Ilmamaalin ampumaopillista tarkastelua nykyhetkellä

Kirjoittaneet yleisesikuntaeversti Niilo A A **S i m o j o k i** ja filosofian maisteri K J **M a l m b o r g**

I YLEISTÄ

Kysymys ilmamaalin tuhoamisesta on käynyt erittäin ajankohtaiseksi. Yhä kasvavan, ydintaisteluvälineistön käyttömahdollisuuksiin liittyvän vaaran takia joudutaan torjunnalle asettamaan olennaisesti uusia vaatimuksia.

Ilmamaaleista ensimmäisen ja samalla ongelmallisimman pääryhmän muodostavat vasta kehityksensä alussa olevat erilaiset **ohjukset**[1]. Toisen pääryhmän muodostavat tunnetusti **lentokoneet**.

Tässä tutkimuksessa jätetään ohjusten torjuminen käsittelemättä ja keskitytään yksinomaan lentokoneisiin jäljempänä ilmenevin rajoituksin.

Ydintaisteluvälineiden vaikutusmahdollisuuksiin katsoen oltaneen yhtä mieltä siitä, että t o r j u n n a l l e o n a s e t e t t a v a k a t e g o r i n e n m a a l i n t u h o a m i s e n v a a t i m u s. Torjuntavälineistön luomisen ja sen oikean käytön lähtökohtana on tällöin tietenkin oleva ilmamaalien ominaisuuksien täydellinen tunteminen. Seuraavassa pyritäänkin siksi lentokoneen niiden ominaisuuksien tarkaste-

---

[1] Ohjus on avaruudessa, ilmakehässä, maan pinnalla tai vedessä kulkeva, miehittämätön ja kohteessa hävitysvaikutuksen omaava taisteluväline, joka kulkee osan tai koko lähestymis- ja taistelutaipaleensa ohjattuna tai ohjautuvana.

luun, jotka ovat ammunnan kannalta olennaiset. Kyseessä on siis toisin sanoen maalianalyysi.

— Lentokoneiden ampumaopillisesti karakteristisia ominaisuuksia taasen ovat

— suuri nopeus,
— joustava kolmiulotteinen liikkumiskyky,
— suhteellisen pieni koko ja
— tuhoamisen vaikeus.

II LENTOKONEMAALIN KARAKTERISTISTEN OMINAISUUKSIEN JA NIIDEN SEURAUSTEN YLEISTÄ TARKASTELUA

1. SUURI NOPEUS

Lentokoneiden nopeudet ovat toisen maailmansodan jälkeen huomattavasti nousseet kehittyvän reaktiomoottoritekniikan mukaan. Nykyisin nähdään alan lehdistössä tietoja nopeuksista, jotka voivat olla jopa n 600 m/s [1].

Toiminta lentokoneita vastaan voidaan kuitenkin tiettyyn rajaan saakka rakentaa "klassillisen" ammunnan varaan ja näin ollen käyttää nykytyyppistä ilma-ammuntaa. Puuttumatta tässä yhteydessä lähemmin tämän kysymyksen selvittelyyn, koska se riippuu myös lentokorkeudesta ja yleisemmin puhuen lentoajasta, jonka yksityiskohtainen esille ottaminen voi tapahtua vasta ampuma-arvojen [2] määrittämisen yhteydessä, valaistakoon tässä asiaa vain suunnastavan käsityksen antamiseksi.

Jos lentokoneen nopeus on 270 $\frac{m}{s}$, niin ennakko [3] muodostuu 30 s:n [4] lentoajalla 8100 m:n pituiseksi. Näin pitkä ennakko (lentoaika)

---

[1] Esim Fairey Delta ja Convair Hustler

[2] **Ampuma-arvot** ovat ne suureet, joiden avulla määritetään putken asento laukaisuhetkellä sekä a i k a u t u s.

Aikautus (A) on aikasytyttimeen asetettu lukema.

[3] Ennakko ($\triangle$m) on m a a l i p i s t e e n (laukaisuhetkellä l a u k a i s u p i s t e e n) ja e n n a k k o p i s t e e n välinen jana.

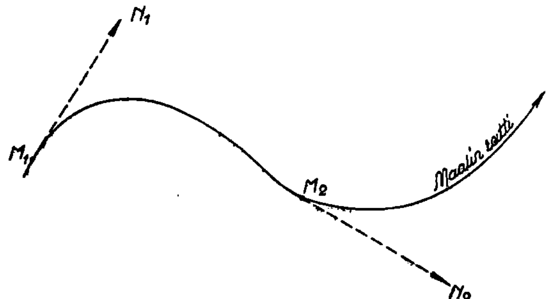
Maalipiste (M) on maalin kohta, johon halutaan osua tai jonka koordinaatit ilmoitetaan.

Laukaisupiste (L) on piste, jossa maalipiste on laukaisuhetkellä.

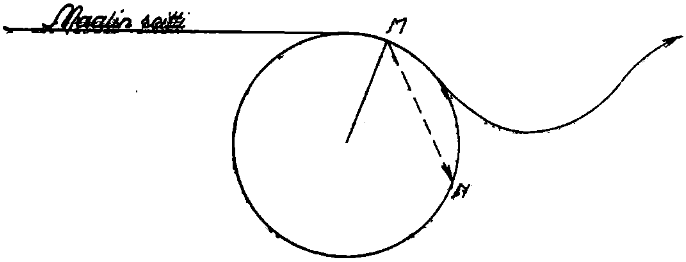
Ennakkopiste (N) on maalin oletetun reitin piste, jota vastaavat ampuma-arvot jatkuvasti määritetään.

[4] On suunnilleen raskaan ilmatorjuntatykistön lentoaika n 10 km korkeuteen. On ollut myös tiettyjen valtojen, mm Saksan ilmatorjuntatykistön aikasytyttimen aikautuksen ääniarvo.

ei tietenkään mahdollista menestyksellistä tulittamista. Selvimmin tämä ilmenee mutkittelevaa maalia ammuttaessa. Olkoonpa, että kaikki arvot olisi määritetty täysin oikein, ammunta voi siitä huolimatta täydellisesti epäonnistua, kuten käy ilmi kuvista 1 ja 2.



Kuva 1



Kuva 2

Ennakkopisteen asema mutkittelevaa maalia ammuttaessa eri määrittämismahdollisuuksien mukaan. (Kuva 1 ilmentää suoraviivaista, kuva 2 kaarevuusympyrän käyttöön perustuvaa määrittämismahdollisuutta).

Kuvissa esitetyn lisäksi on syytä huomata, että ennakko voidaan määrittää myös likimääräisesti käyttäen hyväksi maalin kulmanopeutta. Virhe tässä määrittämistavassa jää riippumaan maalin liiketilasta ja likimääräisratkaisun luonteesta, siis siitä itsestään. Virheen yleispätevä piirroksella havainnollistaminen on näin ollen mahdotonta.

"Klassillisen"[1] ilma-ammunnan perusvaatimus on maalin seuraamiseen pystymisen vaatimus. Vaatimus koskee niin varsinaisia aseita (suuntausta) kuin tähtäysvälineitäkin (tähtäystä[2]). Kun jäljempänä puhutaan ilma-ammunnasta, on se käsitettävä edellä esitetyssä merkityksessä, ellei erikseen toisin huomauteta.

Siitä johtuen, että ilmamaali on nopeasti liikkuva maali, on seurauksena, että ilma-ammunnassa ei ole mahdollista haku- ja tarkistusammunnalla, ts muutamin korjauksin aloittaa ns vaikutusammuntaa, kuten yleensä pinta-ammunnassa.

Ilma-ammunnassa on turvauduttava periaatteessa[3] mahdollisimman tarkasti valmisteltuun, välittömästi aloitettavaan vaikutusammuntaan.

Kyseistä ilma-ammunnan johtavaa periaatetta tukevat vielä ampumaopissa maalin määrittämistä koskevien tarkastelujen yhteydessä esille tuleva ilma-ammunnan syvyysulotteisen tähystämisen käytännöllisesti katsoen mahdottomuus[4] ja ilmamaalin mahdollisuus väistöliikkeisiin viimeistään ammunnan alettua. **Suurin mahdollisuus sisältyy näin ollen usein ensimmäisiin laukauksiin.**

Nopeasta maalista on seurauksena, että ammunnan on tapahduttava pääasiassa koneellisesti. Ilma-ammunnassa tarvitaan siis usean ampuma-aseen muodostamana ampuma-asekokonaisuutena suoritettavassa ammunnassa ampuma-aseiden lisäksi keskuslaskin ja yksittäisin ampuma-asein suoritettavassa ammunnassa asekohtainen laskin,

---

[1] "Klassillisella ilma-ammunnalla tarkoitetaan ammuntaa, jossa ei vaikuteta ammuksen lentoon sen jälkeen kun se on jättänyt ampuma-aseen. Ammus lentää, kuten on sanottu, "kunniasanansa varassa".

[2] Katso sivun 262 alahuomautusta.

[3] Tarkkaan ottaen tästä pääsäännöstä on kuitenkin eräs poikkeus, suuntatähystykseen (sivu 267) valojuovia käyttäen perustuva ammunta. Esitettyyn ilma-ammunnan johtavaan periaatteeseen pitäytymisestä huolimatta, mikä ilmenee mahdollisimman tarkkoihin ampuma-arvoihin pyrkimisenä tulen avauksessa (tykkikohtainen etäisyydenmittaus ja varsin täydelliset ammuntalaitteet, ns tykkilaskimet), tosiasia kuitenkin on, että kyseisessä ammunnassa korjataan tulta. Ammunta soveltuu kuitenkin käytettäväksi vain lyhyen ampumaetäisyyden päässä lentäviä ilmamaaleja vastaan, joiden nopeus on sitä paitsi kohtalaisen pieni, kuten ampumaopin tulen korjaamista koskevien tarkastelujen yhteydessä voitaisiin osoittaa.

[4] On pantava merkille, ettei tähän väitteeseen sisälly, että kaikki tähystys ilma-ammunnassa olisi merkityksetöntä (alahuomautus 3).

tykkilaskin tai suuntain[1]. Erityisesti edelliseen kytkeytyy mitä tärkeimpänä kysymyksenä ampuma-arvojen (mittausarvojen) **välittäminen**[2] ja tähän vuorostaan liittyvänä välineiden **kauko-ohjaus**[3].

Nopeudesta on yleisenä seurauksena, että ammunnan perusteet muuttuvat laukaus laukaukselta, mistä taas johtuu huomattavia ampumateknillisiä vaikeuksia. Ratkaisujen ollessa tästä syystä yleensä likimääräisiä, säätekijöiden vaikutusten huomioon ottaminen on systemaattisen virheen luonteen omaavan virhefunktion vaikutuksen alainen.

Maalin nopeudesta johdettavissa oleva ominaispiirre, mikä niin ikään mainittakoon tässä yhteydessä, on **tulen keskittämisen problemaattisuus.**[4] Tulittaminen ei sitä paitsi tunnu samanlaisena nopeasti liikkuvassa maalissa kuin paikallaan pysyvässä.

Samasta perussyystä aiheutuu edelleen **vaikea suuntaus- (tähtäys-) kysymys.** Menestyksellinen ilma-ammunta edellyttää, että kyseisen ammuntavälineen on pystyttävä seuraamaan maalia. Puuttumatta tässä yhteydessä enempää tähän laajaan kysymykseen todettakoon, että jokaisen ilma-ammuntavälineen ympärille muodostuu suuntauksen

---

[1] Suuntauksen ja tähtäyksen käsitteellinen ero ampumaopissa on syytä panna merkille.

Suuntaus on aseen putken (vastaavan) saattamista ampuma-arvoja (suuntausarvoja) vastaavaan asentoon sekä tähtäämistä käyttämättömien mittausvälineiden (tutkan jne) saattamista tarkoitettua toimintaa vastaavaan asentoon.

Tähtäys on tähtäysviivan saattamista liikkuvaan tai liikkumattomaan tähtäyspisteeseen tähtäysvälineellä.

Tähtäysviiva on tähtäysvälineen näköakselin suunta.

[2] **Välitys** on lukemien (mittaus- tai ampuma-arvojen) antamista välineeltä toiselle.

Välitystapoja ovat
- — sähkövälitys,
- — mekaaninen välitys,
- — puhelinvälitys,
- — huutovälitys sekä
- — puhelin- ja huutovälitys.

[3] **Kauko-ohjaus** on välineen ohjaamista sen ulkopuolelta sähkö- tai radiolaitteiden avulla.

[4] Tulen keskittämisen problemaattisuus johtuu siitä, että hajalle sijoitettavaksi joutuvien ampuma-aseiden tulen saaminen paikallisesti ja ajallisesti yhteen on pintapuolisestikin asioita arvioiden suuren suuruusluokan ampumaopillinen ongelma. Sen yksityiskohtainen käsitteleminen liittyy lähinnä maalin määrittämistä koskeviin tarkasteluihin.

(tähtäyksen) **katve**[1]. Tämä on taistelussa vaikuttava tosiasia ja siksi onkin välttämätöntä liittää tätä koskevat sopivat esitykset välineitten taisteluarvoa esittäviin yleisiin ohjesääntöihin ja käsikirjoihin.

Suuntaus- ja tähtäyskysymys on vielä sikäli hankala kysymys, että niin kauan kuin ammuntalaitetta suunnataan (tähdätään) vaakatasossa, maalin sivukulmanopeus[2] on sama niin puiden latvojen tasalla lentävään kuin stratosfäärissä kiitävään ilmamaaliin, joten näiden maalien välillä ei tässä suhteessa ole mitään eroa. Tämänkään tärkeän toteamuksen näytöstä ei kuitenkaan tässä yhteydessä ole mahdollista esittää.

Maalin nopeudesta johtuvien ominaispiirteiden yleinen tarkastelu voidaan päättää kahden asian korostamiseen. Toinen on aikakysymys ja toinen ennakkokysymys.

Koko ammuntaan käytettävissä oleva aika on niin peräti lyhyt, että sen rautainen ote hallitsee kaikkea toimintaa ja kehitystä. Ammunnan koneellistamiseen on jo edellä viitattu, mutta aikakysymyksen vaikutus ei rajoitu pelkästään tähän, vaan sen vaikutus tuntuu erityisesti myös maalin määrittämisen ulottuvuustavoitteita ratkaistaessa. Viittauksella aseiden tulinopeuskysymykseen ja vielä kerran lentoajan hallitsevaan osuuteen koko ammunnassa lieneekin aikakysymyksen puitteita luovan merkityksen päätekijät saaneet riittävän suunnastavaa valaisua.

---

[1] **Katve** ampumaopillisessa merkityksessä on alue, mihin ammuntavälineen vaikutus jostakin syystä (mittauskyvyn, suuntaus- tai tähtäyskyvyn jne loppuminen) ei ulotu ja missä maali siis myös on suojassa kyseessä olevaan vaikutusperusteeseen perustuvalta toiminnalta.

[2] Sivukulmanopeus (ω_σ) on sivukulman muutos aikayksikössä.

Sivukulma (σ) on ampumaopissa määriteltävä mahdollisimman yleispätevästi. Yleisessä ampumaopissa joudutaan näet tarkastelemaan mielivaltaisen kaltevassa asennossa eikä ainoastaan vaaka-asennossa olevista asteikoista saatavia lukemia, jotka luontaisen tajumme mukaan kaikki ovat "sivukulmia". Sivukulmaksi on näin ollen määriteltävä havaintopsykologisen koordinaatistomme sivusuunnan lokalisaatioon tarkoitetun asteikon nollasuunnasta asteikon lukemien kasvamissuuntaan luettava kulma.

Tavallisimmin kyseeseen tulee vaakataso, joten kirjoittamishetkellä sivukulman virallinen [1.] määritelmä kuuluu seuraavasti:

Sivukulma (σ) on nollasuunnasta asteikon kasvamissuuntaan luettu vaakakulma. Ellei epäselvyyttä sivu- ja korkeussuunnan kesken synny, sanotaan sivukulmaa suunnaksi.

Nollasuunta on suunta-asteikon (sivukulma-asteikon) nollalukemaa vastaava sivusuunta.

Ennakkokysymykseen palataan jäljempänä vielä erikseen suoritettaessa ilma-ammunnan mahdollisuuksien suunnastavaa arviointia. Tässä vain todettakoon, että pinta-ammunnassa liikkuvaan alusmaaliin erityisesti pitkillä lentoajoilla saattaa kiertopoikkeama[1] olla ennakkoa suurempi.

2. KOLMIULOTTEINEN LIIKKUMISKYKY

a. Yleistä

Siirryttäessä lentokonemaalien seuraavaan ampumaopillisesti karakteristiseen ominaisuuteen, joustavaan kolmiulotteiseen liikkumiskykyyn, on edellä käsitelty perusominaisuus, suuri nopeus, pidettävä aina mielessä, vaikkei siitä enää puhuttaisikaan, joten joustavan kolmiulotteisen liikkumiskyvyn täysin erillinen ja ilmamaalin muista ominaisuuksista kokonaan irrallinen tarkastelu ei ole mahdollista.

Ilmamaalin joustavaan kolmiulotteiseen liikkumiskykyyn sisältyvä ampumaopillisesti olennainen voitaneen tavoittaa kiinnittämällä huomio kahteen seikkaan, nimittäin ilma-maalin

— **sijaintikysymykseen** ja
— **liikehtimiskykyyn.**

b. Ilmamaalin sijaitsemismahdollisuudet ja sen seurauksia

Ilmamaalin kolmiulotteisen liikkumiskyvyn ensimmäinen ampumaopin kannalta tärkeä seuraus on, että ilmamaali voi tämän yleisen ominaisuutensa perusteella **sijoittautua maan pinnalta suuntautuvaan vastatoimintaan nähden melkeinpä miten hyvänsä.** Tästä saa suunnastavan käsityksen kiinnittämällä huomiota kunakin ajankohtana tunnettujen ilmamaalien sijaintia yleisesti määrittäviin ääriarvosuureisiin. Nykyään lentokonemaalien kaikki mahdolliset (hetkelliset) sijaintipisteet muodostavat alueen, jonka rajat kunkin maanpinnan pisteen suhteen määrittävät suunnilleen seuraavat ääriarvosuureet.

[1] **Kiertopoikkeama** on ammuksen kiertoliikkeen aiheuttama pituussuuntaisesti laskettu poikkeama a m p u m a t a s o s t a.

Ampumataso on korotusviivan kautta käyvä pystytaso.

Toimintasäde [1]	Lentokorkeus [2] h
Toimintasäde (tietyissä olosuhteissa kaksi kertaa toimintasäde) 8000—10000 km	Alle 1 km—n 20 km

Nopeuteen liittyvät tarkastelut muistuttavat lisäksi, että kyseisten sijaintipisteiden vaihtelu tapahtuu varsin nopeasti. Lentokoneen suurin käytännöllinen nopeus tällä hetkellä lienee keskimäärin n 270—280$\frac{m}{s}$ Palveluskäytössä on kuitenkin varsinaisia yliääninopeuskoneitakin. (Nopeus suurempi kuin n 330 m/s).

Kun edellä esitetty ilmamaalin sijaintimahdollisuuksien lukuisuus otetaan ilma-ammunnan kannalta tarkasteltavaksi, havaitaan ilman muuta, että tästä johtuu joukko niin erilaisia ampumatehtäviä, ettei niitä voida käytännössä ratkaista yhdellä ainoalla tavalla.

Mitä korkeammalle "klassillinen" ilma-ammunta halutaan ulottaa, sitä "lentävämmäksi" on ammus tehtävä ja ulkoballistiikan lakien mukaan on tällöin pakko valita mahdollisimman järeä kaliiperi, yleensä suurempi kuin 100 mm [3]. Missä tähän on mahdollisuuksia ampuma-aseen liikkuvuusongelman puolesta, kuten yleensä laivastoissa ja rannikon kantalinnoitetuissa laitteissa, siellä tätä nykyä entiset, vain pinta-ammuntaan käytetyt kaliiperit alkavat muuttua myös ilma-ammuntaan soveltuviksi ja näin ollen entinen raja ilmatorjuntatykin, laivatykin ja rannikkotykin välillä on tiettyyn rajaan saakka häviämässä[3].

---

[1] Toimintasäde (maksimiarvo) on matka, minkä lentokone pystyy lentämään edestakaisin edullisimmassa lentokorkeudessa.

[2] Lentokorkeus (h) on maalin etäisyys keskuspisteen kautta käyvästä vaakatasosta.

Keskuspiste (K) on keskuslaskimen (vastaavan, tähtäysvälineen) pysty- ja vaaka-akselien leikkauspiste.

[3] Tällä hetkellä laivatykit soveltuvat n 15 cm:iin (6") saakka täydellisesti ilma-ammuntaan, koska niiden korkeussuuntaussektori voi olla jopa 90° ja koska ne toimivat täysin koneellisesti. Suurimmat kenttäarmeijaa varten konstruoidut kaliiperit ovat olleet 133,3 mm (5,25") — Englanti; 128 mm — Saksa; 120 mm (4,7") — Amerikka.

Ohjusten ja ilmatorjuntatykkien väliseen problematiikkaan ei tässä esityksessä lähemmin puututa, joten se jää vain viittauksen varaan.

Tosin tähän kehitykseen on erityisesti laivastoissa vaikuttanut aivan päinvastainen syy, matalalla esiintyvät vaaralliset ilmamaalit, kuten torpedokoneet, itsemurhalentäjät ja ohjukset, joiden torjumiseksi on ollut pakko ottaa käyttöön kaikki mahdolliset keinot, joten esimerkiksi järeän [1] kaliiperin kehittäminen ilma-ammuntaan voidaan nähdä tavallaan kaksikäsitteisenä. Viimeksi esitetystä näkökulmasta katsoen kyseessä ei olekaan lentoaikakysymys kuten yllä, vaan yksittäisen ammuksen vaikutukseen liittyvä kysymys.

Lentoaikakysymyksen tarkastelu taasen osoittaa, että lentoaikaa ei saisi missään tapauksessa pitentää, mikä puolestaan on kaliiperin pienentämisen väistämätön seuraus. Mutta muut hyvin oivaltamamme tekijät kuitenkin pakottavat tähän, erityisesti ampuma-aseen liikkuvuuden vaatimus.

Täten päädytään yksinomaan ilmamaalin sijaintimahdollisuuden lukuisuuden perusteella ilma-ammunnassa käytännön pakosta tunnettuun kolmijakoon

— järeään,

— raskaaseen[2] ja

— kevyeen[3]

ampuma-aseeseen.

Kaliiperikysymykseen on kuitenkin jo ilmeisesti alkamassa vaikuttaa ilmatorjuntaohjusten voimakas kehittäminen ja nähtäväksi jää, mihin rajaan saakka klassillinen ilma-ammunta lähitulevaisuudessa ulotetaan ja mikä näin ollen on suurin ilma-ammunnan kaliiperi.

Etsittäessä sitten ilma-ammunnan ampumaopillisia perusteita yllä todetulla ampuma-aseistuksella, aluksi aivan yleisesti, havaitaan, että **kahdessa ensinmainitussa tapauksessa ammus joutuu lentämään siksi pitkän matkan (ajan), ettei minkään ammunnassa vaikuttavan suureen arvioimalla määrittäminen voi tulla kyseeseen,** ja siksi tarvittavien moninaisten koneistojen nopeaan yhteistoimintaan kytkemisen seurauksena on jo mainittujen **keskuslaskimien** muodostuminen.

---

[1] Katso edellisen sivun alahuomautusta 3.

[2] Toisen maailmansodan pääratkaisut vaihtelevat 85—94 mm, 85 mm — Venäjä, 88 mm — Saksa, 90 mm (3,5") — Amerikka, 93,9 mm (3,7") — Englanti.

[3] Voitaneen sanoa nykyään alkavan 60 mm:stä alaspäin.

Aikaisemmasta yksikäsitteisestä sytytinratkaisusta (korkealaatuinen kellosytytin) kehitystä ohjanneet tekijät ovat muuttaneet koko sytytinkysymyksen monisäikeisemmäksi. Puuttumatta tässä yhteydessä näihin tekijöihin, jotka saavat jäljempänä suunnastavaa valaisua, todettakoon, että nykyään kuuluvat kahden ensimmäisen kaliiperiryhmän ilma-ammunnan sytyttymiin myös heräte- ja iskusytyttimet.

Kellosytyttimen käyttöön liittyy ns aikauttaminen aikautuskoneistoineen ja ns latausaikakysymys. Latausaikahan (aika-ammunnassa) on aika aikautushetkestä [1] laukaushetkeen, joka on otettava tietyllä tavalla huomioon aikautuksen määrittämisessä.

Herätesytyttimenkin merkitys voi kuitenkin tulla kyseenalaiseksi, jos ilmamaalin haavoittuvuus tulee riittävän pieneksi. Näin ollen ei ole mahdollista ajatella, että esim tutkasytytin yhdessä esim tavallisten sirpalekranaattien kanssa ratkaisisi kaikki ilma-ammunnan probleemat.

Mikäli ammuksen ei tarvitse lentää kuin lyhyehkön ajan, voidaan eräin välttämättömin edellytyksin ammunnan perusteeksi ottaa ns suuntatähystys [2] valojuovia käyttäen, joita varsinaisesti käytetään vain keveiden ampuma-aseiden asekohtaisesti itsenäiseen ilma-ammuntaan jo mainittuja tykkilaskimia (vastaavia) käyttäen.

Ammuntaan ei liity kellosytyttimien käyttö. Kyseisen ammunnan sytyttimiä ovat herätyssytyttimet niin pieneen kaliiperiin saakka, kuin tämä on konstruktiivisesti mahdollista, ja siitä alaspäin tavalliset iskusytyttimet. **Heräte- ja iskusytyttimen yhdistelmä on tietenkin toivottava** niin kauan kuin järeätä ja raskasta kaliiperia käytetään. Sytytinlaitteen toimintaan kuuluu myös käytännössä välttämätön itsetuhoaminen [3].

---

[1] **Aikautushetki** on hetki, jolloin aikautus on asetettu.

[2] **Suuntatähystys** on havaintojen PÄÄLTÄ, ALTA, OIKEALTA, VASEMMALTA, SUUNNASSA tekemistä.

[3] Ellei ammus (vastaava) osu maaliin, vaan menee ohi, tai jos se menee niin paljon ohi, ettei herätesytytinkään voi toimia, se aiheuttaisi varsin monissa tapauksissa omille vahinkoa. Siksi on näissä ammuksissa oltava koneisto, joka tällaisissa tapauksissa saattaa ammuksen kaikesta huolimatta räjähtämään. Tätä koneistoa nimitetään ammuksen itsetuhoamiskoneistoksi ja tapahtumaa itsetuhoamiseksi.

c. Ilmamaalin liikehtimiskyky ja sen seurauksia

Yleistä

Edellä on päädytty lopputulokseen, että ilma-ammunnan kehitystoiminnan lähtökohtana on oltava yksityisenkin ilmataisteluvälineen ketteryys- ja nopeusluokkaa olevan ilmamaalin tuhoamisen vaatimus. Tätä kysymystä on siis nykyään jo syytä huolellisesti tarkastaa nimenomaan yksityisen ilmataisteluvälineen kannalta.

Tällöin on otettava huomioon, ettei yksityinen ilmataisteluväline voi liikehtiä miten hyvänsä samalla kun sen täyttääkseen tehtävänsä on pyrittävä tavoitteeseensa.

Kunkin ilmataisteluvälineen liikehtimiskyvyllä on aina tietty joko teknillinen tai fysiologinen rajoituksensa.

Näiden analysoimisesta voidaan vetää eräitä johtopäätöksiä.

Kaartolento

Ilmamaalien liikehtimiskykyä arvostellaan pääasiallisesti kaartolennon suoritusarvojen perusteella. Kaartolentoon, joka on osa lennon dynamiikasta, kuuluvat lentosuorituksina

— vaakakaarto,

— liukukaarto ja

— nousukaarto[1]

sekä näistä muodostettavissa olevat lentoliikkeet, koska kaartolento juuri muodostaa näiden perustan.

Tavallisen kaartolennon lentosuoritus on ensinmainittu **vaakakaarto.** Koska vaakakaarto muodostaa koko kaartolennon perustan ja koska sillä on ampumaopillisestikin erityinen merkitys, rajoitutaan seuraavassa vain sen käsittelyyn.

On selvää, että ohjaajan hallussa olevat lennon säätömahdollisuudet ovat niin moninaiset, ettei vaakakaarron perustarkastelussa näitä

---

[1] **Vaakakaarto** on kaartolennon lentosuoritus, jossa liikesuunnan muutos tapahtuu lentokorkeutta muuttamatta.

Liukukaarto on kaartolennon lentosuoritus, jossa kaarron aikana lentokorkeus pienenee.

Nousukaarto on kaartolennon lentosuoritus, jossa kaarron aikana lentokorkeus kasvaa.

voida ottaa huomioon, vaan tehtävää on edelleen täsmennettävä. Tarkastelun alaiseksi otetaan vain ns oikein suoritettu vakiokallisteinen vaakakaarto. Tämän käsitesisällys käy ilmi liitteestä 1, jossa esitetään vakiokallisteisen vaakakaarron perusteoria.

Ampumaopillisesti tärkeätä on määrittää

— käytännössä kyseeseen tulevat kaartonopeudet ja -säteet sekä

— 180° kaartoon kuluva aika ($T_{180°}$).

Kumpaakin voidaan tarkastaa sekä teknillisistä että fysiologisista rajoituksista lähtien.

Lentokoneessa, jonka suhteen tarkastelu suoritetaan, vaikuttavat molemmat syyt.

Kaartolennon fysiologisista rajoituksista

Voidaksemme ensiksi päästä fysiologisten rajoitusten määrittämiin arvoihin meidän on nämä rajoitukset tunnettava. Oheinen kiihtyvyyksien kestämisen graafinen esitys (kuva 3) osoittaa amerikkalaisten [2] suorittamien laajojen kokeilujen tuloksia.

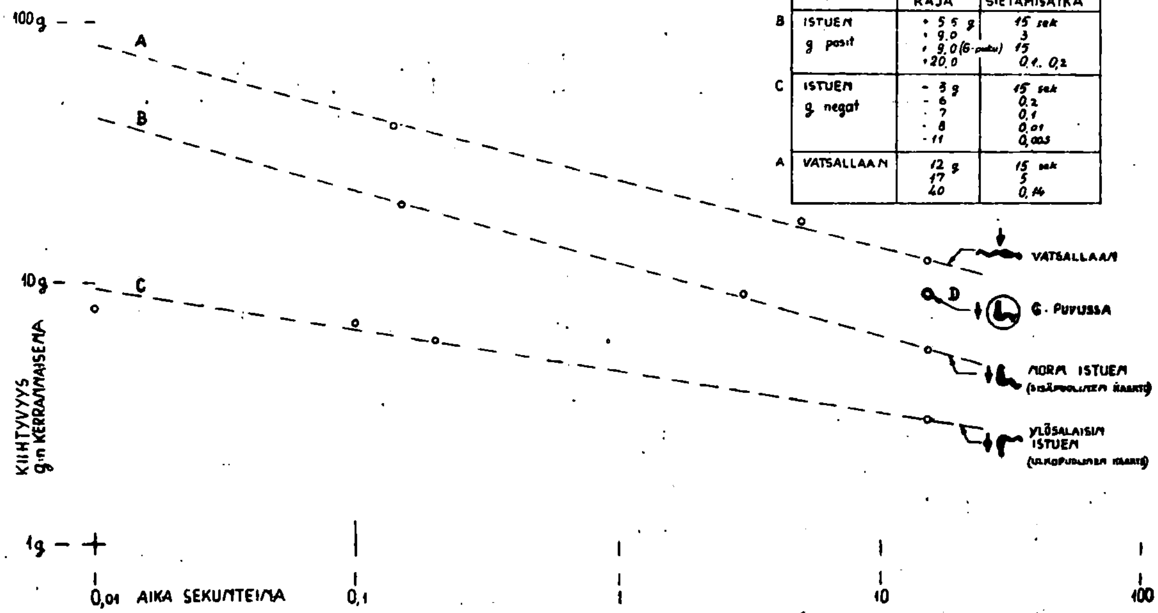
Kuten havaitaan, graafisen esityksen muodostavat ympyröillä merkittyjen koetulosten perusteella asetetut käyrät. Itse koetulokset ovat seuraavat

Asento	Kiihtyvyysmonikerta	Kestoaika sekunteina
Istuma-asento. Sentrifugaalivoima vaikuttaa päästä jalkoihin päin (Sisäpuolinen kaarto; + merkkinen vaikutussuunta; veri pakenee päästä) [1]	5,5 g 9,0 g 20,0 g	15 3 0,10
Istuma-asento. Sentrifugaalivoima vaikuttaa jaloista päähän päin (Ulkopuolinen kaarto, — merkkinen vaikutussuunta; veri ahtautuu päähän)	3 g 6 g 7 g 8 g 11 g	15 0,2 0,1 0,01 0,003
Makuuasento vatsallaan	12 g 17 g 40 g	15 5 0,14

[1] g-puvussa samalla lihaksistoa jännittäen päästään arvopariin (9 g, 15 s). g-puku on veren ahtautumista vatsaan ja raajoihin rajoittava lentäjän varuste. Ahtautumista estävä ja siis veren pakenemista aivoista hidastava vaikutus saadaan aikaan paineilmapuristuksella.

IHMISEN KIIHTYVYYSKESTÄMISKYKY

(LOMBARD, CHARLES F „HOW MUCH FORCE CAN BODY WITHSTAND?" AVIATION WEEK 17.1.1949 s 20)



	ASENTO	RASITUKSEN RAJA	RASITUKSEN SIETÄMISAIKA
B	ISTUEN g posit	+ 5,5 g + 9,0 + 9,0 (G-puku) + 20,0	15 sek 3 15 0,1.. 0,2
C	ISTUEN g negat	- 3 g - 6 - 7 - 8 - 11	15 sek 0,2 0,1 0,01 0,005
A	VATSALLAAN	12 g 17 40	15 sek 5 0,14

Kuva 3

Saadaksemme kyseisestä yhteenvedosta ampumaopillista hyötyä on tietyn kiihtyvyyden sietämisaika saatettava merkitsemään jotakin käytännössä kyseeseen tulevaa lentoliikettä.

Parhaiten tällaiseksi soveltuu juuri mainittu 180° kaartoon kuuluva aika. Samalla yhteen kuuluvat aika- ja kiihtyvyysarvot määrittävät yksikäsitteisesti koko kyseisen kaarron, ts nopeuden ja kaartosäteen.

Kaavan (1, liite 1) avulla voidaan 180° kaartoon kuuluva aika kirjoittaa seuraavaan muotoon

$$(1a) \qquad T_{180} = \frac{\pi r}{v} = \frac{\pi \dfrac{v^2}{a_s}}{v} = \pi \frac{v}{a_s}$$

Tästä saadaan ratkaistuksi nopeus, johon kyseiset arvot kuuluvat

$$(1b) \qquad v = \frac{a_s}{\pi} T_{180}$$

sekä kyseisen kaarron kaartosäde

$$(1c) \qquad r = \frac{v}{\pi} T_{180}$$

Lukemalla siis graafisesta esityksestä (kuva 3) eri kiihtyvyysmonikertojen keskimääräiset sietämisajat eri tapauksissa ja laskemalla näiden arvoparien perusteella kyseeseen tulevat nopeusrajat sekä vastaavat kaartosäteet saadaan kaartolennon fysiologisista mahdollisuuksista 180° kaartoa ajatellen suunnilleen seuraava kuva (taulukko s 272).

Taulukko on laskettu sentrifugaalikiihtyvyyden[1] arvoja 3,87 g; 4,90 g; 5,92 g; 6,93 g; 7,94 g; 8,94 g; 9,95 g; 10,95 g; 11,96 g; 12,96 g; 13,96 g; 14,97 g; 15,97 g; 16,97 g; 17,97 g; 18,97 g ja π:n arvoa 3,14 käyttäen. Painovoiman g arvoksi on valittu pyöristetty kansainvälinen normaaliarvo 9,81 (9,80665).

---

[1] Kuvan 2 perusteella (liite 1) kokonaiskiihtyvyys $= \sqrt{a^2 + g^2}$ joten sentrifugaalikiihtyvyys on hieman pienempi kuin kokonaiskiihtyvyys.

180° vakiokallisteisen vaakakaarron fysiologiset raja-arvot

Kiihtyvyysmonikerta	Istuma-asento ilman g-pukua[1]			Istuma-asento g-puvussa lihakset jännittäen[1]			Makuuasento vatsallaan		
	Pisin kaartoon käytettävissä oleva aika sekunteina	Nopeus raja m/s	Vastaava kaartosäde m	Pisin kaartoon käytettävissä oleva aika sekunteina	Nopeus raja m/s	Vastaava kaartosäde m	Pisin kaartoon käytettävissä oleva aika sekunteina	Nopeusraja m/s	Vastaava kaartosäde m
4 g	n 60	725	13900						
5 g	n 25	383	3050						
6 g	n 13	240	995	n 65	1200	24900			
7 g	n 7	152	338	n 38	823	9960			
8 g	n 4,3	107	146	n 23	571	4180	n 75	1860	44400
9 g	n 3	88,8	80,1	n 15	419	2000	n 48	1340	20500
10 g	n 2	62,2	39,6	n 10	311	990	n 32	995	10100
11 g				n 7	239	534	n 23	787	5760
12 g				n 5	187	297	n 15	590	2680
13 g				n 3,8	154	186	n 12	486	1860
14 g				n 2,8	122	109	n 9	393	1130
15 g				n 2,2	103	72,1	n 7	327	730
16 g							n 6	299	572
17 g							n 5	265	422
18 g									
19 g									

[1] Sentrifugaalivoima vaikuttaa päästä jalkoihin

Taulukosta ilmenevien raja-arvojen käytännöllinen merkitys on siis seuraava:

Esimerkiksi 7 g:n rasituksella istuttaessa ilman g-pukua ja sentrifugaalivoiman vaikuttaessa päästä jalkoihin on rajoituttava keskimäärin nopeusalueeseen n 150 $\frac{m}{s}$ ja siitä alaspäin. Tämä merkitsee siis seuraavia mahdollisuuksia, mikäli koneen teknilliset ominaisuudet ne vain sallivat.

Nopeus		Kiihtyvyysmonikerta = 7 g	
$\frac{m}{s}$	$\frac{km}{h}$	180° kaartoon kuluva aika sekunteina	Vastaava kaartosäde metreinä
50,0	180	2,31	36,8
(55,56)	200	2,57	45,4
60,0	216	2,77	52,9
70,0	252	3,23	72,0
80,0	288	3,70	94,1
(83,33)	300	3,85	102
90,0	324	4,16	119
100	360	4,62	147
110	396	5,08	178
(111,11)	400	5,13	181
120	432	5,54	212
130	468	6,01	248
(138,39)	500	6,42	284
140	504	6,47	288
150	540	6,93	331

Rasituksella 5 g kaartoon käytettävissä oleva nopeusalue vastaavassa asento- ja vaikutustapauksessa ulottuu keskimäärin n 370 $\frac{m}{s}$ saakka kaartosäteiden vaihdellessa rajoissa 52,0 m (nopeus = 50,0 $\frac{m}{s}$) — 3000 m. Tämä merkitsee siis sitä, että äänen nopeuden yläpuolella on periaatteessa mahdollisuus suorittaa fysiologisen kaartokestävyyden puolesta verraten joustavia lentoliikkeitä.

Taulukosta todetaan myös selvästi, että rasituksella 4 g, edelleen vastaavassa asento- ja vaikutustapauksessa kaarron fysiologisista rajoituksista ei käytännöllisesti katsoen voida ampumaopillisesti enää puhua.

Ryhtymättä esitettyä yksityiskohtaisemmin valaisemaan muiden asento- ja vaikutustapausten tarkkaa ampumaopillista merkitystä ja kaikkien fysiologisten vaikutusten koostumista todettakoon vain, että taistelulennon kokonaisrasitus nykyisillä nopeuksilla alkaa olla sitä luokkaa, että makuuasentoon siirtyminen voi olla välttämättömyys.

On kuitenkin pantava merkille, että nopeusaluetta lähellä "äänikynnystä" ei mielellään käytetä ohjausvaikeuksien takia. Tämä johtuu äänen nopeuteen liittyvistä aerodynaamisista ilmiöistä.

Mikäli lentokone pystyy tunkeutumaan äänen nopeuden vyöhykkeen läpi, niin on tämä nykyisen käsityskannan mukaan mahdollista vain suoraviivaisessa lennossa. Tämän rajan yläpuolella ovat kaarrot jälleen mahdolliset, kuten edellä todettiin.

Havainnollistamaan edellä estettyjen tulosten käytännöllistä merkitystä on kuvaan 4 sijoitettu Helsingin kaupungin ylle joukko tiukimpia 180° kaartoja, mitä keskimäärin voidaan ajatella fysiologiselta kannalta suoritettavan nykyisin kyseeseen tulevilla nopeuksilla.

Nopeusluokka n 240 $\frac{m}{s}$ pyrkii antamaan suunnastavan kuvan välittömästi äänirajan alapuolella olevien nopeuksien mahdollistamasta liikejoustavuudesta ja 150 $\frac{m}{s}$ etulinjan yläpuolella menestyksellisen ampuma- ja pommitustoiminnan suunnilleen määrittämään nopeusluokkaan liittyvästä liikejoustavuudesta, kun kyseessä on toiminta pistemäisiä maaleja vastaan.

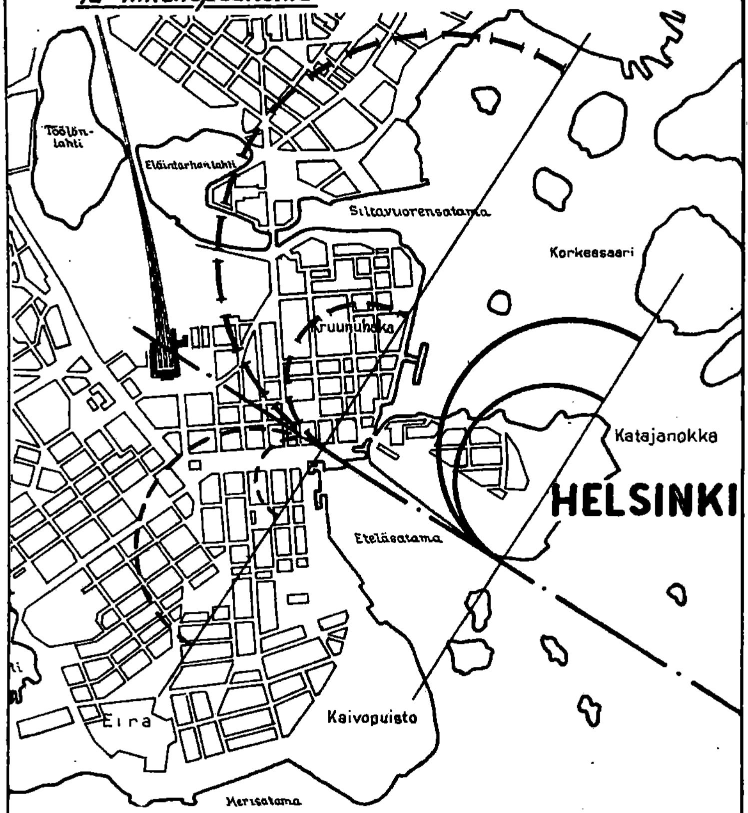
Makuuasennon tarjoamia mahdollisuuksia valaisemaan on otettu taulukon (sivu 272) kaksi viimeistä arvoa sellaisenaan. Huomautettakoon kuitenkin, että toistaiseksi tuskin vielä on konstruoitu lentokoneita, jotka kestäisivät kyseiset kiihtyvyysrasitukset.

Kaartolennon teknillisistä rajoituksista

Teknillisiin rajoituksiin käsiksi pääseminen edellyttää vuorostaan eräitä aerodynaamisia tarkasteluja. Nämä on suoritettu liitteessä 2. Näiden perusteella todetaan, että

— tiettyä kynnysarvoa pienemmällä nopeudella lentokonemaali menettää sekä suorassa vaakalennossa että kaarrossa ohjatta-

Tiukimmat 180° kaarrot, jotka fysiologisista syistä voidaan keskimäärin suorittaa tietyillä liikenopeuksilla



Istuma-asento ilman g-pukua 1)			Istuma-asento g-puvun kanssa lihakset jännittäen 1)			Makuuasento vatsallaan		
Nopeus m/s	Kaartosäde m	Aika s	Nopeus m/s	Kaartosäde m	Aika s	Nopeus m/s	Kaartosäde m	Aika s
240	n995	13	240	n530	7	300	n575	6
150	n340	7	150	n180	3,8	265	n422	5

1) Sentrifugaalivoima vaikuttaa päästä jalkoihin

0 500 1000 2000 3000m

Kuva 4

vuutensa, "putoaa" eli "sakkaa" kuten ammattikielellä sanotan, minkä vuoksi kyseisiä arvoja nimitetään vastaaviksi **sakkausnopeuksiksi**,

— sakkausnopeus on kaarrossa suurempi kuin vaakalennossa (kuva 2, liite 1), joten kaarrossa on käytettävä suurempaa nopeutta kuin mikä suorassa lennossa on välttämätöntä,

— sakkausnopeus suurenee lentokorkeuden kasvaessa (kaava 3c, liite 2), joten kullakin lentokoneella on tietty lakikorkeutensa, jossa suora vaakalento enää on juuri ja juuri mahdollinen, ts kaartomahdollisuus pienenee korkeuden suuretessa,

— sakkausnopeus suurenee ns **siipikuormituksen**[1] (kaava 3, liite 2) mukana,

— sakkausnopeus on vihdoin myös riippuvainen ns nostovoimakertoimesta (liite 2).

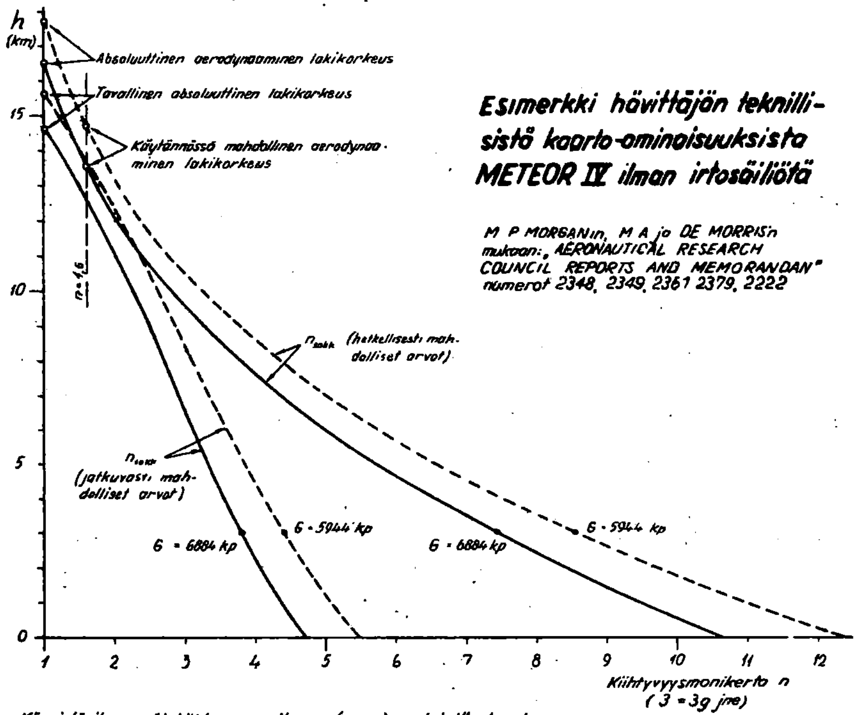
Sakkausnopeudella alkaa olla nykyisin varsin huomionarvoinen merkitys. Nopeuksien yhä lisääntyessä on nimittäin seurauksena yleensä sakkausnopeuden suureneminen. J o s t a a s s u u r e n e m i n e n m e n e e t i e t y n l e n t o k o r k e u d e s t a r i i p p u v a n r a j a n y l i, s e u r a u k s e n a o n t a r k a n t ä h t ä ä m i s e n m a h d o t t o m a k s i k ä y m i n e n m a a n p i n n a n s u h t e e n, t s a m p u m a t o i m i n n a l l a e i o l e s u u r t a k a a n k ä y t ä n n ö l l i s t ä m e r k i t y s t ä. Lentokoneesta on sanalla sanoen tällöin tullut liian nopea etulinjaolosuhteita silmälläpitäen. Kilpailuun nopeimmasta koneesta sisältyy siis varsin paradoksaalisten seurausten vaara, mikä osaltaan on luomassa ongelmaa, joka erityisesti liittyy ns hävittäjäkoneeseen.

Esimerkkinä sakkausnopeuden merkityksestä kaarrossa on kuvassa 5 esitetty erään hävittäjäkoneen kaartomahdollisuudet. Kuten nähdään kyseisellä konetyypillä teknilliset rajoitukset ovat käytännöllisesti katsoen määräävässä asemassa, koska fysiologiselta kannalta katsoen voitaisiin mennä suurempiinkin kiihtyvyyden monikerran arvoihin kuin esim n 3 g lennettäessä täysin polttoainesäiliöin ja lentokorkeuden ollessa n 6,5 km.

---

[1] **Siipikuormitus** on lentokoneen lentopainon W ja kannatinpinnan S suhde. Sen tavallisin laatu on $\frac{kp}{m^2}$

Missä korkeudessa tekniIliset tekijät alkavat rajoittaa kaartomahdollisuuksia, riippuu konetyypistä. Kuvassa 5 tekniIliset rajoitukset käytännöllisesti katsoen alkavat hallita maanpinnasta alkaen. Eri tyyppien eroavaisuudet aiheutuvat em siipikuormituksen ja nostovoimakertoimen eroista.



Kuva 5

T ä l l ö i n o n e r i t t ä i n h u o m i o n a r v o i n e n s e i k k a, e t t ä t i e t y s t ä l e n t o k o r k e u d e n a r v o s t a a l k a e n s u u r e m m a n k o n e e n (p o m m i t t a j a n) o n h e l p o m p i s u o r i t t a a t i u k e m p i k a a r t o k u i n p i e n e m m ä n k o n e e n (h ä v i t t ä j ä n).

Teknillisesti pienin mahdollinen kaartosäde on nimittäin esitettävissä muodossa (liite 2)

$$(2) \qquad r_{tekn_{min}} = \frac{n \frac{\varrho_o}{\varrho_h} v^2_{sakk\ 1\ g(o)}}{g\sqrt{(n^2 - 1)}}$$

”Kaavasta ilmenee, että pienin kaartosäde ei suoranaisesti riipu lentokoneen koosta, koska kaavassa ei esiinny lentokoneen painoa W tai siiven pinta-alaa S, jotka primäärisesti karakterisoivat lentokoneen kokoa. Ottamalla kuitenkin huomioon, että kaavassa 2 esiintyvä sakkausnopeus $v_{sakk\ 1\ g(o)}$ kaavan (3 a, liite 2) mukaan on siipikuormituksen $\frac{W}{S}$ ja kantovoimakertoimen maksimiarvon $C_{L\ max}$ funktio, jotka molemmat (jälkimmäinen Reynoldsin luvun välityksellä) riippuvat myös lentokoneen koosta, nähdään että lentokoneen suuruudella on myös tietty vaikutuksensa kaartosäteen minimiarvoon ja juuri sen suuntainen, että isommalla koneella voidaan saavuttaa pienempi kaartosäde.”

Tämä lopputulos on eräs kriteeri keskusteltaessa ns hävittäjätorjunnan mahdollisuuksista ylipäänsä ja se osoittaa, **että tietystä korkeudesta alkaen ”normaalihävittäjällä” ei ole liikehtimisen puolesta yleisesti kuviteltuja mahdollisuuksia.**

Asian yhteydessä ei voi liioin olla puuttumatta sotilaskielemme valitettavaan epätäsmällisyyteen, joka liittyy nimitykseen ”hävittäjä”. Kun esim puhutaan, että hävittäjätoimintaan käytetään Canberra-koneita, niin epäasiallisen käsityksen syntymistä on mahdotonta estää [1], koska tosiasiassa kyseessä on erikoisaseistuksella varustettu keskiraskas pommikone. Merisodan terminologian mukaisesti olisi puhuttava lähinnä ”ilmaristeilijästä” eikä suinkaan hävittäjästä. **Toivottavasti vastaisuudessa sotilaskielemme löytää nykyistä asiallisemmat nimitykset.**

---

[1] Luontaisen käsityksen mukaan hävittäjä on suhteellisen pieni ja verraten halpa kone.

Nopeuden vaihtelu

Ilmamaalin nopeusominaisuuksista ilma-ammuntaa erityisesti kiinnostaa vaakasuorasti tapahtuvan liikkeen nopeus, sen sekä suurin että pienin arvo, koska ilmamaali voi tietenkin näissä rajoissa vaihdella nopeudeltaan.

Kuten on käynyt ilmi, pienin vaakalentonopeus liittyy selvästi sakkausnopeuteen ja se on siis edellä, kaarron tarkastelun yhteydessä jo saanut periaatteellista valaisua [1]. Jäljellä on niin muodoin ainoastaan tarkastaa suurimpaan mahdolliseen vaakalentonopeuteen liittyviä kysymyksiä. Tähän käsiksi pääseminen taas edellyttää toisaalta aerodynaamisen vastusvoiman ja toisaalta aikaansaatavissa olevan kuljetusvoiman tarkastelua. Aerodynamiikka esittää vastusvoiman muodossa [3]

$$D = C_D \frac{\varrho \, v^2}{2} S \tag{3}$$

jossa C_D on ilmataisteluvälineen vastuskerroin muiden symbolien merkityksen ja dimensioiden jo ollessa selvillä.

Vastuskertoimen aerodynaamiset argumentit ovat puolestaan samat kuin nostovoimakertoimenkin.

Ilmataisteluvälineen nopeuden suurimman arvon periaatteellinen määrittäminen voidaan nyt suorittaa siten, että merkitään vastusvoima ja kuljetusvoima yhtä suuriksi ja ratkaistaan näin saatu yhtälö nopeuden suhteen (Ennen yhtälöiden kirjoittamista on kuitenkin tarpeen huomauttaa, että kuljetusvoima ilmoitetaan lentokoneista kyseen ollen joko suoraan työntövoimana T ($[T] = kp$) [2] tai sen lauseke kirjoitetaan tehoon perustuen seuraavasti) [3]

$$D = 9{,}81 \; T = 9{,}81 \; \frac{75 \; \eta \; N}{v}$$

---

[1] Tässä yhteydessä on paikallaan lisäys, että korkealla (lähellä absoluuttista lakikorkeutta) miniminopeus ei aina yhdy sakkausnopeuteen, vaan se voi olla viimeksimainittua suurempikin. Tämä johtuu vastusvoiman (tarvittavan kuljetusvoiman) ja käytettävissä olevan kuljetusvoiman välisistä suhteista.

[2] Vetoon perustuvista ratkaisuista kyseen ollen nimitys voi olla vetovoima. Niinpä nähdään puhuttavan potkurin vetovoimasta.

[3] Kerroin 9,81 johtuu siitä, että 1 kp = 9,81 Newtonia.

jossa N = voimalaitteen kokonaisteho ([N] = hv) ja η = kerroin, joka osoittaa sen osan kokonaistehosta, mikä kullakin hetkellä kuljettaa ilmataisteluvälinettä.

Näitä kahta periaatetta noudattaen saadaan aerodynaamisen vastusvoiman yhtälöstä maksiminopeuden lausekkeiksi[1]

$$(4a) \qquad v_{max} = \sqrt{\frac{2 \cdot 9{,}81 \cdot T_{max}}{\varrho \; S \; C_D}} = 4{,}429 \sqrt{\frac{T_{max}}{\varrho \, S \, C_D}}$$

$$(4b) \qquad v_{max} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 9{,}81 \cdot 75 \, \eta \, N_{max}}{\varrho \; S \; C_D}} = 11{,}37 \sqrt[3]{\frac{N}{\varrho} \frac{N_{max}}{S \, C_D}}$$

Kehityskysymyksiä arvosteltaessa on siis pyrittävä pääsemään selville kuljetusvoimaa koskevista graafisista ym esityksistä. Tässä yhteydessä on tyydyttävä viittaamaan alan ammattikirjallisuuteen.

Nopeuden riippuvuus siipipinta-alasta ei liioin ole niin yksinkertainen asia, kuin mitä yhtälöstä voisi päätellä, sillä siipipinta-ala ja paino vaikuttavat kohtauskulman (liite 2) kautta C_D:n arvoon.

Suurin vaakalentonopeus riippuu vihdoin lentokorkeudesta. Tätä kysymystä onkin syytä tarkastaa hieman perusteellisemmin.

Korkeuden kasvaessa ja ilman tiheyden pienentyessä

— lentämiseen tarvittava kuljetusvoima muuttuu ja toisaalta myös

— voimalaitteesta saatava kuljetusvoima muuttuu.

Jos oletetaan kuljetusvoiman pysyvän korkeuden mukana muuttumattomana, niin suurin nopeus kasvaa ilman ohenemisen takia suhteessa

$$\sqrt{\frac{\varrho_o}{\varrho_h}}$$

jos ϱ_o = ilmantiheys maan pinnalla ja ϱ_h = ilmantiheys lento-

---

[1] Ampumaopillisiin tarkasteluihin riittää kaavoihin sisältyvän vastuskertoimen kulloisenkin täysin tarkan arvon asemesta sen minimiarvon $C_{D\,min}$ käyttäminen.

korkeudella h. Toisaalta ilman ohenemisesta on seurauksena ilman nostovoimakertoimen C_L pieneneminen, joten lennon mahdollistamiseksi on kohtauskulmaa suurennettava. Lopulta vaakalentoon tarvittava kuljetusvoima on yhtä suuri kuin käytettävissä oleva kuljetusvoima, jolloin on saavutettu koneen absoluuttinen lakikorkeus.

Voimalaitteen aikaansaama kuljetusvoima kuitenkin muuttuu korkeuden mukana. Suihkukoneiden osalta kuljetusvoiman vähenemisestä on esitetty mm seuraavanlaisia lausekkeita [5].

$$T_h = T_o \left(\frac{\varrho_h}{\varrho_o}\right)^{0,7} \cong T_o \left(\frac{\varrho_h}{\varrho_o}\right)^{2/3}$$

kun h < 11 km

$$T_h = T_{11} \frac{\varrho_h}{\varrho_{11}}$$

kun h > 11 km

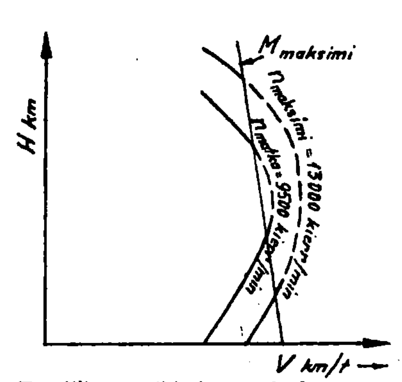
Lopputuloksena saadaan **suihkukoneen** vaakanopeuden vaihtelulle korkeuden mukaan kuvan 6 mukainen käyrä [5].

Potkurikoneilla kehitettävissä oleva kuljetusvoima riippuu myös ahdinjärjestelmästä [1]. Ahtimesta riippuen kuljetusvoima on suurimmillaan tietyssä lentokorkeudessa, mutta pienenee jatkuvasti korkeuden kasvaessa. Ns pakokaasuahdin ja hydraulinen jatkuvasäätöinen ahdin antavat jatkuvan nopeuskäyrän, sen sijaan muut ahdinjärjestelmät murtoviivamaisen nopeuskäyrän (kuva 7). Joka tapauksessa kaikissa ahdinjärjestelmissä suurin mahdollinen nopeus saavutetaan täysin tietyssä korkeudessa. Tämän mukaan puhutaan myös korkeusmoottoreista ja pintamoottoreista.

Nopeuskysymykseen vaikuttavat vielä ilman kokoonpuristuvuudesta aiheutuvat rajoitukset. Kokoonpuristuvuusilmiöitä luonnehtii ns Machin luku

$$M = \frac{v}{v_{ä}}$$

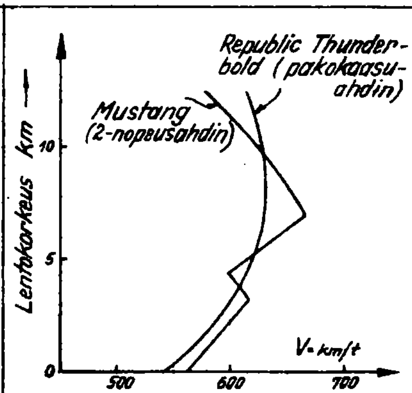
[1] Ahdin on lentokonemoottorin osa, jonka avulla moottori ottaa palamiseen tarvittavan ilmamäärän korkeuden mukaan ohenevasta ilmakehästä.



Tyypillinen suihkukoneen lentonopeus eri korkeuksissa ja kierrosluvuilla todellisuudessa.

E. JÄRVINEVA: „REAKTIOLENTÄMISEN YLEISPIIRTEITÄ" (Kuva 47.)

Kuva 6



Ahdintyypin vaikutus potkurilentokoneen maksiminopeuteen.

E. JÄRVINEVA: „REAKTIOLENTÄMISEN YLEISPIIRTEITÄ" (Kuva 41.)

Kuva 7

jossa v on koneen nopeus ja $v_ä$ äänen nopeus. Äänen nopeus taas riippuu ilman absoluuttisesta lämpötilasta noudattaen likimääräisyhtälöä [1]

$$v_ä = 20{,}052 \sqrt{\theta}$$

Ilman lämpötila tunnetusti laskee n 11 km:n korkeuteen saakka, jonka jälkeen se pysyy vakiona (n—55°C) n 100 km:n korkeuteen saakka.

---

[1] Aerodynamiikka ei ota huomioon ilman kosteuden vaikutusta kuten rataballistiikka, joka soveltaa kaavaa

$$v_ä = 20{,}052 \sqrt{\theta \left(1 + \frac{3}{8} \frac{e}{B}\right)}$$

jossa B on ilmapaine ja e vesihöyryn osapaine siinä sekä θ lämpötila absoluuttisina asteina.

Kuten siis havaitaan, Machin lukua M vastaava liikenopeus vaihtelee ilman lämpötilan mukaan.

Ilman virtausnopeus siiven eri kohdissa saavuttaa arvon $M = 1$ eri aikoina ja yleisesti huomattavasti aikaisemmin, kuin liikenopeus itse on saavuttanut tuon arvon. Seurauksena paikallisista tiivistyksistä alkaa kone saada "iskuja", ns sysäysaaltoja, jotka voivat olla huomattavankin rajuja. Sanotaan, että on saavutettu kriitillinen Machin luku M_{kr}.

Kriitillinen Machin luku M_{kr} saavutetaan siis silloin, kun ilman virtausnopeus jossakin kohtaa saavuttaa arvon $M = 1$.

Tällöin alkavien paikallisten sysäysaaltojen vaikutus ei vielä paljon suurenna vastusta, vaan vastuksen merkittävä kasvu alkaa vasta silloin, kun tiivistyminen saavuttaa sellaisen asteen, että virtaus alkaa irrota jossakin kohtaa siivestä. Tällöin on saavutettu $M_{kr\,(käyt)}$. Se on tila, jota jonkin verran suuremmalla nopeudella lento vielä on täysin mahdollinen. Vasta sitten, kun tämä ilmiö on saavuttanut sellaisen laajuuden, että koneen pituusstabiliteetti vakavasti häiriintyy, on saavutettu yläraja $M_{kr\,(max)}$, jota suuremmalla nopeudella ei enää voida lentää ilman, että joko koneen tai ohjaajan kestokyky ylitetään, ellei sitten kokonaan sivuuteta kyseistä aluetta siirtymällä äänen nopeuden yläpuolelle.

Suurimpaan mahdolliseen vaakanopeuteen voi kyseisellä ilmiöllä tietyissä konstruktioissa olla sellainen vaikutus, että $M_{kr\,(max)}$ vastaava raja voi jopa leikata osan pois kuvan 7 mukaisista käyristä. Näin selittyy suora viiva kyseisessä kuvassa.

3. SUHTEELLISEN PIENI KOKO

Huolimatta yleisessä kielenkäytössä useasti esiintyvistä ilmakulkuvälineiden tai -taisteluvälineiden nimityksistä kuten "ilman jättiläinen", "lentävä linnoitus", "suurraketti" jne, on ampumaopillisesti asiaa tarkastellen suurintakin ilma-maalia pidettävä tosiasiallisesti pienenä.

Toteamalla kunkin ajankohdan ulottuvuusennätykset[1] ja muistamalla mitä ilmamaalin sijaitsemismahdollisuuksista on esitetty voi asiasta helposti vakuuttua jo pelkästään terveen arvostelukyvyn perusteella ilman yksityiskohtaisten laskelmien suorittamista. Jonkinlaisen vertauskohdan saamiseksi mainittakoon kuitenkin, että 300 m:n ampumaetäisyydeltä suoritettavan kansainvälisen vapaakiväärikilpailun ampumataulun kympin ja yhdeksikön muodostama tasoalue, jonka halkaisija on 20 cm, näkyy ampujalle n 2'18" näkökulmassa. Samassa näkökulmassa "näkyy" silmään 15 km:n korkeudessa lentävä ilmamaali, jonka suurin ulottuvuus on 10 m. Vertailu sitäpaitsi ontuu, sillä esitetyssä rinnastuksessa ei ole otettu huomioon maalin eri asentoja ja ilmakehän näkyvyyttä rajoittavien tekijöiden vaikutusta.

On myös syytä kuvitella, miten usein esim 300 m ampumaetäisyydeltä kiväärillä ammuttaessa saataisiin osuma kyseisen ampumataulun em osaan, jos se liikkuisi nopeudella $3—4 \frac{m}{s}$.

Suhteellisen pieni koko asettaa tietenkin ilmamaaliin osumismahdollisuuden jo yksinomaan tästä syystä varsin vähäiseksi. Kun lisäksi muistetaan, ettei erityisesti suurissa ilmamaaleissa jokainen osuma suinkaan merkitse ilmamaalin tuhoutumista, on suhteellisen pienen koon eräs vaikutus saanut periaatteellista valaistusta.

Toinen seikka, mihin ilmamaalin koko vaikuttaa, on maalin määritettävyys. Tähän ilmamaalin ulottuvuudet vaikuttavat suoranaisesti, ts koko kyseisten ulottuvuuksien itseisarvojen voimalla.

Suhteellisen pieneen kokoon liittyy näin ollen primäärisenä vaikutuksena ilmamaalin määrittämisen vaikeus ja sekundäärisenä tai ehkä paremminkin latenttisena (implisiittisenä) vaikutuksena alas ampumisen vaikeutuminen tästäkin syystä.

4. TUHOAMISVAIKEUS

Tunnettu tosiasia lienee, että useimpien ilmamaalien tuhoaminen on varsin vaikeaa. Sen sijaan ne voivat olla hyvinkin haavoittuvia.

---

[1] Ajankohtana v 1956/57 suurin ulottuvuus on n 70 m. (Convair B 36 siipiväli 70 m 14 cm, pituus 49,4 m ja korkeus 14,26 m. Kuljetuskoneena sen pituus on 55,6 m ja korkeus 17,5 m) [6]

Niinpä kiväärikaliiperisella aseella voidaan hävittäjä ampua verraten "seulaksi" ilman, että kone tuhoutuu. Suomen sodassa v 1941—44 koettiin kesällä v 1944 selvästi, miten 20 mm ilmatorjuntatykistön tulen tehossa silloisiin venäläisiin maataistelukoneisiin jopa hävittäjiinkin oli paljon toivomisen varaa.

Suursodan näyttämöillä selvisi taasen, että ajanmukaisia monimoottorisia lentokoneita tuskin enää pudotetaan raskaankaan ilmatorjuntatykistön sirpaleilla, vaan että ne yleensä vaativat osuman, jopa useampiakin. Nämä toteamukset olivat osaltaan vaikuttamassa rakettiampumatekniikan uudelleen syntymiseen. Ilma-ammunnan osalta on myös jo pantu merkille sytytinkysymyksen uuteen valoon joutuminen. Puuttumatta tässäkään yhteydessä näihin tekijöihin, jotka sytytinkysymyksen osalta saavat jäljempänä suunnastavaa valaisua, on niiden toteaminen kuitenkin kokonaiskuvan saamiseksi perusteltua.

Mainittakoon vielä, että toisen maailmansodan taistelukokemuksia tässä suhteessa on pyritty kokoamaan mm siten, että on pyritty määrittämään räjähdysainemäärä, joka tietyillä edellytyksillä johtaa ilmamaalin tuhoutumiseen [7]. Näihinkään kalkyyleihin tässä yhteydessä vielä kajoamatta todettakoon, että esim Boforsin tunnettu uudiskonstruktio, 57 mm ilmatorjuntatykki, kuvastaa kyseisten empiiristen sotakokemusten tiettyä lopputulosta, silmälläpitäen jopa nelimoottorisen lentokoneen tuhoamista.

Puuttumatta enempää tähän laajaan kysymykseen, joka lisävalaistusta saadakseen tarvitsee ilma-ammunnan osumatodennäköisyystarkasteluja, todettakoon vain, että

— lentokonemoottorin sirpaleista haavoittuvien osien yhteinen pinta-ala on varsin pieni,

— polttoainesäiliöiden sijoitus ja suojaus on eräs huolellisimmin harkittuja ja tutkittuja seikkoja,

— ohjauslaitteiden toimintakyvyttömäksi saattaminen yksinomaan sirpalevaikutukseen nojautuen on varsin epätodennäköistä ja

— kuolettavan iskemän saaminen lentäjään on helposti käsitettävistä syistä peräti vaikeaa.

Lentokoneen tuhoutumiseen johtavat muut, edellä lueteltuja vähemmän ilmeiset vaurioittamiskohteet on periaatteellisen tarkastelun puitteissa jätettävä vain viittauksen varaan, sillä niiden osuuden primäärisyys ei ole luontaisesti yhtä selvää kuin edellä mainittujen kohteiden.

Tuhoamisvaikeus täydentää erinomaisella tavalla ilmamaalien valtavan enemmistön muutenkin loistavia ominaisuuksia ja osoittaa samalla, että ”klassillisen” ilma-ammunnan jokaiseen vaiheeseen liittyy mitä suurimpien vaikeuksien voittaminen.

III KEHITYSNÄKÖKOHTIA AMPUMAOPIN KANNALTA

Ampumaopin kannalta on erityisesti korostettava kehityskysymysten perusteellisen tuntemisen tarvetta. Jos näet ammunnan kehittäjät eivät pysy maaliensa kehityksen tasalla, niin tämä merkitsee mukautumista, jonka seurauksena on ratkaisujen osoittautuminen riittämättömiksi kenties hyvinkin kohtalokkaalla tavalla [1]. Ote herpoaa tarpeettoman nopeasti, ja kuten mainittiin kenties jopa kohtalokkaasti.

Siksi on syytä ilmamaalinkin tarkastelujen osakysymysten päätökseksi yrittää tunkeutumista ilmamaalin itsensä kehitykseen, sitä mahdollisesti hallitseviin lainalaisuuksiin, joihin kehitysponnistelut voidaan palauttaa.

Ampumaopin on tällöin kiinnitettävä aluksi huomio ilmataistelua kahden lentokoneen välillä voimakkaimmin hallitsevaan lainalaisuuteen. Kehityssuuntaa hallitsevimmaksi tekijäksi tällöin lienee tunnustettava nopeus. Vastatoimenpiteiden ja selviytymisen välttämätön perusta on ilmeisesti oleva vähintäänkin tasaväkisyys tässä suhteessa.

Nyt jo voitaneen todeta, että hävittäjän, ilmatilan klassillisen taistelijan, suvereniteetti alkaa olla tässä suhteessa enää vain historiaa. Hävittäjän ja pommikoneen välinen nopeusmarginaali näyttää näet

[1] Tässä viitattakoon toisen maailmansodan kokemuksista vain yhteen ampumaoppia läheisesti koskevaan kysymykseen, ns mikroaaltoalueen ensimmäisenä valtaamiseen liittoutuneiden taholla ja sen seurauksiin.

tiettyjen loogisten kehitysvaiheiden[1] jälkeen olevan lopullisesti häviämässä, ellei se käytännöllisesti katsoen jo ole hävinnytkin.

Toinen klassillisena pysyvä näkökohta on varmasti oleva etulinjan yläpuolella toimimisen vaatimus. Tällöin havaintopsykologisista ja -fysiologisista syistä ei voida pitää yllä miten suurta nopeutta tahansa. Ammunnan ja pommitusten vaatima maalinmäärittämistoiminta yhdessä rataballististen ongelmien kanssa pysyttää vaatimukset selvästi tietyissä rajoissa. Vaikka periaatteessa voidaankin ajatella, että jokainen kone on mahdollista varustaa monimoottoristen koneiden tapaan asekohtaisilla (aseryhmäkohtaisilla) keskustähtäimillä ja -laskimilla, jolloin nopeutettu toiminta on mahdollinen, niin viime kädessä kuitenkin jää jäljelle ratkaisevin, maalin löytäminen — ja tämä riittää alistamaan koko toiminnan havaintopsykologisten lainalaisuuksien piiriin. Toinen tässä yhteydessä vaikuttava seikka, (suoran lennon) sakkausnopeus on jo käsitelty edellä.

Näistä tosiasioista on seurauksena tietyn nopeusalueen määrittyminen, jolla etulinjaolosuhteissa käytännöllisesti katsoen voidaan toimia.

Millainen tämä tärkeä alue on, sen selvittää sakkausnopeusrajan osalta vain yksityiskohtainen tyyppitutkimus ja viitatun havaintopsykologisen lainalaisuuden osalta vastaava tutkimus. Sen suorittaminen olisikin varsin välttämätöntä. Toistaiseksi täytyy asiassa meillä tyytyä vain sotakokemusten[2] varaisiin suunnastaviin arviointeihin. Niiden mukaan olisi kenties oikeutettua väittää, ettei toiminta etulinjan yläpuolella ole nopeusluokan 150—200 $\frac{m}{s}$ ylittävillä nopeuksilla suurenkaan arvoista.

[1] Nykyinen tilanne on sellainen, että hävittäjä on suihkumoottoriratkaisussa, pommikone potkuri- tai potkuriturbiiniratkaisussa. Seuraavassa vaiheessa on todennäköistä pommikoneen siirtyminen suihkumoottoriin, jolloin hävittäjän on siirryttävä pakoputkiratkaisuun. Kun pommikone siirtyy tähän, on hävittäjän siirryttävä rakettiratkaisuun. Kun pommikone siirtyy rakettiratkaisuun, ei hevillä pystytä osoittamaan vastaratkaisua. Tässä yhteydessä on syytä jälleen muistuttaa hävittäjäkäsitteen täsmentämisen tarpeellisuudesta.

[2] Omat kokemuksemme rajoittuvat venäläisten maataistelukoneiden aikaansaamaan vaikutukseen. Välittömästi sodan jälkeen istuneen ilmatorjuntatoimikunnan mietinnön mukaan kyseisten koneiden aikaansaamat tappiot olivat hämmästyttävän pienet. Niiden vaikutus on selvästi ollut melkeinpä pelkästään vain moraalista laatua [8].

Esitettyjen hallitsevimpien prinsiippien ollessa toisilleen vastakkaiset on seurauksena yhteen konetyyppiin pyrittäessä ensiksikin nopeuden voimakkaan säätämisen vaatimus, jarrutus, ja toiseksi ilmeisesti mahdottomuus konstruoida nopeimpia mahdollisia tyyppejä.

Ns maataistelukoneen tarvetta ei siis periaatteessa voitane kieltää.

Kaiken edellä esitetyn perusteella on pakko päätyä raja-arvoon ohjus, ts klassillisen hävittäjän häviämiseen ja lentokoneen osuuden muuttumiseen yhä enemmän "alusmaiseksi" tai "lavettimaiseksi".

Edelleen on todettava, että

— ns klassillisella hävittäjäkoneella ei ilmeisesti ole ennen pitkää muualla reaalisia mahdollisuuksia toisia lentokoneita vastaan kuin siellä, missä niiden saama tehtävä pakottaa ne pysyttelemään tietyn aikaa tietyllä alueella, mikä tulee kyseeseen yleensä vain etulinjaolosuhteissa, ja

— vastatoiminta vaativimpia ilmamaaleja vastaan yleisesti edellyttää ohjustaisteluvälineistöön siirtymistä ja siis sekä klassillisen ampumatoiminnan että klassillisen hävittäjätoiminnan ulkopuolelle astumista.

Ennen pitkää siis vain mainitun ehdon vallitessa voitaneen ajatella ilmataistelua "vanhaan hyvään tapaan".

Koska sellaiseenkin ilmataisteluun on vielä toistaiseksi ilmeisesti varauduttava, tulevat esiin myös tietyt sekundääriset kriteerit. Näitä ovat

— oman nopeuden joustavasti toisen nopeuden mukaan säätämisen vaatimus, em jarrutus ja

— kaartokyky.

Aikaisemmin suoritettujen tarkastelujen lisäksi olisi näin ollen selvitettävä, miten tehokkaat jarrutukset yleensä ovat mahdollisia. Tämä on jälleen sekä fysiologinen että teknillinen ongelma. Näiden käsittelystä kuitenkin luovutaan tämän esityksen puitteissa ja rajoitutaan vain viittaamaan asiaa valaiseviin lähteisiin [2].

Harhakäsitysten välttämiseksi on kuitenkin huomautettava, että nykyaikainen suihkukone on ketterämpi kuin mitä yleensä kuvitellaan, koska siinä on tehokas jarrutusjärjestelmä, jonka ansiosta voidaan pienentää nopeutta ja täten joustavasti siirtyä "kaartosäteestä toiseen".

Edellä on tiettyjen perspektiivien kehittely tapahtunut kahteen suureen prinsiippiin nojautuen. Niiden nojalla nähtävää kehityskuvaa on lisäksi ollut täydennettävä kahdella sekundäärisellä kehitysargumentilla. Kokonaiskuva koko kysymyksestä on kuitenkin saatavissa vasta aseistuskysymysten ja asevaikutuskysymysten tarkastelun liittämisellä edelliseen. Tässä yhteydessä ei tähänkään asiaan kuitenkaan voida puuttua.

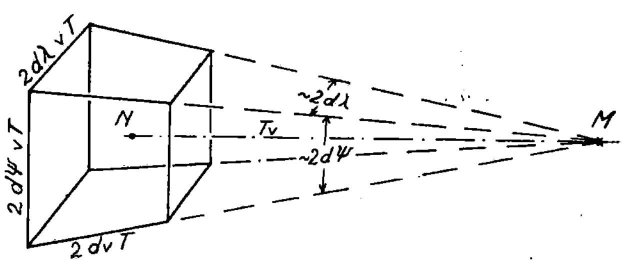
IV AMMUNNAN MAHDOLLISUUKSIEN YLEISTÄ ARVIOINTIA

1. YLEISTÄ

Lentokonemaalien yleisen tarkastelun päätökseksi on syytä alustavasti arvioida ammunnan periaatteellisia mahdollisuuksia niitä vastaan. »Klassillisen» ammunnan puitteissa on tällöin sopivaa keskittyä vain edellä todetun olennaisimman kysymyksen, ennakkokysymyksen tarkasteluun. Tämä taas johtaa ennakkopisteen virheiden esille ottamiseen.

2. ENNAKKOPISTEEN VIRHEELLISYYDEN ALUSTAVAA TARKASTELUA

Ammunnan onnistumisen perusedellytyksen mukainen, ts tietyn aikaa jatkuva ja tietyt säännöllisyysehdot täyttävä maalin liiketila oletetaan seuraavassa avaruussuoraksi, ts maali liikkuu suoraviivaisesti lentokorkeuttaan muuttaen. Olkoon nopeuden määrittämisessä syntyvä virhe $\pm$ dv, lentokaltevuuskulman virhe $\pm$ $d\psi$ ja liikesuuntakulman virhe $\pm$ $d\lambda$. Nämä virheet määrittävät avaruustilan, missä ennakkopiste voi sijaita (Kuva 8).



Kuva 8

Kyseinen avaruustila approksimoidaan karkeasti suorakulmaiseksi särmiöksi, jonka tilavuus on

$$(5) \qquad V_S = 8\, T^3 v^2\, dv\, d\lambda\, d\psi$$

tai tarkemmin ellipsioidiksi, jonka tilavuus on

$$(6) \qquad V_E = \frac{4}{3}\pi\, T^3 v^2\, dv d\lambda\, d\psi$$ [1]

Lausekkeihin on sijoitettava v:n arvo metreinä sekunnissa, T sekunteina ja λ sekä ψ absoluuttisina kulmayksikköinä.

Osumatodennäköisyys voidaan nyt periaatteessa määrittää siten, että ylläolevaa tilavuutta ja ammuksen vaikutustilavuutta verrataan keskenään. Tällöin tarkoittavat dv, $d\lambda$, ja $d\psi$ virheiden todennäköisiä arvoja.

Liitteessä 3 on täten laskettu

— heräte-

— aika ja

— iskusytyttimellä

varustetun ammuksen osumatodennäköisyys. Kaavat ovat verraten likimääräiset [2], mutta antavat kuitenkin harkiten käytettynä vertailukelpoisia tuloksia. Nämä esitetään seuraavassa.

3. AMMUNNAN MAHDOLLISUUKSIA KOSKEVIA YLEISIÄ JOHTOPÄÄTÖKSIÄ

Ensiksi on todettava tekijät, joihin voimme vaikuttaa. Tarkasteltavana olevissa lausekkeissa on oikeastaan vain yksi tekijä, johon emme voi vaikuttaa, nimittäin maalin nopeus. Kuten havaitaan, sen vaikutus on

---

[1] Ellipsoidin tilavuus $= \frac{4}{3}\pi$ abc, jossa a, b ja c ovat puoliakselit. Katso mm Myrberg, P. J: Differentiali- ja integralilaskennan oppikirja. Otava 1942, s 62 ja 68.

[2] Mm ballistinen hajonta ei sisälly tarkasteluun. Tarkat laskelmat ovat saatavissa mm teoksesta Brändli, H: Waffe und Wirkung bei der Fliegerabwehr. Birkhäuser Verlag, Basel und Stuttgart 1956.

ilmeinen. Kun lisäksi muistetaan, että se vaikuttaa myös ammuntaan käytettävissä olevan ajan kautta, me yhä selvemmin näemme sen ammuntaa hallitsevan merkityksen.

Tekijöistä, joihin voimme vaikuttaa tässä yhteydessä, sivuutamme projektiilivaikutuksen, joka sisältyy lausekkeisiin niiden osoittajana. Toteamme vain, että alati on ponnisteltava projektiilivaikutuksen lisäämiseksi.

Tekijät, jotka ammunnan mahdollisuuksia tarkastettaessa on ennen muuta pantava merkille, ovat kuitenkin

— lentoaika ja

— maalin liikesuureiden mittauksen tarkkuus.

Tällöin on muistettava, että koko tarkastelumme perustuu siihen, että lentoaika on oikea. Sen laskeminen on mahdollista ainoastaan tarkan etäisyydenmittauksen avulla, joten lentoaika korostaa koko itseisarvonsa voimalla tarkan etäisyyden määrittämisen perustavaa merkitystä. Edelleen on huomattava, että lentoaika sinänsä on hallitsevin ammuntaa jäsentelevä tekijä. Se käytännössä loppujen lopuksi määrittää kannattavan ammunnan rajan.

Lentoajan hallitseva merkitys pakottaa tietenkin alati ponnistelemaan sen lyhentämiseksi ballistiikan tarjoamin keinoin. Tämä on toinen päälinja tarkan etäisyydenmittauksen rinnalla mahdollisimman suureen vaikutukseen pyrittäessä.

Erityisen korostuksen saa myös maalin liikesuureiden tarkka mittaaminen. Niinpä jo esim kunkin liikesuureen

— maalin nopeuden,

— liikesuuntakulman ja

— lentokaltevuuskulman (syöksykulman)

mittausvirheiden pienentäminen kymmenenteen osaansa nykyisestään periaatteessa[1] nostaisi aikasytytintä käyttäen suoritetun ammunnan osumatodennäköisyyden tarkasteluperusteillamme tuhatkertaiseksi[1].

---

[1] Käytännössä tämän edellytyksenä on kuitenkin, kuten asiayhteydestä käy ilmi, että ballistinen hajonta = 0 ja että maali on määritetty täsmälleen oikein. Nyt kyseessä olevat virheet dv, $d\lambda$, $d\psi$ ovat kuitenkin yleensä hallitsevat virheet.

Tämä on jo suorastaan ponnistuksiin kehottava toteamus,, samalla kun se kaikella ajateltavissa olevalla selvyydellä puhuu liikesuureiden tarkan mittaustoiminnan merkityksestä ja asettaa arvioiduin perustein suoritettavan ammunnan varsin ahtaisiin puitteisiin.

Huomattakoon lopuksi erityyppisten sytyttimien periaatteellisia mahdollisuuksia valaisevat tulokset. **Aikasytyttimin suoritetun ammunnan ja iskusytyttimin suoritetun ammunnan vertailu** osoittaa, että

$$
\text{(7a)} \qquad \begin{aligned} \frac{R_A}{R_{I_1}} &= \frac{C_A{}^3}{C_I^2} \cdot \frac{1}{T\,dv} \\[1em] \frac{R_A}{R_{I_2}} &= \frac{C_A{}^3}{C_I^2} \cdot \frac{1}{Tvd\lambda} \end{aligned}
$$

Olkoon siis esim 88 mm ilmatorjuntakanuunan tuhoava vaikutussäde $C_A = 7{,}5$ m, maalin pinta-ala 25 m^2 ($C_I = 2{,}8$ m) lentoaika 10 sekuntia, nopeusvirhe 3 $\frac{m}{s}$ liikekulman virhe 0,020 (n 19v) sekä nopeus 200 $\frac{m}{s}$. Tällöin on

$$
\frac{R_A}{R_{I_1}} = \frac{7}{4} \quad ; \quad \frac{R_A}{R_{I_2}} = \frac{4}{3}
$$

Lausekkeiden sisältämä periaatteellinen viite siis on, että maalin pinta-alan, lentoajan ja nopeusvirheen kasvaessa suhde muuttuu iskusytyttimiä käyttävälle ammunnalle edullisemmaksi. Asia on maalin pinta-alaa koskevalta osalta ilmeinen. Lentoajan ja nopeusvirheen kasvamisen vaikutuksen oivaltamiseksi lienee sen sijaan syytä viitata todennäköisyyslaskennan peruslauseisiin.

Todennäköisyyslaskennan kertolaskuväittämän[1] mukaan todennäköisyys, että ilmiöt esiintyvät yhtä aikaa omissa yhteyksissään, on yk-

---

[1] Katso mm Tallquist, Hj: Ulkoballistiikka WSOY 1926, s 260.

sityisten todennäköisyyksien tulo. Iskuammunnassa esiintyy periaatteessa kaksi virhetekijää: sivukulman virhe ja korotuskulman virhe. Aika-ammunnassa niitä sen sijaan on kolme: sivukulman virhe, korotuskulman virhe ja ennakkopisteen etäisyysvirhe. Em peruslauseen mukaan kokonaisvirheen muodostuminen noudattaa kertosääntöä. On selvää, että muuten vertailukelpoisissa olosuhteissa kolmannen tekijän eli etäisyysvirheen vaikutus voi olla niin suuri, että iskuammunta osoittautuukin edullisemmaksi, ts vaikutus voittaa C_A:n vaikutuksen yhdessä C_L:n kanssa. Ennakkopisteen etäisyysvirhe taas kasvaa lentoajan pidentyessä [1].

Nopeusvirhe taas suurentaa ennakkopisteen virhettä ja niin muodoin myös lentoajan virhettä, joten sen vaikutustapa on edellä esitetyn jälkeen selvästi väitöksemme mukainen.

Aikasytyttimin suoritetun ammunnan ja herätesytyttimin suoritetun ammunnan vertailu osoittaa analogisesti, että

(7b)
$$\left(\frac{R_A}{R_H}\right)_1 = \left(\frac{C_A^3}{C_H^2}\right)_1 \frac{1}{T\,dv} = \frac{C_A}{T\,dv} \quad [2]$$

$$\left(\frac{R_A}{R_H}\right)_2 = \left(\frac{C_A^3}{C_H^2}\right)_2 \frac{1}{T\,vd\,\lambda} = \frac{C_A}{T\,vd\,\lambda} \quad [2]$$

Edellisen esimerkin arvoja käyttäen saadaan suhteeksi 2:9 ja 1:6. Herätesytytin on siis selvästi sekä aika- että iskusytytintä parempi paitsi tapauksessa, että maalin pinta-ala on tavattoman suuri, jolloin isku- ja herätesytyttimen välinen ero on pienehkö.

Herätesytyttimin suoritetun ammunnan ja iskusytyttimin suoritetun ammunnan vertailu vihdoin osoittaa että

---

[1] Tulot T dv (suoraan päin syöksyvä maali) ja T vd λ (nollakorkeudella ohittava maali) itse asiassa merkitsevät tätä (kaavat 7a).

[2] Asian luonteesta johtuu, että $C_A = C_H$

$$\text{(7c)} \qquad \frac{R_{H_1}}{R_{I_1}} = \frac{C_H^2}{C_I^2} = \frac{R_{H_2}}{R_{I_2}}$$

Tämä sisältää jo edellisessä kohdassa esitetyn suurta pinta-alaa koskevan väitteen.

Huomattakoon lopuksi, että kyseessä on edellä kaikkialla ollut osumatodennäköisyys eikä vaikutus. Tietenkin jonkin matkan päästä toimiva sirpaloituva herätesytyttimellinen ammus on vaikutukseltaan kokonaan toisen arvoinen kuin vaikkapa vain 1 mm ohi menevä iskuammus esim elävää voimaa edustavaan maahanlaskumaaliin.

V LOPPUSANAT

Esitettyä on meillä totuttu pitämään lähinnä lentämiseen liittyvänä problematiikkana.

Jo kauan on ollut kuitenkin nähtävissä, että taistelu vihollisen suorittamia ilmahyökkäyksiä vastaan on joutunut suurimittaiseen murroskauteen, joka koskee niin maasta kuin ilmasta suoritettavia vastatoimenpiteitä.

Sen vuoksi on jo vuosia sitten [1] ollut pakko ryhtyä mm "ilmatorjunta-aerodynaamikoksi". Ensimmäiseksi luonnolliseksi tavoitteeksi on tällöin ollut välttämätöntä ottaa ns klassillisten keinojen rajojen selvittäminen. Lähtökohtana kyseisen, suurta suuruusluokkaa olevan tutkimustyön suorittamisessa on tietenkin ollut ilmamaalin ominaisuuksien ja sen arvioitavissa olevien kehitysmahdollisuuksien selvittäminen. Sen yhteydessä on tietenkin tarjoutunut mahdollisuus esittäää myös eräitä yksinomaisesti lentämiseen liittyviä näkökohtia.

---

[1] Kirjoitus on ollut kokonaisuudessaan valmis v 1954 ja sen alkuosa (otsikot B—C) on syntynyt vuosina 1950—1952.

LÄHTEITÄ

PvPE:n koulutusosasto	Ampumaopilliset käsitteet ja määritelmät. Helsinki 27. 2. 1946. Otava 1947	[1]
Lombard, Charles F	How Much Force Can Body Withstand. Aviation Week January 17. 1949, s 21. IlmavE:n kirjallisuuspalvelu	[2]

Dwinnel, James H	Principles of Aerodynamics Seattle. Wash. July 1949. Mc Graw-Hill Book Company Inc 1949.	[3]
Aeronautical Research Counsil	Reports and Memorandan	[4]
Järvinen, E	Reaktiolentämisen yleispiirteitä. Moniste s 71. IlmavE:n kirjallisuuspalvelu	[5]
Bridgman, L	Janes all the World's Aircraft 1954/1955. Publishing Co Ltd s 230. IlmavE:n kirjallisuuspalvelu	[6]
Lierow, Heinz	Den Einfluss des Kalibers auf die Wirkung der leichten Flak. Wehrtechnische Hefte n:o 6/1954	[7]
Ilmatorjuntatoimikunnan	3. 11. 45—15. 11. 1947 mietintö	[8]
Vainio, M	Über den horizontalen Kurvenflug. Väitöskirja IlmavE:n kirjallisuuspalvelu	[9]

Liite 1

Vakiokallisteisen vaakakaarron perusteoria

Kaartoa suorittaessaan lentokone pyrkii keskipakovoiman (sentrifugaalivoiman) vaikutuksesta luisumaan. Kun kyseessä on vaakakaarto eli lentokorkeutta muuttamatta suoritettava kaarto, tämä luisuminen tapahtuu vaakatasossa.

Luisumisen estämiseksi ohjaaja kallistaa konetta, jotta siiven nostovoima vaikuttaisi keskipakovoimaa vastaan.

Oikein suoritetussa kaarrossa lentokoneelle annetaan sellainen asento, että keskipakovoima kumoutuu. Tämä on oikein suoritetun kaarron yleinen ehto.

Kuvien 1 ja 2 perusteella todetaan, että lentokoneen nostovoima (L) on saatava vaikuttamaan kokonaiskiihtyvyyden suunnalle päinvastaiseen suuntaan ja että tästä on seurauksena kunakin hetkenä täsmällisesti määrittyvä lentokoneen kallistuskulma (ν) [1].

Koska sentrifugaalivoiman kiihtyvyys (a_s)

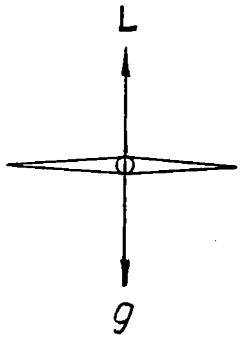
$$(1) \qquad a_s = \frac{v^2}{r}$$

1 **Kallistuskulma** (ν) on lentokoneen tai muun vastaavan laitteen poikittaisakselin ja vaakatason välinen kulma.

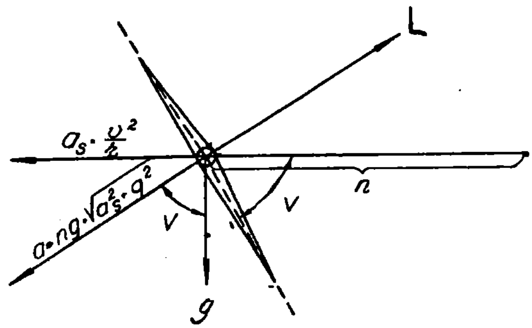
on kaarron kokonaiskiihtyvyys

$$(2) \qquad a = \sqrt{a_s^2 + g^2} = g \sqrt{1 + (\frac{v^2}{gr})^2}$$

eli tietty paljas luku



Kuva 1



Kuva 2

$$(3a) \qquad n = \sqrt{1 + (\frac{v^2}{gr})^2}$$

kertaa suorassa lennossa vaikuttava painovoiman kiihtyvyyden normaaliarvo g. Tämä esitystapa on syytä panna merkille, sillä se on aivan yleinen lennon dynamiikassa.

Seuraavassa edellytetään, että ehto

$$\frac{v^2}{r} = \text{vakio}$$

on koko kaarron ajan voimassa ja että siis n on vakio.

Tällöin seuraa, että

$$\cos \nu = \frac{g}{ng} = \frac{1}{n}$$

eli

$$(4) \qquad n \cos \nu = 1$$

ts että kallistuskulma on ko kaarron ajan vakio.

Oikein suoritettua vaakakaartoa nimitetään vakiokallisteiseksi, jos $\frac{v^2}{r}$ on vakio.

Tämä ehto on siis vakiokallisteisen kaarron yleinen ehto. Kuten havaitaan, kyseinen ehto on ilmamaalista riippumaton.

Vakiokallisteisessa vaakakaarrossa on näin ollen kaikilla lentokoneilla

— 1,0	g:n	kaarrossa	(n= 1,0)	koko ajan	kallistuskulma	0,00° [1]
— 1,2	„	—„—	(n= 1,2)	—„—	—„—	~ 33°33'
— 1,5	„	—„—	(n= 1,5)	—„—	—„—	~ 48°11'
— 2,0	„	—„—	(n= 2,0)	—„—	—„—	~ 60°00'
— 3,0	„	—„—	(n= 3,0)	—„—	—„—	~ 70°32'
— 4,0	„	—„—	(n= 4,0)	—„—	—„—	~ 75°31'
— 5,0	„	—„—	(n= 5,0)	—„—	—„—	~ 78°28'
— 6,0	„	—„—	(n= 6,0)	—„—	—„—	~ 80°24'
— 7,0	„	—„—	(n= 7,0)	—„—	—„—	~ 81°47'
— 8,0	„	—„—	(n= 8,0)	—„—	—„—	~ 82°49'
— 9,0	„	—„—	(n= 9,0)	—„—	—„—	~ 83°37'
—10,0	„	—„—	(n=10,0)	—„—	—„—	~ 84°16'
— ∞	g:n	—„—	(n= ∞)	—„—	—„—	90,00°

On kuitenkin pantava merkille, että pienikin nokan nostaminen tai korkeuden muutos tekee esitetyt kallistuskulman arvot täysin pätemättömiksi, puhumattakaan kaarron suorittamisen suurista virheistä.

Selvyyden vuoksi on myös huomautettava, että edellä ei ole otettu kokonaiskiihtyvyyden lausekkeen määrittämisessä lentokoneen kaartoonmenohetken liiketilan ja itse kaartamisen mahdollista vaikutusta ja siitä johtuvaa vaakakomponenttia $\frac{dv}{dt}$ huomioon, joten täydellisimmässä tapauksessa (kuva 3)

$$\text{(3b)} \qquad n' = \sqrt{n^2 + \left(\frac{1}{g}\,\frac{dv}{dt}\right)^2}$$

Jäljempänä määritettävät vakiokallisteisen vaakakaarron suoritusarvot lasketaan kuitenkin kaavan (3 a) mukaista kiihtyvyyden monikerran arvoa käyttäen. Vaakakaarron perustapauksen tarkassa määrittelemisessä on kuitenkin esitetty ehto, yhtenä monista, kuten jo olemme joutuneet näkemään, otettava niinikään huomioon.

1 Vaakalento.

Vakiokallisteisen vaakakaarron yleisen ehdon mukaan kaarto voidaan suorittaa

— joko siten, että v ja r ovat vakioita,

— tai siten, että v ja r muuttuvat niin, että yleinen ehto pysyy voimassa.

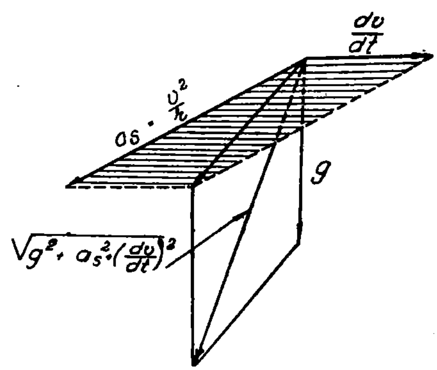
Edellisessä tapauksessa on kyseessä ympyräkaarto, jälkimmäisessä selvästi spiraalimainen kaarto.

Jäljempänä suoritettavat tarkastelut liittyvät edelliseen, vakiosäteiseen vaakakaartoon.

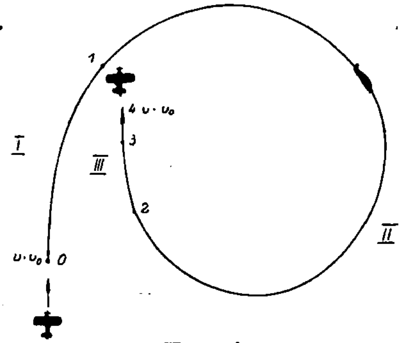
Edellä on oletettu sanaa **kaarto** käytettäessä, että kaartoon meneminen ja siitä palaaminen tapahtuvat "äärettömän nopeasti" ja näin ollen puhuttu esim. vakiokallistuneisuudesta "koko kaarron ajan". Jotta vaakakaarrosta jäisi ampumaopinkin yhteydessä lennon dynamiikan mukainen kuva, lienee syytä mainita, että täydellisenä lentoliikkeena pidetään vasta kaartoa, joka päättyy samaan vaakalennon nopeuteen (v_0), mikä vallitsi kaartoliikettä aloitettaessa.

Täydellisessä vakiokallisteisesti suoritetussa ympymäkaarrossa ovat näin ollen kuvan 4 mukaiset vaiheet.

On selvää, että kaarrossa vaiheella I on käytännössä sitä hallitsevampi asema, mitä pienempi vakiokallisteisen osan kallistuskulma on. Jäljempänä käytettäessä nimitystä **kaarto** tarkoitetaan sillä täydellisen kaartoliikkeen vakiokallisteista vaihetta (kuva 4, vaihe II), ellei erikseen toisin mainita.



Kuva 3



Kuva 4

Piste 0 = vakiokallisteisen vaakakaarron lähtöpiste ($v = v_0$; $n = 1{,}0$)

Piste 1 = **menovaiheen** (I) loppupiste ja **vakiokallisteisen kaarto-osan** (II) alkupiste ($v = v_1$; $n = n_1$).

Piste 2 = vakiokallisteisen kaarto-osan loppupiste ja **paluuvaiheen** (III) alkupiste ($v = v_2 = v_1$; $n = n_2 = n_1$)

Piste 3 = paluuvaiheen ensimmäisen osan (kaarto-osa) loppupiste ja toisen osan (suora osa) alkupiste ($v = v_3$; $n = 1{,}0$)

Piste 4 = paluuvaiheen ja koko vakiokallisteisen vaakakaarron loppupiste ($v = v_0$; $n = 1{,}0$).

Liite 2

Kaartolennon teknillisten rajoitusten perusteoria

Kaartolennon teknillisiin rajoituksiin käsiksi pääseminen edellyttää ensiksi lentokoneen nostovoiman tarkastelua. Aerodynamiikka esittää sen muodossa

$$(1) \qquad L = C_L \frac{\varrho v^2}{2} S$$

jossa C_L on lentokoneen nostovoimakerroin, ϱ = ilmatiheys ($[\varrho] = \frac{kg}{m^3}$), v liikenopeus ($[v] = \frac{m}{s}$) ja S siipipinnan pinta-ala ($[S] = m^2$) [1].

Oikean kuvan saamiseksi nostovoiman luonteesta esitettäköön seuraavassa ensiksi ilmavirtauksen voimavaikutuksen aerodynaaminen tarkastelutapa (kuva 1). Kun ensimmäiseen vaihtoehtoon (kuva 1) sovelletaan väliaineen vastuksen yleisintä lauseketta [3] [2],

$$(2a) \qquad F = K \varrho v^2 l^2 \left(\frac{\varrho v l}{\mu}\right)^{-\delta} \left(\frac{v}{a}\right)^{-\varepsilon} \left(\frac{v^2}{lg}\right)^{-\eta}$$

jossa K on kappaleen muodosta riippuva vakio, l = kappaleen pituus, μ = väliaineen viskositeettiominaisuudet määrittävä kertoin, a = äänen nopeus, g = painovoiman kiihtyvyys ja δ, ε sekä η vakioeksponentteja, havaitaan, että väliaineen ollessa ilmaa viimeinen dimensiottomista karak-

---

1 Merkintä [S] jne tarkoittaa kyseisen suureen laatua, dimensiota. Merkityistä aerodynamiikan käyttämistä dimensioista seuraa, koska C_L on dimensioton kertoin, että

$$[L] = \frac{kgm}{s^2} = [N]$$

Kaava 1 esittää siis nostovoimakertoimen newtoneina.

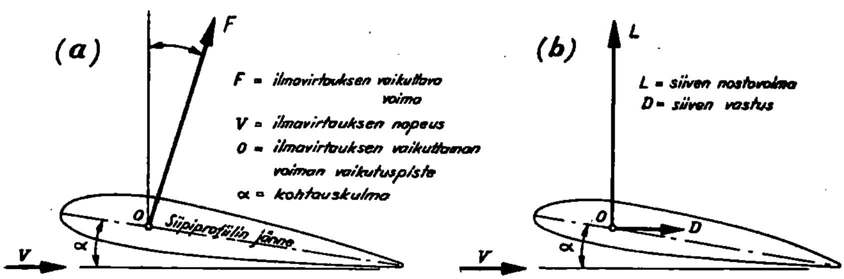
2 Nyt esitetty väliaineen lauseke on erityisesti pantava merkille aero- ja hydrodynamiikan esitystavan ymmärtämiseksi. Kyseinen vastuslauseke sisältää näet oleellista tietoutta vastuksen fysikaalisesta koostumisesta. Siihen sisältyy kolme dimensiotonta sulkulauseketta, joista kukin ilmaisee tiettyä vastuksen oleellista argumenttia. Viimeinen sulkulauseke on ilmeisesti jatkuvuusvoiman (liike-energian) ja painovoiman välisen vaikutuksen mitta $\left[\left(\frac{v^2}{lg}\right) = k \frac{mv^2}{g}\right]$ Sen kansainvälinen symboli on G.

teristisista sulkeista eli ns Frouden luku voidaan aerodynamiikassa jättää pois. Kun lisäksi otetaan huomioon, että l^2 on verrannollinen pinta-alaan, aerodynamiikka kirjoittaakin vastuslain muotoon (kuva 1)

$$(2b) \qquad F = K' \left(\frac{\varrho v l}{\mu}\right)^{-\delta'} \left(\frac{v}{a}\right)^{-\varepsilon'} \frac{\varrho v^2}{2} S$$

Jäljellä olevasta kahdesta dimensiottomasta vastusargumentista jälkimmäinen selvästi merkitsee liikkeen nopeuden ja äänen nopeuden suhdetta. Fysiikasta tiedämme, että se merkitsee väliaineen kokoonpuristuvuuden vaikutuksen huomioon ottamista.

Tämän suhteen kansainvälinen symboli on M[1]. Vastaavasti puhutaan väliaineessa tapahtuvan liikkeen Machin luvusta. Ensimmäinen dimensioton sulkulauseke voidaan laventaen vl:llä kirjoittaa muotoon



Kuva 1

$$\frac{\varrho v^2 l^2}{\mu v l}$$

josta nähdään, että se merkitsee jatkuvuusvoiman (liike-energia) ja väliaineen viskositeettivoiman välistä suhdetta. Väliaineen liiketilan tietyssä vaiheessa tämän selitystavan mukaisten "voimien" välinen suhde käy sellaiseksi, että virtaus muuttuu ns laminaarisesta virtauksesta turbulenttiseksi. Niinpä siis kyseinen luku liittyy virtauksen luonteeseen. Sen kan-

---

1 On itävaltalaisen fyysikon Ernst Machin nimeä kantava symboli. Hän ensimmäisenä pystyi valokuvaamaan äänen nopeuden ylittävää liikettä (kiväärin luoteja) ja aloitti täten äänirajaan liittyvän empiirisen tutkimuksen.

sainvälinen symboli on R[1]. Vastaavasti puhutaan väliaineessa tapahtuvan liikkeen Reynolds:n luvusta. Sen käytännöllinen merkitys on mm siinä, että tutkittaessa aerodynaamista virtausta tietyn kappaleen ympärillä ilmiötä voidaan tutkia myös pienoismallilla, kun vain huolehditaan siitä, että Reynoldsin luku ei muutu.

Näin ollen vastuslaki voidaan kirjoittaa muotoon

$$(2c) \qquad F = K'R^{-\delta'} M^{-\varepsilon'} \frac{\varrho v^2}{2} S$$

Yhdistämällä dimensiottomat tekijät (ei siis vakiotekijät) yhdeksi ainoaksi kokonaisuudeksi päästään näin ollen muotoon

$$(2d) \qquad F = C \frac{\varrho v^2}{2} S$$

ja tästä vihdoin siirtymällä kuvan 1b mukaiseen voimien esitykseen edellä kirjoitettuun nostovoiman lausekkeeseen.

Nostovoima ja edellä esitetyn perusteella myös nostovoimakerroin on näin ollen

— kappaleen muodosta (ja asennosta),
— Reynoldsin luvusta ja
— Machin luvusta

riippuva funktio.

Muodon vaikutus puolestaan ilmenee varsin monitahoisena. Sen määrittämiseksi esim siiven suhteen aerodynamiikka käyttää seuraavia aliargumentteja

— kohtauskulma[2],
— siiven poikkileikkaus,
— siiven muotoa luonnehtivat lausekkeet,
— siiven pituuden ja sen poikkileikkausten jänteiden (kuva 1) väliset suhteet.

---

1 On englantilaisen fyysikon Osborne Reynoldsin nimeä kantava symboli. Hän ensimmäisenä esitti kyseisen tarkistimen.

2 **Kohtauskulma** on kulma, jonka muodostavat profiilin jänne ja ilmavirran virtaussuunta profiilia vastaan (kuva 1).

Ilmataisteluvälineen kaartokyvyn **periaatteellinen** tarkastelu voidaan nyt suorittaa seuraavasti. Sijoittamalla nostovoiman yhtälöön nostovoimakertoimen suurin mahdollinen arvo $C_{L_{max}}$ [1] ja merkitsemällä nostovoima L ilmataisteluvälineen lentopainon W suuruiseksi saadaan ratkaisemalla nopeuden suhteen

$$(3a) \qquad v = v_{sakk} = \sqrt{\frac{2}{\varrho}\,\frac{W}{S}\,\frac{1}{C_{L_{max}}}} = v_{sakk_{1g}}$$

joka on **suoran vaakalennon (1 g lennon) sakkausnopeus.**

Kaarrossa koneen paino W suurenee n-kertaiseksi, joten sakkausrajalla L = nW ja näin ollen kiihtyvyyden monikertaa n käyttäen tehdyssä vaakakaarrossa

$$(3b) \qquad v_{sakk_{ng}} = \sqrt{n}\, v_{sakk_{1g}}$$

Kun lisäksi otetaan huomioon ilman tiheyden muutumisen vaikutus korkeuden mukaan, saadaan korkeudessa h sakkausnopeudeksi suorassa vaakalennossa

$$(3c) \qquad v_{sakk_{1g(h)}} = \sqrt{\frac{\varrho_o}{\varrho_h}}\, v_{sakk_{1g(o)}}$$

missä merkintä o alaindeksissä tarkoittaa maanpinta-arvoa ja h lentokorkeuteen h kuuluvaa arvoa.

Kiihtyvyyden monikertaa n käyttäen tehdyssä vaakakaarrossa kaava muuttuu kaavan 3b mukaan seuraavaksi

$$(3d) \qquad v_{sakk_{ng(h)}} = \sqrt{n\,\frac{\varrho_o}{\varrho_h}}\, v_{sakk_{1g(o)}}$$

Näistä yhtälöistä voidaan, kun suoran lennon sakkausnopeuden maanpinta-arvo tunnetaan, laskea tietyssä korkeudessa h kiihtyvyyden monikerran arvolla n suoritettavan kaarron sakkausnopeus sekä sen ja n:n arvon perusteella määrittää kaarron säde.

---

[1] Nostovoimakertoimen suurimman mahdollisen arvon määrittämisen yksityiskohtiin ei tässä esityksessä voida ryhtyä, vaan on rajoituttava viittaamaan alan erikoisteoksiin.

Täydellisyyden vuoksi on vihdoin mainittava, että pienintä mahdollista kaartosädettä ei lopultakaan käytännössä saavuteta suurimmalla mahdollisella kiihtyvyyden monikerran arvolla, vaan tavallisimmin arvolla $n = 2—4$ sakkausrajalla, ts kaavan 3d mukaisella nopeudella lentäen. Yhtälön (3a, liite 1) perusteella tosin saadaan

$$r_{tekn} = \frac{v^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

ja tästä taasen yhtälön 3d perusteella teknillisesti pienimmäksi kaartosäteeksi

$$(4) \qquad r_{tekn_{min}} = \frac{n \dfrac{\varrho_o}{\varrho_h} v^2_{\overline{sakk\ 1\ g\ (o)}}}{g\sqrt{n^2-1}}$$

mutta $C_{L_{max}}$ n muuttumisen luonteesta johtuen on kuitenkin seurauksena esitetynlainen käytäntöä hallitseva lopputulos.

Liite 3

Ilma-ammunnan likimääräisiä osumatodennäköisyyslaskelmia

Jos ammuksen vaikutus on mahdollista redukoida tietyn suuruiseksi vaikutuspalloksi C_A, mikä käytännössä merkitsisi, että kyseisessä pallossa tai sen pinnalla tapahtuva räjähdys tuhoaisi maalin, silloin on myös mahdollista ilmaista **aikasytytintä käyttäen suoritettavan ammunnan** osumatodennäköisyys

$$R_A = \frac{\frac{4}{3} \pi C_A^3}{\frac{4}{3} \pi T^3 v^2 dv d\lambda\ d\psi}$$

eli

$$(1) \qquad R_A = \frac{C_A^3}{T^3 v^2 dv d\lambda\ d\psi}$$

Käytettäessä **herätesytyttimiä** joudutaan tilavuustarkastelusta pintatarkasteluun, sillä herätevaikutus perustuu selvästi tarjolla olevaan pintaan. Tästä vuorostaan seuraa, että maalin asento, ts maalin liikesuunta vaikuttaa asiaan.

Tarkastellaan ensiksi suoraan kohti syöksyvää maalia. Jos ammuksen toimimiseksi välttämätön heijastuspinta on mahdollista redukoida tietyn suuruiseksi ympyränpinnaksi C_H, silloin on myös mahdollista ilmaista **herätesytytintä käyttäen suoritettavan ammunnan osumatodennäköisyys.**

$$R_{H_1} = \frac{\pi C_H^2}{\pi T^2 v^2 d \lambda d\psi}{}^{1}$$

$$\text{(2a)} \quad R_{H_1} = \frac{C_H^2}{T^2 v^2 d \lambda \, d\psi}$$

Ohittavaan maaliin saadaan vastaavasti

$$R_{H_2} = \frac{\pi C_H^2}{\pi T^2 v d v d\psi}$$

eli

$$R_{H_2} = \frac{C_H^2}{T^2 v d v d \psi}$$

Käytettäessä iskusytytinsä pätevät yo kaavat, jos C_H:n sijaan kirjoitetaan se pinta-ala ympyräksi redukoituna, joka koostuu niistä pinta-alkioista, joihin iskemän saaminen merkitsee maalin tuhoutumista kyseisellä kaliiperilla. Jos kyseisen redukoidun pinnan säde on C_I, saadaan vastaavasti

$$\text{(3a)} \quad R_{I_1} = \frac{C_I^2}{T^2 v^2 d \lambda \, d\psi}$$

$$\text{(3b)} \quad R_{I_2} = \frac{C_I^2}{T^2 v d v d \psi}$$

---

1 Ellipsin pinta-ala $= \pi$ ab, jossa ab ovat puoliakselit. Katso mm Myrberg, P. J: Differentiali ja integralilaskennan oppikirja. Otava 1942 s 32 ja 33.