

AVARUUSLUOTAIN

Rymdsonden Spaceprobe
3/2011, vol. 46



50 VUOTTA MIEHITETTYJÄ
AVARUUSLENTÖJÄ



For more information on World Space Week, contact the
World Space Week Association www.worldspaceweek.org

Art by Pat Rowlinga

Poster copyright © World Space Week Association 2011. All rights reserved.

Rakettitieteen jalanjäljillä

Osa 2: Aerodynamiikkaa vasta-alkajalle

Sampo Niskanen

Rakettien simuloinnissa keskeisessä osassa on raketin aerodynaamisten ominaisuuksien laskeminen. OpenRocketin menetelmiä suunniteltaessa minulla ei ollut entuudestaan mitään aerodynaamista kokemusta, pois lukien pienoisorakettien vakauden laskeminen Barrowmanin menetelmällä. Paljon oli siis opittavaa ennen kuin menetelmät sai toimiviksi.

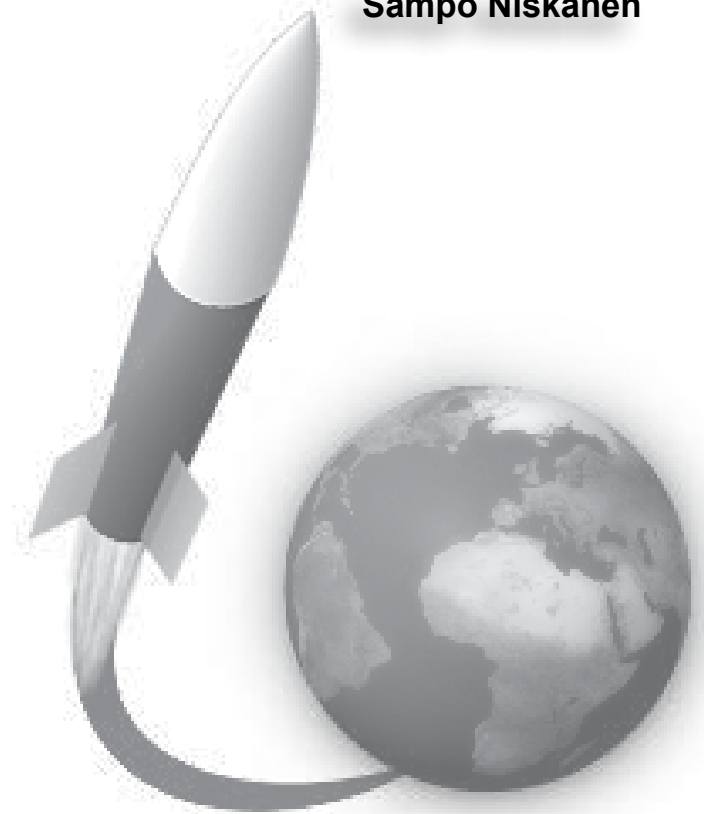
Yksi suunnitteluvaiheen kriteereistä oli, että laskentamenetelmää pystyisi käyttämään kaikilla OpenRocketin tukemilla rakettimalleilla. Koska ohjelmisto antaa rakentaa hyvinkin oudon muotoisia raketteja, vaati tämä monissa tapauksissa kompromisseja ja eri menetelmien yhdistämistä. Monet olemassa olevat laskentamenetelmät perustuvat kokeellisiin mittauksiin, jotka olettavat monia asioita raketin muodosta, eivätkä tämän vuoksi olleet soveltuvia. Tavoitteenani oli kehittää menetelmä, joka antaisi edes joksikin järkeviä tuloksia melkein kaikenmuotoisille raketeille.

Aerodynaamiset voimat

Rakettiin vaikuttaa lennon aikana kolme voimaa, jotka on esitetty viereisessä kuvassa. Nämä ovat painovoima G , moottorin työntövoima T sekä aerodynaamiset voimat, jotka jaetaan ilmanvastukseen D sekä normaalivoimaan N . Painovoima osoittaa aina kohti maata vakioikihtyvyydellä, työntövoiman puolestaan saa suoraan moottorin työntövoimakäyrästä. Hankalimmiksi laskettaviksi jäävät siis ilmanvastus sekä normaalivoima.

Ilmanvastus yleisesti ottaen määritellään olemaan ilmapvirtauksen suuntainen liikettä vastustava voima, normaalivoima puolestaan raketin akselia vastaan kohtisuorassa oleva voimakomponentti. Jos raketti ei kuitenkaan lennä suoraan vaan jollakin kohtauskulmalla α kuten kuvassa, eivät nämä voimakomponentit ole toisistaan riippumattomat. Tämän vuoksi määritelläänkin aksiaalivastus D_A , joka on raketin akselin suuntainen ilmanvastuksen voimakomponentti. Tällöin D_A ja N ovat toisiaan kohtisuorassa ja riippumattomat, ja niitä käytetään simuloinnissa.

Vapaassa lennossa raketti pyörii minkä hyvänsä kiinteän kappaleen tavoin painopisteensä ympäri. Yksittäisistä aerodynaamisista voimakomponenteista voidaan laskea rakettile kokonaisvoima sekä kokonaisuomenteit painopisteen ympäri. Koska painovoima vaikuttaa nimenomaan painopisteeseen, se ei aiheuta rakettiin momenttia, samoin symmetrisessä raketissa aksiaalivastus sekä työntövoima vaikuttavat aksiaalisesti painopisteen läpi aiheuttamatta

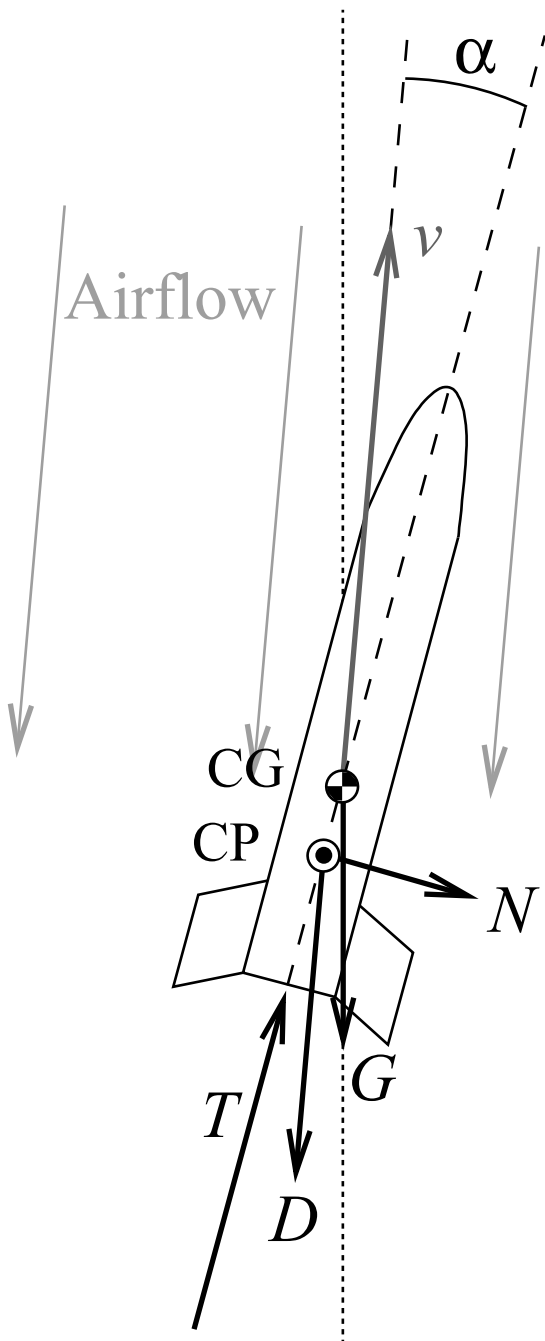


momenttia. Normaalivoima puolestaan kohdistuu raketin painokeskiöön, ja aiheuttaa momentin raketin poikkiakselin ympäri. Kun raketin pääpoikkiakseli määritellään olemaan kohtisuorassa ilmapirran ja raketin pituusakselin muodostaman tason kanssa, momenttia toisen poikkiakselin ympäri ei useimmissa tapauksissa synny lainkaan.

Aerodynaamisten voimien laskeminen jakautuu siten kahteen osaan: raketin lentorataa korjaavan normaalivoiman ja painokeskiön määrittämiseen, sekä ilmanvastuksen määrittämiseen. Tässä artikkelissa keskityn normaalivoiman ja painokeskiön määrittämiseen.

Normaalivoima ja painokeskiö

Pienoraketit pyritään aina rakentamaan staattisesti vakaisiksi, mikä tarkoittaa, että aerodynaamiset voimat pyrkivät aina korjaamaan pienen heilahduksen raketin asennossa. Staattisesti epävakaa raketissa aerodynaamiset voimat puolestaan kasvattaisivat pienikin poikkeamaa lentoradassa, mikä saisi raketin pyörimään ilmassa satunnaisesti ympäriinsä. Koska normaalivoiman voidaan katsoa kohdistuvan raketin painokeskiöön, raketti on staattisesti vakaa mikäli sen painokeskiö on taaempänä kuin sen painopiste – tällöin normaalivoima korjaa lentoradan poikkeamia.



Vapaasti lentävään rakettiin kohdistuvat voimat. Kuva: Sampo Niskanen.

Rakettiharrastajilla on pitkään ollut kiinnostuksena saada laskettua etukäteen raketin paineakeskiön sijainti. Pitkään käytetty projektiomenetelmä antaa helposti arvion paineakeskiön sijainnista, mutta tuottaa usein hyvin pessimistisiä tuloksia. Vuonna 1966 rakettiharrastaja James Barrowman esitti menetelmän, jolla pystyi suhteellisen helposti laskemaan raketin paineakeskiön sijainnin [1], ja seuraavana vuonna laajemman esityksen aiheesta diplomityönään [2]. Barrowmanin menetelmä on siitä asti ollut edistyneemmille rakettiharrastajille tuttu työkalu rakettien suunnittelussa.

Menetelmä aluksi jakaa raketin yksittäisiin osiin, joille jokaiselle lasketaan oma paineakeskiön sijainti sekä normaalivoimakertoimen. Koko raketin paineakeskiö saadaan, kun yksittäisten paineakeskiöiden sijainneista otetaan keskiarvo, joka painotetaan normaalivoimakertoimilla. Tämä peilaa yleisesti tunnettua tapaa laskea kappaleen painopiste ottamalla keskiarvo kappaleen yksittäisten osien painopisteistä painottaen jokaista osan massalla.

Rungon pyörähdyssymmetrisille kappaleille pystytään laskemaan suhteellisen yksinkertainen esitysmuoto normaalivoimakertoimelle $C_{N\alpha}$ sekä momenttikertoimelle $C_{m\alpha}$. Integroimalla yksittäisen kohdan ilmanpaineen aiheuttamaa normaalivoimaa rungon pituuden yli saadaan lopulta yhtälöt

$$C_{N\alpha} = \frac{2}{A_{\text{ref}}} [A(l) - A(0)]$$

$$C_{m\alpha} = \frac{2}{A_{\text{ref}} d} [lA(l) - V]$$

Tässä A_{ref} sekä d ovat raketin karakteristinen pinta-ala ja pituus, joita käytetään skaalaamaan kertoimet yksikötömäksi, $A(x)$ on kappaleen poikkipinta-ala kohdassa x , l on kappaleen pituus sekä V sen tilavuus. Kaavojen johtamisen voi katsoa Barrowmanin artikkeleista tai diplomityöstäni. Paineakeskiön sijainti X_B saadaan laskettua näistä kahdesta:

$$X_B = \frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} d = \frac{lA(l) - V}{A(l) - A(0)}$$

Tämä kaava pätee, kun raketin kohtauskulma α on hyvin pieni. Normaalivoimakertoimen kaavasta nähdään esimerkiksi, että suoran runkoputken normaalivoima katoaa kokonaan ($C_{N\alpha} = 0$). Tämä tarkoittaa että suoralla runkoputkella ei ole vaikutusta raketin aerodynamiikkaan muutoin kuin muiden osien sijaintia liikuttamalla. Kun kohtauskulma kasvaa, alkaa runko kuitenkin toimia nostetta aiheuttavana pintana. Varsinkin pitkillä ja kapeilla raketeilla tämä voi aiheuttaa merkittävänkin muutoksen paineakeskiön sijaintiin jo parin asteen kohtauskulmilla.

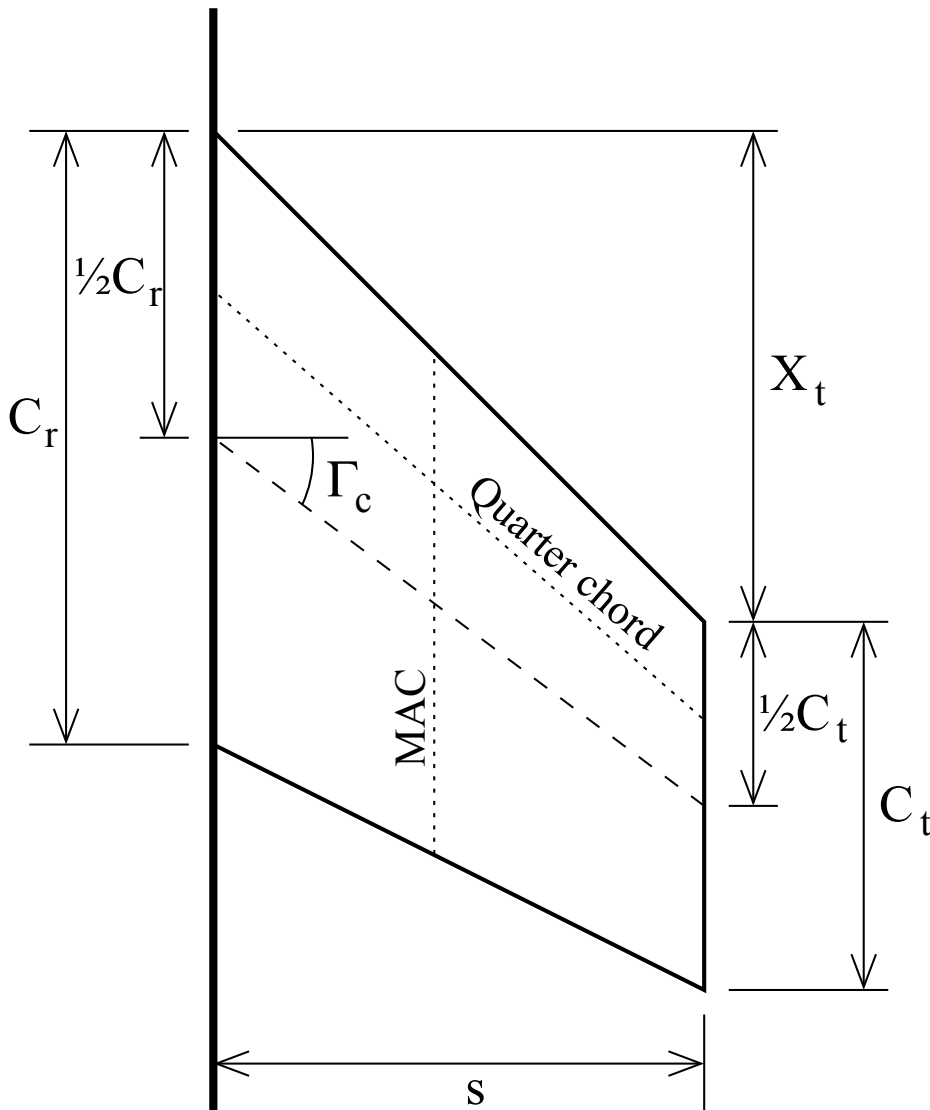
Robert Galejs esitti menetelmän, jossa Barrowmanin yhtälöihin lisätään korjaustermi ottamaan huomioon kohtauskulman aiheuttama noste [3]. Rungon noste lasketaan erillisenä komponenttina, jonka normaalivoimakertoimen on

$$C_{N\alpha} = K \frac{A_{\text{plan}}}{A_{\text{ref}}} \alpha$$

Tässä A_{plan} on rungon profiilin pinta-ala ja $K \approx 1,1$ on kokeellinen vakio kirjallisuudesta. Tämä normaalivoima kohdistuu rungon keskipisteeseen ja lasketaan mukaan yhtenä terminä muiden komponenttien joukossa.

Siivekkeiden laskenta

Viimeinen asia paineakeskiön laskennassa on siivekkeiden vaikutus. Barrowman oli esittänyt teoksessaan laskentamenetelmän puolisuunnikkaan muotoisten siivekkeiden paineakeskiön sijainnin ja normaalivoimakertoimen laskemiselle. Tavoitteenani oli kuitenkin laajentaa näitä menetelmiä laskemaan mielivaltaisen muotoisen, litteän siivekkeen ominaisuudet. Luin miten tämä oli tehty RockSim-ohjelmistossa [4], mutta en ollut erityisen tyytyväinen sen esitykseen. Menetelmässä siivekke approksimoitiin puolisuunnikkaan muotoisella siivekkeellä ja perustelut kuulostivat suurelta osin käsien heiluttelulta.



Siivekkeen rakenne. Kuva: Sampo Niskanen.

Tämän sijaan lähdin tutkimaan Barrowmanin menetelmän lähtökohtia. Siinä painekeskiön sijainnin laskeminen perustuu siihen, että siivekkeen painekeskiö sijaitsee sekä siivekkeen aerodynaamisella keskijänteellä (mean aerodynamic chord, MAC) että neljännesjänteellä (quarter chord) oheisen kuvan mukaisesti. Tämän perusteella Barrowman johti analyyttisen lausekkeen näiden leikkuspisteen sijainnille.

MAC:n sijainnin ja pituuden pystyy toisaalta laskemaan mielivaltaisen muotoiselle siivekkeelle integroimalla määrättyjä muuttujia siiven pinnan yli. MAC:n efektiiviselle pituudelle c sekä etureunan sijainnille $x_{MAC,LE}$ pätevät

$$\bar{c} = \frac{1}{A_{fin}} \int_0^s c^2(y) dy$$

$$x_{MAC,LE} = \frac{1}{A_{fin}} \int_0^s x_{LE}(y) c(y) dy$$

Tässä $c(y)$ on siivekkeen pinta-ala ja $x_{LE}(y)$ etureunan sijainti etäisyydellä y rungosta ja A_{fin} siivekkeen pinta-ala. Arvot on helppo laskea numeerisesti integroiden kun siivekkeen muoto tunnetaan. Koska alisoonisilla nopeuksilla paine-

keskiö sijaitsee neljänneksen MAC:n etureunasta, saadaan siivekkeen painekeskiön sijainniksi

$$X_f = x_{MAC,LE} + 0.25 \bar{c}$$

Tässä menetelmässä on myös se hyöty, että raketin nopeuden kasvaessa siivekkeen painekeskiö siirtyy taaksepäin, ja tällä menetelmällä tarvitsee ainoastaan muuttaa kerrointa nopeuden funktiona.

Siivekkeiden normaalivoimakertoimen laskeminen on vähän monivaiheisempi ja mutkikkaampi asia. Siinä lasketaan ensin yksittäisen siivekkeen kerroin kun siiveke on kohtisuorassa kohtauskulman tason kanssa kirjallisuudesta löytyvällä puolikokeellisella menetelmällä. Seuraavaksi lasketaan usean siivekkeen vaikutus, jossa huomioidaan eri siivekkeiden asennot ilmapirrassa. Laskennassa itse asiassa selviää, että N:n tasavälein asetetun siivekkeen yhteiskerroin on $N/2$ -kertainen yhteen siivekkeeseen verrattuna riippumatta siivekkeiden asennosta (kun $N \geq 3$).

Jos raketissa on yli neljä siivekettä, alkaa siivekkeiden välillä kuitenkin olla keskinäistä vuorovaikutusta, mikä heikentää nostovoimaa. Tämä huomioidaan kertomalla lopputulos kokeellisella kertoimella, joka vaihtelee 0,8–1,0 välillä. Lopuksi tulos vielä kerrotaan kertoimella, joka huomioi rungon ja siiven yhteisvai-

kutuksen. Tämä yhteisvaikutus kasvattaa nostovoimaa, sillä siivekkeen tyvessä myös runko aiheuttaa tavallista suuremman nostovoiman, ja sen suuruus riippuu rungon paksuudesta ja siivekkeen pituudesta.

Lopputuloksena on varsin mutkikkaan näköinen, mutta lopujen lopuksi varsin suoraviivainen yhtälö. Yksityiskohdat laskennasta voi lukea diplomityöstäni.

Tulosten yhdistäminen

Kaikkien näiden vaiheiden jälkeen raketin painekeskiö pystytään laskemaan yksinkertaisella painotetulla keskiarvolla. Yksittäisten komponenttien painekeskiön sijainnit X_i painotetaan niiden vastaavilla normaalivoimakomponenteilla $(C_{N\alpha})_i$, jolloin saadaan

$$X = \frac{(C_{N\alpha})_1 X_1 + (C_{N\alpha})_2 X_2 + \dots + (C_{N\alpha})_n X_n}{(C_{N\alpha})_1 + (C_{N\alpha})_2 + \dots + (C_{N\alpha})_n}$$

Koko raketin normaalivoimakerroin saadaan puolestaan suoraan yksittäisten normaalivoimakertoimien summana. Kun nämä molemmat on tiedossa, pystytään laskemaan rakettiin sivusuunnassa kohdistuvat voimat ja momentit. Näistä puolestaan saadaan laskettua raketin kiihtyvyyden simulaatiota varten.

Vaikka laskenta on hyvin monivaiheinen, tietokoneet pystyvät suorittamaan tuhansia raketin mallinnuksia sekunnissa. Monet välituloksista ovat myös vakioita lennon aikana, joten samaa laskutulosta voi käyttää yhä uudelleen ja uudelleen. Tämä mahdollistaa kokonaisen raketin lennon simuloinnin sekunnin murto-osassa. Tästä on luvassa lisää tulevissa osissa. □

Artikkelisarjan ensimmäisessä osassa kerroin ohjelmiston kehitysvaiheista pöytälaatikkoprojektista diplomityöksi. Myöhemmissä osissa on luvassa tietoa kuuden vapausasteen simuloinnista, moniulotteisesta optimoinnista, ohjelmiston käytöstä Haisunäätä-projekteissa sekä tulevaisuuden suunnitelmista.

OpenRocket-ohjelmiston sekä diplomityön saa ladata osoitteesta <http://openrocket.sourceforge.net/> Artikkelisarjan aiemmat osat ovat luettavissa SATS:n sivuilta osoitteesta <http://www.sats-saff.fi/>.

Viitteet:

- [1] Barrowman, The theoretical prediction of the center of pressure, NARAM-8, 1996. http://www.apogeerockets.com/Education/downloads/barrowman_report.pdf
- [2] Barrowman, The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles, The Catholic University of America, 1967. <http://ntrs.nasa.gov/>
- [3] Galejs, Wind instability—What Barrowman left out, 1999. <http://projetosulfos.if.sc.usp.br/artigos/sentinel39-galejs.pdf>
- [4] Numeric Methods in Model Rocket Design, Apogee Components' Technical Publication #17.

Jäsenkysely

SATS:n toiminnan kannalta tärkeiden asioiden selvittämiseksi johtokunta järjestää yleisen jäsenkyselyn. Kyselyssä selvitetään mielipiteitä SATS:n tärkeimmistä toimintamuodoista, Avaruusluotaimen toimittamisesta, raketitoiminnasta ja yhdistyksen nykytilasta. Kyselyn täyttäminen vie noin kymmenen minuuttia. Vastaukset käsitellään luottamuksellisesti.

Kyselyn tuloksista keskustellaan syyskokouksessa ja niistä tulee kooste seuraavaan lehteen.

Johtokunta toivoo, että mahdollisimman moni lukija vastaisi kyselyyn. Vain näin voidaan saada tietoa siitä miten SATS:ia tulisi kehittää vastatakseen paremmin jäsenistön tarpeisiin ja toiveisiin.

Kyselyyn voi vastata osoitteessa <http://kwiksurveys.com?u=sats2011>

