AVIATION	Patria
TEKNISEN TARKASTI	ELUN RAPORTTI Sivuja
	29
Raportin nimi: OH-XDZ:n siipituei erilaisissa lentotilois	n kuorma ja koneen käytös sa rajanopeudella
Alkuperā ja revisiotaso: -	
Korvaa: -	
Korvataan: -	
Viitteet: -	
Laatija: Jean Koffen	Pvm: 23.3.2015
Tarkastaja: Jounji Pirtola	Pvm: 24.3.2015
Hyväksyjä: UKukuu Ukiele- Antero Miettinen	Pvm: 24.3, 2015

OH-XDZ:n siipituen kuorma ja koneen käytös erilaisissa lentotiloissa rajanopeudella

Jaakko Hoffren, 23.3. 2015

Sisällysluettelo

1. Taustaa	3
2. Siiven muutosten vaikutus sen aerodynaamisiin kuormiin	3
2.1 OH-XDZ:n ja alkuperäisen siiven muoto	3
2.2 Siiven nostovoimajakautumien laskenta	6
2.3 Erilaisten siipien aerodynaamisten voimasuureiden vertailu	8
3. Siipitukeen kohdistuva voima negatiivisella nostovoimalla	.11
3.1 Siiven hitausvoimien arviointi	11
3.2 Siiven nostovoima kuormitusmonikerralla -1,9	12
3.3 Siipituen voima OH-XDZ:lla ja perussiiven mukaisella koneella	13
4. OH-XDZ:n pituustasapainon ja –vakavuuden tarkasteluja	14
4.1 Koneen lentomekaaninen malli	.14
4.2 Tasapainotiloja vaakalennossa nopeudella 200 KCAS	15
4.2.1 Tasapaino painopisteasemalla 0,610 m eli 28,4 % MAC	.15
4.2.2 Tasapainotiloja erilaisilla painopisteasemilla	16
4.3 Potkurin vaikutuksia OH-XDZ:n pituusvakavuuteen ja tasapainoon	.17
4.4 Koneen mahdollinen käytös nokan pyrkiessä painumaan alas	18
5. Yhteenveto	20
Lähteet	21
Liite 1: Tarkasteluihin liittyvät oletukset	22
Liite 2: Alkuperäisen Comp Air 8 –koneen kolmitahopiirros	25
Liite 3: OH-XDZ:n kolmitahopiirros	26
Liite 4: OH-XDZ:n pituustasapainoyhtälöiden määritys	. 27
Liite 5: FINFLO-laskelmia OH-XDZ:n rungon ja potkurin mallilla	.30

1. Taustaa

Huhtikuussa 2014 Suomessa rakennettu Comp Air 8 –tyyppinen lentokone rekisteritunnukseltaan OH-XDZ tuhoutui täydellisesti onnettomuudessa. Ennen koneen syöksymistä maahan sen toisen siiven havaittiin olevan poikki. Onnettomuustutkinnan tueksi Onnettomuustutkintakeskus (OTKES) pyysi Patrialta arviota siitä, miten paljon OH-XDZ:n siipien kärkiin tehdyt muutokset vaikuttavat siiven ja erityisesti sen tuen kuormiin lennettäessä suurella nopeudella negatiivisella kuormitusmonikerralla. Lisäksi pyydettiin arvioita siitä, miksi koneelle on saattanut aiheutua nokkaa alaspäin kääntävä pituusmomentti ja sen seurauksena negatiivinen kuormitusmonikerta.

OTKESin mukaan Patrian tarkasteluun sopiva lähtötilanne on seuraavanlainen:

- Koneen lentokorkeus on 4 km ja nopeus 200 KCAS eli likimain rajanopeus V_{ne}
- Siivet ovat oleellisesti vaakasuorassa ja lentorata hyvin lievästi nouseva
- Tilannetta edeltäneet heilahtelut ovat vaimenneet ja kone lentää ainakin lähes
- tasaisesti kuormitusmonikerralla yksi (1 g)
- Moottorin tehovipu vedetään tyhjäkäynnille

Tämän tarkastelun luvussa 2 arvioidaan erilaisten siipiversioiden aerodynaamisia kuormia ja luvussa 3 niistä sekä hitausvoimista riippuvia siipituen puristusvoimia. Tarkastelun luku 4 sisältää arvioita koneen pituustasapainosta ja pituusvakavuudesta tapahtumien mahdollisen kulun selvityksen tueksi. Havainnot on koottu luvun 5 yhteenvetoon, josta esiin tulleet pääasiat käyvät selvästi ilmi.

2. Siiven muutosten vaikutus sen aerodynaamisiin kuormiin

2.1 OH-XDZ:n ja alkuperäisen siiven muoto

Kuvassa 1 esitetty OH-XDZ oli siiven kärkien osalta selvästi alkuperäisestä Comp Air 8 –tyypistä muokattu koneyksilö, josta on käytettävissä rajallisesti tietoa. Tarkkoja arvoja siipiin tehdyistä muutoksista ei ole, mutta kärkikappaleiden päämittoja ilmenee OTKESin Patrialle toimittamasta erilaisia siipiversioita esittävästä piirroksesta [1], joka on esitetty kuvassa 2. Lisätietoja esimerkiksi siiven kärkien winglettien korkeudesta ja muodosta saatiin internetissä julkaistujen kuvien ohella OTKESin Patrialle toimittamista valokuvakoosteista [2,3] koneen rakennusvaiheista ja valmiista koneesta. Edelleen OH-XDZ:n lento-ohjekirja [4] varmentaa arvon 11,3 m kyseisen koneyksilön siiven kärkiväliksi.



Kuva 1. Comp Air 8 OH-XDZ [2].



Kuva 2. Kolme Comp Air 8 –koneen siipiversiota [1] (Tässä piirroksessa perussiiven kärkijänne on väärä).

Kuvan [1] toimittamisen jälkeen on käynyt ilmi, etteivät siinä esiintyvät alkuperäisen mukaisen Comp Air 8 –tyypin siiven muotoa koskevat päämitat ole oikein. Erityisesti kuvassa annettu kärkijänne on liian suuri. Päivitetyt perustiedot saadaan OTKESin toimittamasta kuvan 3 mukaisesta piirroksesta [3], vaikka siinä siipi ei näykään oikean muotoisena. Oikea perussiiven kärkijänne on kuitenkin annettu 1,53 m.

Kuvissa 2 ja 3 näkyy vielä OH-XDZ:sta poikkeava pieni kärkikappale, joka jatkaa kunkin siiven kärkeä Comp Air 8:n perusversion rakennussarjan mukaisesta arvosta 0,305 m eli yhden jalan verran. Perussiiven ja OH-XDZ:n siiven lisäksi tarkastellaan vertailun vuoksi tällaisilla kärkikappaleilla varustettua siipeä.



Kuva 3. Comp Air 8 –koneen rakennussarjan siiven ja siihen liittyvän yhden jalan kärkijatkeen mittoja [3] (Tässä piirroksessa perussiiven kärkijänteen arvo on oikea).

Kuvassa 4 on vielä OTKESin toimittama piirros OH-XDZ:sta edestä katsottuna [3]. Näitä mittoja käytetään siiven kuormien laskennassa. Lukuarvo 1430 mm tarkoittaa siiven kiinnityspulttien eli saranakohtien välistä etäisyyttä, ja 4960 mm on siipitukien kiinnityskohtien välinen etäisyys siiven alla.



Kuva 4. OH-XDZ:n siiven mittoja [3].

Kuvan 4 lukuarvojen mukaan konetyypin rakennussarjan mukana toimitetun siiven kärkiväli on $b_b = 10,16$ m. Kuvan 3 lisämittojen avulla voidaan laskea tavanomaisella tavalla määritellyn eli koneen keskilinjalle jatketun siiven pinta-alaksi $S_b = 21,0$ m² (alaindeksi b = basic). Sivusuhteeksi näillä arvoilla tulee $A_b = 4,92$. Nimellinen tyvijänne koneen keskilinjalla on $c_r = 2,60$ m ja kärkijänne siis $c_{t,b} = 1,53$ m, joiden mukainen siiven trapetsisuus on $\lambda_b = 0,59$. Siiven profiili on OTKESin mukaan koko kärkivälillä Clark Y,

eikä siivellä ole nähtävissä missään Comp Air 8 –tyypin valokuvissa [2,3,internet] kiertoa. Vaikka aivan varmaa tietoa kierron puuttumisesta ei ole, pidetään sitä nollana. Siiven alapinta on tällöin suurella osalla täysin tasomainen, jolloin siipi on myös helppo rakentaa osistaan tasopöydällä. Kiertoa koskeva oletus sekä muut tarkasteluissa merkittävät oletukset ja epävarmat lähtötiedot on koottu luvuittain liitteeseen 1.

Kuvissa 2 ja 3 esitetyn yhden jalan kärkikappaleilla jatketun vertailusiiven kokonaiskärkiväli on kuvan 4 mukaisesti $b_e = 10,77$ m ja nimellispinta-ala $S_e = 21,9$ m² (alaindeksi e = extended). Näillä arvoilla sivusuhteeksi tulee $A_e = 5,30$.

OH-XDZ-koneyksilössä alkuperäisiä siiven kärkiä oli selvästi jatkettu ja niihin oli lisätty kärkisiivet (wingletit). Kuvissa 1 ja 2 siiven kärjen lähellä esiintyvä etureunan suunnan muutoskohta edustaa rakennussarjan mukana toimitetun perussiiven kärkeä. Kuvan 4 mittojen mukaan kärkivälin muutos on yhteensä 1,14 m eli 11 % alkuperäisestä. Kuvassa 2 wingletin tyvijänne on 0,99 m, jota pidetään nyt muutetun siiven tasomaisen osan kärkijänteenä. Vaikka lento-ohjekirjan [4] mukaan siipipinta-ala on alkuperäisestä muuttumaton, tulee jatkopaloista todellisuudessa pinta-alalisäys 1,44 m², joten XDZ:n edustava siipipinta-ala on $S_{XDZ} = 22,44$ m². Sen ja kärkivälin $b_{XDZ} = 11,3$ m avulla saadaan sivusuhteeksi $A_{XDZ} = 5,69$ eli yli 15 % alkuperäistä suurempi.

OH-XDZ:n valokuvien [2,3] perusteella siiven profiilin muoto muuttuu selvästi kärkien jatkeiden alueella, mutta tässä jatkopalojen profiilia pidettiin vajavaisen tiedon ja sovellettavan laskentamenetelmän vuoksi samana kuin muuallakin siivellä. Lähes pystysuora 0,58 m korkea winglet erottuu kuvasta 2 huonosti, mutta kyseisen lisäyksen tarkka muoto on tässä yksinkertaisessa tarkastelussa epäoleellinen.

Yksi siiven kuormien tarkasteluun liittyvä lisäseikka on siipituen kiinnityskohdan sijainti siiven alapinnalla, vaikka asia ei vaikuta itse siipituelle arvioitavien kuormien suhteellisiin muutoksiin. Tässä arviossa siipituen kiinnityskohdan todetaan sijaitsevan kuvan 4 mukaisesti etäisyydellä 2,48 m koneen keskilinjalta. Tuen ja siiven perustason välisenä kulmana käytetään arvoa 30 astetta, vaikka sen tarkkaan määritykseen liittyykin pieniä epävarmuuksia.

2.2 Siiven nostovoimajakautumien laskenta

Tarkastelun pääajatuksena oli vertailla rakennussarjan mukana toimitetun Comp Air 8 –koneen siiven, jatketun siiven ja OH-XDZ:n siiven aerodynaamisia kuormia. Tämä tarkoittaa siiven kärkivälin mukaisten nostovoimajakautumien ja niistä riippuvien taivutusmomenttien määritystä. Tarkastelussa ajateltiin vain rungon alueenkin kattavaa yhtenäistä siipeä ottamatta huomioon rungon vaikutusta nostovoimajakautumiin. Koska todellisuudessa nostovoimajakautumat painottuvat jossain määrin laskettua enemmän näkyvän siiven alueelle, tässä saatavat kuormat hieman aliarvioivat todellisia taivutusmomentteja ja siten siipituen kuormia. Rungon vaikutusten realistinen määritys vaatisi kuitenkin numeerista laskentaa ja siten huomattavaa lisätyötä.

Tarkoituksena oli saada lähinnä järkeviä suuruusluokka-arvioita, joten siivenkään laskentaan ei voitu soveltaa kantopinnoille tarkoitettuja numeerisia menetelmiä. Tällainen vaatimus yksikertaisesta menetelmästä aiheuttaa sen, ettei winglettien vaikutusta pystytty laskemaan kovinkaan hyvin. Niiden vaikutusta voidaan kuitenkin helposti sekä ali- että yliarvioida, mikä johtaa riittävän hyvään kokonaisuuteen. Toisaalta siipimuutosten tarkastelua auttaa oleellisesti se, että OH-XDZ:n siiven kärkiä oli jatkettu selvästi jo siiven perustasossa. Tällaisen muutoksen vaikutus voidaan arvioida varsin hyvin perinteisillä insinöörimenetelmillä.

Laskentaan sovellettiin alalla yleisesti käytetyn Torenbeekin kirjan [5] liitettä E, josta saadaan siiven puolikkaan dimensiottomalle nostovoimajakautumalle kaava E-10:

$$c_l \frac{c}{c_g} = L_a C_L + \frac{\varepsilon_t c_{l\alpha}}{E} L_b \tag{1}$$

Kaavan oikean puolen ensimmäinen termi kuvaa kohtauskulmasta riippuvaa nostovoimaosuutta ja toinen kohtauskulmasta riippumatonta siiven kierron vaikutusta. Koska nyt siiven kierto on nolla, riittää laskea vain ensimmäinen termi ja siitäkin vertailuja varten vain kerroin L_a . Koska siiven nuolikulma on likimain nolla, voidaan soveltaa kaavan E-14 [5] mukaista esitysmuotoa

$$L_{a} = C_{1} \frac{c(\eta)}{c_{p}} + (C_{2} + C_{3}) \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \eta^{2}}$$
⁽²⁾

Tässä kaavassa $c(\eta)$ tarkoittaa siiven paikallista jännettä kärkivälin suuntaisen dimensiottoman koordinaatin $\eta = 2y/b$ funktiona, ja c_g on geometrinen keskijänne. Tarvittavat kertoimet C_1 , C_2 ja C_3 saadaan siiven sivusuhteen funktiona kuvasta E-5 [5]. Teorian mukaan nostovoimajakautuma pysyy samanmuotoisena kaikilla kohtauskulmilla ja nostovoimakertoimilla ennen sakkausta, joten tulosta voidaan soveltaa sekä positiivisilla että negatiivisilla kuormitusmonikerroilla.

Todettakoon vielä se, että siiven rakennetta koskevien yksityiskohtaisten tietojen puuttuessa siipeä pidettiin täysin jäykkänä kappaleena. Sille ei siis ajateltu voivan muodostua merkityksellistä kiertoa siipeä vääntävän aerodynaamisen pituusmomenttijakautuman seurauksena. Suurilla lentonopeuksilla Clark Y –profiiliin liittyvä voimakas vääntömomentti voisi kiertää siiven etureunaa siten, että positiivisilla kuormitusmonikerroilla nostovoimajakautuman painotus muuttuisi kohti siiven tyveä ja negatiivisilla kuormitussiiven taivutusmomenttia negatiivisilla kuormitusmonikerroilla.

Laskut tehtiin yhteensä viidelle erilaiselle siipiversiolle, joista yksi edustaa rakennussarjan mukana toimitettua Comp Air 8 –koneen siipeä ja yksi yhden jalan kärkikappaleilla jatkettua siipeä. OH-XDZ:lle laskettiin nostovoimajakautumia kolmella approksimaatiolla. Yhdessä niistä jätettiin itse pystysuorien winglettien vaikutus kokonaan ottamatta huomioon ja tarkasteltiin vain siiven kärkien jatkeiden vaikutusta, mikä epäilemättä aliarvioi muutosten vaikutusta. Toisessa tavassa arvioitiin winglettien vaikutus yksinkertaisesti niin, että ajateltiin niiden vastaavan kärkien jatkamista siiven perustasossa winglettien korkeuden puolikkaan verran ottaen huomioon winglettien paikallinen jänne. Näin muutetun siiven sivusuhteen laskennassa tarvittavaksi kokonaiskärkiväliksi tuli 11,9 m ja pinta-alaksi 22,75 m². Tällaiselle siivelle laskettu tulos edustanee tämän tarkastelun parasta arviota OH-XDZ:lle. Viimeisessä tavassa jatkettiin siipeä sen tasossa kokonaisten winglettien mittojen verran, jolloin kärkiväliksi tuli jo 12,45 m ja pinta-alaksi 23,15 m². Viimeinen laskentatapa varmasti yliarvioi winglettien vaikutusta ja rajaa siten osaltaan koko tarkastelua.

Taulukko 1 sisältää kaavan (2) mukaisissa laskelmissa tarvitut parametrit eri siipiversioille. Kahdelle viimeiselle tapaukselle sovellettavan geometrisen keskijänteen määritys on toki epämääräistä, mutta lopullisissa samalle kokonaisnostovoimalle skaalatuissa tuloksissa sen vaikutus häviää olemattomaksi.

	Α	c_g [m]	C_{I}	C_2	C_3
Rakennussarjan mukainen siipi	4,92	2,07	0,26	0,52	0,22
Kärkikappaleilla jatkettu siipi	5,30	2,06	0,28	0,49	0,23
OH-XDZ, ei winglettejä	5,69	2,05	0,29	0,47	0,24
OH-XDZ, winglet-vaikutus 1	6,22	2,03	0,31	0,43	0,26
OH-XDZ, winglet-vaikutus 2	6,70	2,01	0,33	0,40	0,27

Taulukko 1. Siipitarkasteluissa sovelletut laskentaparametrit viidelle siipiversiolle.

Varsinaisia mekaanisia laskuja varten laadittiin Excel-rutiini, jolla saadaan helposti aikaan jakautumat riittävällä resoluutiolla. Laskuissa siiven tyvialueella käytettiin kärkivälin suuntaista askelväliä $\Delta y = 0.5$ m, mutta siiven kärkeä lähestyttäessä väliä tihennettiin asteittain niin, että kärjen lähellä askel oli alle 0,1 m.

2.3 Erilaisten siipien aerodynaamisten voimasuureiden vertailu

Excel-laskennassa kullekin siipiversiolle saatava perustulos on kertoimen L_a jakautuma kärkivälin suuntaisen koordinaatin $y = \eta b/2$ funktiona. Tällaiset jakautumat ilman mitään skaalausta on esitetty kuvassa 5. Kun jakautumat integroidaan siiven tyvestä kärkeen, saadaan kokonaisnostovoimia edustavat lukemat. Eri siipiversioille nämä integraalit ovat selvästi eri suuria siipien kokoerojen takia. Niiden voi ajatella edustavan nostovoiman muutoksia kohtauskulmamuutosta kohti eli kaltevuuksia $\Delta L/\Delta a$. Nämä kaltevuudet antavat jonkinlaista kuvaa koneen pituusohjauksen vaikutuksista kuormitusmonikerran *n* muutoksiin kullakin lentonopeudella. Eri siiville määritettyjen $\Delta L/\Delta a$ -arvojen suhteet peruskoneen vastaavaan kaltevuuteen on koottu taulukon 2 ensimmäiseen tulossarakkeeseen. Laskujen mukaan OH-XDZ:lle tehdyt siipimuutokset kasvattavat pituusohjauksen vaikutusta eli aiheutetun kohtauskulmamuutoksen vaikutusta kuormitusmonikertaan selvästi eli ehkä noin 15 % peruskoneeseen nähden.

Tässä tarkastelussa oleellisinta on kuitenkin vertailla siipiä vakionostovoimalla eli ikään kuin samanlaisissa lentotiloissa. Tällaisen ehdon mukaiset nostovoimajakautumat on esitetty kuvassa 6.



Kuva 5. Viidelle siipiversiolle lasketut skaalaamattomat kärkivälin suuntaiset nostovoimajakautumat eli jakautumat vakiokohtauskulmalla.



Kuva 6. Viidelle siipiversiolle lasketut vakionostovoimalle skaalatut kärkivälin suuntaiset nostovoimajakautumat.

Kuvasta 6 näkyy hyvin, että alkuperäisellä siivellä nostovoimaa on tuotettava paljon siiven tyvessä, mutta jatketuilla siivillä voimaa saadaan vastaavasti lisää siiven kärkialueella. Tällainen jakautumien muutos ei vaikuta oleellisesti siiven tyvessä vallitsevaan aerodynaamiseen leikkausvoimaan, mutta se vaikuttaa selvästi tyven taivutusmomenttiin. Tässä todellisen siiven rakenteellista tyveä rungon kyljessä edustaa saranointikohta y = 0,715 m, jonka mukaiset aerodynaamiset taivutusmomentii laskettiin myös laaditulla Excel-rutiinilla. Kyseisten taivutusmomenttien suhteet on esitetty taulukon 2 toisessa tulossarakkeessa. Sen mukaan OH-XDZ:n aerodynaaminen momentti siiven tyvessä kasvaa siipimuutosten takia ainakin noin 15 % mutta ehkä jopa selvästi yli 20 % alkuperäisversioon nähden. Yhden jalan kärkikappaleiden aiheuttama lisäys 8 % on alle puolet XDZ:lle pätevästä tyvimomentin kasvusta.

	$\Delta L/\Delta \alpha$ -	Taivutusmomentti-	Taivutusmomentti-	Leikkausvoima-
	suhde	suhde kohdassa	suhde kohdassa	suhde kohdassa
		y = 0,715 m	<i>y</i> = 2,48 m	y = 2,48 m
Rakennussarjan muk. siipi	1	1	1	1
Kärkikappaleilla jatkettu siipi	1,06	1,08	1,20	1,07
OH-XDZ, ei winglettejä	1,10	1,15	1,36	1,12
OH-XDZ, winglet 1	1,15	1,22	1,54	1,17
OH-XDZ, winglet 2	1,19	1,28	1,69	1,21

Taulukko 2. Siipitarkasteluista saatuja tuloksia viidelle siipiversiolle.

Siiven tyven lisäksi toinen yleisesti kiinnostava kohta on siipituen kiinnityskohta etäisyydellä *y* = 2,48 m koneen keskilinjalta. Tuen korvakkeen kohdassa ilmenee selvästi tyveä suurempia siipimuutoksiin liittyviä taivutusmomenttimuutoksia, mutta nyt myös aerodynaamiset leikkausvoimat kasvavat. Excel-rutiinin avulla laskettuja momentti- ja leikkausvoimasuhteita on esitetty taulukon 2 viimeisissä tulossarakkeissa. Taivutusmomentin kasvu OH-XDZ:n siipimuutosten takia on ainakin lähes 40 % mutta voi olla yli 50 %. Paikallinen leikkausvoimakin kasvaa ainakin noin 15 %. Tässäkin kohdassa yhden jalan kärkikappaleiden aiheuttamat kuormamuutokset peruskoneeseen nähden jäävät vajaaseen puoleen XDZ:aa koskevista.

Yksi haluttu tarkastelun päätulos on siipitukeen kohdistuvan veto- tai puristusvoiman muutos OH-XDZ:n siipimuutosten takia. Siiven ja sen tuen nivelöityjen kiinnitysten [2] vuoksi tällainen voima on suoraan verrannollinen siiven tyven taivutusmomenttiin. Niinpä kussakin lentotilassa voimataso kasvoi taulukon 2 toisen tulossarakkeen mukaisesti ainakin noin 15 % ja ehkä yli 20 %. Tämä merkitsee esimerkiksi sitä, että lennettäessä äärimmäisillä sallitulla kuormitusmonikerroilla +3,8 tai -1,9 [4] tuen kuormatasot ylittävät alkuperäiset suunnittelun rajakuormat selvästi. Toisaalta kuormatasot jäävät kyllä alle staattisten murtokuormien, jos rakenteen varmuuskertoimeksi on valittu 1,5 lentotekniikassa tavanomaisella tavalla.

Siiven tyven absoluuttisten taivutusmomenttien ja siipituen voimien laskentaa ajatellen saadaan kuvan 6 mukaisista Excel-tuloksista tieto, että perussiivellä siiven puolikkaan nostovoimaresultantti sijaitsee etäisyydellä 1,55 m saranakohdasta y = 0,715 m ulospäin. Muilla siipiversioilla vastaava etäisyys eli momenttivarsi kasvaa suoraan

taulukon 2 siiven tyven taivutusmomenttisuhteiden mukaisesti, joten äärimmäisellä XDZ:n winglet-approksimaatiolla se on 1,98 m.

3. Siipitukeen kohdistuva voima negatiivisella nostovoimalla

3.1 Siiven hitausvoimien arviointi

Lentokoneen liikehtiessä sen siivessä olevat massat lieventävät hitausvoimillaan aerodynaamisista voimista johtuvaa taivutusmomenttia ja samalla siipituen voimia. Niinpä onkin tarpeen arvioida tällaisia kuormitusmonikerrasta eli normaalikiihtyvyydestä riippuvia hitausvoimia.

OH-XDZ:n yhden siiven massa rungosta ulospäin on OTKESin mukaan 138,5 kg. Tämä arvo sisältää kärkijatkeen, kaikki ohjainpinnat ja siiven sisällä olevat järjestelmät. Siiven kärkijatkeen massaa ei kuitenkaan ole erikseen tiedossa, joten se pitää arvioida, jotta rakennussarjan mukaisen perussiiven ja OH-XDZ:n siiven hitausvoimien eron voi määrittää.

OH-XDZ:n siiven kärkijatkeen massa arvioitiin sen rakenteen ja koon perusteella. Kuvakoosteiden [2,3] perusteella koko rakenne on vaahtotäytteinen, ja pintalaminaateissa on kaksi kerrosta lasikuitukangasta 7781. Internet-tietojen perusteella voidaan arvioida tällaisen laminaatin edustavaksi pinta-alamassaksi 1,2 kg/m². Näin jatkeen vaakasuoran osan laminaattien massa-arvioksi tulee hieman ylöspäin pyöristettynä 2,4 kg ja wingletille tulee 1,06 kg. Jos vaahdon tiheydeksi oletetaan 45 kg/m³, kertyy siitä jatkeen osille niiden tilavuusarvioiden perusteella (3,79 + 1,16) kg. Yhteensä näistä muodostuu 8,41 kg, joka voidaan pyöristää lukemaan 8,5 kg.

Massa-arvojen lisäksi hitauskuormien laskentaan tarvitaan tieto massaosien painopisteen etäisyydestä siiven kiinnityskohdasta. Siiven tuetun rakenteen perusteella arvioidaan, että rakennussarjan mukaisen siiven painopiste sijaitsee sen pintaalakeskiössä eli etäisyydellä 2,01 m rakenteen tyvestä. Tähän pisteeseen liittyy siis massa (138,5 – 8,5) kg = 130,0 kg. OH-XDZ:n siiven kärkijatkeen painopisteen paikaksi saadaan sen vaakasuoraa osaa ja winglettiä erikseen tarkastelemalla 4,74 m eli se on noin 0,37 m perussiiven kärkeä ulompana.

Siiven oman massan lisäksi hitausvoimissa oleellinen merkitys on siipisäiliöiden polttoaineella. OTKESin mukaan polttoainetta on tarkastelutilanteessa 60 kg kussakin siivessä, ja säiliö sijaitsee siiven tyvialueella 2. ja 4. kaaren välissä. Kuvan 2 avulla edustavaksi painopisteen etäisyydeksi siiven tyvestä tulee noin 0,97 m.

Massojen hitaudesta tuleva siiven tyveen vaikuttava taivutusmomentti riippuu suoraan koneen kuormitusmonikerrasta n_z . Rakennussarjan mukaiselle perussiivelle kyseinen taivutusmomentti on siis $n_z \ge g \ge (2,01 \text{ m} \ge 130,0 \text{ kg} + 0,97 \text{ m} \ge 60 \text{ kg}) = n_z \ge 3134 \text{ Nm}$. OH-XDZ:n siivelle pitää vielä lisätä kärkijatkeen vaikutus $n_z \ge g \ge 4,74 \text{ m} \ge 8,5 \text{ kg} = n_z \ge 395 \text{ Nm}$, joten kokonaismomentti sille on $n_z \ge 3529 \text{ Nm}$. Tämä on noin 13 % perussiivelle laskettua arvoa suurempi.

3.2 Siiven nostovoima kuormitusmonikerralla -1,9

Tehdään nyt konkreettinen laskelma olettaen lentokoneen kuormitusmonikerraksi -1,9, joka on lento-ohjekirjan [4] sallima negatiivisen puolen raja-arvo. Jotta tästä päästään siipituen voiman laskennassa tarvittavaan siiven nostovoimaan, täytyy aluksi määrittää OH-XDZ:n edustava lentopaino ja painopisteasema tarkastelutilanteessa.

Lentomassan laskennassa voidaan hyödyntää lento-ohjekirjan [4] kuormaustietoja. Niiden mukaan kone painaa tyhjänä noin 1300 kg. Kun mukaan otetaan lisäksi 30 kg kerääjäsäiliön polttoainetta, 2 x 60 kg siipien polttoainetta, 80 kg:n painoinen ohjaaja ja 10 85 kg:n painoista hyppääjää, kokonaismassaksi saadaan 2380 kg. Näille tekijöille annettujen nimellissijaintien [4] perusteella voidaan laskea istuvia hyppääjiä vastaavaksi painopisteasemaksi 0,515 m siiven etureunan tasosta mitattuna. Oletetaan tässä kuitenkin, että tarkastelutilanteessa hyppääjät ovat jo siirtyneet valmiusasemiin siten, että painopisteasema sijaitsee juuri sallitun alueen takarajalla asemassa 0,610 m [4].

Kuormitusmonikerralla -1,9 OH-XDZ:lle laskettu kokonaisnostovoima on siis -1,9 x g x 2380 kg = -44361 N. Tämä voima ei kuitenkaan tule kokonaisuudessaan siiveltä, vaan korkeusvakaimella on siinä merkittävä osuus. Sen laskemiseksi täytyy tarkastella koneen pituusmomenttia, joka riippuu siiven ja korkeusvakaimien nostovoimaosuuksien lisäksi merkittävästi ainakin siiven aerodynaamisesta pituusmomenttikertoimesta. Tällainen momentti puolestaan riippuu siipiprofiilille ominaisesta pituusmomenttikertoimesta, joka on käytetylle Clark Y –profiilille suurilla Reynoldsin luvuilla c_{mo} = -0,085 [6]. Itse siiven momentti saadaan kertomalla kerroin lentotilaan liittyvällä tulovirtauksen kineettisellä paineella q, siiven pinta-alalla ja sen aerodynaamisella keskijänteellä, joksi voidaan laskea 2,15 m. Tarkastelutilanteessa ajatellaan lentonopeudeksi OTKESin arvio 200 KCAS, jolla kineettinen paine on 6484 Pa. Niinpä siiven pituusmomentiksi sen oman aerodynaamisen keskiön suhteen saadaan -0,085 x 6484 Pa x 22,4 m² x 2,15 m = -26543 Nm, joka pyrkii kääntämään koneen nokkaa voimakkaasti alas.

Lentotekniikassa tyypillisellä tavalla ajatellaan tässä kokonaisnostovoima jaetuksi kahteen osaan, joista yksi edustaa siiven ja rungon yhteisvaikutusta L_{wb} ja toinen korkeusvakaimen nostovoimaa L_h . Nämä tuottavat nyt yhdessä kokonaisvoiman $L_{wb} + L_h$ = -44361 N. Voimaosuus L_{wb} vaikuttaa siipi-runkoyhdistelmän aerodynaamisessa keskiössä, jolle tässä käytetään liitteen 4 alustavan laskelman perusteella sijaintiarviota $x_{acwb} = 0,2 \times 2,15 \text{ m} = 0,43 \text{ m}$. Koneen valokuvien ja liitteen 2 mukaisen OTKESilta saadun likimääräisen kolmitahokuvan perusteella korkeusvakaimen aerodynaamisen keskiön asema on puolestaan arviolta $x_{ach} = 5,10 \text{ m}$ siiven etureunan takana. Tämä arvio sopii hyvin yhteen myös liitteessä 3 esitetyn Aki Suokkaan laatiman kolmitahopiirroksen kanssa. Olettaen ainakin lyhytaikainen momenttitasapaino ilman mitään potkuriin liittyviä tehovaikutuksia voidaan nyt kirjoittaa voimayhtälön lisäksi yhtälö

 $L_{wb} \ge (0,61 - 0,43) \text{m} - 26543 \text{Nm} - L_h \ge (5,10 - 0,61) \text{m} = 0.$

Tästä momenttiyhtälöstä ja kokonaisnostovoimaa -44361 N koskevasta ehdosta saadaan ratkaistua nostovoimaosuudet $L_{wb} = -36967$ N ja $L_h = -7394$ N. Näistä ensimmäistä pidetään koneen keskilinjalle ja kärjestä kärkeen ulottuvan siiven nostovoimana siipituen voimaa laskettaessa.

3.3 Siipituen voima OH-XDZ:lla ja perussiiven mukaisella koneella

Lasketaan nyt ensin arvio OH-XDZ:n siipitukeen kohdistuvalle puristusvoimalle edellä kuvatussa lentotilassa kuormitusmonikerralla -1,9. Siiven puolikkaaseen kohdistuvaksi nostovoimaksi otetaan edeltä -36967 N / 2 = -18484 N. Sen vaikutuspaikaksi arvioidaan kohdan 2.3 tarkastelujen perusteella 1,23 x 1,55 m = 1,91 m tyven kiinnityspisteistä ulospäin. Aerodynaamisen tyvimomentin ja siiven massoista johtuvan vastakkaiseen suuntaan vaikuttavan tyvimomentin resultantti on -18484 N x 1,91 m + 1,9 x 3529 Nm = -35304 Nm + 6705 Nm = -28599 Nm, joka siis pyrkii kääntämään siipeä alaspäin.

Siiven tyvimomentti kumotaan siipituen puristusvoiman pystykomponentilla, jonka suuruus on kuvan 4 mittojen avulla laskien 28599 Nm / (4,96/2 - 0,714) m = 16194 N. Kun otetaan vielä huomioon siipituen 30 asteen kulma siiven tasoon nähden, tuen puristusvoimaksi tulee 16194 N /sin $30^\circ = 2 \times 16194$ N = 32388 N \approx 32,4 kN.

Ajatellaan sitten konetta, jossa on rakennussarjan mukainen perussiipi. Siiven kärkijatkeiden puuttumisen takia sellaisen koneen kokonaismassa tarkastelutilanteessa olisi 2380 kg – 2 x 8,5 kg = 2363 kg. Vastaavasti kuormitusmonikerralle -1,9 vaadittava nostovoima pienenee suhteen 2363/2380 = 0,993 mukaisesti, joten siiven puolikkaalle saadaan nostovoima 0,993 x -18484 N = -18355 N. Kyseisen voiman vaikutuskohta on etäisyydellä 1,55 m siiven tyvestä. Kun otetaan huomioon siiven massoista tuleva tasapainottava momentti, saadaan kokonaistyvimomentiksi -18355 N x 1,55 m + 1,9 x 3134 Nm = -22496 Nm eli noin 21 % OH-XDZ:n momenttia pienempi arvo. Siipituen puristusvoima pienenee samassa suhteessa lukemaan 25476 N \approx 25,5 kN.

Esitetyt voimat perustuvat siis oletukseen tasapainosta lentonopeudella 200 KCAS ja kuormitusmonikerralla -1,9, OH-XDZ:lle pätevästä lentomassasta 2380 kg ja painopisteasemasta, joka sijaitsee sallitun alueen takarajalla. Nopeus vaikuttaa selvästi siiven ja korkeusvakaimen keskinäisten nostovoimien suhteisiin siiven pituusmomentin takia ja myös painopisteasema vaikuttaa asiaan. Jos niiden merkittäviä muutoksia ei ajatella, OH-XDZ:n siipituen puristusvoimia voi muuntaa erilaisille lentomassoille *m* ja kuormitusmonikerroille n_z lausekkeella n_z /-1,9 x *m*/2380 kg x 32,4 kN. Esimerkiksi arvoilla $n_z = -2,5$ ja m = 2500 kg voimaksi tulisi 44,8 kN. Vastaava muunnoslauseke rakennussarjan mukaiselle koneelle on n_z /-1,9 x *m*/2363 kg x 25,5 kN.

Muistutetaan vielä, että lasketut voimat ovat arvioita, joihin liittyy muitakin kuin lentotilaan ja kuormaukseen kytkeytyviä epävarmuuksia. Yksi ilmeinen tekijä on se, että nostovoimajakautumat laskettiin yhtenäisille siiville ottamatta huomioon rungon vaikutusta. Edelleen siipi oletettiin täysin jäykäksi vääntymättömäksi kappaleeksi. Rungon vaikutus nostovoimajakautumaan voi kasvattaa siiven taivutusmomentteja ehkä suuruusluokkaa 5 % ja siiven mahdollinen vääntyminen voimistaa taivutusta negatiivisilla kuormitusmonikerroilla.

4. OH-XDZ:n pituustasapainon ja –vakavuuden tarkasteluja

4.1 Koneen lentomekaaninen malli

Jotta OH-XDZ:n käyttäytymistä voidaan tarkastella lentotekniseltä pohjalta, muodostetaan koneelle karkea pituustasapainoa ja vakavuus- sekä ohjausominaisuuksia kuvaava lentomekaaninen malli. Tässä keskitytään vain liikkeisiin koneen symmetriatasossa, koska OTKESin mukaan onnettomuustilannetta edeltänyt lentotila oli oleellisesti symmetrinen.

Yksinkertaisuuden vuoksi tarkastellaan aluksi konetta ilman potkuriin liittyviä erillisiä tehovaikutuksia, joita arvioidaan myöhemmin. Tarkoituksena on esittää koneen nostovoima ja pituusmomentti seuraavan dimensiottomia kertoimia käyttävän yhtälöparin avulla:

$$C_L = C_{Lo} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta e} \delta_e \tag{6}$$

$$C_m = C_{mo} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\dot{\alpha}}\delta_e$$

(3a) (3b)

Tässä C_L on koko koneen nostovoimakerroin eli L/(qS), jossa $L = n_z mg$ on dimensiollinen nostovoima. C_m on puolestaan koneen pituusmomenttikerroin eli M/(qSc), jossa M on koneen painopisteessä vaikuttava dimensiollinen pituusmomentti. Skaalaustekijänä on lentonopeuden mukaisen kineettisen paineen ja siipipinta-alan lisäksi siiven aerodynaaminen keskijänne, jota tässä merkitään yksinkertaisesti vain kirjaimella c.

Yhtälöissä (3) esiintyvä kohtauskulma α lasketaan valitusta referenssisuunnasta, joka on nyt rungon pohjan ja samalla siiven pääosan alapinnan mukainen suunta. Toinen muuttuja on korkeusperäsimen poikkeutuskulma δ_e , joka on määritelmänsä mukaan positiivinen alaspäin. Kulmat lausutaan radiaaneina. Tehtävänä on nyt määrittää malliparametrit, joista yhtälön (3a) C_{Lo} kuvaa koneen nostovoimakerrointa kohtauskulmalla nolla, $C_{L\alpha}$ C_L :n riippuvuutta kohtauskulmasta ja $C_{L\delta e}$ C_L :n riippuvuutta peräsinkulmasta. Momenttiyhtälössä (3b) esiintyvät vastaavat momenttikertoimen tekijät.

Malliparametrien määritykseen liittyvät käsilaskelmat ovat liitteenä 4. Laskelmissa käytettiin yleisen lentomekaniikkakirjallisuuden lisäksi Jyrki Laukkasen laatimaa ja 17.3.2015 Trafilta saatua OH-XDZ:n koelentoselostusta vuodelta 2009 [7]. Sen avulla pystyttiin arvioimaan melko hyvin mallissa olennainen koko koneen neutraalipisteen eli aerodynaamisen keskiön sijainti, jonka laskeminen potkurikoneelle vain koneen kuvien perusteella on erityisen epävarmaa. Tällainen koelentoperustainen sijainti sisältää jo automaattisesti potkurin tyypilliset vaikutukset vakavuuteen.

Koska pituusmomenttiyhtälön parametrit riippuvat voimakkaasti koneen painopisteasemasta, esitetään liitteen 4 mukaiset malliyhtälöt alla riippuvaisina dimensiottomasta painopisteasemasta $h = x_{cg}/c = x_{cg}/2,15$ m:

$$C_{L} = 0,516 + 4,90\alpha + 0,354\delta_{e}$$
(4a)
$$C_{m} = 0,041 + 0,516h + 4,90(h - 0,265)\alpha - 0,354(2,37 - h)\delta_{e}$$
(4b)

Saadusta yhtälöparista voidaan ratkaista tarkasteltavassa lentotilassa vallitseva kohtauskulma ja tasapainon ylläpitämiseen vaadittava peräsinkulma, kun ensin määritetään tilanteen mukainen nostovoimakerroin C_L ja asetetaan momenttiehto $C_m = 0$.

4.2 Tasapainotiloja vaakalennossa nopeudella 200 KCAS

4.2.1 Tasapaino painopisteasemalla 0,610 m eli 28,4 % MAC

Lasketaan ensin tasapainotila kuormitusmonikerralla 1, lentonopeudella 200 KCAS ja lentomassalla 2380 kg, kun painopisteaseman oletetaan sijaitsevan luvun 3.2 tarkastelua vastaavasti sallitun alueen takarajalla kohdassa 0,610 m eli h = 0,284.

Koko koneen nostovoimakertoimeksi tulee 0,161, jolloin yhtälöistä (4) voidaan ratkaista kohtauskulma $\alpha = -0,090$ rad $= -5,16^{\circ}$ ja peräsinkulma $\delta_e = 0,243$ rad $= 13,95^{\circ}$. Vallitsevalle pienelle C_L :n arvolle tarvittava rungon kohtauskulma on siis selvästi negatiivinen, mikä tietysti johtuu siiven nollanostolinjan 7,5 asteen erosta runkoon nähden. Peräsinkulmalle saatu arvo on huomattavan suuri ja positiivinen, mikä tarkoittaa poikkeutusta alaspäin. Yleensä lentokoneiden tasapainotiloissa tarvittavat peräsinkulmat ovat itseisarvoltaan alle 5 astetta, joten tilanne on erikoinen. Negatiivisen kohtauskulman lisäksi asetelma johtuu takana olevasta painopisteestä ja korkeusvakaimen melkoisesta negatiivisesta asetuskulmasta siipeen nähden.

Korkeusvakaimen kokema kohtauskulma poikkeaa tässä tilanteessa kohtauskulmaan nolla nähden eron 0,543 x $-5,16^{\circ} = -2,80^{\circ}$ verran, koska siiven alastaite lieventää pyrstössä tuntuvia tulovirtaussuunnan muutoksia liitteessä 4 arvioidun tekijän mukaisesti. Koska rungon kohtauskulmalla nolla vakaimelle arvioitu kohtauskulma on $-8,07^{\circ}$, on tarkastelutilanteessa vallitseva vakaimen kohtauskulma-arvio $-10,87^{\circ}$. Tämän kulman ja peräsinkulman avulla voidaan laskea liitteen 4 tiedoilla korkeusvakaimen nostovoimakertoimelle arvo $C_{Lh} = -0,157$. Suuren negatiivisen kohtauskulman takia kerroin on negatiivinen, vaikka peräsin on varsin paljon alaspäin kääntyneenä. Absoluuttivoimana C_{Lh} vastaa lukemaa $L_h = -3758$ N, jos pyrstön kokema kineettinen paine oletetaan koko lentokoneen tulovirtausta vastaavaksi. Voima on siis huomattavan suuri eli 16 % koko koneen painosta. Suurella lentonopeudella lennettäessä siiven oma pituusmomentti on oleellinen tekijä, jonka tasapainottaminen vaatii negatiivisen pyrstön nostovoiman, vaikka painopiste olisi takarajallakin.

Ohjaajan kannalta laskettu peräsinkulma tarkoittaa ohjaussauvan työntämistä selvästi keskiasennon etupuolelle. Vaikka vakaimen kohtauskulma on negatiivinen, tasapainotila on ilmeisesti vaatinut myös negatiivista ohjainvoimaa eli työntämistä, ellei korkeusperäsintrimmi ole ollut epätavallisen tehokas ja laajaliikkeinen.

Pyrstön voimaa voidaan arvioida myös suoraan vastaavasti kuin luvun 3.2 tarkastelussa, mutta voimakomponenteille sovelletaan nyt ehtoa $L_{wb} + L_h = 23348$ N. Sivun 12 alaosassa esitetty momenttiyhtälö pätee muuten, mutta käytetään tässä siipirunkoyhdistelmän aerodynaamiselle keskiölle liitteessä 4 koelentotiedon avulla päivitettyä sijaintia 0,118 x 2,15 m = 0,254 m:

 $L_{wb} \ge (0,61 - 0,254) \text{m} - 26543 \text{Nm} - L_h \ge (5,10 - 0,61) \text{m} = 0.$

Näistä ehdoista saadaan ratkaistua nostovoimaosuudet L_{wb} = 27110 N ja L_h = -3762 N. Tämän L_h -tuloksen todetaan olevan hyvällä tarkkuudella sama kuin edellä kertoimien avulla laskettu, joten asetus- ja peräsinkulma-arvojen epävarmuudet ovat toisarvoisia. Lasketaan vielä sellaista erikoistilannetta vastaava painopisteasema, jolla pyrstöltä ei vaadita lainkaan tasapainottavaa voimaa eli asetetaan ehto $L_h = 0$. Tällöin pätee $L_{wb} = 23348$ N ja momenttiyhtälöstä ratkeaa absoluuttinen painopisteasema 1,391 m. Tämä on jo kovin kaukana sallitun takarajan takana dimensiottomassa asemassa h = 0,65, jolloin kone olisi hyvin rajusti epävakaa ja ilmeisen mahdoton hallita. Vaikka laskelmissa olisi merkittäviäkin epätarkkuuksia, on selvää, että OH-XDZ:n korkeusvakaimelta vaadittiin suurilla nopeuksilla vaakalennon tasapainon ylläpitämiseen aina suurta negatiivista nostovoimaa koneen kuormauksesta riippumatta. Korkeusvakaimen virtaustilanne ei tällöin ole edullinen, koska tasapaino muodostuu itseisarvoltaan suuren negatiivisen kohtauskulman ja suuren positiivisen peräsinkulman yhteisvaikutuksesta. Asetelma merkitsee myös sitä, että jos korkeusvakaimen kyky tuottaa nostovoimaa jostain syystä heikkenee - esimerkiksi potkurivirran aiheuttaman häiriön takia - koneelle syntyy voimakas sen nokkaa alas kääntävä pituusmomentti.

Muistutetaan vielä, että painopisteasemalla 0,610 m laskettu tasapainotila on jo lievästi staattisesti epävakaa, kuten koelennoilla oli todettu [7]. Tällaisella painopisteasemalla kone pyrkii nostamaan tai laskemaan nokkaa itsestään pienenkin alkuhäiriön seurauksena. Aktiivisella ja oikea-aikaisella vastaohjauksella kone on kuitenkin vielä hallittavissa, jos mitään yllättäviä lisähäiriöitä ei ilmene.

4.2.2 Tasapainotiloja erilaisilla painopisteasemilla

Lasketaan vielä tasapainotiloja samassa lentotilassa kuin edellä, mutta muutellaan painopisteasemaa tilanteeseen liittyvien epävarmuuksien kattamiseksi. Ensin painopisteaseman oletetaan sijaitsevan lentoonlähtöä ja laskeutumista vastaavan sallitun alueen takarajalla kohdassa 0,515 m [4] eli h = 0,240. Kun koneessa istuu paikoillaan 10 nimellispainoista hyppääjää, painopiste asettuu luvun 3.2 mukaisesti ainakin hyvin lähelle tätä kohtaa. Kone on tällöin lievästi staattisesti vakaa [7].

Yhtälöistä (4) ratkeavat nyt kulmat $\alpha = -5,12^{\circ}$ ja $\delta_e = 13,37^{\circ}$. Todetaan, että kohtauskulman ja peräsinkulman osalta tasapainotila ei juurikaan eroa kohdan 4.2.1 tuloksesta. Asetelma ei siis ole herkkä painopisteaseman pienille muutoksille.

Toisena lisätapauksena tarkastellaan sellaista tilannetta, jossa painopiste on siirtynyt sallitun takarajan 0,610 m takapuolelle. OTKESin kertoman mukaan hieman ennen OH-XDZ:n onnettomuustilannetta oli ilmennyt koneen hallintavaikeuksia ja melkoista pituusheilahtelua, mikä viittaa siihen, että painopiste olisi ehkä siirtynyt hyppääjien valmistautumisen takia epänormaalin taakse. Heilahtelujen yhteydessä osa hyppääjistä on myös saattanut tahtomattaan siirtyä vielä taaemmas kohti tyhjän matkustamon takaosaa.

Laskelmassa oletetaan, että lento-ohjekirjan [4] luvun 8 mukaiset hyppääjät 1 – 3 istuvat vielä paikoillaan, mutta hyppääjät 4 - 6 ovat siirtyneet istumapaikoiltaan 0,3 m kohtaan 1,1 m, hyppääjät 7 ja 8 ovat siirtyneet 0,6 m kohtaan 1,8 m ja hyppääjät 9 ja 10 ovat siirtyneet 0,8 m kohtaan 2,4 m. Tällöin painopistelaskelma antaa koko koneen painopisteen paikaksi 0,6465 m eli h = 0,300. Tällaisessa tilanteessa painopisteen ja koneen neutraalipisteen välinen etäisyys olisi 1,87-kertainen verrattuna sallitun painopistealueen takarajan mukaiseen tilanteessen. Tämä tarkoittaa myös sitä, että

koneen staattinen epävakavuus eli pyrkimys muuttaa itsestään kohtauskulmaa olisi voimistunut 87 %, mikä vaikeuttanee jo selvästi ohjaajan työskentelyä.

Painopisteasemaan h = 0,30 liittyvät tasapainotilan kulmat ovat $\alpha = -5,17^{\circ}$ ja $\delta_e = 14,76^{\circ}$. Nämäkään kulmat eivät poikkea merkittävästi edellä lasketuista, joskin peräsinkulma on edelleen hieman kasvanut. Tilanteessa koneen hallinta on sen epävakavuuden takia hankalaa, mutta tasapaino vaatii edelleen korkeusvakaimelta suurta voimaa alaspäin. Tämä oli toki selvää jo kohdan 4.2.1 ääritilannetarkastelun $L_h = 0$ perusteella.

4.3 Potkurin vaikutuksia OH-XDZ:n pituusvakavuuteen ja tasapainoon

Luvun 4.1 lentomekaaninen malli sisältää jo keskimääräisellä tavalla potkurin oleellisimman vaikutuksen, joka muuttaa koko koneen neutraalipistettä vastaavaan liitokoneeseen nähden. Koelentoselostuksen [7] mukaan OH-XDZ:n staattinen pituusvakavuus heikkeni jonkin verran suurella moottoriteholla ja parani pienellä teholla verrattuna kohtuullisen tehon tilanteeseen. Tämä on vetopotkurilla varustetulle lentokoneelle odotettua käytöstä. Koelennetyt tilanteet eivät kuitenkaan ilmeisesti kata lentämistä suurella kuormalla ja rajanopeudella V_{ne} moottori tyhjäkäynnillä, koska tällainen tilanne ei ole normaali. OH-XDZ:n onnettomuustilanteessa esiintyi OTKESin mukaan kuitenkin ainakin likimain tällainen yhdistelmä, joka seurasi tehon vähennyksestä liian suuren nopeuden pienentämiseksi.

Potkuriturbiinimoottoreilla potkurin jarrutusvaikutus lentotyhjäkäynnillä on tyypillisesti huomattava. Ainakin kohtalaisilla ja suurilla lentonopeuksilla potkuri pyörii suurinta kierroslukua vastaavalla pyörimisnopeudella, jonka potkurinsäädin pitää vakiona. Tällöin potkuri toimii tuulimyllynä, joka pyörittää moottorin työturbiinia hyvin suurella nopeudella voimansiirron kautta eli välittää jonkin verran tehoa virtauksesta moottoriin päin. Potkurijarrutuksen lisäksi positiivisen työntövoiman häviäminen tuo selvästi esiin koneen vastuksen, jolloin kokonaismuutos koneen pituussuuntaisessa voimassa on suuri.

Potkurin positiivisen työntövoiman vaihtuminen jarrutukseksi merkitsee myös sitä, että potkurivirran alueella virtausnopeus hidastuu. Tällöin OH-XDZ:n kaltaisen koneen pyrstön kokema tulovirtauksen nopeus ja tehollinen kineettinen paine pienenevät, mikä pienentää suoraan korkeusvakaimen nostovoiman itseisarvoa. Tällainen pyrstön kineettisen paineen riippuvuus moottorin tehosta voi olla hyvin suuri, ainakin pienillä lentonopeuksilla. Esimerkiksi eräiden pientä potkuriturbiinikonetta koskevien koelentotietojen perusteella lentonopeudella noin 150 km/h pyrstön kokema kineettinen paine voi suurimmalla jatkuvalla moottoriteholla olla noin 1,3-kertainen koko koneen tulovirtaukseen nähden mutta vain noin 60 % siitä moottori lentotyhjäkäynnillä.

Moottorin tehomuutoksen vaikutuksia juuri OH-XDZ:lle lentonopeudella 200 KCAS eli noin 450 km/h TAS pyrittiin arvioimaan sellaisen numeerisen virtauslaskentamallin avulla, jossa on mukana koneen rungon malli ja aktuaattorilevynä kuvattu potkuri. Alun perin helikoptereille suunnatun aktuaattorilevylaskentamenetelmän perustaa on selostettu raportissa [8], mutta menettely soveltuu sellaisenaan myös lentokoneen potkureille. Näitä FINFLO-ohjelmalla tehtyjä laskelmia selostetaan lyhyesti liitteessä 5, jonka mukaan korkeusvakaimen kokema kineettinen paine voisi pienentyä 7 % muutettaessa moottorin tehoasetus suurehkolta matkalentoteholta lentotyhjäkäynnille.

Jos korkeusvakaimen tasapainottava voima pienenisi tehomuutoksen takia 7 %, absoluuttinen heikennys olisi 263 N ja tarkoittaisi nokkaa alas kääntävän pituusmomentin 1182 Nm muodostumista koneelle. Tällainen momentti olisi noin 4,5 % siiven aerodynaamisesta pituusmomentista tarkastelutilanteessa eli ei sinänsä erityisen suuri, mutta se voisi olla merkittävä alkuhäiriö staattisesti epävakaassa tilassa olevan koneen herkän tasapainon sotkemiseksi. Vakaimen kokeman kineettisen paineen vähennys itsessään vielä pahentaa epävakavuutta entisestään.

Toisaalta voidaan arvioida potkuriturbiineja koskevan yleistiedon pohjalta, että vakaimen kineettisen paineen vähentyminen tehomuutoksen takia olisi ehkä selvästi suurempikin kuin 7 %. Jos muutokseksi arvioitaisiin 20 %, aiheutuisi siitä vakainvoiman heikennys 752 N ja koneen pituusmomentin muutos 3380 Nm.

Pituusmomenttivaikutusten lisäksi tehon vähennyksen seurauksena potkurin positiivinen työntövoima vaihtuu jarruttavaan voimaan. Liitteen 5 laskuissa määritelty 2500 N:n voima vaihtuu voimaan -1250 N, joten niiden mukainen koneen pituussuuntaisen voiman muutos on -3750 N. Tällainen muutos olisi koneen painoon nähden jo huomattava ja aiheuttaisi sellaisenaan koneelle hidastuvuuden 0,16 g:tä. Hidastuvuusarvion epävarmuudesta huolimatta on mahdollista, että tällaisessa heilahtelujen jälkeisessä tilanteessa huonossa tasapainossa matkustamon takaosassa polviasennossa olevat hyppääjät horjahtavat ja liikkuvat nopeasti kohti koneen nokkaa varsinkin, kun rungon negatiivisen kohtauskulman takia koneen lattia viettää eteenpäin. Jos arvioidaan, että neljä hyppääjää siirtyy 0,5 m kohti nokkaa, aiheutuu siitä koneen nokkaa alas kääntävä pituusmomenttivaikutus 1670 Nm. Jos arvioidaan kuuden hyppääjän siirtyvän 0,6 m, momenttimuutos olisi noin 3000 Nm. Tällaiset vaikutukset ovat helposti samaa suuruusluokkaa kuin korkeusvakainvoiman pienenemisen vaikutukset.

4.4 Koneen mahdollinen käytös nokan pyrkiessä painumaan alas

Edellä olevan tarkastelun pohjalta voidaan arvioida, että tehovähennyksen yhteydessä koneelle on aiheutunut kahden ilmiön takia nokkaa alas kääntävä pituusmomentin muutos. Muutos voisi olla suuruusluokkaa (1182 + 1670) Nm \approx 2850 Nm ellei jopa (3380 + 3000) Nm \approx 6400 Nm. Tällaisen momentin välitön vaikutus on kulmakiihtyvyys, johon vaikuttaa oleellisesti koneen hitausmomentti I_y sen painopisteen kautta kulkevan siiven kärkivälin suuntaisen akselin suhteen.

Hitausmomenttia voidaan arvioida karkeasti esimerkiksi koneen rungon mittojen ja massojen sekä Torenbeekin kirjan [5] kuvan 9-15 avulla. Näin saadaan tilanteeseen liittyvä arvio $I_y = 5590$ kgm². Edellä esitettyjen kääntävien momenttien ja hitausmomentin avulla saadaan siten häiriötilanteen alkuhetkeen liittyvälle kulmakiihtyvyydelle arvioväli 0,50 rad/s² – 1,14 rad/s² eli 29°/s² – 65°/s². Lukemat tarkoittavat sitä, että yhden sekunnin aikana saavutettaisiin kulmanopeus 29°/s - 65°/s, ja sen aikana pituusasentokulma muuttuisi jo 14,5° – 33,5° nokka alas.

Lasketut kulmamuutosarviot ovat hyvin suuria. Toisaalta jo melko vaatimaton nokkaa alas kääntävä häiriömomentti 1000 Nm riittäisi tuottamaan sekunnin aikana kulmanopeuden 10°/s ja kulmamuutoksen 5 astetta nokka alas. Todellisuudessa alkavaa asentokulman muutosta vastustaa kulmanopeudesta riippuva koneen luonnollinen aerodynaaminen vaimennus, vaikka staattinen vakavuus kohtauskulmahäiriön suhteen olisikin negatiivinen. Myös ohjaajan mahdollisesti aiheuttama korkeusperäsinpoikkeutus ylöspäin eli sauvasta veto vastustaa nokan painumista.

Kulmanopeuteen liittyvä aerodynaaminen vaimennus tulee lähinnä korkeusvakaimelta, joka kokee liikkeen takia paikallisen kohtauskulman muutoksen. Tämä muutos on radiaaneina Ql_{b}/V_{TAS} , jossa Q on kulmanopeus, l_{b} pyrstön vipuvarsi eli noin 4,5 m ja V_{TAS} tosi-ilmanopeus eli 125 m/s. Jos kulmanopeudelle käytetään hetkeen 0,5 sekuntia liikkeen alusta liittyviä arvioita 10°/s - 30°/s, vakaimen kohtauskulman muutokseksi tulee vain 0.36 – 1.08 astetta. Vaikka kulmamuutos on pieni suuren lentonopeuden takia. svystä vakaimen tuottama aerodynaaminen momentti samasta on suuri. Korkeusvakaimen tehollisen kohtauskulman muuttuessa yhden asteen sen tuottama pituusmomenttivaikutus on noin 6000 Nm. Pyrstö siis alkaa vastustaa alkavaa kulmaliikettä tehokkaasti kulmanopeuden kasvaessa, eikä vakaimelle nävtä muodostuvan siihen liittyvää sakkausvaaraa.

Laskelmat viittaavat siihen, että tehon vähennyksestä seuraava häiriömomentti on alkanut kääntää koneen nokkaa nopeasti alaspäin, mutta luonnollinen aerodynaaminen vaimennus on alkanut vastustaa tätä liikettä voimakkaasti kulmanopeuden kasvaessa. Kenties ohjaaja on myös aloittanut vastaohjauksen reagoidessaan muutaman sekunnin kymmenyksen viiveellä toteamaansa asennon muuttumiseen. Suurella lentonopeudella lennettäessä kuitenkin jo pieni koneen kohtauskulman muutos negatiiviseen suuntaan riittää kääntämään positiivisen nostovoiman negatiiviseksi ja tuottamaan samalla suuria negatiivisia kuormitusmonikertoja.

Lasketaan esimerkiksi, millaisella koneen kohtauskulmalla kuormitusmonikerta olisi -2. Tehdään laskelma suoraan luvun 4.1 yhtälöillä (4), vaikka kiinnostava tilanne ei edustakaan tasapainoa. Koneen nostovoimakerroin on siis -0,322, jota käyttäen saadaan kohtauskulma α = -0,188 rad = -10,76° ja peräsinkulma δ_e = 0,231 rad = 13,24°. Koneen lievän staattisen epävakavuuden takia peräsinkulma on hitusen lähtötilannetta pienempi ja kohtauskulma on muuttunut -5,6 astetta. Tällainen kohtauskulman muutos on pieni, joten se voi tapahtua hyvinkin nopeasti. Jos kulmakiihtyvyydeksi oletetaan melko pieni 20°/s², lasketun kulman muutos kestää 0,75 sekuntia ja sen aikana saavutetaan kulmanopeus 15°/s. Kulmakiihtyvyydellä 40°/s² vastaava kulman muutos kestäisi vain 0,53 sekuntia.

On ilmeistä, että tarkastellussa lentotilassa tapahtuvan pituusmomenttihäiriön seurauksena nopeasti muodostuva melko pienikin kohtauskulman muutos aiheuttaa suuria kuormitusmonikerran muutoksia. Koneen staattinen epävakavuus voimistaa kohtauskulman tahattomia muutoksia, eikä koneen luontainen dynaaminen vaimennus tai ohjaajan vastaohjaus ehdi estää niitä tehokkaasti. Potkurivirran muuttumisen ja mahdollisen painopisteen siirtymisen yhteisvaikutus ilmeisesti aiheutti OH-XDZ:lle nokkaa alas kääntävän häiriömomentin, mikä voi selittää koneen päätymisen huomattavalle negatiiviselle kuormitusmonikerralle.

5. Yhteenveto

Tässä Onnettomuustutkintakeskuksen tilauksesta laaditussa tarkastelussa arvioitiin aluksi lentokoneen OH-XDZ siiven kärkiin jo koneen rakennusvaiheessa tehtyjen muutosten vaikutuksia siiven aerodynaamisiin kuormiin.

Siiven nostovoimajakautumien määritykseen sovellettiin yksinkertaista käsikirjamenetelmää, jonka perusteella OH-XDZ:n siiven kärkien jatkeet ja wingletit kasvattivat siiven tyven aerodynaamista taivutusmomenttia yleisesti 18 – 25 % rakennussarjan mukana toimitettuun siipeen nähden. Muutos kasvatti myös siipituen aerodynaamisia veto- tai puristusvoimavaikutuksia suhteellisesti saman verran eli 18 – 25 %. Jatkotarkasteluissa aerodynaamisen taivutusmomentin kasvulle käytettiin arviota 23 %.

Aerodynaamisten laskelmien ja siiven hitausvoimien arvioiden avulla laskettiin OH-XDZ:n ja rakennussarjan mukaista perussiipeä käyttävän vertailukoneen siipituen absoluuttivoimia yhdessä lentotilassa. Tarkasteltu symmetrinen lentotila edustaa suurta lentonopeutta 200 KCAS ja negatiivista kuormitusmonikertaa -1,9. Koneelle määritetyn kokonaismassan 2380 kg ja sallitun alueen takarajalle valitun painopisteaseman avulla erotettiin siipeä kuormittava nostovoima koko koneen nostovoimasta. OH-XDZ:lle saatiin siipituen puristusvoimaksi 32,4 kN, joka on 27 % suurempi kuin rakennussarjan mukaista perussiipeä käyttävälle koneelle laskettu tuen puristusvoima 25,5 kN. Näitä voimia voi skaalata koneen lentomassan ja kuormitusmonikerran mukaisesti.

Tarkastelun toisessa osuudessa tutkittiin OH-XDZ:n tasapainotilaa onnettomuustapahtumaa välittömästi edeltäneessä vaakalentotilassa nopeudella 200 KCAS ja tasapainotilan mahdollista häiriintymistä. Laaditun lentomekaanisen laskentamallin mukaan tasapainon ylläpitäminen vaati suurilla lentonopeuksilla korkeusvakaimelta suurta voimaa alaspäin koneen kuormauksesta riippumatta. Hyppääjien pudotusvaiheeseen liittyvillä painopisteasemilla kone on ollut myös ainakin lievästi staattisesti epävakaa, jolloin tasapaino häiriintyy helposti ja ohjaus vaikeutuu.

Tilanteeseen liittyvä moottoritehon vähennys aiheutti korkeusvakaimen tulovirtauksen heikkenemisen niin, että sen nostovoima pieneni ja siksi koneelle aiheutui todennäköisesti huomattava nokkaa alas kääntävä pituusmomentti. Samalla koneen jarruuntuminen mahdollisesti johti polviasennossa olevien hyppääjien ja siten koko koneen painopisteen siirtymisen kohti nokkaa, mikä aiheuttaa myös nokkaa alas painavan momenttimuutoksen. Koneen lentäessä suurella nopeudella häiriöstä seurannut kohtauskulman negatiivinen muutos saattoi johtaa alle yhden sekunnin aikana siiven rakenteen osalta kriittisen suurelle negatiiviselle kuormitusmonikerralle.

Lähteet

1. Siiven mittapiirros, Jaakko Lajusen Patrialle toimittama pdf-kuvatiedosto, 30.9.2014.

2. OTKESin Jaakko Lajusen Patrialle antama DVD-levy Patria_tutkinta, 21.8.2014.

3. OTKESin Jaakko Lajusen Patrialle muistitikulla antamat tiedot, 2.3.2015.

4. Lento-ohjekirja, Comp Air 8 Turbine, OH-XDZ, alkuperäinen versio, 5.8.2009.

5. Torenbeek, E., Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1981.

6. Silverstein, A., Scale effect on Clark Y airfoil Characteristics from N.A.C.A. full-scale wind-tunnel tests, NACA Report No. 502, 1934.

7. Laukkanen, J., Selostus Comp Air 8-SS52 OH-XDZ –koneen lento-ominaisuuksien arviointikoelennoista, Kotka, 3.5.2009.

8. Hoffren, J., Helikopterin roottorin aktuaattorilevymallin uusinta, Patria Aviation Oy, suunnitteluraportti NH-S-0026, 27.1.2015.

Liite 1: Tarkasteluihin liittyvät oletukset

Tässä esitetään kootusti pääoletukset ja epävarmat lähtötiedot, joita käytettiin tehdyissä tarkasteluissa. Kukin kaikissa tarkasteluissa pätevä asia mainitaan vain kertaalleen sen luvun yhteydessä, jossa se tulee ensimmäisen kerran esille.

Luku 1:

- Ei oletuksia

Luku 2.1:

- Siiven tasomuoto on OTKESin toimittamien tietojen mukainen
- Rakennussarjan mukaisella siivellä on vakioprofiili Clark Y, eikä OH-XDZ:n siiven kärkien jatkeille sovelleta erilaisia profiiliominaisuuksia
- Siivellä ei ole kiertoa
- Siipituen kulma siiven perustasoon nähden on 30 astetta

Luku 2.2:

- Rungon vaikutusta yhtenäisenä pidettävän siiven nostovoimajakautumaan ei oteta huomioon
- Siipeä pidetään jäykkänä kappaleena ilman aeroelastista kiertymää
- Winglettien vaikutus approksimoidaan pitämällä niitä erikokoisina siiven tasomaisina jatkeina
- Torenbeekin kirjan mukaista laskentatapaa pidetään riittävän realistisena
- Nostovoiman oletetaan riippuvan lineaarisesti kohtauskulmasta

Luku 3.1:

- OH-XDZ:n siiven puolikkaan massa on 138,5 kg
- OH-XDZ:n siiven kärjen jatkeen ja wingletin massa-arvio on 8,5 kg
- Rakennussarjan mukaisen siiven painopiste sijaitsee etäisyydellä 2,01 m tyvestä
- Polttoaineen painopisteen etäisyys on 0,97 m siiven tyvestä

Luku 3.2:

- Kunkin 10 hyppääjän massa on 85 kg ja ohjaajan massa 80 kg
- Siipisäiliöissä on 2 x 60 kg polttoainetta
- Polttoaineen kerääjäsäiliö on täynnä
- Painopiste sijaitsee sallitun alueen takarajalla
- Siiven oma pituusmomentti arvioidaan Clark Y –profiilin mukaan

- Kone on pituusmomenttitasapainossa kuormitusmonikerralla -1,9 ja nopeudella 200 KCAS
- Korkeusvakaimen aerodynaamisen keskiön etäisyys siiven etureunan tasosta on 5,10 m

Luku 3.3:

- OH-XDZ:n siiven puolikkaan aerodynaamisen voimaresultantin vipuvarsi tyveen nähden on 23 % suurempi kuin rakennussarjan mukaisella perussiivellä

Luku 4.1:

- Lentotila on täysin symmetrinen
- Potkurivaikutuksia ei mallinneta erikseen
- Koneen yleiset geometriatiedot perustuvat lähinnä valokuviin
- Perussuunta on rungon pohjan mukainen ($\alpha = 0$)
- Siiven pääosan alapinta on rungon perussuunnan mukainen
- Korkeusvakaimen asetuskulma runkoon nähden on -4 astetta
- Laajennettu kantopintateoria on riittävän realistinen
- Koko koneen neutraalipisteen sijainti potkurivaikutuksineen perustuu Jyrki Laukkasen koelentohavaintoihin

Luku 4.2.1:

- Painopiste on sallitun alueen takarajalla
- Kone on tasapainossa kuormitusmonikerralla 1
- Tasapainotila on lievästi staattisesti epävakaa

Luku 4.2.2:

- Painopiste on ensin istuvia hyppääjiä vastaavassa kohdassa
- Toisessa laskussa painopiste on 0,365 m sallitun alueen takarajan takana hyppääjien tahattoman siirtymisen takia

Luku 4.3:

- Potkuri voi tuottaa lentotyhjäkäynnillä merkittävää negatiivista työntövoimaa
- Potkuriin liittyviä tehovaikutuksia voi laskea FINFLO-ohjelmalla soveltaen aktuaattorilevymallia
- Pyrstön kineettisen paineen laskentaan riittää malli ilman kantopintoja
- Moottoritehoksi ennen sen vähennystä oletettiin 72 % suurimmasta jatkuvasta tehosta

- Useiden seisovien hyppääjien oletettiin siirtyvän tahattomasti kohti nokkaa koneen hidastuessa työntövoimamuutoksen takia

Luku 4.4:

- Koneen hitausmomentti arvioitiin Torenbeekin kirjan tilastollisen käyrästön perusteella
- Pyrstön ei arvioida sakkaavan

Luku 5:

- Ei oletuksia





Mukana on kuvasta mitattuja arvoja ja hahmotelmia OH-XDZ:n siipimuutoksista

Liite 3: OH-XDZ:n kolmitahopiirros

Tämän piirroksen on laatinut 17.3.2015 itsenäisesti Aki Suokas, jonka käsitystä koneen geometriasta piirros vastaa.



Liite 4: OH-XDZ:n pituustasapainoyhtälöiden määritys

OH-XD2:N PITUUSTASAPAWOYHTALOT	ad 17.3.2015
KAYTETÄÄN KLASSISTA CLIN JA CMIN MALLIA $C_L = C_{LO} + C_{LA} \alpha + C_{LS_0} \delta_e$ $C_m = C_{mO} + C_{mO} \alpha + C_{LS_0} \delta_e$ $(\alpha mitrataan Ru$	NGON REFERENSSISUUNNASTA)
CLO RITTPUU SILVEN NOCHNOSTOSVUNNASTA RUNGON MUUAIS Nähden seus Korveusvalan volmasta Tässä Tichnt	SEEN PERUS SUUNTAAN EESSAL (LB ≈0)
- KONEEN KUNIEN MUUAAN SIIVEN AGADINTA ON RUNGON SUUNTAINEN, CLARK Y:N JANTEEN SUUNTA ON 2° TO SEN NOLGNOSTOUVLMA JANTEESEEN NOTOEN ON - SIIVEN (JA SIITI-RUNKO YHDISTELMIN) CLAWA ON VIIVATEORIAN MUUAAN NOW <u>217.6,2</u> = 4,58 VG249 +2	FOHNAN ELI PERUSTASON ASTÀ ETUREUNA YLES S,S° [NACA SO2] LANJENNETUN UMUTO- = 458.7,5°, 1800,503
- KORKEUSVANDALMEN ASETUSKULME ON KONEEN VALOKUVIR - CLWE = O JA SITEN AUSTAITE E = Q, KUN d = - - ETKIMIN KIRJAN LIITTEEN B KOAVAN JA KÄYRIEN S - ALASTAITE DERIVATTA ON $\frac{\partial E}{\partial Q} = 4,410(0,125-1,15-1,03)^{1/2}$ = $E_0 = 7,5 \cdot 0.543 = 4,07$ = RUNGON KOTTNUSKULMEN NOLLA VAKAW KOKEE KOTTAUSKUL - VAKAINEN KARKIVALI ON 3,53 JA KESKIJÄNNE 1,05 = VAKAINEN CLOREEN CLO = -3,58 \cdot 8,07 TRO 0,165 = - SILS KOKO KONEEN CLO = 0,593-0083 = 0,516 CLOR = CLOWER (1+ CLORE SK. 5. (1-35)) = 4,58(1+352)	EN PERUSTERELA $i_{\mu} = -4^{\circ}$ $7,5^{\circ}$, MUG ON E, KVN $d = 0$? ϵV_{a}° KONEEN KUVIEN MULAN $= 0,457$ JOTEN $1 - \frac{35}{20} = 0,543$. [b = 0083)] MAN $i_{\mu} = \epsilon_{\mu} = -8,07^{\circ}$ $\Rightarrow 5_{\mu} = 3,60^{-2}$ VA $A_{\mu}^{=3},37$ HYVIN FIENI !!) $= 0,083$ (OLETUS: $g_{A}/g = 1$) $= 0,083$ (OLETUS: $g_{A}/g = 1$) $= 0,083$ (OLETUS: $g_{A}/g = 1$)
$\frac{\zeta_{LSE}}{\zeta_{LSE}} = 0, 6.3, 58.0, 165 = 0,354$	N NUKAAN KERROW E=0,6,
$C_{mo} \stackrel{:}{\to} \stackrel{:}{\to} \stackrel{o}{\to} ON UOUME TEKIJÄÄ: LLOWD 3 (LOX JA SII) C_{mow} OLKOON CLARK Y: N MUKAINEN C_{mo} = -0,085, VAI CLOX: N VAIKUTUS RIVEPUU PANNORISTEASEMASCA XCG SIIVEN E \stackrel{i}{\to} C_{mox} = +0,083 \underbrace{L_{K}}_{K} = +0,083 (5,10/2,15 - \overline{X}_{CG}) JOS (ESIM. JOS \overline{X}_{CG} = 0,610/2,15 = 0,284 \Rightarrow C_{mox} = 0,221 \end{cases}$	VEN Crow 1] KUX XDZW KIPJISSI OUTO KIERTO. TUREUNASTA SA $\overline{X}_{CG} = X_{CG}/K$ JA $V_{A} = \frac{5}{5}\frac{34}{Z} = 0,345$ (VAIN!!!)

- SILVEN CLOWEN VALKATUS CMO-TERMIN FILFPUU EROTUKSESTA XCG-Xacub ELL SE ON +0,599 (XCG-Xacup)/2,15 - MUKA ON XACMON ELI SIIPI-RUNKOYHDISTELMIN AERODUMMAISEN KESKIO'N SHAINTI ? TALLE SAN YHDEN ARVION TIKKIN AERODYNAMINGAN KURSSIN MATERWALDIN SISALTYVIJITÀ ESDUSTA, JONGA MULLON RUNCO SILRIÀN SILVEN ALC: TÀ SEV ROAVASTI: Axact - Knd FG [1+0,15(4-1)] TASSA KA ON SILVEN JANNE RUNGON KYLVESSA = 2,5m, & ON RUNGON LEVEYS 132m. LON RUNGON KORKEVS 1,79 m. KERTOIMET F JA G SNADAON KIVRISTÖISTÄ ETURUNGON ON TAKAEUNGON SUHTEELLISTEN PITUUKSIEN AVULGA. - ETURUNGOLLE m/Kn=1,15 JA TALGRUNGOLLE m/Kn=1,23 => F=2,3 JA 6=1,12 = <u>AXacut 2,5-1,32 -23-1,15</u> [1+0,15(1,39-1)] = -0,053 TAMAN NULLARN XACOND/E ON NOW 0,25-0,053 = 0,197 RUNDON VALVUTUS NAYTTAN AINST PIENELTA. LASVETAAN ALLA UUSI ARVIO. -TEKIJA Sma = CLA (XCG-Xn), JOSSA XM ON KOKO KONEEN NEVTRALLI PISTO ELI AERODYNAMINEN KESKIG DINENSIOTTOMANA. - JYRKI LAUKKANEN ON KOELENTANYI OH-XDZ N 20.4.2009 JA LENNOISTA ON OLEMASSA SELOSTUS. SEN MULDON KONEEN PITUUSVAKAVUUS ON HYVIN LIEVISTI FOST+INVINEN PALMOTISTEASEMALLA XC6=0,515/2,15=0,240 MUTTA HYUW LIEVAST NEGATIVINEN PAINOFISTEASEMALLA X CD=0,610/2,15 = 0,284. NAIDEN KESKIARVO ON 0,261. KAYTETAAN JATUOSSA ANVIOTA Xn 0,265, JOVA ON ETATAVALUSEN FIENI ARVO. - TOISAALTA PATEE LASKENTA KAAVA X = XACNUL + CLAA . VA [1-32] (FTKIN] JOSSA VA:N SISALTANS Ly = XACE - XACUG => 0,265 = Xneweb + 3,58 -0,165 (5,10 - Xneweb) 0,543 => 0265 = Xacut 0, 235 + 0,155 => Xacut = 0, 118. TAMI UUSI KOELENTO. HAVAWTOININ PERUSTUVA ANVIO ON FALLON GHENTANS NOKUGA KUN 0,197, MUTTA TULOS ON USKOTTAVA PITVANOKVAISELLE KONEELLE. => Cma = 4, 30 (xx -0,265) JA (mo = -0,085+0,083 (2,37-XCG)+0,579 (XCC-0,118)

- ESIMERKIKSI JOS XCG=0,284 ELI SALLITUN ALVEEN TAMARAJA => Cmo = 0,187, JOHA MATTIN INRKEVALTA, ETVINJACH X (6 =0,333)/2/5=0,158 TULCE Cm = 0,122. - ENAA PUUTTUU COMBE, JOLLE PATEE CALS= - CLOR 5 2 (OLETUS: 2/ /2=1) => Cmbe = -0,6-3,58.0,165 (5,10-Xc6) = -0,354(2,37-Xc6) KIRJOITETRAN SIIS DIMENSIOTEOMASTA PALNOPISTEASEMASTA RIIPPUVA MALLI: $C_{1} = 0,516 + 4,30a + 0,354 \delta_{e}$ $C_{m} = -0,085 + 0,083 (2,37 - \overline{x}_{c6}) + 0,593 (\overline{x}_{c6} - 0,118) + 4,90 (\overline{x}_{c6} - 0,265) a - 0,354 (2,37 - \overline{x}_{c6})$ SIEVEMIETAN VIEN MOMENTILKERTOINEN UNIEKETTA (m. NOSALTA ⇒ Cm = 0,0410+0,516 xc6 +4,30 (xc6 -0,265) x - 0,354 (2,37-xc6) Se - I CO: LLE VOIDAGN VAYTTAN MYOS YUSINKERTAISTETTIN SYMBOLIN K. - YLEISESTI VAKAMEN CLA = CLAR dA + T CLAR Se = CLAR (d[1-22]-E+iz)+TSO = 3.58 (0,543 x - 8,07 TEO + 0,6 Se) -VAKAMEN NOSTONOMA ON 36 56 CLA = 7/2 2 SA CLA, JOSSA 7/2 ON PYRSTEN KOKEMON KINEETTISEN FAMEEN 34 VA KOKO KONTEN TULOVIRTAUKSEN giN SUHDE.

Liite 5: FINFLO-laskelmia OH-XDZ:n rungon ja potkurin mallilla

FINFLO-virtauslaskentaohjelmalla tehdyissä simulaatioissa rungon kohtauskulmaksi asetettiin -5 astetta ja nopeutta 200 KCAS vastaavaksi tosi-ilmanopeudeksi 243 kt = 125 m/s lentokorkeudella 4 km. Halkaisijaltaan 2,5 m olevan potkurin kierroslukuna käytettiin arvoa 2050 RPM.

Patrialla laaditulla mallilla laskettiin kolme tilannetta, jotka vastaavat erilaisia tehoasetuksia. Yhdessä tilanteessa moottorin tehon oletettiin vastaavan 72 % suurimmasta jatkuvasta tehosta, jolloin ohjelman laskemaksi työntövoimaksi saatiin 2500 N. Tämä on noin 11 % koneen painosta eikä se siten riitä vastuksen kumoamiseen ajatellussa vaakalentotilassa. Toisessa tilanteessa potkuriin liittyvä vääntömomentti säädettiin oleellisesti nollaksi, jolloin potkurin jarrutusvaikutus on hyvin pieni eli laskun mukaan vain noin 165 N. Kolmas tilanne pyrki kuvaamaan varsinaista lentotyhjäkäyntiä, mutta sen määrittely jäi epävarmaksi. Jotta jarrutusvaikutus kyettäisiin laskemaan kunnolla, pitäisi tuntea potkurista moottoriin välittyvä vääntömomentti tai teho. Tällaista tietoa ei kuitenkaan ollut käytettävissä, vaan vääntömomentiksi arvattiin noin -25 % positiivisen työntövoiman maksimista 2365 Nm [4].

Kuvassa L5.1 on havainnollistettu laskettuja virtauskenttiä kahdessa äärimmäisessä tarkastelutapauksessa. Potkurin kehällä näkyy sen akselin suuntaisen virtausnopeuden jakautuma ja rungon pinnalla painekerroinjakautuma. Rungon symmetriatasossa ja rungon takapäätä leikkaavassa tasossa on virtauksen kokonaispaine. Lisäksi juuri korkeusvakaimen etureunan seudulla näkyy pieni pystytaso, johon on piirretty rungon pituussuuntaisen nopeuden jakautuma. Tarkastelemalla tällaisessa tasossa vallitsevia virtausnopeuksia ja tiheyttä rungon eri puolilla voidaan määrittää kussakin tilanteessa vallitseva korkeusvakaimen kokema keskimääräinen kineettinen paine.



Kuva L5.1 FINFLO-ohjelmalla laskettuja OH-XDZ:n rungon virtauskenttiä suurella moottoriteholla (vasemmalla) ja tyhjäkäyntiä approksimoivassa tilanteessa (oikealla). Virtausnopeuden ja kokonaispaineen väriasteikot ovat erilaisia eri osakuvissa.

Kuvan L5.1 vasemman osan mukaisessa tilanteessa potkurivirta kiihdyttää lievästi pyrstölle menevää virtausta, mikä kasvattaa paikallista kineettistä painetta. Toisaalta

rungolle muodostuva ja myötävirtaan paksuuntuva rajakerros aiheuttaa korkeusvakaimen tyvialueella sellaisia virtaushäviöitä, että vakaimen edestä integroitu keskimääräinen kineettinen paine jää 96,5 %:iin koko koneen tulovirtauksen kineettisestä paineesta.

Kuvan L5.1 oikean puolen mukaisessa tilanteessa potkurille lasketuksi jarruttavaksi voimaksi tulee 1249 N eli hyvin tarkasti puolet vasemman puolen positiivisesta työntövoimasta. Potkurin vaikutus ilmenee myös kokonaispaineen laskuna sen takana ja virtauksen lievänä hidastumisena korkeusvakaimen edessä. Laskettu keskimääräinen kineettinen paine on 89,7 % tulovirtauksen arvosta eli 7,0 % pienempi kuin positiivisella työntövoimalla laskettu. Potkurin vääntömomenttia nolla vastaava pyrstön kineettisen paineen prosenttiosuus on 91,5 % eli 5,2 % heikompi kuin positiivisella työntövoimalla.

Erilaisilla tehoasetuksilla laskettujen pyrstön kineettisten paineiden ero on yllättävän pieni. Tilanteessa vallitseva suuri lentonopeus voinee kuitenkin heikentää tehomuutosten suhteellisia vaikutuksia, eikä tyhjäkäyntiä tässä approksimoiva tilanne ole kunnollisten määrittelytietojen puutteessa välttämättä hyvin todellisuutta edustava. Joka tapauksessa tehon vaikutus pyrstön kineettiseen paineeseen saatiin tässäkin selvästi esille.

Laskujen mukaan itse potkuriin kohdistuva pystysuora, alaspäin suuntautuva voima on noin 200 N eikä se riipu voimakkaasti tehoasetuksesta. Siten potkurin itsensä aiheuttama pituusmomentti koneen painopisteen suhteen ei muutu oleellisesti tehoa pienennettäessä. Myöskään runkoon kohdistuvat voima- ja momenttivaikutukset eivät riipu merkittävästi tehoasetuksesta.

Koska laskuissa ei ollut mallin laatimisen vaatiman työmäärän rajaamiseksi lainkaan lentokoneen siipeä, ei mahdollisia sen alastaitteeseen liittyviä tehovaikutuksia tietysti saatu ennustettua.