastus, joka liittyy luonnostaan lentoon laskevalla lentoradalla viitteenä olevaan kahdeksan solmun vastatuuleen jatkuvalle kalibroidulle ilmanopeudella, joka saadaan yhtälöstä B-24, eli

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

Jos vastatuuli on muu kuin 8 solmua, keskimääräinen korjattu nettotyöntövoima on:

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

Lennetty vaakasuora etäisyys lasketaan seuraavasti:

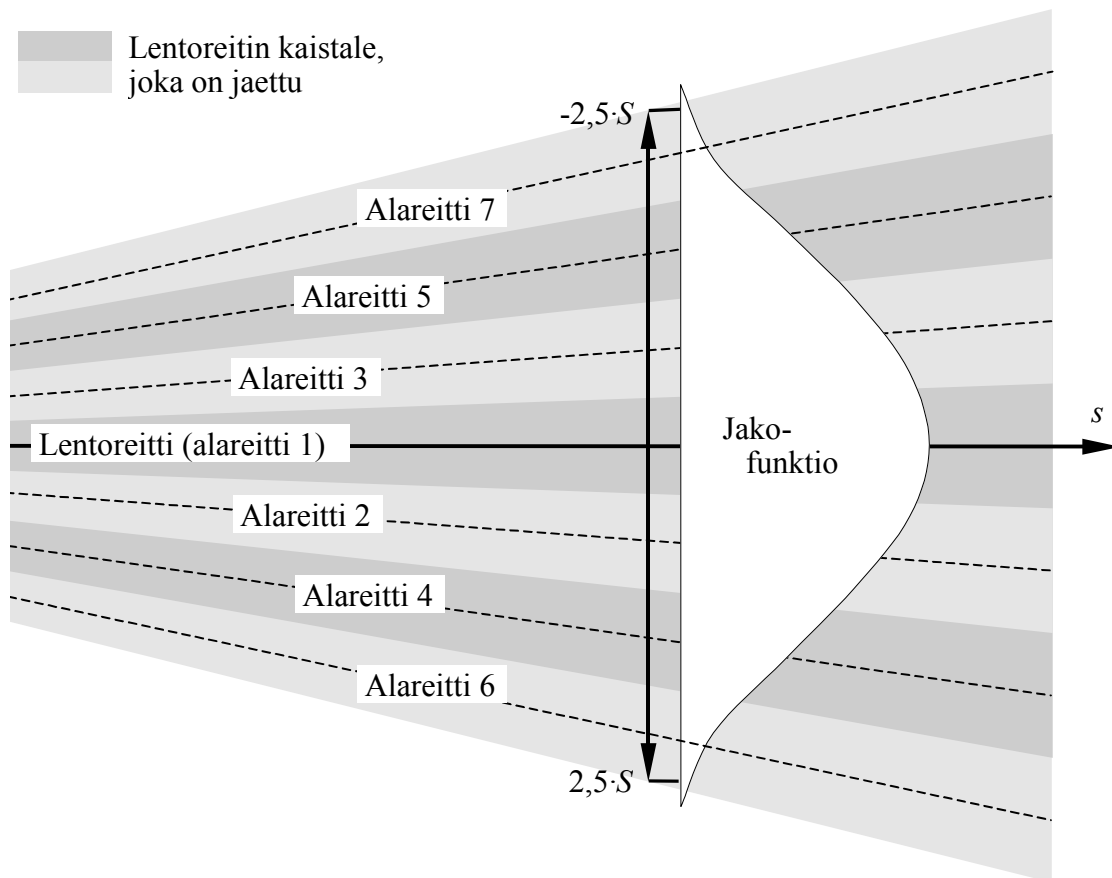
$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma} \quad (\text{B-27})$$

(positiivinen, koska $h_1 > h_2$ ja on negatiivinen).

LISÄYS C: SIVUSUUNTAISEN LENTOREITIN HAJAANTUMISEN MALLINTAMINEN

On suositeltavaa, että tutkatietojen puuttuessa sivusuuntaisen lentoreitin hajaantumista mallinnetaan sillä oletuksella, että perusreitin kanssa kohtisuorassa olevien reittien hajaantuminen seuraa Gaussin normaalijakaumaa. Kokemus on osoittanut, että tämä olettaus pitää useimmissa tapauksissa paikkansa.

Kun oletuksena on Gaussin jakauma keskihajonnasta S , jota kuvataan **kuvassa C-1**, noin 98,8 prosenttia kaikista liikkeistä sisältyy $\pm 2,5 \cdot S$:n puitteisiin (eli kaistaleelle, jonka leveys on $5 \cdot S$).



Kuva C-1: Lentoreitin jakaminen seitsemään alareittiin. Kaistaleen leveys on viisi kertaa lentoreitin hajaantumisen keskihajonta.

Gaussin jakaumaa voidaan yleensä mallintaa asianmukaisesti käyttämällä 7 erillistä alareittiä, jotka on jaettu tasaisesti kaistaleen $\pm 2,5 \cdot S$ rajojen välille, kuten **kuvassa C-1** esitetään.

Arvion soveltuvuus riippuu kuitenkin alareittien reitin erotuksen ja ilma-alusten korkeuden välisestä suhteesta. Voi esiintyä tilanteita (reitit voivat olla hyvin kapeita tai hyvin hajallaan),

jolloin toisenlainen alareittien määrä on asianmukaisempi. Jos alareittejä on liian vähän, käyrässä näkyy poikkeamia. **Taulukoissa C-1 ja C-2** esitetään parametrit jaolle 5–13 alareittiin. **Taulukossa C-1** esitetään erityisten alareittien sijainti, **taulukossa C-2** vastaava prosenttiosuus liikkeistä kullakin alareitillä.

Alareitin numero	Alareittien sijainti jakoa varten:				
	5 alareittiä	7 alareittiä	9 alareittiä	11 alareittiä	13 alareittiä
12 / 13					±2,31·S
10 / 11				±2,27·S	±1,92·S
8 / 9			±2,22·S	±1,82·S	±1,54·S
6 / 7		±2,14·S	±1,67·S	±1,36·S	±1,15·S
4 / 5	±2,00·S	±1,43·S	±1,11·S	±0,91·S	±0,77·S
2 / 3	±1,00·S	±0,71·S	±0,56·S	±0,45·S	±0,38·S
1	0	0	0	0	0

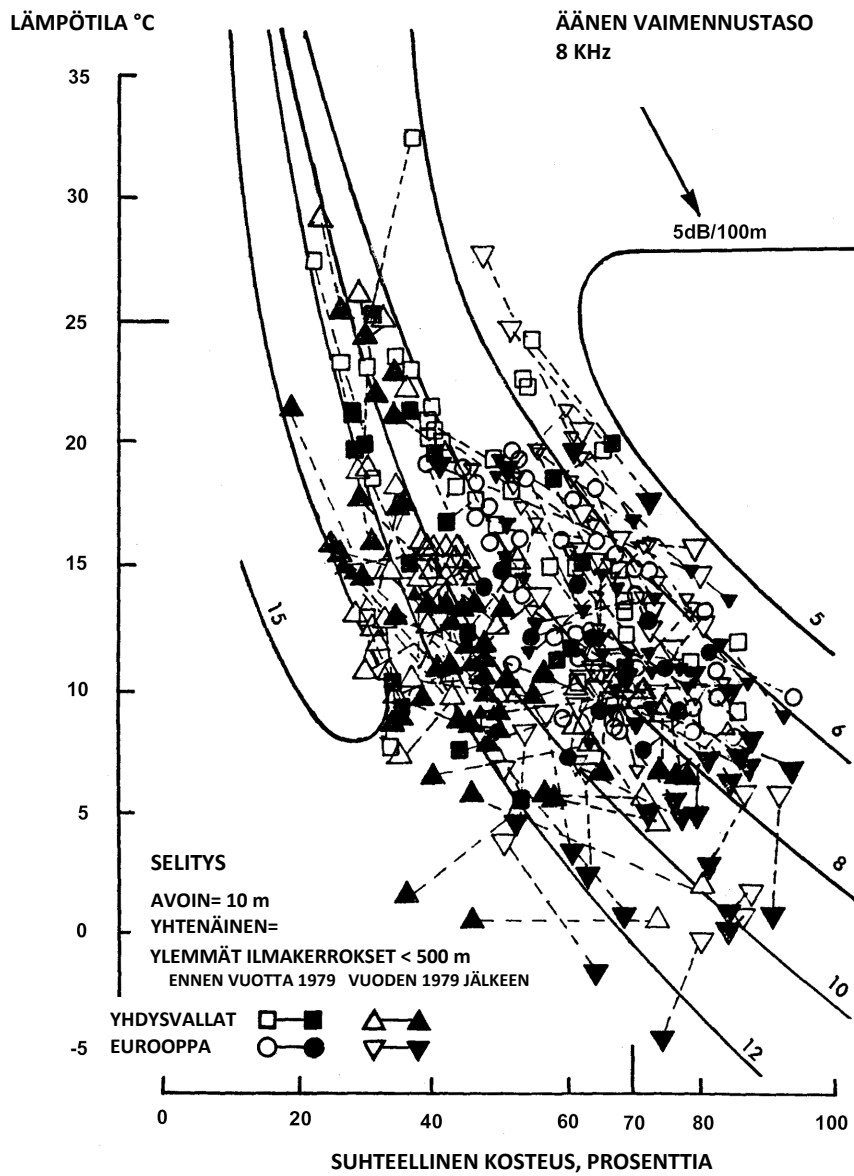
Taulukko C-1: 5, 7, 9, 11 tai 13 alareitin sijainti. Kaistaleen (johon sisältyy 98 prosenttia kaikista liikkeistä) kokonaisleveys on viisi kertaa keskihajonta

Alareitin numero	Liikkeiden prosenttiosuus alareitillä jakoa varten:				
	5 alareittiä	7 alareittiä	9 alareittiä	11 alareittiä	13 alareittiä
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 %
----------	--------	--------	--------	--------	--------

Taulukko C-2: Liikkeiden prosentiosuus 5, 7, 9, 11 tai 13 alareitillä. Kaistaleen (johon sisältyy 98 prosenttia kaikista liikkeistä) kokonaisleveys on viisi kertaa keskihajonta

SERTIFIOINTIA KOSKEVAN TESTAUKSEN AIKANA
KIRJATUT TODELLISET PÄIVÄOLOSUHTEET



Kuva D-1: Melusertifiointia koskevien testien aikana kirjatut sääolosuhteet

Kuvan D-1 käyrät, jotka laskettiin käyttämällä alan ilmakehän vaimennusta koskevaa standardimallia ARP 866A, osoittavat, että testiolosuhteissa voidaan olettaa korkean taajuuden (8 kHz) äänen vaimennukseen liittyvää huomattavaa vaihtelua (vaikka kokonaisvaimennuksen vaihtelu on vähäisempi).

Koska **taulukossa D-1** annetut vaimennusasteet ovat aritmeettisiä keskiarvoja, koko sarja ei voi liittyä yhteen viiteilmakehään (eli sellaiseen, jossa on tietyt lämpötilan ja suhteellisen kosteuden arvot). Niitä voidaan pitää ainoastaan puhtaasti teoreettisen ilmakehän (josta käytetään nimitystä standardin AIR 1845 ilmakehä) ominaisuuksina.

Taulukko D-1: Keskimääräiset ilmakehän vaimennusasteet, joita käytetään normaalistamaan NPD-tietoja ANP-tietokannassa

Keskitaajuus 1/3-oktaavikaistalle [Hz]	Vaimennusaste [dB/100 m]	Keskitaajuus 1/3-oktaavikaistalle [Hz]	Vaimennusaste [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

Vaimennuskertoimia **taulukossa D-1** voidaan pitää validina lämpötilan ja kosteuden kohtuullisen vaihtelun suhteen. Mukautusten tarpeellisuutta tarkistettaessa standardia ARP-866A olisi kuitenkin käytettävä laskemaan keskimääräisen ilmakehän absorptiokertoimet keskimääräisen lentokentän lämpötilan T ja suhteellisen kosteuden RH suhteen. Jos näiden kertoimien vertailussa **taulukon D-1** kertoimien kanssa katsotaan, että mukautusta tarvitaan, olisi käytettävä seuraavaa menetelmää.

ANP-tietokannassa annetaan seuraavat NPD-tiedot kustakin tehoasetuksesta:

- suurin äänitaso vs. viistoetäisyys, $L_{max}(d)$

- melutapahtuman aikaintegroitu taso vs. etäisyys viitteenä olevaan ilmanopeuteen $L_E(d)$, ja
- painottamaton viitteenä oleva äänispektri kahden eritasoisen pisteen välisellä 305 metrin (1000 ft) viistoetäisyydellä, $L_{n,ref}(d_{ref})$, jossa n = taajuuskaista (vaihteluväli on 1–24 1/3-oktaavikaistoilla, joilla keskitäajuus on 50 Hz—10 kHz),

kaikki tiedot normalistetaan standardin AIR 1845 ilmakehään.

NPD-käyrien mukauttaminen käyttäjäolosuhteisiin T ja RH toteutetaan kolmessa vaiheessa:

1. Ensiksi viitteenä olevaa spektriä korjataan SAE:n standardin AIR-1845 ilmakehän vaimennuksen $\alpha_{n,ref}$ poistamiseksi seuraavasti:

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

jossa $L_n(d_{ref})$ on vaimentamaton spektri, $d_{ref} = 305$ m ja $\alpha_{n,ref}$ on ilmakehän absorptiokerroin taajuuskaistalle n , joka on otettu **taulukosta D-1** (mutta ilmaistaan yksikkönä dB/m).

2. Seuraavaksi korjattua spektriä mukautetaan kuhunkin kymmeneen vakiomuotoiseen NPD-etäisyyteen d_i käyttäen vaimennusasteita i) SAE:n standardin AIR-1845 ilmakehässä ja ii) käyttäjäperusteisessa ilmakehässä (joka perustuu SAE:n standardiin ARP-866A).

i) SAE:n standardin AIR-1845 ilmakehässä:

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

ii) käyttäjäperusteisessa ilmakehässä:

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

jossa $\alpha_{n,866A}$ on taajuuskaistan n (ilmaistuna yksikkönä dB/m) ilmakehän absorption kerroin laskettuna käyttämällä SAE:n standardia ARP-866A lämpötilan T ja suhteellisen kosteuden RH suhteen.

3. Kullakin NPD-etäisyydellä d_i kaksi spektriä on A-painotettu ja niiden desibeliarvot on yhteenlaskettu, jotta tämän tuloksena olevat A-painotetut tasot $L_{A,866A}$ ja $L_{A,ref}$ määritetään, ja sen jälkeen ne vähennetään laskennallisesti:

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

Lisäys ΔL on NPD:iden välinen ero käyttäjäperusteisessa ilmakehässä ja viiteilmakehässä. Tämä lisätään ANP-tietokannan NPD-tietojen arvoksi, jotta näin voidaan johtaa mukautettuja NPD-tietoja.

Kun ΔL :ää käytetään mukauttamaan L_{max} :ia ja L_E tä, NPD-tiedoissa oletetaan, että eri ilmakehän olosuhteet vaikuttavat ainoastaan vertailuspektriin ja että niillä ei ole mitään

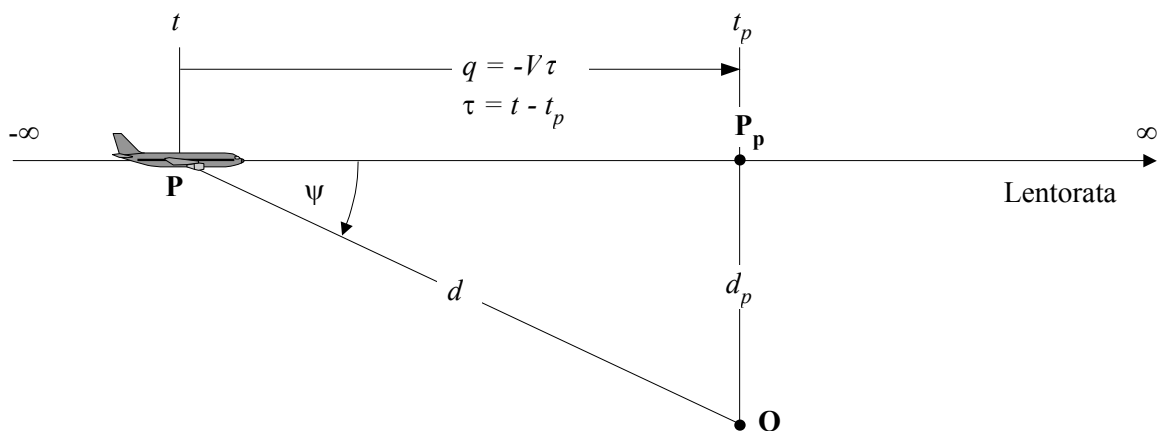
vaikutusta tason, ajan ja historiatietojen muotoon. Tätä voidaan pitää tyypillisen äänen etenemisen ja tyypillisten ilmakehän olosuhteiden osalta validina.

LISÄYS E: RAJALLISEN SEGMENTIN KORJAUS

Tässä lisäyksessä kuvataan rajallisen segmentin korjauksen derivointia ja tähän liittyvää energiaosuuden algoritmia, jota kuvataan 2.7.19 kohdassa.

E1 Geometria

Energiaosuuden algoritmi perustuu ”neljännen potenssin” 90 asteen dipoliäänilähteen äänisäteilyyn. Tällä on suuntaominaisuuksia, jotka ovat lähellä suihkukoneen ääntä ainakin kulmikkaalla alueella, joka vaikuttaa eniten äänitapahtumatasoihin lentokoneen lentoradan alla ja sivulla.



Kuva E-1: Lentoreitin ja havaintopaikan O välinen geometria

Kuvassa E-1 havainnollistetaan äänen etenemisen geometriaa lentoradan ja havaintopaikan O välillä. Sijainnissa P oleva ilma-alus lentää tyynessä ja tasaisessa ilmassa vakionopeudella suoralla ja tasaisella lentoradalla. Sen lähin lähestymispiste havaintopaikkaan on P_p . Parametrit ovat:

- d etäisyys havaintopaikasta ilma-alukseen
- d_p kohtisuora etäisyys havaintopaikasta lentoradalle (kahden eritasoisen pisteen välinen viistoetäisyys)
- q etäisyys P :stä P_p :hen $= -V \cdot \tau$
- V ilma-aluksen nopeus
- t ajankohta, jolloin ilma-alus on pisteessä P
- t_p ajankohta, jolloin ilma-alus sijaitsee lähimmässä lähestymispisteessä P_p

- τ lentoaika = aika suhteessa ajankohtaan $\mathbf{P}_p = t - t_p$
- ψ lentoradan ja ilma-aluksen havainnoijaan suuntautuvan vektorin välinen kulma.

On huomattava, että lentoaika τ lähimpään lähestymispisteeseen on negatiivinen, kun ilma-aluksen sijainti edeltää havainnointipaikkaa (kuten esitetään **kuvassa E-1**), ja suhteellinen etäisyys q lähimpään lähestymispisteeseen on tässä tapauksessa positiivinen. Jos ilma-aluksen sijainti on havainnointipaikan edellä, q on negatiivinen.

E2 Arvio energiaosuudesta

Energiaosuuden perusajatuksena on ilmaista havainnointipaikassa lentoradan segmentistä $\mathbf{P}_1\mathbf{P}_2$ (alkupiste on \mathbf{P}_1 ja loppupiste \mathbf{P}_2) aiheutunut meluallistutus E kertomalla äärettömän lentoradan ylilentojen meluallistutus E_∞ helposti käsitettävällä kertoimella, *energiaosuutta* koskevalla kertoimella F :

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

Koska allistuminen voidaan ilmaista (painotetun) äänenpainetason neliön keskiarvon aikaintegraalin suhteen, eli

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

E :n laskemiseksi paineen neliön keskiarvo on ilmaistava tunnettujen geometristen ja toiminnallisten parametrien funktiona. Kun kyseessä on 90 asteen dipolilähde, tämä on

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

jossa p^2 ja p_p^2 ovat havaittuja ilma-aluksen tuottaman paineen neliön keskiarvoja, kun se ylittää pisteet \mathbf{P} ja \mathbf{P}_p .

On todettu, että tämä suhteellisen yksinkertainen suhde tarjoaa hyvän simulaation suihkukoneen melusta, vaikka todelliset mekanismit ovat äärimmäisen monimutkaisia. Yhtälössä E-3 oleva suhde d_p^2/d^2 kuvaa pistelähteelle asiaankuuluvan palloaaltoleviämisen mekanismia, ääretöntä äänennopeutta ja yhtenäistä ei-dissipatiivista ilmakehää. Kaikki muut fyysiset vaikutukset, esimerkiksi lähteen suuntavaikutus, äärellinen äänennopeus, ilmakehän absorptio ja Doppler-siirtymä, katetaan epäsuorasti tekijällä $\sin^2 \psi$. Tämä aiheuttaa sen, että paineen neliön keskiarvo vähentyy kääntäen verrannollisesti d^4 :ksi, miksi sitä kutsutaan ”neljän potenssin” lähteeksi.

Substituuttien käyttöönotto

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

paineen neliön keskiarvo voidaan ilmaista ajan funktiona (ilman että äänen etenemiseen kulunut aika otetaan huomioon):

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

Asettamalla tämä yhtälöön (E-2) ja suorittamalla substituutio

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

Lennon aiheuttama äänialtistus havainnointipaikassa aikavälillä $[\tau_1, \tau_2]$ voidaan ilmaista seuraavasti:

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

Tämän integraalin ratkaisu on:

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

Integrointi $[-\infty, +\infty]$ välillä (eli koko äärettömällä lentoradalla) antaa seuraavan lausekkeen kokonaisaltistuksesta E_∞ :

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

ja siten energiaosuus on yhtälön E-1 perusteella

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

E3 Maksimimetriikan ja ajallisesti integroidun metriikan yhdenmukaisuus – skaalattu etäisyys

Yksinkertaisen dipolimallin käyttäminen energiaosuuden määrittämiseen edellyttää tiettyä teoreettista eroa ΔL tapahtumamelutasojen L_{max} ja L_E välillä. Jotta melukäyrämalli on sisäisesti johdonmukainen, sillä on saatava sama arvojen erotus kuin mitä NPD-käyrissä määritetään. Ongelmana on se, että NPD-tiedot perustuvat lentomelun todellisiin mittauksiin,

mitkä eivät välttämättä vastaa yksinkertaista teoriaa. Teoriaan on siten lisättävä joustavuutta. Kuitenkin periaatteessa muuttujia α_1 ja α_2 määrittävät geometria ja ilma-aluksen nopeus, joten joustavuudelle ei jää sijaa. Ratkaisun tarjoaa käsite *skaalattu etäisyys* d_λ .

Altistustaso $L_{E,\infty}$, siten kuin se on taulukoitu d_p :n funktiona ANP-tietokantaan vertailunopeudelle V_{ref} , voidaan ilmaista seuraavasti

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

jossa p_0 on vakiomuotoinen vertailupaine ja t_{ref} on vertailuaika (= 1 s äänialtistustason tapauksessa). Todelliselle nopeudelle V se on

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

Samoin tapahtumatason maksimimäärä L_{max} voidaan esittää seuraavasti:

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

Dipolilähteelle – käyttämällä yhtälöitä E-8, E-11 ja E-12 ja ottamalla huomioon (yhtälöistä E-2 ja E-8) $\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}$ – ero ΔL voidaan esittää seuraavasti:

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

Tämä voidaan rinnastaa NPD-tiedoista määritetyn ΔL :n arvoon ainoastaan, jos energiaosuuden laskuun käytetty viistoetäisyys havaintopaikasta d_p korvataan *skaalatulla etäisyydellä* d_λ , joka annetaan seuraavasti:

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

tai

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

Korvaamalla d_p d_λ :llä yhtälössä E-5 ja käyttämällä **kuvan E-1** määritelmää $q = V\tau$, yhtälön E-9 parametrit α_1 ja α_2 voidaan esittää (siten, että $q = q_1$ lentoradan pituussegmentin λ alkupisteessä ja $q-\lambda = q_2$ sen loppupisteessä) seuraavasti:

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

Jos viistoetäisyys havaintopaikasta joudutaan korvaamaan skaalatulla etäisyydellä, ei neljännen potenssin 90 asteen dipolimalli ole enää niin yksinkertainen. Mutta koska sitä kalibroidaan tosiasiallisesti paikan päällä käyttäen mittauksista saatuja tietoja, energiaosuuden algoritmia voidaan pitää täysin teoreettisen sijasta puoliempiirisenä.