

Eetu Ropponen

WAVERIDER-ILMA-ALUKSEN OMINAISUUDET JA SOPIVUUS ERI SOVELLUSKOHTEISIIN

Kandidaatintutkielma
Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Tarkastaja: Jussi Aaltonen
Huhtikuu 2023

TIIVISTELMÄ

Eetu Ropponen: Waverider-ilma-aluksen ominaisuudet ja sopivuus eri sovelluskohteisiin
Kandidaatintyö
Tampereen yliopisto
Konetekniikan tutkinto-ohjelma
Huhtikuu 2023

Kun ilma-aluksen nopeutta halutaan kasvattaa yli viisinkertaiseen äänennopeuteen eli hypersoniciksi, alkaa perinteisen siiven tehokkuus heikkenemään. Näissä nopeuksissa yhtenä korvaajana perinteiselle siivelle pidetään omia voimakkaita tiivistysaaltojaan nostovoiman tuottamiseen käyttävää waverider-rakennetta. Tämän kirjallisuustutkimuksen tavoitteena on selvittää ensin, mitkä ovat waverider-ilma-aluksen etuja ja haasteita verrattuna perinteistä siipeä hyödyntäviin ilma-aluksiin. Tämän jälkeen selvitetään, kuinka hyvin waverider sopisi erilaisiin lentotekniikan sovelluskohteisiin nykytekniikalla. Viimeisenä selvitetään, mitä on seuraavaksi tutkittava, jotta waverider-rakenne voisi yleistyä lentotekniikan sovelluksissa. Tutkittavana aineistona on käytetty kahta lentokoneiden aerodynamiikkaa käsittelevää oppikirjaa, lukuisia tieteellisiä artikkeleita ja tutkimusraportteja, sekä muutamia uutisia.

Työ alkaa perinteisen siiven ominaisuuksien tutkimisella, sekä hypersonicien nopeuksien tuomien lisävaatimusten tarkastelulla. Tämän jälkeen perehdytään waveriderin määritelmään ja perustyyppeihin. Kolmannessa osiossa tutkitaan waveriderin aerodynaamisia ominaisuuksia perinteiseen siipeen verrattuna sekä hypersonicien nopeuksien tuomia lisähaasteita. Työn lopuksi analysoidaan kuinka hyvin waverider sopisi erilaisiin lentotekniikan sovelluskohteisiin nykypäivän tekniikalla ja mihin suuntaan tutkimuksen olisi keskityttävä tämän yleistymiseksi eri sovelluskoh-teissa.

Tuloksena havaitaan waveriderin etuina perinteisiin siipiprofiileihin nähden parempi liitoluku sekä patoputkimootoreiden integrointikyky. Haasteina puolestaan havaitaan rajallinen nopeus ja kohtauskulma-alue, suunnittelun vaikeus sekä epävakaus. Näiden lisäksi hypersoniciset nopeudet tuovat ongelmia, kuten pinnan kuumeneminen sekä värinä.

Waveriderin havaitaan sopivan nykytekniikalla parhaiten miehittämättömään sotilasilmailuun, suuren liitoluvun tuoman pitkän kantaman, nopeuden ja kuormakapasiteetin takia. Tämän lisäksi miehittämättömyyden tuomaa yksinkertaisuutta, rahoituksen löytymistä sekä huonojen hidaslento-ominaisuuksien merkityksettömyyttä pidetään etuina. Waverideria pidetään myös joiltain osin sopivana miehitettyyn sotilasilmailuun pääosin samoista syistä. Miehitettyssä sotilasilmailussa lentäjän turvallisuutta, huonoja hidaslento-ominaisuuksia sekä havainnointitekniikan kehittymistä pidetään kuitenkin haasteina.

Waveriderin ei katsota sopivan nykytekniikalla matkustajaliikenteeseen eikä avaruusmatkailuun. Matkustajaliikenteessä isoja ongelmia aiheuttaa matkustajaturvallisuus, hinta sekä kysyntä etäyhteyksien kehittyessä. Avaruusmatkailussa pääongelmana pidetään käyttöhintaa sekä kysyntää. Waveriderin seuraaviksi tutkimussuunniksi todetaan hidaslento-ominaisuuksien parantaminen ja nopeusalueen laajentaminen. Myös pintamateriaaleja, moottoreita sekä lentoratoja on tutkittava waveriderin yleistymiseksi eri sovelluskohteissa.

Avainsanat: Waverider-ilma-alus, hypersonicinen lentäminen, tiivistysaalto, liitoluku

Tämän julkaisun alkuperäisyys on tarkastettu Turnitin OriginalityCheck –ohjelmalla.

SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO	1
2. PERINTEISEN SIIVEN OMINAISUUDET	3
2.1 Nostovoima	3
2.2 Vastustyytit	4
2.3 Liitoluku	5
2.4 Hypersoonisen lennon vaatimukset	5
3. WAVERIDERIN MÄÄRITELMÄ	8
3.1 Flat Top Lifting Body	8
3.2 Caret-siipi	10
3.3 Cone Derived Waverider	12
3.4 CFD-laskennalla kehitetyt waveriderit	12
4. WAVERIDERIN EDUT JA HAASTEET	14
4.1 Waveriderille ominaiset aerodynaamiset edut	14
4.2 Waveriderille ominaiset aerodynaamiset haasteet	16
4.3 Hypersoonisen lennon haasteet	18
5. WAVERIDERIN SOVELTUVUUS ERI KÄYTTÖKOHTEISIIN	20
5.1 Matkustajaliikenne	20
5.2 Miehitetyt sotilaskoneet	22
5.3 Ohjukset ja lennokit	24
5.4 Avaruusmatkailu	25
5.5 Waveriderin tulevaisuuden tutkimuskohteet	27
6. YHTEENVETO	31
7. LÄHTEET	33

LYHENTEET JA MERKINNÄT

CDW	Cone Derived Waverider
CFD	Tietokoneavustettu virtauslaskenta (eng. Computational Fluid Dynamics)
FTLB	Flat Top Lifting Body
Mach	Nopeus äänennopeuden suhteen ilmoitettuna
OCM	Osculating Cones Method
α	siiven kohtauskulma
ρ	ilman tiheys
C_D	vastuskerroin
C_L	nostovoimakerroin
L	siiven nostovoima
$(\frac{L}{D})_{max}$	liitoluvun maksimiarvo
M_{inf}	vapaan virtauksen nopeus
S	siiven pinta-ala
V	lentokoneen nopeus

1. JOHDANTO

Jo yli 100 vuotta sitten keksityn lentokoneen alkuajoista lähtien, ihminen on pyrkinyt pääsemään suurempiin lentonopeuksiin ja -korkeuksiin. Aluksi uusien prototyyppien nopeudet kasvoivat melko tasaisesti siiven muotoilua muuttamalla ja moottoritehoa lisäämällä. Kun ensimmäinen ääntä nopeammin eli supersoonisesti lentänyt lentokone lensi vuonna 1947 kehitys on kuitenkin alkanut hidastumaan selvästi (Williams 1991).

Nopeuksien kasvaessa supersoonisesta yli viisinkertaiseen äänennopeuteen eli hypersooniseksi, alkaa perinteisten siipimallien nopeusraja tulemaan vastaan. Hypersoonisissa nopeuksissa perinteisen siiven vastusvoimat kasvavat niin suuriksi, ettei niiden käyttäminen ole enää järkevää. Yhtenä mahdollisuutena suuriin nopeuksiin on raketimoottorin käyttäminen ja ilman siipiä lentäminen, mutta tämä ei useissa sovelluksissa ole järkevää rajallisen kantaman ja kuormakapasiteetin vuoksi. Tällöin insinöörien on käännettävä katsettaan täysin uudentyyppeisiin tapoihin luoda nostovoimaa suurissa nopeuksissa. Yksi tämänkaltaisista rakenteista on niin kutsuttu waverider.

Waveriderin on osoitettu useissa tutkimuksissa olevan potentiaalinen vaihtoehto perinteiselle siivelle hypersoonisiin nopeuksiin. Omia voimakkaita tiivistysaaltojaan nostovoiman tuottamiseen hyödyntämällä, waverider on pystynyt simulaatioissa sekä tuulitunnelissa parempiin liitolukutuloksiin suurissa nopeuksissa verrattuna mihinkään muihin siipirakenteisiin.

Waveriderin ongelmia on jo pitkään ollut muiden muassa suunnittelun vaikeus, epävakaus ja rajallinen nopeusalue. Tietotekniikka on kuitenkin kehittynyt varsinkin viime vuosikymmeninä valtavasti harppauksin mahdollistaen simuloinnin ja virtauslaskennan nopeammin kuin koskaan aiemmin. Myös uusien komposiittimateriaalien ja moottoreiden kehitys on edistynyt mahdollistaen rakenteet, jotka ovat olleet aiemmin mahdottomia.

Näiden kehitystulosten valossa suurimpia haasteita on pystytty ratkaisemaan ja waveriderista on muodostumassa huomionarvoinen rakenne hypersooniseen lentämiseen useille lentotekniikan käyttökohteille. Joihinkin sovelluksiin waveriderin ominaisuudet sopivat kuitenkin parhaiten ja testikäyttöön suunniteltuja lentolaitteita onkin jo nähty lentävän. Toisissa sovelluksissa haasteet ovat kuitenkin vielä liian suuria ja kehitystyötä tarvitaan runsaasti toimivien laitteiden aikaansaamiseksi.

Tämän kirjallisuustutkimuksen tavoitteena on selvittää ensin mitkä ovat waveriderin etuja ja haasteita verrattuna perinteisiin siipiprofiileihin. Tämän jälkeen tarkastellaan, kuinka hyvin waverider-rakenne sopisi eri käyttötarkoituksiin tämän päivän tekniikalla. Viimeisenä selvitetään mitä olisi seuraavaksi tutkittava, jotta waverider-rakenne voisi yleistyä lentotekniikassa.

2. PERINTEISEN SIIVEN OMINAISUUDET

Ennen kuin pystytään arvioimaan niin kutsuttujen waverider-lentolaitteiden aerodynaamista suorituskykyä, on tutkittava, kuinka perinteinen lentolaite pysyy ilmassa. Muiden muassa ominaisuudet kuten nostovoima, vastus ja näiden pohjalta laskettava liitoluku ovat aerodynamiikan kannalta olennaisia käsitteitä. Näiden lisäksi on waveriderin tarkastelua varten otettava huomioon super- ja hypersoonisten nopeuksien aiheuttamat lisävaatimukset.

2.1 Nostovoima

Lentääkseen, lentokoneen on pystyttävä tuottamaan vähintään yhtä iso nostovoima ylöspäin kuin mitä siihen kohdistuva painovoima on suuruudeltaan. Tätä kutsutaan tehokkaan lennon periaatteeksi. (Eggers & Syvertson 1956) Perinteinen lentokone tuottaa nostovoimaa pääasiassa siivillä ja sen tuotto perustuu siiven ohittavan ilmavirtauksen suunnan paikalliseen kääntämiseen. Tällöin ilmavirta saa alaspäin suuntautuvan kiihtyvyysskomponentin, jolloin Newtonin toisen lain mukaan, siiven on kohdistettava ilmavirtaan alaspäin vaikuttava voima. Newtonin kolmannen lain mukaan, tälle on olemassa ylöspäin suuntautuva vastavoima, jonka siipi kokee nostovoimana. (Laine et al. 2020, s. 58).

Nostovoima riippuu perinteisen siiven pinta-alasta S , lentokorkeuden mukaan muuttuvasta ilman tiheydestä ρ , sekä lentokoneen nopeudesta V . Näiden lisäksi nostovoimaan vaikuttaa siiven kulmasta lentosuuntaan, eli kohtauskulmasta α , riippuva nostovoimakerroin C_L . (Laine et al. 2020, s. 58–59) Nostovoimakerroin on siis myös suure, joka kertoo siiven nostovoiman tuottamissuorituskyvystä. Siiven tuottamalle nostovoimalle L voidaan tällöin esittää yhtälö (1)

$$L = C_L(\alpha) \frac{1}{2} \rho V^2 S. \quad (1)$$

Koska siipi taittaa ilmavirtaa alaspäin, on ilman suhteellinen nopeus siiven alapuolella hitaampi kuin siiven yläpuolella. Tästä seuraa Bernoullin-lain mukaan myös suhteellinen paine-ero, jolloin siiven yläpuolella oleva paine on keskimäärin pienempi, kuin siiven alapuolella.

2.2 Vastustyyppit

Lentokoneeseen vaikuttaa painovoiman ja nostovoiman lisäksi myös liikettä vastustava vastusvoima, joka koostuu useista eri vastustyypeistä. Laineen et al. (2020, s. 60–61) mukaan yksi suurimmista vastustyypeistä on kitkavastus, joka aiheutuu virtaavan ilman ja lentokoneen pintojen välisistä kitkavoimista. Kitkavoimien suuruus riippuu ilman viskositeetista, sekä niin sanotun rajakerroksen ulkopuolella vallitsevasta ilman nopeudesta.

Rajakerroksella tarkoitetaan koneen pinnalta ulospäin ulottuvaa aluetta, jolla virtauksen nopeus kasvaa nolosta vapaan virtauksen nopeuteen. Tämän rajakerroksen takia esimerkiksi siipiprofiili käyttäytyy aerodynaamisesti kuin paksumpi siipi, sillä rajakerros itsessään vastustaa ilmavirtaa. Laineen et al. (2020, s. 60–61) mielestä tämä vastustyyppi lasketaan myös kitkavastukseksi.

Suurimpana vastustyyppinä voidaan pitää nostovoimavastusta. Tämä vastustyyppi johtuu ilmavirran pyörteisyydestä siiven eri puolilla vaikuttavan paine-eron tasaantuessa siiven kärjissä sekä siiven takana (Laine et al. 2020, s. 62–63). Paine-ero pyrkii tasoittumaan siis esimerkiksi siiven päissä, jossa ilma virtaa alapinnalta siiven kärjen ympäri ylös, muodostaen siiven päälle ja lentokoneen perään hyvin pyörteisen ilmavirtauksen. Pyörteeseen sitoutuu liike energiaa lentokoneesta, jonka lentokone havaitsee vastusvoimana.

Kun lentonopeus ylittää äänennopeuden muodostuu lentokoneen johtoreunoista ja epäjatkuvuuskohdista niin sanottuja tiivistysaaltoja. Tällöin tiivistysaalton alueella syntyy puristuvan ilman epälineaarisen käytöksen takia paikallisia virtaushäviöitä, jotka kone kokee taas vastusvoimana. Tätä vastustyyppiä kutsutaan aaltovastukseksi. (Laine et al. 2020, s. 63 & 95) Tiivistysaaltoja ja niiden syntymistä selitetään enemmän alaluvussa 2.4.

Viimeisenä tässä työssä käsiteltävänä vastustyyppinä voidaan pitää niin kutsuttua painevastusta. Lentokoneen pinnat ohjaavat ilmavirtausta siten, että virtauksen nopeus vaihtelee huomattavasti ohittaessaan lentokoneen pintoja. NASA:n Glenn Research Centerin (2022) artikkelin perusteella nämä nopeuksien muutokset aiheuttavat myös erilaisia paikallisia painevaihteluita, jotka puolestaan pyrkivät tasoittumaan, usein aiheuttaen lentokoneen liikettä vastustavia voimia. Esimerkki painevastukseen kuuluvasta vastuslajista on peräpainevastus (eng. base drag), joka syntyy lentokoneen profiilien jättöreunoille silloin kun ne eivät ole aerodynaamisesti sulavalinjaisia. Hoerner (1950) antaa

tästä esimerkiksi aseesta ammutun luodin, jonka kanta on usein tasainen. Tällöin sen taakse muodostuu pienemmän suhteellisen paineen alue, jonka luoti kokee vastuksena.

Ääntä hitaammin lentävässä lentokoneessa suurin osa vastuksesta on nostovoimavastusta, mutta siirryttäessä hypersonisiin nopeuksiin aaltovastuksen, painevastuksen ja kitkavastuksen osuudet kasvavat voimakkaasti, jopa suuremmaksi kuin nostovoimavastus (Sziroczak & Smith 2016; Laine et al. 2020, s. 63–64). Lentokoneelle voidaan määrittää mittaamalla vastuskerroin C_D tietyllä nopeudella, joka koostuu kaikkien eri vastustyyppien vastuskertoimien summasta. Vastuskerroin C_D on alaluvussa 2.1 esitellyn nostovoimakertoimen C_L tavoin suorituskykyparametri ja sen pieni arvo tarkoittaa lentokoneen olevan virtaviivainen.

2.3 Liitoluku

Tehokkaassa lennossa lentokoneen tulisi kokonaisuutena tuottaa mahdollisimman paljon voimaa alaspäin (nostovoimaa) ja mahdollisimman vähän voimaa eteenpäin (vastusvoimia). Tämä johtaa suureen liitolukuun. (Eggers & Syvertson 1956) Aiemmissa alaluvuissa nostovoimakertoimelle, sekä vastuskertoimelle saatiin suuret C_D ja C_L , jotka määrittelevät lentokoneen kyvyn pysyä ilmassa tietyllä nopeudella. Näiden suhteesta käytetään nimitystä liitoluku (Laine et al. 2020, s. 189). Liitolukua käytetään usein lentokoneen suunnittelun analysoinnissa ja sen arvoja vertailemalla pystytään vertailemaan esimerkiksi kuinka aerodynaamisesti tehokas suunniteltu lentolaite on. Lentokoneella liitoluku saattaa vaihdella suuresti riippuen lentonopeudesta ja korkeudesta, joten se saakin maksimiarvonsa aina joillain sille suunnitellulla nopeus, korkeus ja kohtauskulma alueella.

Ingenito et al. (2010) huomauttavat, että mahdollisimman suurella liitoluvulla on erityisesti merkitystä pitkien matkojen lentämisessä, sillä tällöin lentokone pysyy ilmassa pienemmällä työntövoimalla ja sitä kautta pienemmällä moottori ja polttoainelastilla. Lentokoneen liitoluku vaikuttaa siis suoraan sen toimintamatkaan.

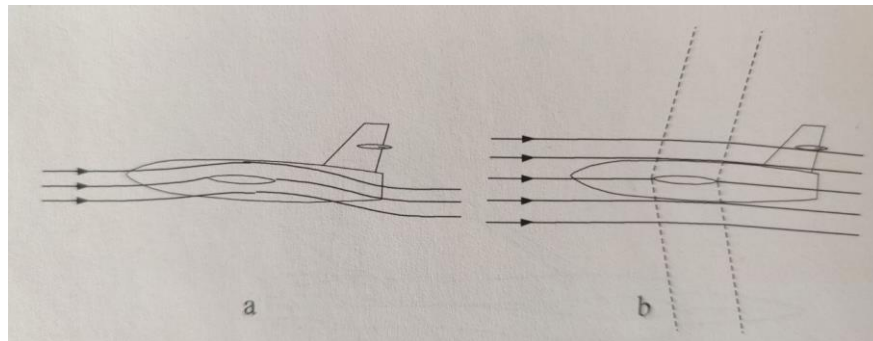
2.4 Hypersonisen lennon vaatimukset

Kun lentokoneen halutaan lentävän yli äänennopeudella eli supersoonisesti tai yli 5 kertaisella äänennopeudella eli hypersonisesti, sen rakenteelle ja aerodynamiikalle muodostuu hyvin paljon uusia vaatimuksia. Sziroczakin ja Smithin (2016) mukaan tällaisia vaatimuksia ovat muiden muassa kitkavoimien tuottama kuumuus, korkeuden tuoma

matala paine, ilman tiheys ja avaruuden säteily, sekä voimakkaiden moottoreiden aiheuttama värinä. Näiden vaikutus koneen lentoon ja käytettävyyteen vaihtelee suuresti esimerkiksi käyttötarkoituksen ja matkustajien mukaan. Eri sovellustyypeille ominaisia vaatimuksia käsitellään tarkemmin luvussa 5.

Lentokoneen lentäessä ilmassa jokainen osa muuttaa jollain tavalla ilman virtausnopeutta ja virtauksen kohdassa vaikuttavaa painetta. Ääntä hitaammin lennettäessä osat myös lähettävät tiedon näistä paineen ja virtausnopeuden muutoksista ympäröivään ilmaan äänennopeudella. (Laine et al. 2020, s. 38) Tätä havainnollistetaan kuvassa 1 (kuva 1a). Kuvaan piirretyt vaakasuuntaiset virtaviivat kertovat ilman virtausnopeudesta ja sitä kautta myös paineen muutoksista. Viivojen ollessa lähempänä toisiaan virtauksen nopeus kasvaa ja siten paine pienenee. Kuten kuvasta voidaan huomata, virtaviivat alkavat käyristyä jo esimerkiksi siiven edellä, jolloin informaatio siivellä tapahtuvista nopeuden ja paineen muutoksista on levinnyt siiven edelle.

Ääntä nopeammassa lennossa tilanne on kuitenkin toinen. Virtauksen informaatio leviää ilmassa äänen nopeudella, joten se ei ehdi rakenteiden edelle näiden kulkiessa yli äänen nopeutta (Laine et al. 2020, s. 38). Vaikka informaatio ei ehdi pinnan edelle, se kuitenkin pääsee etenemään pinnasta taaksepäin kartion mallisessa tilavuudessa, niin sanotussa Machin-kartiossa, joka esitetään katkoviivalla kuvassa 1 (kuva 1b).



Kuva 1. Ilmavirran kulku: a) Alisooninen lento b) ylisooninen lento (Laine et al. 2020, s. 40).

Lentokoneen lentäessä super- ja varsinkin hypersonicilla nopeuksilla ilmavirta joutuu hidastumaan tai muuttamaan suuntaa äkisti esimerkiksi lentokoneen keulassa, moottoreiden kartioissa ja muissa rakenteen epäjatkuvuuskohtissa, sillä ne eivät kuulu Machin-kartiioon. Ilmavirtaus ei edellä mainituista syistä pysty hidastumaan tai muuttamaan suuntaa ennen epäjatkuvuuskohtaa, jolloin muutokset tapahtuvat hyvin pienellä matkalla ennen pintaa. Tätä millimetrin kymmenestuhannesosia paksua aluetta kutsutaan tiivistysaaloksi. Laineen et al. (2020, s. 42) mukaan tiivistysaalolla staattinen paine ja -lämpötila sekä tiheys kasvavat virtauksen puristuessa, mutta kokonaispaine pienenee

virtaushäviöiden takia. Vinoksi tiivistysaallosi kutsutaan puolestaan virtauksen nopeasta suunnanmuutoksesta johtuvaa tiivistysaaltoa. Tällainen tiivistysaalto syntyy esimerkiksi kiilamaisen rakenteen, kuten lentokoneen nokan muuttaessa virtauksen suuntaa rajusti. (Laine et al. 2020, s. 43) Tällöin tiivistysaalto leviää keulasta taaksepäin kiilamaisella tai kartiomaisella alueella, jonka kärkikulma riippuu lentokoneen nopeudesta.

Tämän työn kannalta merkittävimpänä hypersoonisen lennon tuomana vaatimuksena voidaan pitää mahdollisimman korkeaa liitolukua. Kuten alaluvussa 2.2 mainittiin, nopeuksien kasvaessa suuriksi kitkavastus sekä aikaisemmin kuvailluista tiivistysaalloista johtuva aaltovastus, kasvavat hyvin jyrkästi nopeuden funktiona. Tämän takia myös lentokoneen liitoluku usein pienenee mitä suurempaan nopeuteen tämä on suunniteltu. Küchemann (2012, s. 340–341) muodosti tälle ilmiölle myös yhtälön (2), jolla perinteisesti nostovoimaa tuottaville siiville voidaan laskea liitoluvun teoreettinen maksimiarvo $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$, lentokoneen ympärillä vaikuttavan vapaan virtauksen nopeuden M_{inf} funktiona.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{3(M_{inf} + 3)}{M_{inf}} \quad (2)$$

Tämän, liitolukuvalliksi (eng. L/D- barrier) nimetyn kaavan on todettu olevan melko tarkka, vertailemalla sitä eri nopeuksille suunniteltujen lentokoneiden kokeellisiin liitolukuihin (Ingenito et al. 2010). Vain harva perinteistä siipeä käyttävä lentolaite on pystynyt rikkomaan liitolukuvallin.

Johtuen muiden muassa hypersoonisten laitteiden suuresta nopeudesta ja tämän saavuttamiseksi vaaditusta kiihtymismatkasta, tämänkaltaiset lentokoneet suunnitellaan usein pitkille matkoille, jolloin niiden nopeusominaisuudet alkavat näkymään matka ajassa. Kuten alaluvussa 2.3 mainitaan, on toimintamatra riippuvainen lentokoneen liitoluvusta. Näiden asioiden pohjalta voidaan siis todeta, että saavuttaaksemme hyvän toimintamatkan sekä hypersooniset nopeudet, on käytettävä perinteisestä siivestä poikkeavaa nostovoimaa tuottavaa rakennetta. Tämän rakenteen pitäisi pystyä murtamaan liitolukuvalli ja tuottamaan parempi liitoluku suurilla nopeuksilla. Yksi vaihtoehto tähän on niin sanottu waverider.

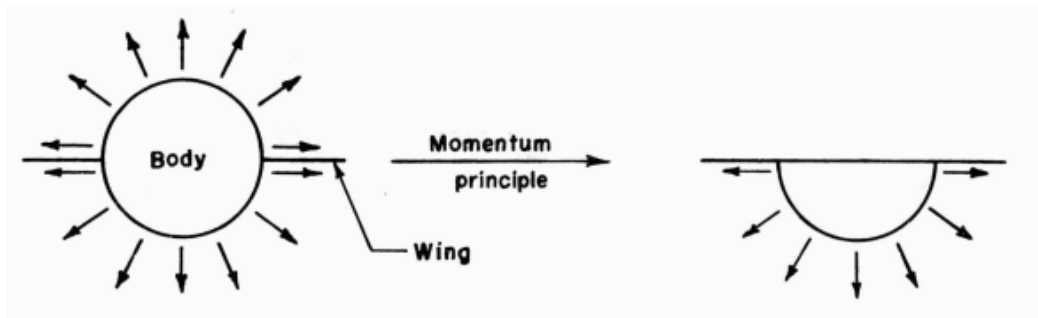
3. WAVERIDERIN MÄÄRITELMÄ

Alaluvussa 2.4 mainitun liitolukuongelman ratkaisuksi on kehitetty joukko muotoja, jotka pystyisivät hypersoonisissa nopeuksissa hyödyntämään omia voimakkaita tiivistysaaltojaan nostovoiman tuottamiseen. Näin ne pystyvät saavuttamaan suuremman liitoluvun, kuin mitä yhtälö (2) määritteli kyseisen nopeusalueen maksimiksi. Näitä muotoja ja niiden pohjalta kehitettyjä lentolaitteita kutsutaan yleisesti termillä waverider. (Küchemann 2012, s. 450–451)

Tavallinen super- ja hypersoonisiin nopeuksiin suunniteltu siipiprofiili tuottaa nostovoimaa pääosin kääntämällä virtauksen suuntaa alaspäin ja samalla muodostaen paikallisen ylipaineen siiven alle. Waverider on muotoiltu siten, että sille suunnitellulla nopeudella keulasta syntyvä tiivistysaalto seuraa siiven etureunaa, joka puolestaan aiheuttaa siiven alapuolelle huomattavasti suuremman paikallisen ylipaineen (Küchemann 2012, s. 73–74). Ingeniton et al. (2010) mukaan tämä puristusnostovoimana (eng. compression lift) tunnettu ilmiö lisää nostovoimaa, lisäämättä siipipinta-alaa ja johtaa sitä kautta suurempaan liitolukuun. Waverider ei siis ole yksi laite tai muoto vaan muotoperhe, joille on ominaista tiivistysaalton käyttäminen nostovoiman lisäämiseen.

3.1 Flat Top Lifting Body

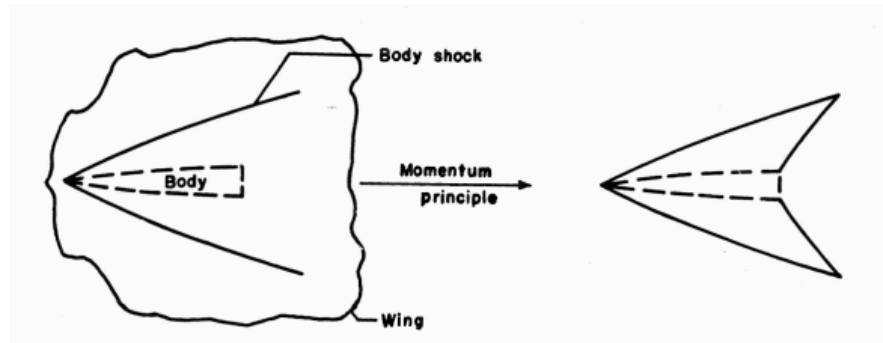
Ensimmäisenä waveriderin esiasteena voidaan pitää niin sanottua Flat Top Lifting Bodya (FTLB). FTLB muotoilun perusteena toimii alaluvussa 2.1 mainittu idea tehokkaan lennon määritelmästä. Eggersin ja Syvertsonin (1956) mukaan FTLB:n suunnittelu alkaa muodostamalla edestä taaksepäin levenevä kartiomainen runko, josta lähtee sivuille ohuet siivet. Tällainen rakenne esitetään edestäpäin kuvassa 2 (kuva 2 vasen). Ohut siipi tuottaa vähiten vastusta pienillä kohtauskulmilla, joten suurimpaan liitolukuun päädytään pitämällä ohuen siiven kohtauskulma 0 asteessa. Tämä muoto ohjaa nyt terävä kärki ilmavirtaan päin kulkiessa ilmavirran sivuille kaikkiin suuntiin, minkä takia ilmavirtojen resultantti on 0, eikä runko siis koe voimaa mihinkään suuntaan. Ilmavirtaa on kuvassa 2 kuvattu rungosta pois päin suuntautuvilla nuolilla. Jos nyt siiven yläpuolinen osa rungosta poistetaan (kuva 2 oikea), ilmavirta ohjautuu ainoastaan sivuille sekä alaspäin tuottaen ylöspäin suuntautuvan voimaresultantin. Jos kyseessä olisi lentolaite, voidaan tämä kokea nostovoimana. (Eggers & Syvertson 1956)



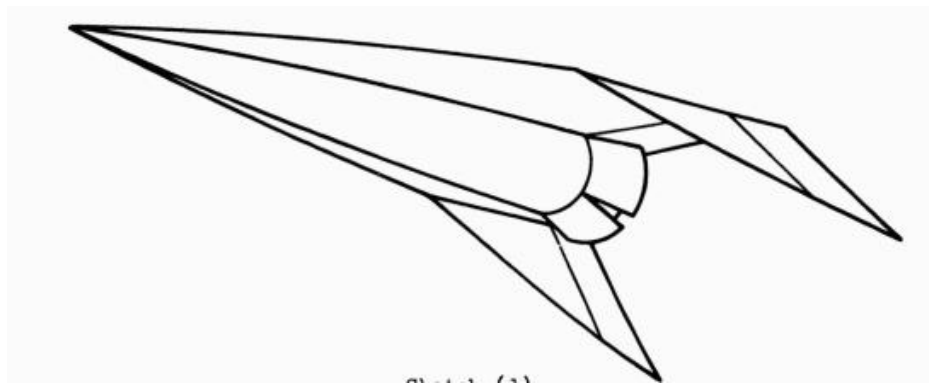
Kuva 2. FTLB:n periaate, edestä kuvattuna (Eggers et al. s. 5).

Eggersin ja Syvertsonin (1956) mukaan tarkasteltaessa äskeistä rakennetta ylhäältä päin sen lentäessä ääntä nopeammin, kuten kuvassa 3, huomataan sen kärjen muodostama tiivistysaalto (kuva 3 vasen: Body shock). Siiven, jota on kuvassa 3 merkitty termillä Wing, voidaan aluksi ajatella ylettyvän paljon tiivistysaallon ulkopuolelle. Nyt puolikartion mallinen alarunko (kuva 2 oikea) siiven alla tuottaa nostovoimaa sivusuunnassa tiivistysaaltoon asti, sillä tällä alueella ilma ohjautuu alaspäin ja sivuille, aiheuttaen voimaresultantin ylöspäin.

Tiivistysaallon ulkopuolella oleva ilmavirtaus ei kuitenkaan, alaluvussa 2.4 esitellyn, Machin-kartion ulkopuolella olemisen takia, saa informaatiota alaspäin suuntautuvasta ilmavirrasta. Tämän takia tiivistysaallon ulkopuolella oleva virtaus ei suuntaudu alaspäin, eikä vaikuta nostovoimaan. Tiivistysaallon ulkopuolella oleva siipi kuitenkin lisää koneen pinta-alaa ja kasvattaa kitkavoimista johtuvaa vastusta. (Eggers & Syvertson 1956) Näiden seikkojen valossa siipi olisi liitoluvun maksimoimisen kannalta ideaali silloin, kun sen etureuna mukailee tiivistysaallon muotoa (kuva 3 oikea). Kartiomaisen alarungon perässä ilmavirta ei myöskään enää ohjautu alaspäin, toisin kuin alarungon perästä muodostuvan Machin-kartion etupuolella. Tämän takia myös jättöreunan tulisi olla taaksepäin viisto, jotta maksimaalinen nostovoima saavutetaan ilman ylimääräistä kitkavastusta. Eggersin ja Syvertsonin (1956) mukaan saadun rakenteen ominaisuuksia pystytään vielä parantamaan kääntämällä siivenkärkiä alaspäin, jolloin alarungon muodostama sivuille suuntautunut ilmavirta ohjautuu myös alaspäin. Tällainen Eggersin ja Syvertsonin (1956) kuvailema ideaalinen FTLB-muotoilu esitetään kuvassa 4.



Kuva 3. FTLB:n periaate ylhäältä päin (Eggers & Syvertson 1956, s. 6).



Kuva 4. FTLB teoreettinen ideaalimuotoilu taitetuilla siivenkärjillä (Eggers & Syvertson 1956, s. 7).

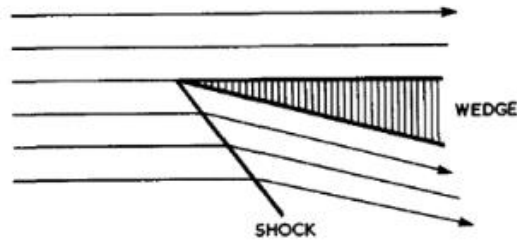
Eggersin ja Syvertsonin (1956) kehittämä FTLB ei ole määritelmän mukaan waverider, sillä sen muotoa ei ole erityisesti suunniteltu kasvattamaan paikallista ylipainetta siiven alapuolella, tiivistysaallon kiinnittyessä siiven etureunaan. Sen suunnittelussa on kuitenkin muutamia samankaltaisuuksia waveridereihin, kuten etureunan muotoilu vastamaan tiivistysaallon muotoa, tasainen yläpinta vastuksen minimoitumiseksi, sekä alapinta, joka ohjaa ilmapirtaa voimakkaasti alaspäin.

3.2 Caret-siipi

Kuten edellisessä luvussa mainittiin Flat Top Lifting Body tyyppistä siiperunkorakennetta ei täysin pysty pitämään waveriderina, sillä sen muodostamien tiivistysaaltojen ei ole määrä kiinnittyä siiven etureunaan. Sen sijaan Küchemannin (2012, s. 71–75) mukaan Caret-siipistä rakennetta voidaan pitää ensimmäisenä varsinaisena waveriderina.

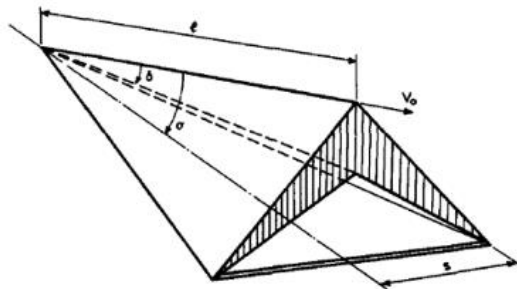
Caret-siipi rakenne perustuu yksinkertaiseen kaksiulotteiseen, kiilan muotoiseen tiivistysaalttoon. Kuvassa 5 esitetään tilanne, jossa yksinkertainen kiila (kuva 5 wedge) on asetettu nuolilla kuvattuun hypersoniciseen virtaukseen. Kiilan yläpinnan ollessa virtauksen suuntainen, sen kärki aiheuttaa vinon tiivistysaallon kappaleen alapuolelle (kuva 5

shock) ja sen alapinta ohjaa ilmavirtaa voimakkaasti alaviistoon kuten FTLB:ssa. Küchemannin (2012, s. 71–75) mukaan kyseisessä tilanteessa tiivistysaallon takana oleva paikallinen paine pysyy vakiona ja sen arvo pystytään määrittämään, kun kiilan kärkikulma ja virtauksen nopeus tiedetään.



Kuva 5. Yksinkertainen kiilanmuotoinen kappale ja sen tiivistysaalto supersoonisessa virtauksessa (Küchemann 2012, s. 74).

Tilanne ei muutu, vaikka sitä tarkasteltaisiin kolmiulotteisesti. Kiila voidaan nyt ajatella siipenä, jonka leveys ulottuu kuvasta 5 kohti katsojaa. Küchemann (2012, s. 73–74) huomasi, että jos tämän kiilamaisen siiven kärjet taittaa nyt alaspäin tiivistysaaltoon asti siten, että siiven keskiosa jätetään ennalleen, syntyy tiivistysaallon taakse entistä korkeampi staattinen paine. Tällainen rakenne esitetään vasemmalta takaviistosta kuvassa 6. Tässä rakenteessa siiven keskeltä suoritettu poikkileikkaus näyttäisi siis samalta kuin kaksiulotteinen tarkastelu kuvassa 5.



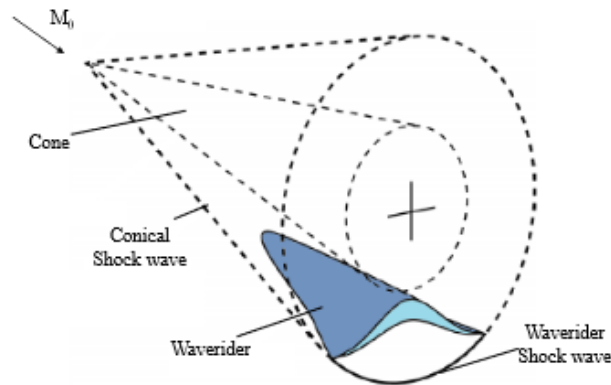
Kuva 6. Caret- siipirakenne (Küchemann 2012, s.74).

Tällaisen caret-kirjoitusmerkin mukaan nimetyn, Caret-siiven etureunat on siis muotoiltu siten että, tietyllä nopeudella lennettäessä tiivistysaalto kiinnittyy etureunaan, eikä siiven alla oleva paine pääse tasaantumaan etureunan ympäri (Zhao et al. 2020). Tämä on siis syy sille, miksi Caret-siipi pystyy tuottamaan enemmän nostovoimaa verrattuna esimerkiksi FTLB rakenteeseen.

3.3 Cone Derived Waverider

Kun tiivistysaallon lähteenä käytetään kiilan muotoista kappaletta, kuten Caret-siiven rakenteessa, on tiivistysaallosta syntyvä pinta tasainen, kuten kuvasta 6 nähdään. Perinteisistä ääntä nopeammin lentävistä laitteista, kuten hävittäjistä voidaan kuitenkin huomata, että kaikki koneen epäjatkuvuuskohdat luovat tiivistysaaltoja. Tiivistysaallon muoto muuttuukin pinnan mukaan siten, että kiilan muodostama kaksikulotteisesti lineaarinen tiivistysaaltopinta onkin kaareva, jos sen aiheuttaa esimerkiksi kartiomainen rakenne. Tällöin tiivistysaalto leviää myös kartiomaisesti kartion kärjestä taaksepäin.

Cone Derived Waverider (CDW) käyttääkin juuri tällaista tiivistysaaltoa hyväkseen (Cui et al. 2007). Kuvassa 7 esitetään kartio (kuva 7 Cone), joka aiheuttaa supersoonisessa virtauksessa kartiomaisen tiivistysaallon (kuva 7 Conical Shock Wave). Waverider pysyttään nyt suunnittelemaan näiden muotojen mukaan siten, että sen siiven etureuna on Caret-siiven tavoin tiivistysaallon tasalla. Caret-siiven verrattuna CDW:n alle jäävä tiivistysaallon pinta on kuitenkin kaareva, jolloin suuremman staattisen paineen alue on tilavuudeltaan suurempi. Cui et al. (2007) mukaan suurempi staattisen paineen alueen tilavuus puolestaan lisää nostovoimaa huomattavasti verrattuna Caret-siipeen.



Kuva 7. Cone Derived Waverider (Broglia 2016).

3.4 CFD-laskennalla kehitetyt waveriderit

Caret-siipi, sekä Cone Derived Waverider ovat molemmat omalla tavallaan hyviä rakenteita waveriderin muodoksi. Caret-siipi on huomattavan helppo suunnitella, kun taas CDW on aerodynaamisesti tehokkaampi. Nykyään tietokoneavusteisen virtauslasken-

nan (eng. Computational Fluid Dynamics) (CFD) kehittyessä on pystytty kuitenkin tuottamaan monia muita potentiaalisia muotoja tiivistysaalloille sekä sitä kautta waveridereille.

Yksi käytetyimmistä menetelmistä on niin sanottu Osculating Cones Method (OCM). Tällä menetelmällä waveriderin suunnittelu alkaa päättämällä, minkälainen tiivistysaalto olisi aerodynaamisen tehokkuuden kannalta sopiva. (Cui et al. 2007) Tiivistysaallon ei siis tarvitse olla kartiomainen eikä kiilamainen, vaan se voi olla näiden yhdistelmä. Tämän jälkeen waveriderin tiivistysaallon tuottava muoto suunnitellaan tietokoneohjelmilla sopimaan tähän tiivistysaaltoon (Cui et al. 2007).

OCM on kuitenkin vain yksi metodeista, joilla waveriderin muotoja nykypäivänä suunnitellaan. Tässä työssä ei keskitytä tarkemmin waveriderin suunnitteluun, sillä vuosien varrella OCM:n lisäksi on kehitetty lukuisia toisiaan monimutkaisempia laskentatapoja, joilla pystytään painottamaan waveriderilta haluttuja lento-ominaisuuksia. On kuitenkin huomattava, että näiden metodien takia tässäkin työssä myöhemmin esitellyt waveriderit eivät välttämättä ulkonäöllisesti muistuta Caret-siipeä tai CDW:tä, mutta niiden periaatteet nostovoiman tuottamiselle ovat täsmälleen samat.

4. WAVERIDERIN EDUT JA HAASTEET

Kuten luvussa 3 todettiin waveriderin aerodynamiikka eroaa huomattavasti perinteisistä nostovoimaa tuottavista rakenteista. Waveriderin poikkeuksellisen muotoilun takia sillä on aerodynaamisia etuja ja haasteita geneeriseen lentokoneeseen verrattuna. Näiden lisäksi hypersonisten nopeuksien kaikille lentolaitteille tuomat ongelmat koskevat myös waverideria. Geneerisellä hypersonisella lentolaitteella tarkoitetaan tässä työssä perinteistä siipeä tai deltasiipeä käyttävää lentolaitetta, joka on suunniteltu lentämään hypersonisilla nopeuksilla. Tällaisia laitteita ei ole olemassa useita, mutta tarkoituksena onkin korostaa miten waveriderin ominaisuudet olisivat parempia tai heikompia vanhoihin prototyyppeihin verrattuna.

4.1 Waveriderille ominaiset aerodynaamiset edut

Luvussa 3 esitellyn määritelmän mukaan waveriderille on ominaista, että sen tuottama tiivistysaalto kiinnittyy suunnitellulla lentonopeudella siiven etureunaan. Tämä puolestaan muodostaa siiven alle korkeamman staattisen paineen alueen, joka kasvattaa huomattavasti rakenteen tuottaman nostovoiman määrää. Koska rakenteen tuottama nostovoima on suurempi kuin perinteisellä siivellä, voidaan waveriderin kokoa ja muotoa pienentää suhteessa geneeriseen lentolaitteeseen. Tämä puolestaan vähentää pinta-alasta riippuvaa kitkavastusta ja sitä kautta kokonaisvastusta. Kuten alaluvussa 2.3 todettiin, liitoluku on suoraan riippuvainen nostovoimakertoimen ja vastuskertoimen suhteesta. Tämän takia waveriderin liitoluku on huomattavasti parempi verrattuna geneeriseen hypersoniseen lentolaitteeseen.

Esimerkkejä waveriderin liitoluvun paremmuudesta on esitelty vuosien varrella useita. Eggersin ja Syvertsonin (1956) tuulitunnelissa suoritetujen testien mukaan, FTLB prototyyppi saavutti 6.65 liitoluvun viisinkertaisella äänennopeudella eli nopeudella Mach 5. Tämä oli verrokkina toimineeseen geneeriseen prototyyppiin verrattuna noin 15 % suurempi. Küchemannin (2012, s. 455) esittelemä Caret-siipinen waverider pystyi jopa 6.5 liitolukuun, kun sen pintojen kitkakerroin oli suhteellisen pieni. Peggin et al. (1995) kehittämät laajemman nopeusalueen CDW prototyyppit saavuttivat molemmat yli 6 liitoluvun niille suunnitelluissa Mach 4 ja Mach 5 nopeuksissa.

Näiden liitolukujen voidaan ajatella olevan suuria, kun niitä verrataan geneerisiin hypersonisiin lentolaitteisiin. Taulukossa 1 esitetään muutamia geneeristen hypersonisten

lentolaitteiden liitolukuja eri nopeusalueilla, joista voidaan huomata, että liitoluvut ovat huomattavasti pienempiä kuin aikaisemmin mainittujen waveriderien. North American X-15:ta voidaan pitää yhtenä ainoista miehitetyistä hypersonicista lentolaitteista. Garringerin ja Saltzmanin raportin (1966) mukaan X-15 maksimi liitoluku oli Mach 3 nopeudella vain noin 2.5 ja waveridereihin verrattavalla Mach 5 nopeudella vain 2. Tämän takia se joutuikin käyttämään rakettimoottoria, joka taas pienensi sen toimintamatkaa.

Taulukko 1. Geneeristen hypersonicisten lentolaitteiden liitolukuja eri nopeuksissa (Sziroczak & Smith 2016).

Vehicle	Lift to drag subsonic	Lift to drag supersonic	Lift to drag hypersonic
Space Shuttle	4.5	2	1.5
Buran	5.0	No data	1.7
X-15	4	2.5	2.5
X-20	4.3	No data	1.5–1.9
Common aero vehicle (X-41)	No Data	2.5	3.5
SpaceShipTwo	7	0.5	Not applicable

On huomioitava, että suuri osa waverider-prototyypeistä on yksinkertaisia, eli niistä puuttuvat usein ohjailuun tarvittavat siivekepinnat sekä muut rungon käytännölliset epäjatkuvuuskohdat, kuten ohjaamon kupu ja moottoreiden ilmanottoaukot. Kun nämä lisätään waveridereiden prototyyppeihin, nähtäisiin liitolukujen arvoissa jonkin verran laskua. Tästä huolimatta useiden lähteiden (Eggers & Syvertson 1956; Pegg et al. 1995; Küchemann 2012, s. 455) perusteella voidaan waveridereiden liitolukujen ajatella olevan huomattavasti parempia, kuin geneeristen verrokkien.

Liitoluvun lisäksi waveriderilla on havaittu olevan toinenkin etu suhteessa verrokkeihin. Kun lentokone lentää alle äänen nopeudella tai hieman yli äänennopeudella, voidaan moottoreina käyttää suihkuturbiinimoottoreita. Tällainen moottori siis imee ilmaa edestäpäin, puristaa sen kompressoriosassa ylipaineeseen, sekoittaa palotilassa ilmaan polttoainetta ja sytyttää seoksen. Seos laajenee palaessa voimakkaasti, ja tämä virtaus ohjataan ulos moottorin perästä aiheuttaen työntövoiman.

Kun lentonopeutta halutaan kasvattaa hypersonicisiin nopeuksiin alkaa suihkuturbiinin käytössä muodostua ongelmia. Suihkuturbiini ei pysty vastaanottamaan ilmaa kovin suurella nopeudella, jonka vuoksi ilman on hidastuttava moottorin ilmanottoaukossa tähän nopeuteen huolimatta lentokoneen nopeudesta. Tämän takia suihkuturbiini tehokkuus heikkenee suurilla nopeuksilla. (Tedeschi 2002)

Tähän mennessä rakennetuilla hypersoonisilla lentolaitteilla, kuten X-15:ta, moottoriongelma on ratkaistu rakettimoottorilla. Rakettimoottori käyttää polttoaineen lisäksi hape- tinta, joten se ei tarvitse ilmaottoa lainkaan (Benson 2021). Rakettimoottori toimii siis kaikilla korkeuksilla ja nopeuksilla, mutta sen heikkoutena on polttoaineen ja hapettimen kuljettamisesta syntyvä kuorma ja siten heikko toimintamatka.

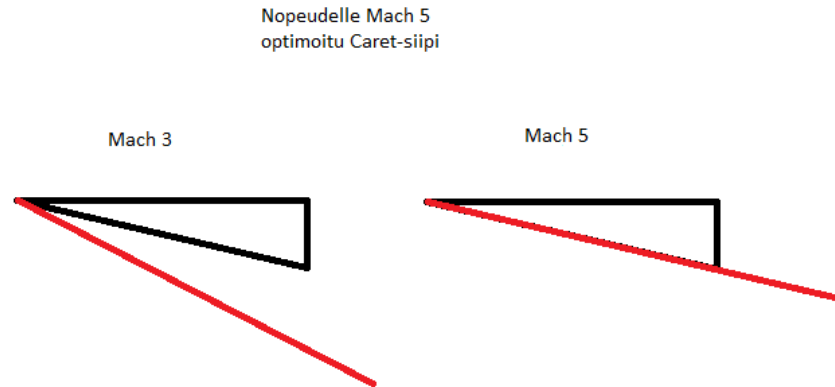
Toisena ja hyvin lupaavana vaihtoehtona rakettimoottorille hypersoonisissa nopeuksissa on olemassa patoputki ja ylääänipatoputkimootorit. Näiden ideana on käyttää suurissa nopeuksissa ilmavirran omaa energiaa paineen nostamiseen moottorissa. Nämä ovat siis periaatteessa putkia, joissa virtaus puristetaan pienentämällä ilman kulkureittiä sup- pilomaisesti ja sekoittamalla tähän polttoainetta. (Hall 2021) Moottori toimii siis hieman samalla periaatteella kuin suihkuturbiini, mutta siinä ei ole kompressoria tai turbiinia pu- ristamassa ilmaa.

Stevensin (1992) mukaan waveriderin yhtenä etuna onkin juuri patoputki ja ylääänipato- putkimoottoreiden integrointi. Waveriderin tuottaessa sen alapinnalle suuremman staat- tisen paineen alueen kuin generisessä lentolaitteessa, on myös patoputkimoottorin hel- pompi saavuttaa tarpeeksi suuri paine moottorin ilmanotossa polttoaineen sytyttämistä varten. Stevensin (1992) mukaan tästä syystä useat hypersoonisten lentolaitteiden pro- totyypit käyttävätkin waveriderimaisia muotoja koneen etuosassa paineistamaan ilmaa moottorille, vaikka takaosassa ne tyytyvätkin perinteisempään siipiprofiiliin.

4.2 Waveriderille ominaiset aerodynaamiset haasteet

Edellisessä luvussa tarkastellut edut ovat monessa sovelluksessa ratkaisevassa roo- lissa, mutta waveriderin käytössä on kuitenkin vielä lukuisia suuria haasteita, jotka ovat estäneet tekniikan yleistymisen. Suurimpana aerodynaamisena ongelmana waveride- reille voidaan pitää rajoittunutta nopeusaluetta. Kuten alaluvussa 2.4 mainitaan, ääntä nopeammin lentävän kappaleen synnyttämän tiivistysaallon kulma muuttuu nopeuden funktiona. Kun tämä yhdistetään tietoon siitä, että waveriderin nostovoiman tuotto perus- tuu tiivistysaallon kiinnittymiseen siiven etureunaan, huomataan että tiivistysaalto ei koh- taa siiven etureunaa kuin tietyllä nopeusalueella, jonka ulkopuolella nostovoima heikke- nee huomattavasti (Zhao et al. 2020). Tätä ilmiötä on havainnollistettu kuvassa 9, jossa nopeudelle Mach 5 suunniteltu Caret-siipi ja sen alle punaisella piirretty vino tiivistysaalto esitetään sivultapäin nopeudella Mach 3 (kuva 9 vasen) ja nopeudella Mach 5 (kuva 9 oikea).

Sama ongelma toistuu tietysti myös hidaslennossa esimerkiksi koneen laskeutuessa tai noustessa kiitoradalta. Tiivistysaalto muodostuu vain ääntä nopeammassa lennossa, joten ääntä hitaammassa lennossa waveriderin liitoluku laskee jälleen rajusti, ellei nostovoimaa pystytä tuottamaan muulla tavoin.



Kuva 8. Waveriderin tiivistysaallon riippuvuus nopeudesta.

Nopeuden lisäksi waveriderille on ominaista, että toivottu korkea liitoluku saavutetaan vain tietyllä kohtauskulmalla. Siinä missä perinteisen lentokoneen nostovoimaa voidaan esimerkiksi laskeutuessa lisätä kasvattamalla siiven kohtauskulmaa eli kääntämällä koneen keulaa yläviistoon, waveriderin nostovoima ei juurikaan kasva kohtauskulman kasvaessa. (Pegg et al. 1995) Tämän lisäksi hypersonicissa nopeuksissa waveriderin kohtauskulman pienikin muutos lisää vastusta ja estää tiivistysaallon kiinnittymisen siipeen. Tämä puolestaan laskee liitoluvun arvoa rajusti.

Nykyisille waveridereille on myös tyypillistä niin sanottu luonnollinen epävakaus. Tämä on yleistä monille nykyaikaisille, varsinkin deltasiipeille, lentokoneille ja se tarkoittaa, että lentokone ei luonnollisesti pidä lentosuuntaansa vaan sen asentoa on korjattava jatkuvasti esimerkiksi tietokoneohjatulla vakautuksella. Tämän lisäksi Takaman (2011) mukaan nykyisten waveriderien rungon alapuoliset painemaksimit, eli suurimman nostovoiman alueet sijoittuvat pituussuunnassa laitteen takaosaan. Tämä puolestaan saa aikaan ilmiön, jossa koneen keula painuu luonnollisesti voimakkaasti alaspäin vaikeuttaen entisestään vakaata lentämistä.

Neljäs merkittävä ongelma waveriderille on sen suunnittelun vaikeus. Küchemannin (2012, s. 76–77) mukaan perinteinen lentokone pystytään usein suunnittelemaan paloittain. Tämä tarkoittaa, että esimerkiksi siipi ja runko voidaan suunnitella erikseen ja yhdistää yhdeksi, eikä niiden yhteen optimointi ole kovinkaan hankalaa. Waveriderin tapauksessa nostovoima, propulsio, vastus sekä tilavuus ovat täysin riippuvaisia toisistaan. Küchemannin (2012, s. 77) esimerkin mukaan: "On mahdotonta sanoa johtuuko

Caret-siiven aaltovastus tilavuudesta vai nostovoimasta.” Ominaisuudet ovat siis hyvin vahvasti linkittyneitä toisiinsa.

Toinen suunnittelua vaikeuttava tekijä on ilmavirtauksen käyttäytyminen suurissa nopeuksissa. Waveriderit suunnitellaan usein lähtökohtaisesti viskoosittomalle ilmavirtaukselle ja kun tähän lisätään ilman todelliset viskoosiset ominaisuudet, on hankala ennustaa koneen käyttäytymistä. Varsinkin koneen alla oleva niin sanottu puristuspinta, jossa paine kasvaa suureksi ja koneen perä, jossa paine laskee voimakkaasti ovat Küchemannin (2012, s. 76–77) mukaan vaikeita suunnitella virtauksen kompleksisuuden takia.

Kuten alaluvussa 4.1 mainittiin, tällä hetkellä suunnitellut waveriderit ovat kaiken lisäksi usein pikemminkin yksinkertaisia muotoja kuin kokonaisia lentolaitteita. Niistä siis puuttuvat ohjaamo, ohjailuun käytettävät siivekkeet, laskutelineet sekä muut laitteen pintaa monimutkaistavat rakenteet. Myös prototyyppien takaosa on yleensä epävirtaviivainen, joka aiheuttaisi todellisuudessa huomattavan peräpainevastuksen. Näiden lisääminen ja muokkaaminen ei välttämättä laske kovin paljon liitolukua, mutta simulaatioissa hyväksi havaittu muoto saattaakin paljastua esimerkiksi hyvin epävakaaiksi valmiina laitteena.

4.3 Hypersoonisen lennon haasteet

Edellä mainitut ongelmat ovat ominaisia pääasiassa waveridereille, mutta näiden lisäksi on huomattava määrä ongelmia, jotka ovat ominaisia kaikille hypersoonisella nopeudella lentäville laitteille ja kappaleille. Suurilla nopeuksilla lentäessä ilman ja koneen pinnan väliset kitkavoimat aiheuttavat huomattavaa lämpöä. Esimerkiksi X-15:ta koelentoilla koneen lentäessä Mach 6.72 nopeudella siipien etureunan lämpötila saavutti yli 1200 celsiusastetta sulattaen osittain pintamateriaalina käytettyä erikoisterästä. (Cenciotti 2017) Tämä aiheuttaa merkittäviä vaikeuksia sopivan materiaalin löytämiselle ja terävien johtoreunojen suunnittelulle.

Kuumuutta torjuakseen hypersoonisesti lentävien laitteiden on usein lennettävä hyvin korkealla, jolloin ilmakehä harvenee ja ilmakehästä aiheutuva kitka pienenee. Tällöin ilmenee kuitenkin jälleen uusia ongelmia. Szirczakin ja Smithin (2016) mukaan ilmakehän yläosissa matala paine, kylmyys sekä avaruuden säteily aiheuttavat ongelmia varsinkin ihmisille ja näiltä suojaaminen monimutkaistaa koneen rakennetta ja lisää painoa. Suuret nopeudet ja tehokkaat moottorit aiheuttavat myös valtavan paljon tärinää, jolta matkustaja sekä herkät osat kuten elektroniikka täytyy suojata.

Super- ja varsinkin hypersoonisella nopeudella syntyvät tiivistysaalot eivät aiheuta ongelmia ainoastaan ilmassa vaan myös maassa. Koneesta lähtevä voimakas tiivistysaalto

ei hajoa täysin ilmakehässä koneen takana vaan se ulottuu melko voimakkaana myös maahan asti. Maassa tiivistysaallon kulku havaitaan niin sanottuna ylääänipamauksena, joka voi rikkoa esimerkiksi ikkunoita asuinalueilla. Tämä oli Sziroczakin ja Smithin (2016) mukaan yksi syistä, joka aiheutti esimerkiksi Concorde yläääni matkustajakoneesta luopumisen. On kuitenkin huomattava, että kyseinen ongelma pienenee mitä korkeammalla laite lentää ja Sziroczakin ja Smithin (2016) artikkelissa väitetäänkin pamauksen intensiteetin laskevan yli 50 %, kun lentokorkeus kasvoi 15:sta kilometristä 26:teen kilometriin.

5. WAVERIDERIN SOVELTUVUUS ERI KÄYTTÖKOHTEISIIN

Luvussa 4 käsiteltiin waveriderin käyttöön vaikuttavat edut ja haasteet, jotka liittyvät sen rakenteeseen ja aerodynamiikkaan. Näiden vaikutus kaikilla ilmailun aloilla ei kuitenkaan ole yhtä merkittävä. Tämän takia waveriderin etuja ja haasteita eri käyttökohteissa on tarkasteltava erikseen, jotta pystytään määrittämään mihin tarkoitukseen waverider sopisi parhaiten nykytekniikalla. Tarkastelun avulla pystytään myös määrittämään kehityssuunnat, joita seuraamalla waveriderilla olisi mahdollista yleistyä myös tällä hetkellä vähemmän sopivissa käyttökohteissa.

5.1 Matkustajaliikenne

Sen jälkeen kun The Aérospatiales ja BAC:n valmistaman supersoonisia nopeuksia lentäneen matkustajakoneen Concorden liikennöinti lopetettiin vuonna 2003, on matkustajaliikenteessä ollut aukko nopealle matkustukselle (Yle Uutiset 2020). Küchemann (2012, s.12–16) kuvailee tarvetta nopealle matkustukselle niin kutsutun ”globaalin kylän” käsitteellä. Hänen mukaansa tämä tarkoittaisi sitä, että ihmiset pystyisivät siirtymään maapallon suurten asumiskeskittymien välillä alle kahden tunnin matkustusajoilla, jolloin matkustusajat olisivat tarpeeksi lyhyitä esimerkiksi työmatkailuun. Küchemannin (2012, s. 448–451) mielestä tällaiset merkittävät asumiskeskittymät sijaitsevat noin maapallon piirin neljänneksen välein ja perinteisillä lentokoneilla tämän matkan taittamiseen menee 2 tunnin sijaan noin 10–12 tuntia.

Vaikka Küchemannin (2012, s. 12–16) ”globaalin kylän” käsitteestä voidaan olla montaa mieltä, on ilmeistä, että matkustajan kannalta olisi mukavampaa olla perillä kohteessa mieluummin 2 kuin 12 tunnin matkustuksella. Küchemann (2012, s. 448–449) vertailee erilaisia vaihtoehtoja, joilla kyseiseen 2 tunnin matkustusajkaan päädytään ja havaitsee waveriderin olevan kirjan kirjoitushetkellä ainoa potentiaalinen vaihtoehto, jonka nopeudella ja kohtuullisen suuren liitoluvun tuomalla toimintamatkalla päästäisiin tavoitteeseen.

Alaluvussa 4.2 kuvailtiin yhtenä waveriderin haasteena niin kutsuttua ylääänipamausta, joka oli yksi Concordeen hylkäämisen syistä. On kuitenkin havaittu, että ylääänipamaus pienenee huomattavasti, kun lentolaite lentää suuremmilla korkeuksilla. Esimerkiksi SR-71 vakoilukone aiheutti vain noin 4.4 kg/m^2 intensiteettisen ylääänipamauksen maassa lentäessään 26 kilometrin korkeudessa nopeudella Mach 3. Tämä on noin puolet pienempi verrattuna Concordeen, joka aiheutti lähes 9.5 kg/m^2 pamauksen lentäessään 15 kilometrin korkeudella vain Mach 2 nopeudella. (Sziroczak & Smith, 2016) Tähänastiset waverider-prototyypit suunnitellaan usein lentämään vielä näitä korkeammalla, jolloin pamauksen intensiteetti olisi vielä pienempi eikä välttämättä aiheuttaisi ainakaan fyysistä tuhoa maan pinnalla. Esimerkiksi Zhaon et al. (2020) artikkelissa esittelemä usean nopeusalueen waverider on suunniteltu lentämään 30 kilometrin korkeudella, jolloin ylääänipamauksesta ei tarvitsisi juuri välittää.

Haasteita waveriderille ja ylipäätään hypersonisille lentolaitteille matkustajaliikennekäytössä kuitenkin löytyy runsaasti. Jos waveriderin hidaslento-ominaisuuksia ei saada parannettua, olisi sen matkalentonopeuteen päästäkseen käytettävä esimerkiksi rakettimoottoria. Tällöin sen aiheuttama työntövoima olisi tarpeeksi suuri, että kone pystyisi nousemaan ilman siipien tuomaa nostovoimaa. Rakettimoottoreiden käyttö on kuitenkin kallista, sillä ne kuluttavat paljon polttoainetta ja hapettimen kuljettaminen lisää huomattavasti painoa. Rakettimoottorin tuoma riittävä työntövoima toisi myös turvallisuusriskejä matkustajille tärinän sekä polttoaineiden epäturvallisuuden muodossa.

Suurten lentokorkeuksien ja nopeuksien takia matkustajia pitäisi pystyä suojaamaan myös matalalta paineelta, kylmyydeltä, koneen kuumenemiseltä sekä avaruuden säteilyltä (Sziroczak & Smith 2016). Matkustajien mukavuuden takia suojaamisen pitäisi tapahtua myös koneen rungolla eikä esimerkiksi suojapuvuilla, joka tekisi koneen suunnittelemisesta erittäin kallista ja vaikeaa. Varsinkin hinnan nousu olisi ongelma, sillä lentomatkustamisen lippuhintojen trendi on ollut jo pitkään laskeva (Roach 2015). Hypersoonisia nopeuksia lentävä rakettimoottorilla maasta nouseva waverider-matkustajakone olisi nimittäin kaikkea muuta kuin edullinen tapa lentää matkustajalle, ainakin nykyteknikalla.

Suurimpana ongelmana waveriderin käytölle matkustajaliikenteessä voidaan kuitenkin pitää kysyntää. Ihmiset joilla olisi tarvetta ja rahaa lentää waveriderin mahdollistamilla nopeuksilla kulkevat usein työasioissa esimerkiksi liiketapaamisesta toiseen. Tietotekniikan ja erityisesti etäyhteydellä järjestettävien tapaamisten kehittyessä on mietittävä, onko hypersoniselle matkustajaliikenteelle edes tarvetta nykypäivänä.

Edellä mainittujen haasteiden vuoksi waverider-muotojen käyttö matkustajakoneissa ja hypersooninen matkustajaliikenne kokonaisuudessaan vaikuttavat todella kaukaisilta konsepteilta. On todennäköistä, ettei hypersoonista matkustajaliikennettä nähdä välttämättä ikinä ja toteutuessaankin se vaatisi muun muassa materiaaleilta, moottoritekniologialta ja aerodynamiikalta valtavia harppauksia kehityksessä.

5.2 Miehitetyt sotilaskoneet

Matkustajaliikennettä todennäköisempänä käyttökohteena waveriderille voidaan pitää miehitettyjä sotilaskoneita. Edellisessä luvussa pohdittiin yhtenä waveriderin heikkoutena matkustajaliikenteessä kysyntää eli sitä tarvitseeko matkustajien matkustaa enää nopeasti pitkiä matkoja. Tarve suuria nopeuksia ja pitkiä matkoja lentävälle lentokoneelle kuitenkin löytyy sotilasteollisuudesta. Esimerkiksi vakoilukone, joka pystyisi lentämään kaukana vihollislinjojen takana ilmatorjuntaa nopeammin tai torjuntahävittäjä, joka pystyisi saavuttamaan viholliskoneen nopeasti, olisivat mahdollisia käyttökohteita hypersooniselle waveriderille.

Kuten edellisessä luvussa mainitaan waveriderin pääetuna olisi liitoluvun tuoma pitkä toimintamatka. Tämän lisäksi sotilastarkoitukseen kehitetty waverider pystyisi liitoluvun ansiosta lyhyillä matkoilla kantamaan suuremman ase- tai rahtikuorman. Häiveominaisuuksiltaan waverider olisi verrokkeihin verrattuna melko pienisiipinen, mikä taas vähentää pinta-alaa ja sitä kautta hankaloittaa havaitsemista perinteisellä tutkalla. Myös waverider suunnitelmille ominainen suuri lentokorkeus vaikeuttaa havaitsemista ja saattaa auttaa ilmatorjunnalta suojautumisessa.

Verrattuna matkustajaliikenteeseen sotilasilmailussa on myös muita etuja hypersooniselle lennolle. Sotilaat voidaan kouluttaa kestävämpään suurempaa tärinää, kuumuutta tai kylmyyttä, eikä sotilaslentäjän mukavuudesta tarvitse välittää yhtä paljon kuin matkustajaliikenteen asiakkaan mukavuudesta. Sotilasilmailussa on myös mahdollista käyttää esimerkiksi suoja-pukuja, jolloin koneen rungon ei tarvitsisi kestää yksin esimerkiksi koko paine eroa matkustajan ja ulkoilman välillä (National Museum of the United States Air ForceTM). Tämä yksinkertaistaisi rakennetta ja helpottaisi suunnittelua.

Matkustajaliikenteeseen verrattuna myöskään hinta ei olisi yhtä iso ongelma. Esimerkiksi Helsingin sanomien artikkelin (2022) perusteella Yhdysvaltain asevoimien budjetti vuodelle 2023 on yli 800 miljardia dollaria. On siis selvää, että potentiaalisen teknologian,

kuten waveriderin, löytyessä sen kehitykseen ja käyttöön ollaan valmiita sijoittamaan valtavia summia rahaa.

Vaikka waveriderista olisi monia etuja miehitetylle sotilasilmailulle, on sillekin olemassa ominaisia haasteita. Kuten matkustajaliikenteessäkin, huonot hidaslento-ominaisuudet omaava waverider täytyisi laukaista matkalentonopeuteen esimerkiksi kertakäyttöisellä rakettimoottorilla ennen kuin sen varsinainen matkanopeuteen tarkoitettu moottori kuten patoputkimoottori alkaa toimimaan ja tiivistysaalto kiinnittyy siihen etureunaan. Tämä tarkoittaisi koneen lennolle useampia vaiheita (eng. stages), jotka monimutkaistaisivat rakennetta ja lisäisivät käyttökuluja. Hidaslento-ominaisuudet myös aiheuttaisivat ongelmia laskeutumisessa, sillä nopeuksien olisi oltava kohtuullisen suuret myös kentälle tultaessa, ohjailu ja nostovoima ominaisuuksien säilyttämiseksi.

Sotilaan mukavuus ei ole olennaista ja rajuja olosuhteita varten voidaan kouluttaa, mutta siitä huolimatta turvallisuuden pitäisi olla tarpeeksi korkealla tasolla. Lentäjä ei saisi saada siis esimerkiksi tärinästä, kuumuudesta tai säteilystä pysyviä vammoja. Näiden lisäksi esimerkiksi lentäjän tajunnan menetys tärinän takia saattaisi johtaa erittäin kalliin hypersoonisen vakoilukoneen tuhoutumiseen.

Yksi uhka voimakkaita tiivistysaaltoja tuottavalle ja hyödyntävälle waveriderille on myös havaitsemistekniikan kehitys ja erityisesti vastikään tutkitut turbulenssiin perustuva havainnointitavat. Guo ja Chen (2022) havaitsivat, että nopeudella Mach 6 lentävä waverider jättää taakseen niin rajua turbulenssia, että se on mahdollista havaita valon heijastumisen avulla. Kyseisellä tekniikalla hypersooninen sotilaskone pystyttäisiin siis havaitsemaan esimerkiksi satelliitista ilman, että perinteistä tutkaheijastetta muodostuisi ollenkaan.

Tämän kaltainen havaitsemistekniikan kehitys yhdistettynä ilmatorjunta ohjusten kehitykseen saattaisi osoittaa, että vaikka miehitetty sotilaskone lentäisi suurilla nopeuksilla ja korkeuksilla, se saattaa silti olla helposti havaittavissa ja torjuttavissa (Guo & Chen 2022). Tämä puolestaan johtaisi samaan kysymykseen kuin matkustajaliikenteen kohdalla: Onko kyseisen tyyppiselle lentokoneelle ollenkaan kysyntää, jos se ei pysty lentämään vihollislinjojen takana ja se on silti mahdollista torjua?

Kokonaisuutena miehitettyä sotilaskonetta voitaisiin pitää mahdollisena käyttökohteena waveriderille jo nykytekniikalla. Lentäjän turvallisuus, lennon monimutkaisuus sekä kysyntä ovat kuitenkin pieniä haasteita, joihin tulisi kiinnittää huomiota.

5.3 Ohjukset ja lennokit

Ehkä potentiaalisimpana käyttökohteena waveriderille voidaan pitää miehittämättömiä lennokkeja ja varsinkin risteily ohjuksia. Suurin etu aiemmin tarkasteltuihin käyttökohteisiin on miehittämättömyys. Kun ihmisestä koneen sisällä ei tarvitse välittää voi laite kokea suurempia voimia, tärinöitä ja avaruudesta tulevia säteilyannoksia, eikä konetta tarvitse paineistaa välttämättä ollenkaan. Miehittämättömyys tarkoittaisi myös, ettei koneeseen tarvittaisi ohjaamoja ja waveriderille aerodynaamisesti haastavaa ohjaamon kupua (Stevens 1992).

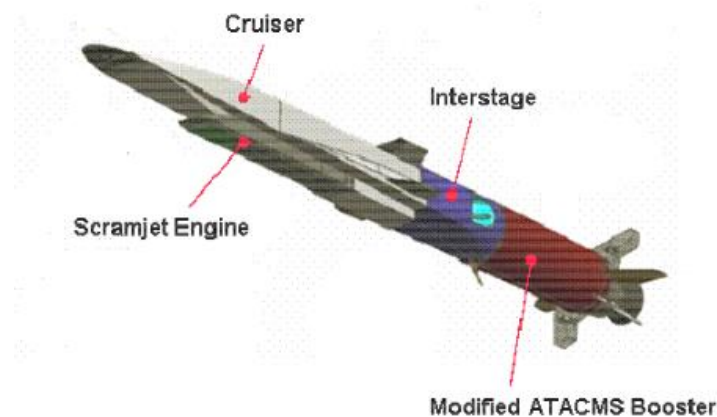
Waveriderin korkea liitoluku toisi lennokille tai ohjukselle pitemmän toimintamatkan, jolloin iskuja tai tiedustelua voitaisiin suorittaa kaukana tukikohdasta. Myös koneen kuormakapasiteetti kasvaa suhteessa vastaavan kokoiseen, siivillä varustettuun lennokkiin tai ohjukseen. Waveriderin lentäessä korkealla ja nopeasti lennokka tai ohjus saattaisi olla vaikea havaita tutkalla ja ampua alas perinteisillä ilmatorjunta ohjuksilla.

Näiden lisäksi waveriderin käytössä on olemassa hyötyjä erityisesti risteilyohjuksille. Hypersoonisten laitteiden kitkasta aiheutuvan kuumenemisen synnyttämät pintavauriot eivät olisi ongelma, sillä ohjuksen ei tarvitsisi säilyä ehjänä kuin kohteeseen asti. Tämän lisäksi ohjuksen tapauksessa hidaslento-ominaisuuksista ei tarvitsisi välittää, sillä laukaisu matkalentonopeuteen voitaisiin toteuttaa esimerkiksi rakettimoottorilla välittämättä matkustajamukavuudesta. Luonnollisesti laskeutumista varten ohjuksen nopeutta ei tarvitse hidastaa, ja itse asiassa suuri nopeus ja sen tuoma suuri kineettinen energia vain lisäisi ohjuksen tuhovoimaa.

Kuten miehitettyjen sotilaslentokoneiden tapauksessa, aseteknologiaan ollaan valmiita sijoittamaan huomattavia määriä rahaa (Helsingin Sanomat 2022). Lennokkien ja ohjusten kehitystyön hinta ei siis olisi ongelma, kunhan käyttökustannukset olisivat tarpeeksi matalia. Tästä päästään kuitenkin pääongelmaan varsinkin ohjusten kohdalla. Ohjuksen ollessa kertakäyttöinen olisi yksikköhinta saatava mahdollisimman pieneksi. Nykyisillä materiaaleilla hypersoonisia nopeuksia lentävä waverider vaatisi kuitenkin kalliita materiaaleja (Sziroczak & Smith 2016). Tämän lisäksi matkalentonopeuden saavuttamiseksi tarvittava kertakäyttöinen rakettimoottori lisäisi myös hintaa yhdelle ohjukselle.

Hintaa voidaan kuitenkin pitää ainoana suurena esteenä waveriderin käytölle miehittämättömissä lennokeissa ja ohjuksissa. Tämän takia suurvallat kuten Kiina, Venäjä ja Yhdysvallat ovat jo vuosikymmeniä kehittäneet hypersoonisilla nopeuksilla lentävien ohjusten prototyyppijä. Yksi näistä on 2013 viimeisen julkisen koelentonsa lentänyt Boeing X-51A (Lane 2007). Kuvassa 10 esitetty prototyyppi koostuu kahdesta vaiheesta, joista

ensimmäisessä rakettimoottori (kuva 10 Modified ATACMS Booster) kiihdyttää lentokoneesta tiputetun ohjuksen 4–5 Machin nopeuteen ja 21 kilometrin korkeuteen. Tämän jälkeen rakettimoottori irrotetaan ja koneen oma ylääänipatoputki moottori (kuva 10 Scramjet Engine) käynnistyy ja nostaa nopeuden 6–7 Machiin ja korkeuden yli 27 kilometriin. (Lane 2007) Kuvaan 10 merkattu Cruiser eli varsinainen lentolaite käyttää keulassaan waverider-muotoja, jotka paineistavat ilmaa ylääänipatoputkimoottorille ja kasvattavat liitolukua lennon tehostamiseksi.



Kuva 9. Boeing X-51A Waverider (Lane 2007).

X-51A:n kaltaiset ohjusprototyypit ovat kuitenkin yksityiskohdiltaan usein salaisia ja esimerkiksi Venäjän ja Kiinan kehittämistä vastaavista prototyypeistä ei ole luotettavaa julkista tietoa. On kuitenkin todennäköistä, että nämäkin hyödyntävät waveriderimaisia muotoja omissa rakenteissaan ainakin patoputkimoottorin ilmanoton paineen kohottamiseen. Näiden asioiden valossa, voidaan ohjuksia ja lennokkeja pitää waveriderille kaikkein potentiaalisimpana käyttökohteena tämän päivän tekniikalla.

5.4 Avaruusmatkailu

Viimeisenä tässä työssä käsiteltävänä waveriderin käyttökohteena tarkastellaan avaruuslentoja. Avaruuslennot voidaan jakaa kahteen tarkoitukseen: maasta avaruuteen matkaamiseen ja kiertoradoille pääsyyn tai ilmakehän ja maapallon ulkopuoliseen matkaamiseen. Potentiaalisempana käyttökohteena voidaan tällä hetkellä pitää näistä ensimmäistä. Satelliittien laukaisu ja kansainväliselle avaruusasemalle astronauttien kyy-

ditseminen voisivat olla käyttökohteita, joissa waverider-tyyppinen alus saattaisi olla hyödyllinen. Se pystyisi esimerkiksi lentämään ilmakehän yläosiin, laukaisemaan sieltä kertakäyttöisillä pienemmillä raketeilla rahtinsa kiertoradalle ja palaamaan sitten maahan. (Sziroczak & Smith 2016)

Tällöin waveriderin etuna olisi nykyisiin maasta laukaistaviin raketteihin verrattuna uudelleenkäytettävyys, joka saattaisi laskea esimerkiksi satelliittien laukaisujen hintoja. Waveriderin lento ominaisuudet vähentäisivät myös maasta laukaistaviin raketteihin verrattuna moottoreilta vaadittua työntövoimaa ja sitä kautta moottori ja polttoainekuormaa. Tämä puolestaan mahdollistaisi suuremman rahtikuorman.

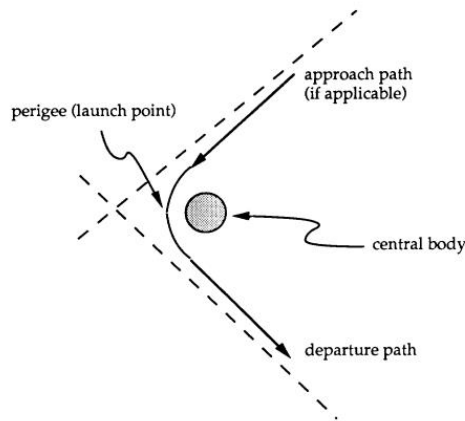
Haasteina tämäntyyppisessä rahtilentämisessä olisi kuitenkin jälleen monta. Waveriderille tyypilliset huonot hidaslento-ominaisuudet aiheuttavat taas periaatteellisen ongelman. Laitte jouduttaisiin mahdollisesti laukaisemaan rakettimoottorilla matkalentonopeuteen, jolloin sen suunnittelu vaikeutuu ja hinta kasvaa. Myös laskeutuminen olisi vaikeaa saman ongelman takia, jolloin voidaan kysyä, onko waveriderista mitään etua verrattuna perinteiseen maasta laukaistavaan rakettiin.

Tämän lisäksi, jos tarkoituksena on kuljettaa waverider-ominaisuuksia hyödyntävällä lentolaitteella rahti aluksi korkealle, ja sitten palata takaisin maahan, tulee waverider viettämään pitkiä aikoja lentäen ilmakehässä. Sziroczakin ja Smithin (2016) mukaan ilmakehässä lentäminen kuluttaa itsessään paljon polttoainetta ilmanvastuksen takia ja tämän kuljettaminen pienentää kuormakapasiteettiä. Tämä onkin yksi syy sille miksi maasta laukaistavat raketit lentävätkin mahdollisimman pystysuorassa ilmakehän yläosiin, jossa ilmanvastus on pieni (Sziroczak & Smith 2016).

Edellä mainittujen syiden vuoksi maasta avaruuteen operoimista ei voi pitää nykytekniikalla kovin järkevänä käyttökohteena waveriderille. Jos hidaslento-ominaisuuksia saataisiin parannettua merkittävästi ja hinta pidettyä kohtuullisena, kyseinen käyttötarkoitus saattaisi kuitenkin muuttua potentiaalisiksi.

Waveriderin käytettävyyttä on tutkittu myös ilmakehän ja maapallon ulkopuoliseen matkailuun. Muiden muassa Bryant et al. (1990) kehittivät Project Exodukseksi nimitetyn operaation Marsiin, jossa waverideria käytettäisiin maapallon ulkopuolella. Project Exoduksen avaruusalus lentäisi maasta Venuksen ilmakehään, jossa se suorittaisi niin sanotun Aero Gravity Assist- manööverin. Tämä kuvassa 11 esitetty liike tarkoittaisi, että alus lentäisi ylösalaisin Venuksen ilmakehässä hyödyntäen planeetan painovoimaa, jonka seurauksena sen nopeus kasvaisi huomattavasti. Tämä puolestaan lyhentäisi matkaa Marsiin ja lisäisi toiminta-aikaa Marsin pinnalla. Waverider-rakenne pystyisi siis pla-

neetan pintaa kohti suuntautuvalla nostovoimalla, pitämään aluksen Venuksen ilmakehässä kovasta nopeudesta huolimatta, kun perinteisempi avaruusalus linkoutuisi keskeiskiihtyvyyden seurauksena ulos ilmakehästä tai joutuisi lentämään kauempana planeetan pinnasta. (Bryant et al. 1990)



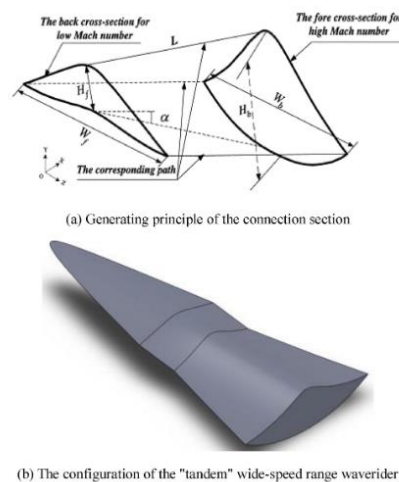
Kuva 10. Project Exoduxen Aero Gravity Assist- manööveri Venuksen ympäri (Bryant et al. 1990, s. 26).

Kyseinen projekti kohtasi kuitenkin suuria ongelmia pääosin koneen kuumentamisen takia. Waverider lentäisi Venuksen ilmakehässä jopa Mach 72 nopeudella, joka aiheuttaisi valtavan suuria lämpötiloja sekä voimia koneen rungolle (Bryant et al. 1990). Projekti oli myös muuten melko varhainen luonnos, joten toimivasta periaatteesta huolimatta waveriderin käyttö ilmakehän ulkopuolella ei vaikuta kovin potentiaaliselta vaihtoehdolta nykytekniikalla.

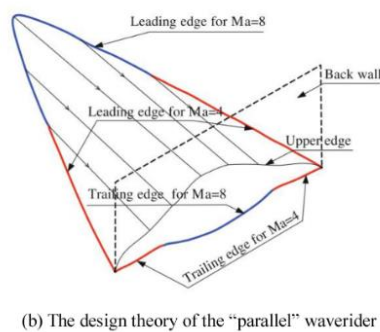
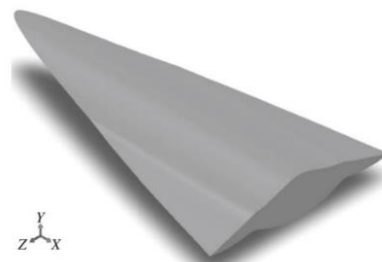
5.5 Waveriderin tulevaisuuden tutkimuskohteet

Alaluvuissa 5.1–5.4 kuvataan waveriderin haasteet ja edut erilaisissa käyttökohteissa, sekä pohditaan minkälaisia esteitä kyseiset käyttökohteet tuovat hypersooniselle lennolle ylipäättään. Lähes kaikille käyttökohteille haasteeksi mainitaan waveriderin huonot hidaslento-ominaisuudet sekä suppea nopeusalue. Näitä onkin pyritty viime vuosina parantamaan useissa tutkimuksissa (Pegg et al. 1995; Takama 2011; Rodi 2012; Li et al. 2014; Wang et al. 2018; Zhao et al. 2019).

Nämä voitaisiin jakaa karkeasti 4 erillaiseen ratkaisuun: Usean nopeusalueen muotoilun yhdistämiseen, pyörrevirtaus nostovoimaan, muotoaan muuttavaan waverideriin sekä perinteisten siipien implementointiin waverideriin. Wang et al. (2009) yhdistivät kaksi eri nopeusalueelle optimoitua waverideria toisiinsa, siten että koneen liitoluku säilyisi hyvänä myös eri nopeuksilla. Kuvassa 11 esitetty tandem-waverider pystyi yli 3.5 suuruiseen liitolukuun koko sille suunnitellulla nopeusalueella 0.3–7 Mach. Tämän innoittamana Li et al. (2014) yhdistivät Mach 4 ja 8 nopeuksille optimoidut waveriderit rinnakkain muodostaen kuvassa 12 esitetyn rinnakkais-waveriderin. Tämä pystyi myös hyvään liitolukuun koko nopeusalueella. Näitä kahta yhdistää siis usean nopeusalueen muotojen yhdistely, jolloin koneen eri osat tuottaisivat nostovoimaa eri nopeuksilla.



Kuva 11. Tandem-waverider (Zhao et al. 2020).



Kuva 12. Rinnakkais-waverider (Zhao et al. 2020).

Rodi (2012) toi esille idean pyörrenostovoiman käytöstä waveriderin suunnittelussa parantamaan hidaslento-ominaisuuksia. Ideana on hyödyntää erityisesti ohuissa suuren nuolikulman omaavissa siivissä, kuten deltasiivissä, käytettyä pyörrevirtaus nostovoimaa (eng. vortex lift). Tämä perustuu suurilla kohtauskulmilla syntyviin pyörteisiin siiven päällä, joissa paine laskee tuottaen nostovoimaa. Tämä saattaisi parantaa erityisesti hidaslento-ominaisuuksia, jolloin laskeutuminen ja nousu olisi helpompaa.

Yhtenä nopeusalueen laajentamisen ratkaisuna on esitelty niin sanottu muotoaan muuttava waverider. Tämän ideana on, että waveriderin pohjan puristuspinna ja siiven etureuna pystyvät muuttamaan muotoaan lennon aikana, jolloin tiivistysaalto pysyisi kiinnittyneenä siipeen koko nopeusalueella ja eri kohtauskulmilla. (Zhao et al. 2020) Tämä ei auta hidaslento-ominaisuuksiin mutta laajentaisi huomattavasti tehokasta nopeusaluetta.

Viimeisenä potentiaalisena keinona nopeus-ominaisuuksien parantamiseen Takama (2011) esitteli waveriderin, jossa Mach 5 nopeudelle optimoituun kartiosta johdettuun waverideriin lisättäisiin pienet ohuet siivet koneen takaosaan. Tällainen rakenne esitetään kuvassa 13. Numeerisesti simuloituna, tämän havaittiin olevan Mach 5 nopeudella lähes yhtä tehokas kuin ilman siipiä, mutta paransi liitolukua yli 28 % hitaalla Mach 0.3 nopeudella. Tämän muotoilun heikkoutena oli kuitenkin huomattava epävakaus. (Takama 2011)



Kuva 13. Siipien lisääminen waveriderin muotoiluun (Takama 2011).

Nopeusalue ongelmien lisäksi waverider-tutkimuksen kohteita ovat olleet lentorata sekä materiaalit ja moottorit. Liu et al. (2014) tutkivat uudentyyppistä lentorataa, jossa waverider ammuttaisiin avaruuteen, ja josta se laskeutuisi ilmakehään hidastaen nopeutta matkalentonopeuteen. Tämän jälkeen sen oma ylääänipatoputkimoottori aktivoituisi ja se

pystyisi lentämään kohteeseensa. Tällainen lentorata olisi Liu et al. (2014) mukaan tämänhetkisellä tekniikalla jopa mahdollinen.

Kokonaisuutena waveriderin tulevaisuus näyttää ristiriitaiselta. Tämänhetkisillä moottoreilla, materiaaleilla ja aerodynaamisilla ominaisuuksilla waveriderin voidaan katsoa olevan soveltuva ainoastaan risteilyohjus-, lennokki- ja joiltain osin miehitettyyn sotilaskäyttöön. Jos kuitenkin nopeusaluetta saadaan laajennettua erityisesti hitaisiin nopeuksiin, ja pintamateriaalien sekä moottorien tekniikka kehittyy siten, että ne ovat luotettavia ja edullisia, on mahdollista, että muissakin sovelluskohteissa nähdään waveridereita. Seuraavaksi tutkimuksen pitäisikin keskittyä näille osa alueille.

On vielä mainittava, että varsinkin sotilaskäyttöön suunnatun tekniikan arkaluontoisuudesta ja salaisuudesta johtuen on mahdollista, että kyseisiä ongelmia on jo ratkottu, mutta tulokset eivät ole julkista tietoa. Esimerkiksi luvussa 5.3 mainitun Boeing X-51A:n testit vuonna 2013 vaikuttivat niin lupaavilta, että on vaikea uskoa kehityshankkeen loppuneen kokonaan. Myös populaarikulttuuri julkaisuissa on esitetty arvauksia jopa miehitettyjen hypersoonisten lentokoneiden kehityksestä, esimerkiksi Lockheed Martinin SR-72 koneen kohdalla (Hollings 2019). Tämän kaltaisille huhuille ei ole päteviä todisteita, mutta alan luonteen vuoksi väitteet eivät myöskään ole mahdottomia.

6. YHTEENVETO

Tässä työssä tutkittiin, mitkä ovat waverider-rakenteen etuja ja haasteita verrattuna perinteisiin siipiprofiileihin sekä mihin sovelluskohteisiin waverider sopisi tämän päivän tekniikalla. Viimeisenä tarkasteltiin vielä mitä olisi seuraavaksi tutkittava, jotta waverider voisi yleistyä lentotekniikassa.

Luvussa 4 tutkitaan waveriderille ominaisia aerodynaamisia etuja ja haasteita, sekä kaikille hypersoonisille lentolaitteille ominaisia haasteita. Pääasiallisina etuina voidaan pitää waveriderin muodostamien tiivistysaaltojen hyödyntämisestä johtuvaa parempaa liitolukua. Toisena etuna voidaan pitää waveriderin alapinnalla vaikuttavaa suurempaa staattista painetta, joka helpottaa patoputki ja ylääänipatoputkimootoreiden toimintaa.

Pääasiallisina waveriderille ominaisina haasteina voidaan pitää rajallista nopeus ja kohtauskulma toiminta-aluetta, suunnittelun vaikeutta sekä vakautta. Näiden lisäksi kaikille hypersoonisille laitteille olevina haasteina voidaan pitää suuren nopeuden ja korkeuden aiheuttamia ongelmia kuten, pinnan kuumenemista, värinää, paineistusta sekä avaruudesta tulevaa säteilyä.

Alaluvussa 5.1–5.4 tutkitaan waveriderin soveltuvuutta eri sovelluskohteisiin nykytekniikalla. Potentiaalisimpana käyttökohteena voidaan pitää lennokkeja sekä risteilyohjuksia. Näiden suurimpana etuna on waveriderin liitoluvun tuoma pitkä kantama ja suhteessa isompi kuormakapasiteetti sekä hypersooninen nopeus. Miehitämättömyys yksinkertaistaa rakennetta ja waveriderille ominaiset huonot hidaslento-ominaisuudet eivät risteilyohjuksen kohdalla aiheuta yhtä suuria ongelmia kuin muissa käyttökohteissa. Ainoana suurena ongelmana pidetään yksikköhintaa, joka ohjuksen tapauksessa aiheuttaa vaikeuksia.

Miehitettyjen sotilaskoneiden kohdalla waverideria voidaan myös pitää mahdollisena sovelluskohteena, mutta haasteita kertyi enemmän kuin miehitämättömillä laitteilla. Pääasiallisina hyötyinä voidaan jälleen pitää liitoluvun tuomaa pitkää toimintamatkaa ja kuormakapasiteettia sekä hypersoonista nopeutta. Pääasiallisina haasteina havaitaan heikkojen hidaslento-ominaisuuksien tuomat ongelmat kuten nousu ja laskeutuminen sekä tämän torjumiseksi syntyvä lennon kompleksisuus. Näiden lisäksi ongelmiksi todetaan myös lentäjän turvallisuus, turvallisuuden saavuttamiseksi vaadittavat monimutkaisuutta lisäävät rakenteet ja uusien havaitsemistapojen tuomat ongelmat kyseisenlaisen laitteen käytölle ja tarpeelle.

Tämän hetken tekniikalla mahdollisina sovelluskohteina waveriderille voidaan pitää avaruusmatkustusta sekä matkustajaliikennettä. Matkustajaliikenne olisi hyötynyt waveriderin mahdollistamasta nopeudesta ja toimintamatkasta. Suuria ongelmia ovat kuitenkin matkustajien turvallisuus sekä mukavuus, huonojen hidaslento-ominaisuuksien, nopeuden ja korkeuden aiheuttamien olosuhteiden vuoksi. Matkustajaliikenteelle ongelmaksi havaittiin myös hinta sekä kysynnän puute.

Avaruusmatkailun kohdalla hyötynä nähdään waveriderin kiertoradalle operoinnissa uudelleenkäytettävyys, sekä tämän tuoma teoreettinen rahallinen säästö. Maapallon ulkopuolella waveriderin etuna nähdään Aero Gravity Assist- manööveri. Avaruusmatkailussa havaittiin waveriderille kuitenkin useita haasteita, kuten hidaslento-ominaisuudet sekä todelliset kustannukset, joiden pohjalta etu perinteisiin raketteihin saattaa kaventua. Ilmakehän ulkopuolisen toiminnan katsotaan nykyaikaisilla materiaaleilla ja tekniikalla olevan mahdotonta, ja siksi sitä ei pidetä mahdollisena käyttökohteena tällä hetkellä.

Alaluvussa 5.5 tutkitaan vielä waveriderin tulevaisuuden näkymiä ja sitä, mihin tutkimuksen pitäisi seuraavaksi kohdistua. Pääongelmana kaikille waveriderin sovelluksille havaittu suppea nopeusalue sekä huonot hidaslento-ominaisuudet, ovat tällä hetkellä laajalti tutkittuja kohteita. Näiden lisäksi tutkimuksen kohteena ovat muun muassa lentoradat, moottorit sekä pintamateriaalit. Näiden kaikkien voidaan katsoa olevan seuraavia loogisia tutkimuskohteita waveridereille ja hypersoonisille lentolaitteille yleisesti. Kun kyseisiä osa alueita saadaan kehitettyä, on mahdollista, että waveridereita nähdään myös tässä työssä mahdollisina mainituissa käyttökohteissa.

7. LÄHTEET

Benson, T. (2021) *Propulsion System* [Online]. National Aeronautics and Space Association. Available from: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rocket.html>> [Accessed 21 March 2023].

Brogia, A. (2016) *Preliminary Design of Waverider Aircraft*. Politecnico Di Milano.

Bryant, R., Dillon, J., Grewe, G., Mcmorrow, J., Melton, C., Rainey, G., Rinko, J., Singh, D. & Yen, T.-L. (1990) *Project Exodus* [Online]. ENAE-412. Available from: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19900016710>> [Accessed 6 February 2023].

Cenciotti, D. (2017) These Images Document The Heat Damage To The X-15A Hypersonic Aircraft After Its Record Breaking Mach 6.7 Flight. *The Aviationist*, 21 November [Online blog]. Available from: <<https://theaviationist.com/2017/11/21/these-images-document-the-heat-damage-to-the-x-15a-hypersonic-aircraft-after-its-record-breaking-mach-6-7-flight/>> [Accessed 13 March 2023].

Cui, K., Zhao, D. & Yang, G. (2007) Waverider Configurations Derived from General Conical Flowfields. *Acta Mechanica Sinica*, 23 (3) June, pp. 247–255.

Eggers, Jr. A. J. & Syvertson, C. A. (1956) *AIRCRAFT CONFIGURATIONS DEVELOPING HIGH LIFT-DRAG RATIOS AT HIGH SUPERSONIC SPEEDS* [Online]. DTIC Technical Reports. Available from: <<https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0103652>> [Accessed 6 February 2023].

Garringer, D. J. & Saltzman, E. J. (1966) *Summary of Full-Scale Lift and Drag Characteristics of the X-15 Airplane* [Online]. NASA-TN-D-3343. Available from: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19660010056>> [Accessed 8 March 2023].

Glenn Research Center | NASA (2022) *What Is Drag?* [Online]. Glenn Research Center | NASA. Available from: <<https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/>> [Accessed 20 February 2023].

Guo, C. & Chen, F. (2022) Influence Analysis of Waverider Wake on the Deflection Rate of Light. *Aerospace Systems*, 5 (3) September, pp. 455–463.

Hall, N. (2021) *Ramjet / Scramjet Thrust* [Online]. National Aeronautics and Space Association. Available from: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/ramth.html>> [Accessed 20 March 2023].

Helsingin Sanomat (2022) *Yhdysvallat | Yhdysvaltain edustajainhuone hyväksyi ennätysellisen 800 miljardin dollarin puolustusbudjetin* [Online]. Helsingin Sanomat. Available from: <<https://www.hs.fi/ulkomaat/art-2000008946484.html>> [Accessed 14 March 2023].

Hoerner, S. F. (1950) Base Drag and Thick Trailing Edges. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 17 (10), pp. 622–628.

Hollings, A. (2019) *Here's What We Know about the SR-72, Lockheed's Mach 6 Blackbird Successor | SOFREP* [Online]. Available from: <<https://sofrep.com/fightersweep/heres-what-we-know-about-the-sr-72-lockheeds-mach-6-blackbird-successor/>> [Accessed 17 March 2023].

Ingenito, A., Gulli, S. & Bruno, C. (2010) Preliminary Sizing of Hypersonic Airbreathing Airliner. *Transactions of the Japanese Society for Artificial Intelligence, Aerospace Technology Japan* [Online], 8 July. Available from: <https://www.researchgate.net/publication/254072667_Preliminary_Sizing_of_Hypersonic_Airbreathing_Airliner>.

Küchemann, D. (2012) *The Aerodynamic Design of Aircraft*. AIAA education series. Reston, Virginia: Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

Laine, S., Hoffren, J. & Renko, K. (2020) *Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka*. 2nd ed. Tampere: Tammertekniikka.

Lane, J. (2007) Design Processes and Criteria for the X-51A Flight Vehicle Airframe [Online]. Available from: <<https://www.semanticscholar.org/paper/Design-Processes-and-Criteria-for-the-X-51A-Flight-Lane/64d2a44505e25ce94c047a6614f07a86a1c74331>> [Accessed 13 February 2023].

Li, S., Huang, W., Wang, Z. & Lei, J. (2014) Design and Aerodynamic Investigation of a Parallel Vehicle on a Wide-Speed Range. *Science China Information Sciences*, 57 (12) December, pp. 1–10.

Liu, J., Ding, F., Huang, W. & Jin, L. (2014) Novel Approach for Designing a Hypersonic Gliding–Cruising Dual Waverider Vehicle. *Acta Astronautica*, 102 September, pp. 81–88.

National Museum of the United States Air Force™ (n.d.) *X-15 Pressure Suit* [Online]. National Museum of the United States Air Force™. Available from: <<https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/198020/x-15-pressure-suit/https%3A%2F%2Fwww.nationalmuseum.af.mil%2FVisit%2FMuseum-Exhibits%2FFact-Sheets%2FDisplay%2FArticle%2F198020%2Fx-15-pressure-suit%2F>> [Accessed 17 March 2023].

Pegg, R. J., Hahne, D. E. & Cockrell, C. E. (1995) Low-Speed Wind Tunnel Tests of Two Waverider Configuration Models [Online]. Chattanooga, TN. Available from: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19970007188>> [Accessed 6 February 2023].

Roach, S.-C. H., Dylan (2015) *This Chart Shows How Flying Has Actually Gotten Much Cheaper in the Last 20 Years* [Online]. Business Insider. Available from: <<https://www.businessinsider.com/cost-of-flying-has-decreased-2015-10>> [Accessed 17 March 2023].

Rodi, P. (2012) Vortex Lift Waverider Configurations [Online]. In: *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Available from: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2012-1238>> [Accessed 10 February 2023].

Stevens, D. (1992) *Practical Considerations in Waverider Applications* [Online]. Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences. Available from: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1992-4247>> [Accessed 15 February 2023].

Sziroczak, D. & Smith, H. (2016) A Review of Design Issues Specific to Hypersonic Flight Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 84 July, pp. 1–28.

Takama, Y. (2011) Practical Waverider with Outer Wings for the Improvement of Low-Speed Aerodynamic Performance [Online]. In: *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April 11, 2011*. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Available from: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2011-2300>> [Accessed 10 February 2023].

Tedeschi, D. (2002) *How Things Work: Supersonic Inlets* [Online]. Smithsonian Magazine. Available from: <<https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/how-things-work-supersonic-inlets-35428453/>> [Accessed 21 March 2023].

Wang, F., Ding, H. & Lei, M. (2009) Aerodynamic Characteristics Research on Wide-Speed Range Waverider Configuration. *Science in China Series E: Technological Sciences*, 52 (10) October, pp. 2903–2910.

Wang, J., Liu, C., Bai, P., Cai, J. & Tian, Y. (2018) Design Methodology of the Waverider with a Controllable Planar Shape. *Acta Astronautica*, 151 October, pp. 504–510.

Williams, W. G. (1991) *NASA - Testing the First Supersonic Aircraft* [Online]. Available from: <<https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/Supersonic.html>> [Accessed 23 March 2023].

Yle Uutiset (2020) *Concorden turmasta 20 vuotta – maailman nopein matkustajakone oli pieleen mennyt unelma* [Online]. Yle Uutiset. Available from: <<https://yle.fi/a/3-11464313>> [Accessed 13 March 2023].

Zhao, Z., Huang, W., Yan, L. & Yang, Y. (2020) An Overview of Research on Wide-Speed Range Waverider Configuration. *Progress in Aerospace Sciences*, 113 February, p. 100606.

Zhao, Z., Huang, W., Yan, L., Zhang, T.-T., Li, S. & Wei, F. (2019) Low Speed Aerodynamic Performance Analysis of Vortex Lift Waveriders with a Wide-Speed Range. *Acta Astronautica*, 161 August, pp. 209–221.