

Lentokoneen tasapainotilat

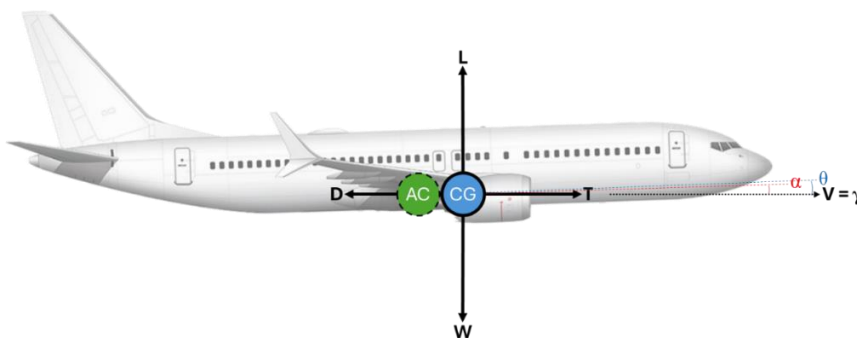
Seuraavana yleiskuvaus lentokoneeseen vaikuttavista suureista ja sen osatekijöistä, joiden syvällisempi tarkastelu ei ole tutkinnan kannalta oleellista. Kuvaamme siis yleisellä tasolla ne ehdot, joilla lentokoneen tasapainotila ilmassa määräytyy, sekä mitkä tekijät vaikuttavat sen ohjattavuuteen ja vakavuuteen. Yleisesti voidaan todeta, että kaikki lentokoneeseen vaikuttavat voimat kulkevat sen painopisteen kautta [*Center of Gravity, (CG)*] ja lentokoneen vakavuuteen vaikuttava pituusmomentti aerodynaamisen keskiön kautta [*Aerodynamic Center, (AC)*].

Vakaassa lentotilassa lentokone lentää tasaisella nopeudella suoraa lentorataa, jolloin lentokoneeseen vaikuttavat voimat ovat tasapainossa keskenään. Tasapainotilassa voimien välillä vallitsee voima-vastavoimasuhde – ts. yleinen ilmanvastus [*Drag, (D)*] täytyy kumota riittävällä määrällä moottoreista saatavalla työntövoimalla [*Thrust, (T)*], sekä koneen paino [*Weight, (W=mg)*] vastaavasti siiven muodon ja sen asennolla ilmavirtaan tuotetulla nostovoimalla [*Lift, (L)*]. Työntövoiman ylijäämä (suuri tehoasetus) muutetaan joko kiihtyväksi lentotilaksi tai korkeuden kasvattamiseksi. Vastaavasti työntövoiman alijäämä muutetaan joko nopeuden hidastamiseksi tai korkeuden vähentämiseksi.

Siipiprofiilin ja suhteellisen ilmavirran välistä kulmaa kutsutaan kohtauskulmaksi (α), jonka avulla siiven ylä- ja alapinnan välillä muodostetaan nostovoiman tuottamiseksi tarvittava paine-ero. Lentokoneen nopeusvektori [*Velocity, (V)*] on lentoradan suuntainen. Koneen pituus kallistuskulma (θ) määräytyy lentoradan (γ) ja kohtauskulman välisestä suhteesta. Kuvassa 1 esitetyssä tilanteessa lentokone lentää vaakalentoa, jossa ratakulma ja nopeusvektori on yhtä suuret.

Ilmakehän vaikutus lentokoneen ympärillä määrittää lentonopeuden, lentokoneen muodon, sekä nostovoiman tuottamisen myötä kokonaisvastuksen, joka kumotaan kiihtymättömässä lentotilassa riittävällä määrällä vastakkaissuuntaista työntövoimaa. Kokonaisvastus koostuu mm. muotovastuksesta, ilmavirtauksen ja lentokoneen pinnan rajakerroksesta sekä indusoidusta vastuksesta nostovoiman tuottamisessa.

Lentokoneen kokonaisvastukseen vaikuttavat niin rungon kuin siipipintojen muoto, että nostovoiman tuottamiseen tarvittava siiven ja suhteellisen ilmavirran välillä vallitseva kohtauskulma (α). Mitä hitaammalla lentonopeudella lentokone lentää, sitä suurempaa kohtauskulmaa tulee käyttää saman nostovoiman tuottamiseksi ilman siiven geometrian muuttamista. Siiven geometriaa (esim. käyritys ja siiven jänne) voidaan muuttaa siiven jättöreunaan asennettujen laskusiivekkeiden (*Trailing Edge Flaps*) tai johtoreunaan siivekkeiden (*Leading Edge Slats*) avulla. Myös muita nostovoiman tuottoa lisääviä menetelmiä on olemassa, joista kaksi edellä mainittua ovat yleisimmät.



Kuva 1 Lentokoneeseen vaikuttavat voimat.

Lentokoneen luontainen vakavuus

Lentokoneen lentäessä tasapainotilassaan sen rakenteellinen muotoilu, mittasuhteet sekä vallitseva painopiste vaikuttavat sen ohjattavuuteen ja vakavuuteen yhdessä aerodynaamisen keskiön suhteen. Painopiste voidaan yleistäen käsittää lentokoneen saranapisteeeksi ja aerodynaamista keskiötä kohdaksi, jonka kautta nostovoiman tuottamiseen vaadittavat aerodynaamiset voimat vaikuttavat. Lentokoneen suunnittelussa on eduksi tavoitella rakenteellista muotoilua ja mittasuhteita, joiden takia koneella on luontainen pyrkimys palata tasapainotilaansa. Tämä on mahdollista suunnittelemalla lentokoneen rakenne siten, että aerodynaaminen keskiö sijaitsee painopisteen takapuolella. Näin suunniteltua lentokonetta on helppo ohjata ja se palautuu vakautettuun lentotilaansa itsenäisesti.

Liian suuri vakavuus voi tehdä lentokoneen käytöksestä liian herkän reagoimaan esim. puuskaiseen tuuleen (ns. tuuliviiri vakavuus) sekä vaatia suuria ohjainvoimia sen hallintaan. Kun taas heikko vakavuus tekee ohjaamisesta hankalaa, ja joissain tilanteissa jopa mahdotonta ilman nykyaikaisia lennonohjausjärjestelmiä (*Control Augmented System, CAS*)

Lentokoneen suunnittelussa tulee siis aina ottaa huomioon sen tuleva käyttötarkoitus sekä sille asetettavat operointivaatimukset. Vakavuutta voidaan tarkastella lentokoneen jokaisen kolmen akselin suhteen (pituus-, poikittais- ja suunta-akseli), jotka puhekielessä esiintyvät yleisimmin termein *Pitch, Roll* ja *Yaw*.

Hitaat ja nopeat heilahtelut

Edellä mainittujen akseleiden suhteen lentokoneen muotoilun, mittasuhteiden, massan, painopisteen sekä aerodynaamisten voimien yhteisvaikutuksesta koneen koordinaatio akselistossa esiintyy myös kulmakiikhtyvyyksiä, jotka määrittelevät kulloinkin esiintyvää käyttäytymistä. Hidas jaksoiset (*Long Period*) ovat luontaista käytöstä ja nopeat (*Short Period*) tasapainotilan horjunnasta johtuvia. Näille voidaan myös määritellä toivottavia ja ei toivottavia ominaispiirteitä.

Hitaista heilahteluista yleisimpinä esiintyvät heikko suunta- ja poikittaisvakavuus tai pituuspituusvakavuus. Suunta- ja poikittaisvakavuuden ollessa heikko, voi lentokoneen käytöksessä esiintyä suunta- ja kallistusheilahtelua (ns. *Dutch Roll*), joka voi tuntua matkustajasta epämiellyttävältä, kuten myös pituusakselin huojahetusta johtuva rauhallinen ylös-alasliike (*Phugoid*). Lentokoneen olisi siten toivottavaa vaimentaa tällaiset hidastajuuksiset käytökset luontaisesti tai avustavia ohjausjärjestelmiä hyödyntäen (*Dutch Roll – Yaw Damper / Phugoid – Altitude Hold*). Nopeat heilahtelun näkyvät lentokoneessa esimerkiksi ohjaamisesta aiheutuvista välittömistä vaikutuksista (esim. siivekejarrutus, *Adverse Yaw*) tai tuulenpuuskista/turbulenssista aiheutuvista tasapainotilojen muutoksista.

Esiintyville hitaille- sekä nopeille heilahteluille on lentokoneen käytöksen kautta todettavissa erilaisia taajuuksia, amplitudeja ja jaksoaikoja, joiden avulla voidaan todeta ja määritellä sen käytöstä. Toivottaviin ominaisuuksiin kuuluu sekä hitaiden että nopeiden heilahtelujen luontainen vastustaminen ja niiden hyvä vaimeneminen (*stable*). Heilahteluja säilyttävä/epämääräinen (*indifferent*) tai niitä voimistava (*unstable*) lentokone vaatii ohjaamiselta paljon huomiota ja joissain tilanteissa vaikuttaa myös sen turvalliseen operointiin.

Ilmavirtauksen vaikutus liikennelentokoneeseen

Ilmakehässä esiintyvät virtaukset vaihtelevat yleistäen mm. painekenttien välisten erojen aiheuttamista ilmassojen vaakasiirtymisistä, lämpötilaerojen aiheuttamista pystyvirtauksista, erilaisten ilmassojen välisistä rajakerrospyörteilyistä sekä pilvimassojen yhteyteen liittyvistä pystyvirtauksista. Edellä mainittujen yleisimpien virtaustyyppien väliset

erot vaihtelevat vakaasta aina kaoottiseen pyörteilyyn. Pyörteilyä esiintyy paikallisesti ja sen käytöstä voi olla mahdotonta tarkalleen ennustaa/havaita, kun taas laajemmat ja vakaammat virtaukset esiintyä laajasti suurienergisiinä.

Yksittäisen pystysuoran virtauksen vaikutuksia lentokoneeseen tarkastelemalla voidaan ymmärtää lainalaisuudet, joiden seurauksena lentokoneen käytös voi muuttua ei toivotulla tavalla. Seuraavien esimerkkitapausten avulla on tarkoitus lyhyesti kuvata kahden toisistaan erilaisen pystyvirtauksen vaikutus suurikokoisen lentokoneen käyttöön. Esimerkkitapausten oletusarvot eivät suoraan edusta tutkinnan alla olevaa tapahtumahetkeä, mutta antavat hyvän yleiskuvan ilmiöstä ja laajentaa käsitystä koneeseen sekä matkustajiin ja sen henkilökuntaan kohdistuvista voimista.

Esimerkkitilanteet

Esimerkkitilanteiden lähtökohdaksi määritellään seuraavat lentokoneen ja ilmakehän karkeat arvot:

- | | |
|---------------------------------------|---|
| • siipipinta-ala | $S = 130 \text{ m}^2$ |
| • lentomassa | $m = 60\,000 \text{ kg}$ |
| • tosi-ilmanopeus | $V = 225 \text{ m/s (KEAS 280)}$ |
| • nostovoimakertoimen kaltevuus | $C_{L\alpha} = 5$ (tyypil. lukuarvo matkustajakoneilla) |
| • lentokorkeutta vastaava ilmantiheys | $\rho = 0,5 \text{ kg/m}^3$ (n. FL 270) |
| • gravitaatiokiihtyvyyys | $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ |
| • pystyvirtauksen voimakkuus | $w = 10 \text{ m/s}$ |

Mikäli lentokone lentää ilmakehässä olevaan pystyvirtaukseen tosi-ilmanopeudella V ja pystyvirtauksen nopeus ylöspäin on w , pyrkii koneen kohtauskulma (α) kasvamaan määrällä w/V [rad]. Lentokoneen hetkellistä reaktiota yksinkertaistaen, voidaan sen arvioitavan kasvattavan ilmavirtauksen johdosta nostovoimaansa johdatettua kaavaa vastaavalla määrällä

$$\Delta L = 0,5\rho VwSC_{L\alpha} \quad (1)$$

Nostovoimamuutosten vaikutusta lentotilaan on tarkasteltava suhteessa lentokoneen vallitsevaan painoon $W = mg$. Kun nostovoiman muutos jaetaan painolla, saadaan kyseisten voimien suhteena dimensioton kuormitusmonikerran muutos

$$\Delta n = \Delta L/W = 0,5\rho VwC_{L\alpha}/(W/S) \quad (2)$$

eli puhekielessä G -muutos, jonka vaikutus kohdistuu oleellisesti lentokoneen painopisteeseen, ja kyseinen voimasuhde pyrkii muuttamaan liiketilaa lentorataa vastaan kohtisuorassa suunnassa.

Esimerkkitilanne 1:

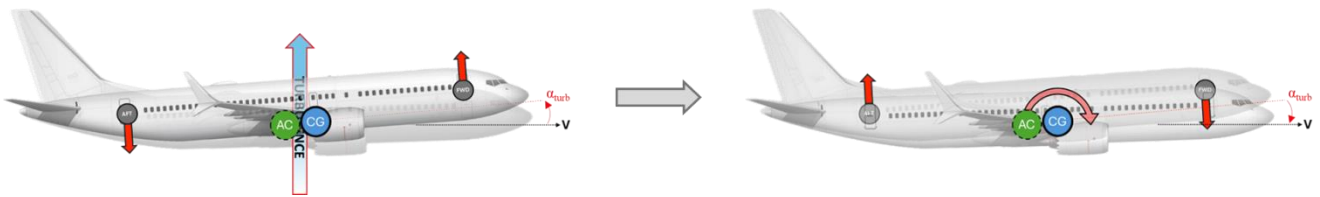
Siipipinta-alaltaan S olevan liikennekoneen hetkellinen lentomassa on tapahtuma hetkellä m sen lentäessä tiheyttä ρ vastaavalla korkeudella ja tosi-ilmanopeudella V ja siihen kohdistuu äkillinen pystysuora ylöspäin suuntautuva ilmavirtaus (puuska) nopeudeltaan w , kasvaa koneen painopisteeseen liittyvä kuormitusmonikerta likikaava-arvion (2) mukaan määrällä $\Delta n_{CG} = 0,62$, kasvattaen vaakalennossa vastaavan kuormitusmonikerran lukemaan $G_{CG} = 1 + 0,62 = 1,62$. Jos yhtä voimakas puuska suuntautuukin alaspäin, pienenee kuormitusmonikerta vaakalennossa lukemaan $G_{CG} = 1 - 0,62 = 0,38$.

Esimerkkutilanne 2:

Nostovoimamuutosten lisäksi pystysuorat puuskat vaikuttavat myös lentokoneen pituusmomenttitasapainoon. Puuskan kasvattaessa kohtauskulmaa (α) pyrkii tavallinen luonnostaan vakaa lentokone vastustamaan kohtauskulman kasvua ja palauttamaan kohtauskulman tasapainotilan mukaista arvoa kohti kääntämällä itsestään nokkaa alaspäin. Vastaavasti puuskan pienentäessä kohtauskulmaa nokka pyrkii itsestään nousemaan. Puuskat aiheuttavat siis kulmakiikityvyyksiä ja niistä seuraavia kulmanopeuksia lentokoneen painopisteen suhteen.

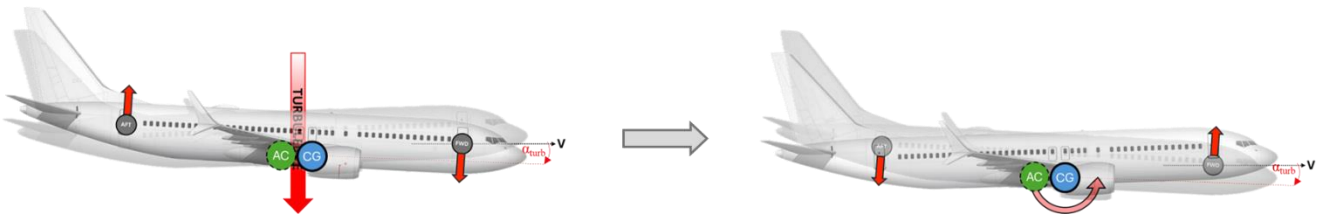
Esimerkkutilanteessa 1. kuvattiin turbulenssipuuskien aiheuttamia liiketilähäiriöitä lentokoneen painopisteen suhteen. Tässä esimerkkutilanteessa 2. kuvataan häiriövaikutuksia liikennekoneen matkustamon eri osissa (*AFT* ja *FWD*), koska etäisyydellä lentokoneen painopisteestä (*CG*) on vaikutuksia sen paikallisiin liikkeisiin.

Esimerkkutilanteessa 1. kuvattu ylöspäin suuntautuvan puuskan (w , *sininen nuoli*) kasvattaessa lentokoneen painopisteeseen liittyvää kuormitusmonikertaa (G_{CG}), se johtaa samalla ainakin yleensä häiriötä korjaavaan (vrt. *tasapainotila*) nokkaa alas kääntävään kulmaliikkeeseen. Liikkeessä aluksi ilmenevä kulmakiikityvyys kasvattaa alla olevan kuvan mukaisesti paikallista kuormitusmonikertaa painopisteen takapuolella (G_{AFT}) ja pienentää sitä vastaavasti painopisteen etupuolella (G_{FWD}). Tämä paikallinen kuormitusmonikerran lisävaikutus voi olla merkittävä rungon taka- ja etupäässä.



Kun aiemmin esillä olleeseen painopisteen *CG* kuormitusmonikerran kasvuun $\Delta n_{CG} = 0,62$ lisätään lentokoneen tasapainotilaan pyrkivä nokkaa alas kääntävä häiriökulmakiikityvyys $0,3 \text{ rad/s}^2 = 17,2^\circ/\text{s}^2$, kasvaisi paikallinen hetkellinen kuormitusmonikerta etäisyydellä $x = 15 \text{ m}$ painopisteen takana määrällä $\Delta n_{AFT} = 0,3 \cdot x/g = 0,46$. Tällöin paikallinen kuormitusmonikerta kasvaisi vaakalentoa edustavasta arvosta 1 tasolle $G_{AFT} = 1 + 0,62 + 0,46 = 2,08$. Vastaavasti 15 m painopisteen etupuolella paikallinen kuormitusmonikerta pienenesi kulmakiikityvyyden takia ja koettu kuormitusmonikerta olisi vain $G_{FWD} = 1 + 0,62 - 0,46 = 1,16$.

Kulmakiikityvyyden vaikutukset ovat edellisiä dramaattisempia, kun tarkastellaan negatiivisen eli alaspäin suuntautuvan puuskan w vaikutuksia, joka pienentää painopisteeseen liittyvää kuormitusmonikertaa määrällä edelleen $\Delta n_{CG} = 0,62$ ja häiriöön liittyy vastaava nokkaa ylös kääntävä kulmakiikityvyys $0,3 \text{ rad/s}^2$, pienenee paikallinen kuormitusmonikerta 15 m painopisteen takapuolella vielä määrällä 0,46 kokonaistasolle $G_{AFT} = 1 - 0,62 - 0,46 = -0,08$ eli **negatiiviseksi**. Vastaavasti 15 m painopisteen etupuolella vastaava lentokoneen liiketilähäiriö tuottaisi paikallisen kuormitusmonikerran $G_{FWD} = 1 - 0,62 + 0,46 = 0,84$.



Edellä kuvattu G_{AFT} kuormitusmonikerta alaspäin suuntautuvan ilmavirtauksen seurauksena riittää nostamaan kiinnittämättömät henkilöt ja tavarat kohti matkustamon kattoa. Alla koottuna esimerkkitapausten vaikuttavat kuormitusmonikerrat paikallisesti ilmoitettuna.



TURBULENCE	AFT	CG	FRONT
↑ 10 m/s	2.08	1.62	1.16
0 m/s	1.0	1.0	1.0
↓ 10 m/s	-0.08	0.32	0.84

Edellä esitettyjen esimerkkitapauksiin liittyvät oletukset esim. ilmanvirtauksen voimakkuudesta ja liikennekoneen kokoluokkaa olevien lentokoneiden kulmakiiktyvyyksistä eivät edusta tarkalleen tutkittavan vaaratilanteen mukaisia arvoja, mutta niiden avulla pystytään kuvaamaan lentokoneen tasapainotilaan vaikuttavat vuorovaikutussuhteet karkeasti. Yleistäen voidaan todeta, että turbulenssipuuskien aiheuttamat liiketilähäiriöt ovat liikennekoneen rungon sisällä sitä suurempia mitä kauempana lentokoneen painopisteestä (CG) olemme. Nykyisen keskimoottorisen lentokonesuunnittelun vallitessa takarungon alue on edellä kuvatuille liiketilähäiriölle kriittisin.

Yhteenveto

Lentokoneen kuormaus vaikuttaa turbulenssin aiheuttamiin häiriöihin siten, että kevyt kuormaus ja koneen keventyminen lennon aikana polttoaineen kulumisen takia kasvattavat alttiutta liiketilähäiriöille. Suuri tosi-ilmanopeus ja pienille lentokorkeuksille ominainen suuri ilman tiheys ovat myös häiriötä kasvattavia tekijöitä, mutta liikennekoneilla niiden ratkaiseva keskinäinen tulo lienee suurimmillaan matkalennon liukuvaiheessa lennettäessä vielä melko korkealla. On hyvä huomioida, että liiketilähäiriöihin liittyvät kulmakiiktyvyydet vaikuttavat merkittävästi rungon eri osissa koettuihin paikallisiin ilmiöihin. Erityisesti rungon takarungon alueella paikalliset kuormitusmonikerran muutokset voivat olla oleellisesti rajumpia kuin lähellä lentokoneen painopistettä.