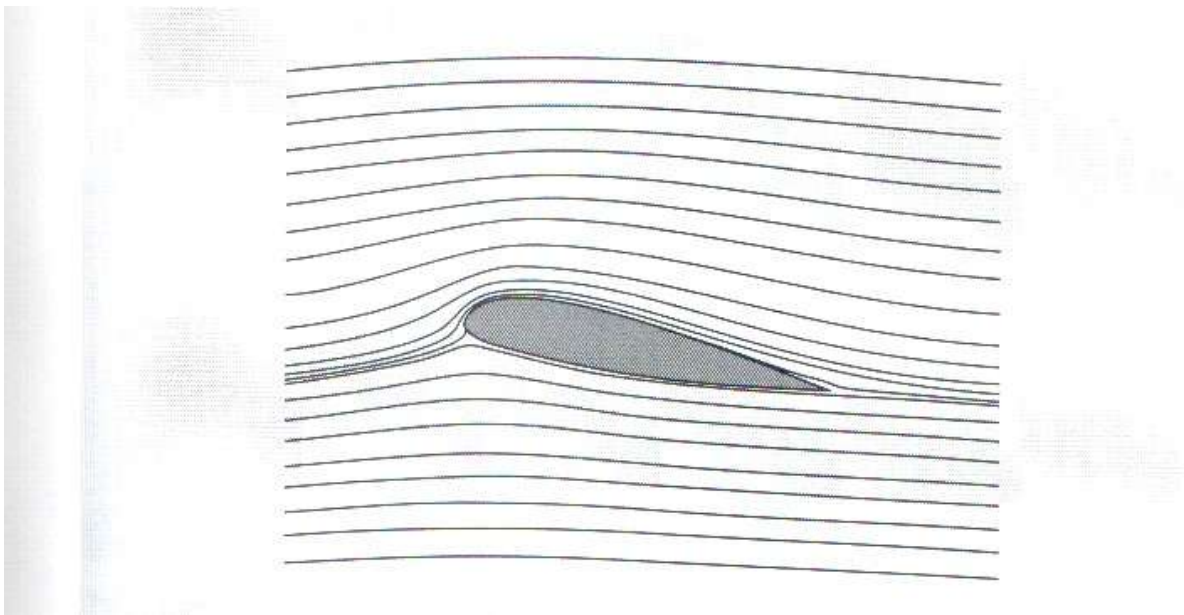


Nostovoima

Kirja Jaakko Hoffren, Olli Saarela: *Lentotekniikan perusteet* sivut 11-13

Lentokoneen lentämisen mahdollistavaa aerodynaamista nostovoimaa voidaan selittää monella tavalla, mutta suoraan mekaniikan perusteisiin pohjautuva esitys lienee selvin. Nostovoima syntyy, kun lentosuuntaan nähden kalteva siipi ohjaa suuren määrän ohi virtaavaa ilmaa kääntymään ympärillään alaviistoon. Siten siipi antaa ilmalle kiihtyvyyttä alaspäin. Newtonin toisen lain $F = ma$ mukaisesti virtauksen kääntäminen merkitsee sitä, että siipi kohdistaa ilmaan voimaa. Reaktioperiaatteen mukaisesti siipeen vaikuttaa tällöin vastakkaisuuntainen reaktivoima, joka on juuri lentokoneen nostovoima. Virtauksen kulkua siiven poikkileikkauksen ympärillä havainnollistaa kuva 2.2.

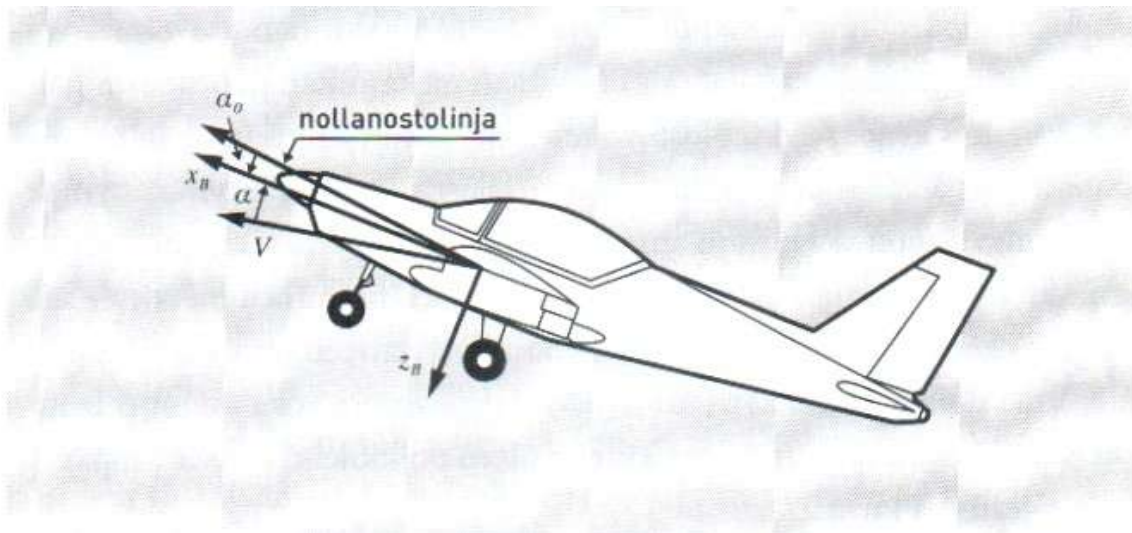


Kuva 2.2. Ilmaosasten ratoja kuvaavia virtaviivoja erään siiven poikkileikkauksen eli siipiprofilin ympärillä. Virtaus kääntyy siipiprofilin kohdalla ja takana alaspäin (alastaite), mutta massan säilymlaki vaatii samalla virtauksen kaareutumista ylöspäin siiven edessä (ylöstaite). Näin muodostuu virtaussuunnan kokonaismuutos ja siihen liittyvä ilman poikittaiskiihtyvyyttä siiven kohdalla.

Nostovoiman L [N] suuruus riippuu paitsi siiven kokoa kuvaavasta pinta-alasta S [m²] myös suoraan siiven aiheuttamasta virtauksen kääntymiskulmasta. Kääntymiskulmaan voidaan vaikuttaa siiven poikkileikkauksen eli profiilin käyrityksellä ja sen asennolla lentosuuntaan nähden, eli **kohtauskulmalla** α (ks. kuva 2.3). Nostovoima riippuu suoraan myös lentokorkeuden myötä muuttuvasta ilman tiheydestä ρ [kg/m³]. Merkittävin vaikutus on kuitenkin lentonopeudella V [m/s]: kun nopeus kasvaa, siiven ohi tietyssä ajassa virtaavan ilman määrä kasvaa ja toisaalta kasvaa kutakin virtauksen kääntymiskulmaa vastaava ilman kiihtyvyyttä alaspäin. Näiden riippuvuuksien pohjalta nostovoimalle voidaan kirjoittaa yhtälö

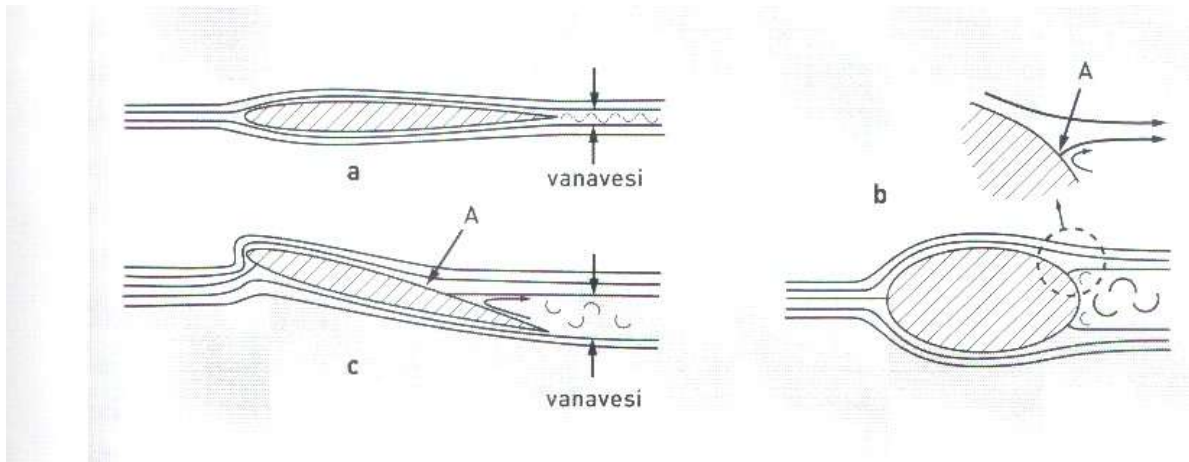
$$L = C_L(\alpha) \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

jossa kohtauskulmasta α riippuvaan **nostovoimakertoimeen** C_L (*lift coefficient*) vaikuttaa voimakkaasti myös esimerkiksi koneen ulkomuoto. Lentotekniikassa kaikki nostovoiman määrittämiseen liittyvät vaikeudet sisältyvätkin nostovoimakertoimeen.



Kuva 2.3. Lentokoneen kohtauskulma α mitattuna sopivasti koneeseen kiinnitetystä referenssi-suunnasta x_B , nollanostokulma α_0 ja nollanostolinja. Koneen liikkuessa nollanostolinjan suuntaan nostovoima on nolla.

Voimatasapainon yhteydessä esitetyt riippuvuudet tarkoittavat sitä, että tasainen vaakalento eri nopeuksilla ja eri korkeuksilla vaatii kohtauskulman säätämistä, jotta nostovoima säilyisi painon suuruisena. Siiven ohi kulkeva virtaus pystyy kuitenkin seuraamaan siiven muotoa juohevasti vain silloin, kun kohtauskulma on melko pieni (alle 20°). Kun kulma kasvaa liian suureksi, virtaus ei enää pysty kääntymään siiven yläpintaa seuraten vaan irtautuu (ks Kuva 2.4.) Tämä sakkauksena tunnettu ilmiö rajoittaa suurinta mahdollista nostovoimaa ja siten lentokoneen nopeuden pienentämistä.



Kuva 2.4. Virtaus siiven ohi, kun kohtauskulma on nolla (a) ja virtauksen irtaantuminen kohdasta A suurella kohtauskulmalla (c). Virtaus irtaantuu aina "ei-virtaviivaisen" kappaleen pinnalta sen asennosta riippumatta (b).

Nostovoiman olemassaolo tarkoittaa välttämättä sitä, että siiven yläpuolella ilman paine p [$\text{Pa} = \text{N/m}^2$] on keskimäärin pienempi kuin alapuolella, koska siiven pinnalla nostovoima ilmenee sille jakaantuneena paineena. Virtauksen perusominaisuuksiin kuuluvan, Bernoullin lakina

tunnetun paineen ja nopeuden yhteyden perusteella virtausnopeus on vastaavasti yläpuolella suurempi kuin alapuolella.

Nostovoima voidaan selittää mainittujen paine- ja nopeusjakautumienkin tuloksena. Päteehän aina yhteys $L = \Delta p S$, jossa Δp tarkoittaa keskimääräistä paine-eroa siiven ala- ja yläpuolen välillä.

Ongelmana tässä selitystavassa on kuitenkin se, ettei nopeuserojen ja niitä vastaavien paine-erojen syntymiselle ole olemassa mitään yksinkertaista siiven geometriasta ja kohtauskulmasta riippuvaa selitystä. Usein yritetään käyttää virheellistä ja harhaanjohtavaa perustelua, jonka mukaan ilman on kuljettava siiven kaarevan yläpinnan ohi nopeammin kuin suoran alapinnan ohi, jotta virtaus kumpaankin kautta veisi yhtä pitkän ajan. Todellisuudessa kulkuajat ovat huomattavan erilaisia, ja samoihin kulkuaikoihin perustuvat selitykset johtavat nostovoiman suuruuden räikeään aliarviointiin.

Alaviite: Siipiprofiilin yläpinnan ei tarvitse olla kaarevampi kuin alapinnan, jotta nostovoimaa syntyisi. Nostovoimaa syntyy vaikkapa suoralla, tasaisella levyllä, kun sillä on kohtauskulmaa. Profiilin muoto määräytyy lähinnä pyrkimyksestä saavuttaa pieni vastus tai suuri nostovoiman maksimiarvo.

Vaikka nopeus- ja paine-erot eivät sovellukaan nostovoimailmiön selityksen perusteluksi, niillä on oleellinen osuus käytännön aerodynamiikassa. Nostovoiman laskenta- ja mittausmenetelmät perustuvat nimittäin yleensä juuri nopeus- ja paine-erojen ratkaisemiseen.

.....

Kopio ei ole skannattu, vaan kopioitu kirjoittamalla.