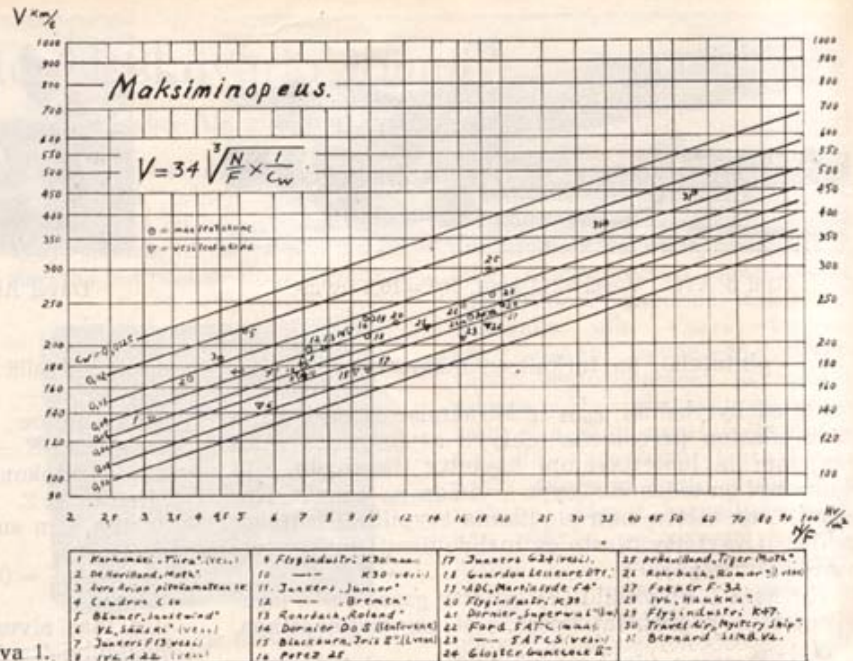


Lentokoneen maksiminopeuden arvioimisesta.

Aerolle tekn. ylioppilas,
res. vänr. Y. Mäkisalo.



Kuva 1.

Lentokoneen maksiminopeudella tarkoitetaan suurinta nopeutta, mikä moottorin täydellä teholla vaakasuorassa lennossa voidaan saavuttaa. Ellei korkeutta erikoisesti ole ilmoitettu, on kysymys suurimmasta nopeudesta maanpinnan (oikeammin merenpinnan) lähellä.

Lentokoneen maksiminopeutta ei voida tarkasti määrätä laskemalla, ellei täsmälleen tunneta koneen mittoja, siipiprofiilia, potkurin hyötysuhdetta y.m., eikä aina sittenkään. Ainoastaan kokeilemalla saadaan tarkka arvo.

Likimääräisesti maksiminopeus voidaan kuitenkin arvioida, vaikei koneesta tunnettaisi muuta kuin pintateho ja yleinen rakennetyyppi.

Johdetaan aluksi maksiminopeuden kaava:

Vaakasuorassa lennossa tarvitaan lentokoneen kokonaisvastuksen, W (kg), voittamiseen nopeudella v (m/sek.) lennettäessä, teho $W \cdot v$ (mkg/sek.)

N -hevosvoimaisen moottorin potkurissa on teho $\eta \cdot N \cdot 75$ (mkg/sek.); η on potkurin hyötysuhde.

$$(1) W \cdot v = \eta \cdot N \cdot 75, \text{ josta}$$

$$(2) N = \frac{v}{\eta \cdot 75} \cdot W$$

$$(3) \text{ Vastus } W = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot v^2,$$

jossa c_w on lentokoneen vastuskerron,
 ρ on ilman tiheys (kg. sek.³/m³),
 F on siipipinta-ala (m²).

Sijoitamme tämän yhtälöön (2), siis

$$(4) N = \frac{v}{\eta \cdot 75} \cdot c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot v^2 = \frac{1}{\eta \cdot 75} \cdot c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot v^3$$

Ratkaisemme v :n

$$(5) v \text{ (m/sek.)} = \sqrt[3]{\frac{\eta \cdot N \cdot 75 \cdot 2}{c_w \cdot F \cdot \rho}}$$

Tätä kaavaa voidaan yksinkertaistaa. Kuten jo mainittiin, on kysymys lennosta maanpinnan lähellä, joten ilman tiheys (ilman kuutiometripaino jaettuna painovoimaan kiihtyväisyydellä)

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1,25}{9,81} = \sim \frac{1}{8} \text{ (kg. sek.}^2\text{/m}^2\text{)} \text{ on vakio. Oletamme}$$

tässä myös, että $N = N_{max}$, sillä tavallinen lentokone moottori saavuttaa maksimithehonsa suurimmalla ilmantihedellä; siis maanpinnan lähellä. Ylipuristetusta ja etupuristajalla varustetuista moottoreista ei kuitenkaan kestävyysyistä voida alhaalla ottaa kaikkea tehoa, mikä niistä saataisiin, ainakaan pitkä-aikaisesti.

Suurilla lentonopeuksilla, joista nyt on kysymys, vaihtelevat nykyisten potkureiden hyötysuhteet $\eta = 0,85 - 0,88$, 10 % vaihtelu hyötysuhteessa saa aikaan vain 2,2 % muutoksen nopeudessa. Oletamme keskimääräiseksi arvoksi $\eta = 0,70$.

Nyt saamme yhtälön (5) muotoon:

$$(6) v \text{ (m/sek.)} = 9,45 \sqrt[3]{\frac{N}{F} \cdot \frac{1}{c_w}} \text{ eli}$$

$$(7) V \text{ (km/t.)} = 34 \sqrt[3]{\frac{N}{F} \cdot \frac{1}{c_w}}$$

Tässä esiintyy vain $\frac{N}{F}$ ja c_w .

Ford 5 ATC. $V_{max}=246$ km/t, $N/F=16,2$ hv/m².Travel Air „Mystery Ship“. $V_{max}=378$ km/t, $N/F=35$ hv/m².

$\frac{N}{F}$, pintateho, on tarkalleen määrätty yllämainituilla edellytyksillä, c_{w0} :n määräämisessä on tyydyttävä tilaston perusteella tehtyyn arviointiin. Mitä laajempi ja luotettavampi käytetty tilasto on, sitä suurempi on todennäköisyys arvioida c_{w0} oikein. Kuvassa 1. on otettu vain muutamia tyyppillisiä lentokoneita. (Käytetty tilasto on mahdollisesti jonkunverran epätarkkaa).

Kuvassa 1. on yhtälö (7) esitetty graafisesti, logaritmisessa koordinaatistossa. V on ordinaattana, $\frac{N}{F}$ abskissana, vinot viivat edustavat eri c_{w0} -arvoja.

Teemme sen yleisen huomion, että eri lentokoneita vastaavat pisteet ovat pystysuorassa suunnassa verrattain hajallaan, c_{w0} vaihdellen $0,021-0,072$ aiheuttaen pienimmillä pintatehoilla nopeuseron noin 60 km/t. ja suurimmilla 150 km/t. Vastuksella näyttää siis olevan maksiminopeuteen aivan arvaamaton vaikutus.

Koetamme nyt tutkia c_{w0} :tä lähemmin.

Lentokoneen kokonaisvastus on summa siipivastuksesta ja haitallisesta vastuksesta. Siipivastuksen taas muodostavat n.s. indukoitu eli reunavastus ja profiilivastus. Edellisessä käytetty lentokoneen kokonaisvastuskerroin on $c_w = c_w + c_{wp} + c_{ws}$. (Huom! Tavallinen haitallisen vastuksen kerroin, merkitkäämme se esim. c_{w0} , vastaa k.o. kappaleen suurinta, ilmavirtaa vastaan kohtisuoraa, poikkileikkausala F_0 . Tässä yhteydessä tulee haitallisen vastuksen kertoimen kuitenkin vastata siipipinta-alaa, joten yksityisten $c_{w0} \cdot F_0$ -arvojen summa on jaettava

$$F:\text{llä, siis } c_{ws} = \frac{\sum (c_{w0} \cdot F_0)}{F}$$

Indukoitu vastus syntyy ilman virratessa siiven kärkien ympäri alhaalta ylös ja on tietenkin sitä suurempi, mitä leveämmällä alueella ja mitä voimakkaammin virtaus tapahtuu. Indukoidun vastuksen kerroin

$$(8) \quad c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi} \cdot S,$$

jossa c_a on vastaava nostokerroin ja

S siiven sivusuhte $\left(= \frac{\text{siipipinta}}{(\text{kärkien väli})^2} \right)$ tai suorakul-

maisella siivellä $= \frac{\text{siiven leveys}}{\text{kärkien väli}}$.

Määräämme c_{wi} :n parissa rajatapauksessa. Oletamme, että $S = 1:4$ ja $c_a = 0,35$. (Tämä c_a -arvo vastaa lentokoneen minimi- ja maksiminopeuksien suhdetta 1:2, jos miniminopeudella lennettäessä käytetty c_a :n suurin arvo on 1,4.) Siis

$$c_{wi} = \frac{0,35^2}{3,14} \cdot \frac{1}{4} = 0,0097.$$

Jos taas sivusuhte on 1:5 ja $c_a = 0,16$ (vastaa nopeussuhdetta 1:3), on c_{wi} vain $0,0015$.

Siipivastuksen toinen osa, profiilivastus on n.s. muotovastuksen ja pintahankauksen summa. Profiilivastuskertoimen, c_{wp} arvo on suuria nopeuksia vastaavilla kohtauskulmilla yleensä pieni, tavallisilla profiilimuodoilla: $0,0080 - 0,0125$.

Koko siipivastuksen kertoimeksi saisimme huonoimmassa tapauksessamme $0,0222$ ja parhaassa $0,0095$. Näiden ero on $0,0127$. Siis korkeintaan tämän määrän vaikuttaa siipivastuksen vaihtelu kokonaisvastuskertoimeen c_w .

Siis c_w :n suuriin vaihteluihin (esim. kuv.1: $0,3500$) on haitallinen vastus ensisijassa syypää. Kuten jo mainittiin, on haitallisen vastuksen kerroin $c_{ws} =$

$$\frac{\sum (c_{w0} \cdot F_0)}{F}. \text{ Tästä näkyy, että mitä suurempi on jon-$$

kun lentokoneosan poikkipinta (edestäpäin katsottuna), sitä suurempi on tämän osan vastuskertoimen, c_{w0} , merkitys. Usein on kuitenkin rungolla, kellukkeilla, pyörillä y.m. suuri vastuskerroin, siis eroavaisuus virtaviivamuodosta suuri. Esim. suojaamaton tähtimootori tarjoaa jo itse suuren vastuksen ja aiheuttaa lisäksi virtauksen rikkoutumisen pyörteiksi. Kellukkeille ja lentovenerungoille, joiden tulee toimia myös vedessä, ei voida antaa aerodynaamisesti edullista muotoa.

Myös monilukuisista pikkuosista, kuten jännityslangoista, tukien heloituksista, laskutelineen joustimista, tuulilaseista y.m. voi kertyä huomattava vastus. Lentokoneen eri osien, pääasiassa siipien ja rungon keskinäinen häiriövaikutus (interferenssi) on myös huomioonotettava seikka.

Tyyppillisten lentokoneiden vastuskertoimia nähdään kuvassa 1.

Jatk. sivulle 232.

kankaaseen. Nuorat on asetettu kankaaseen siten, että kutakin niistä täytyy venyttää n. 18 kg:lla, ennenkuin sitä ympäröivä kangas alkaa suoristua. Kantoköydet on jaettu neljään 6-köyden ryhmään, joista kukin ryhmä on kiinnitetty kannattimiin. Köydet ovat sidotut D-muotoisiin rautarenkaisiin, jotka ovat ommellut kiinni kannatinhihnoihin.

Kannattimet ovat satulavyön tapaiset ja muodostaa niitten varsinaisesti kannattavan osan lentäjän istuinlihashen alitse kulkeva istuin- ja kannatinhihna. Tämä haarautuu rinnan ja olkapäitten kohdalla kahteen kannatinhihnaan, jotka ovat liitetyt kantoköysiin. Istuin- ja kannatinhihna pysyy oikeassa asennossaan kahden selkähinnan ja siirrettävän vyöhihnan avulla. Nämä hihnat kulkevat toisiinsa liitettynä molemmin puolin rintaa, jonka yli molemmat puolikkaat yhdistetään hakasen — rintakytin — sekä kahden säarihinnan — sääritykin — avulla.

Purjekankainen reppu suojaa kokoonkäärittyä varjoa ja kantoköysiä. Se on vahvistettu nelikulmaisella teräskehyksellä, jonka reunoista se jatkuu neljänä liuskana, mitkä käännetään laskuvarjon yli ja pysyvät paikoillaan kytkinlaitteen avulla, joka vuorostaan suljetaan avaajalaitteen lukkosokilla. Pohjalaataan ja liuskojen yläosaan on käyttövalmiissa varjossa kiinnitetty kumijoustimet, (katso kuvaa) jotka reppua avattaessa kääntävät liuskat nopeasti syrjään.

Avaajalaitteen muodostaa teräspunos, jonka toinen pää on kiinnitetty kahteen lukkosokkaan ja toinen yhdistetty vetorenkaiseen. Punos kulkee osaksi kannatinhihnaston vasemmalle puolelle, osaksi repun liuskoihin kiinni ommellussa taipuisassa metalliletkussa. Vetorengasta varten on liuskojen vasemmalla puolella tasku, jossa se pysyy joustimen avulla.

Yllämainittu selitys koskee istuinpakkausta, jota käytetään ohjaajavarjoissa. Tähyistäjavarjoissa käytetään sylipakkausta ja puuttuu niistä sekä suojusletku että tasku. Rengas on niissä sijoitettu repun taskuun yläliuskalle.

Apuvarjon tarkoituksena on jouduttaa varsinaisen varjon avautumista. Se on noin 75 cm. läpimittainen ja kiinnitetty varjon huippuun avautuen siis ennen varsinaista varjoa. Tällaista apuvarjoa ei ole kaikissa laskuvarjoissa, ja Irvin-varjossa se on vain lisäämässä varmuutta, vaikkakaan se ei ole välttämätön.

Irvin-varjon pakkaus on verrattain yksinkertainen. Pitkät kantoköydet kootaan ensin repuun ja varsinainen varjo laskotetaan huolellisesti niiden päälle. Päällimäiseksi asetetaan apuvarjo samoin kokoonkäärittyinä. Sen jälkeen käännetään repun liuskat paikoilleen ja varmistetaan lukkosokilla, jotka pujotetaan pienten kartioiden aukkoon. Näihin lukkosokkiin on kiinnitetty edellä mainittu teräspunos, jonka toisessa päässä on vetorengas.

Erittäin tärkeätä on suorittaa varjon pakkaus niin huolellisesti, että varsinainen varjo ja pitkät kantoköydet eivät mitenkään sotkeudu toisiinsa ja siten vaaranna käyttäjänsä.

Irvin-varjon avaamisen menetelmä on hyvin yksinkertainen ja helppo. Lentäjän tarvitsee vain vetää sivullaan riippuvasta renkaasta, niin että teräspunos tempaisee lukkosokat irti, jolloin kumijoustimet vetävät repun liuskat syrjään, ja apuvarjo sekä sen vetämänä varsinainen varjo avautuu, jolloin kantonuorat purkautuvat. Tämä kaikki vie aikaa vain 1 $\frac{2}{5}$ sekuntia.

Apuvarjon merkitys, kuten edellä jo on mainittu, on siinä, että se ei ainoastaan vedä laskuvarjoa oikeaan asentoon, vaan myöskin tempaisee sen pois nopeasti alas syöksyvän hyppääjän läheisyydestä ja estää siten kantoköysien mahdollisen sotkeutumisen. Ilman tätä pikkuvarjoa ei näet laskuvarjo avaudu niin suurella voimalla.

Laskeutuessaan varjon varassa voi hyppääjä määrätä ajalehtimisen suunnan kiristämällä jotain nuorista, niin että osa varjosta kuituu kokoon. Hellitettynä nuorista, varjo palautuu jälleen entiseen täysin kannattavaan asentonsa.

Varjosta irtautuminen on helppo, vaikka hyppääjä putoaisi esim. veteen. Sysäys kovalle maalle pudotessa on jokseenkin sama kuin jos hyppäisi kolme metriä korkealta aidalta.

(Suomennos väep. A. Ylösen.)

Jatk. sivulta 230.

Suurin piirtein voitaneen käyttää amerikkalaisen professori Reid'in (1930) arvioimia lukuja:

- 1) 3-moottoriset (ilmajähd.) suljetut koneet
 $c_w \geq 0,060$.
- 2) lentoveneet, amfibiot, 2-moottoriset koneet
 $c_w \geq 0,050$.
- 3) Parhaat ulkopuolisesti tuetut avonaiset 2-tasot
 $c_w = 0,034$.
Useimmat ulkopuolisesti tuetut avonaiset 2-tasot
 $c_w > 0,040$.

4) Suljetut 1-tasot

$$c_w = 0,065 - 0,045.$$

Muutamilla uusimmilla lentokoneilla on jo parempia arvoja. Esim. 3-moottorisen Ford 5ATC:n c_w on saatu niin pieneksi kuin 0,042 (sivumoottorien suojuksilla ja pyöräin verhouksella); kuvassa 1. pisteestä 22a pisteseen 22. Uudella lentoveneellä Dornier Do S, (kuv. 1, n:o 14) näyttää olevan hyvä c_w :n arvo = 0,035.

Yhteenveto: Edelläolevassa osoitetaan, kuinka lentokoneen maksiminopeus voidaan likimääräisesti arvioida, silloin kun tunnetaan vain sen pintateho ja yleinen rakennetyyppi.