



Tiibadega drooni aerodünaamika analüüs OpenFOAM-i abil

Bakalaureusetöö

Üliõpilane: Anna Kalugina

Üliõpilaskood: 233027YAFB

Juhendaja: Heiko Jens Herrmann, vanemteadur, Küberneetika instituut

Õppekava: Rakendusfüüsika

Autorideklaratsioon ja juhendaja resolutsioon

Kinnitan, et olen koostanud antud lõputöö iseseisvalt ning seda ei ole kellegi teise poolt varem kaitsmisele esitatud. Kõik töö koostamisel kasutatud teiste autorite tööd, olulised seisukohad, kirjandusallikatest ja mujalt pärinevad andmed on töös viidatud.

Autor: Anna Kalugina

24.05.2026

Lõputöö vastab bakalaureuse-/magistritööle esitatud nõuetele.

Juhendaja: Heiko Jens Herrmann

24.05.2026

Annotatsioon

Arvutuslik voolumehaanika (*CFD*) on laialdaselt kasutusel mehitamata õhusõidukite projekteerimisel aerodünaamiliste omaduste prognoosimiseks, kuna see on kiirem ja odavam kui tuuletunnelikatsed. Avatud lähtekoodiga tarkvara OpenFOAM on tasuta alternatiiv kommerts-tarkvarale nagu ANSYS Fluent, kuid seda kasutatakse lennundusrakendustes harvemini ning suure parameetrite arvu tõttu on mõistlik see valideerida usaldusväärsete võrdlusandmete põhjal.

Käesoleva lõputöö eesmärk on seadistada OpenFOAM-i simulatsiooni tööprotsess, valideerida see avaldatud tuuletunneli mõõtmiste ja ANSYS Fluenti tulemuste vastu Sydney standardse aerodünaamilise mudeli (SSAM-Gen5) jaoks ning rakendada valideeritud tööprotsessi CAFA droonile, et hinnata selle varisemiskiirust.

Simulatsioonides kasutatakse Spalart-Allmarase ja $k-\omega$ SST turbulentsimudeleid võrkudel, mis on genereeritud tööriistadega blockMesh ja snappyHexMesh. Valideerimine näitas head kokkulangevust OpenFOAM-i, ANSYS Fluenti ja eksperimentaalsete andmete vahel tõstejõukõvera lineaarses piirkonnas, kinnitades, et avatud lähtekoodiga tarkvara sobib selle ülesandeklassi jaoks. Valideeritud tööprotsessi rakendati seejärel skaleeritud CAFA drooni mudelile. Reynoldsi arvust sõltumatuse kontroll kiirustel 20 m/s ja 40 m/s näitas, et dimensioonita koefitsiente saab otseselt rakendada täismõõtmelisele droonile. Maksimaalsest kasutatavast tõstejõu koefitsiendist $C_{L,max} = 0.649$ nurgal $\alpha = 16^\circ$ on täismõõtmelise drooni varisemiskiiruse hinnang $V_{stall} \approx 19.8$ m/s merepinna taseme tingimustel.

Märksõnad: OpenFOAM, *CFD*, valideerimine, varisemiskiirus, aerodünaamilised koefitsiendid, droon, võrgu genereerimine, mehitamata õhusõiduk.

Lõputöö on kirjutatud eesti keeles ning sisaldab teksti 33 leheküljel, 6 peatükki, 11 joonist, 10 tabelit.

Abstract

Computational Fluid Dynamics (CFD) is widely used in unmanned aerial vehicle design to predict aerodynamic performance, since it is faster and cheaper than wind tunnel testing. The open-source solver OpenFOAM is a free alternative to commercial software such as ANSYS Fluent, but it is less common in aerospace applications and, given its large number of configurable parameters, validation against trusted reference data is advisable.

The aim of this thesis is to set up an OpenFOAM simulation workflow, validate it against published wind tunnel measurements and ANSYS Fluent results for the Sydney Standard Aerodynamic Model (SSAM-Gen5), and apply the validated workflow to the CAFA Tech fixed-wing drone in order to estimate its stall speed.

The simulations use the Spalart-Allmaras and $k-\omega$ SST turbulence models on meshes generated with `blockMesh` and `snappyHexMesh`. The validation showed good agreement between OpenFOAM, ANSYS Fluent and the experimental data in the linear region of the lift curve, confirming that the open-source solver is suitable for this class of problem. The validated workflow was then applied to a scaled CAFA Tech drone geometry. A Reynolds number insensitivity check at 20 m/s and 40 m/s showed that the non-dimensional coefficients can be applied directly to the full-scale drone. From the maximum usable lift coefficient $C_{L,max} = 0.649$ at $\alpha = 16^\circ$, the stall speed of the full-scale drone is estimated at $V_{stall} \approx 19.8$ m/s at sea-level conditions.

Keywords: OpenFOAM, CFD, validation, stall speed, aerodynamic coefficients, drone, mesh generation, UAV.

The thesis is in Estonian and contains 33 pages of text, 6 chapters, 11 figures, 10 tables.

Sisukord

1	Sissejuhatus	8
2	Aerodünaamiliste simulatsioonide alused	9
2.1	Reynoldsi keskmistatud Navier-Stokesi võrrandid	9
2.2	Turbulentsuse modelleerimine	10
2.2.1	$k-\omega$ SST mudel.....	11
2.2.2	Spalart-Allmarase mudel	12
2.2.3	Piirikiht ja pinnafunktsioonid.....	13
2.3	Löplike mahtude meetod ja diskreetimine	13
2.4	OpenFOAM raamistik ja lahendajad.....	14
3	OpenFOAM-i simulatsiooni seadistus.....	17
3.1	Valideerimise strateegia ja võrdlusjuhtumid.....	17
3.2	Geomeetria: SSAM-Gen5 võrdlusmudel.....	18
3.3	Arvutusdomeen ja võrgu genereerimine	18
3.4	Rajatingimused ja lahendaja seaded.....	21
3.5	Järeldootluse meetodid	23
4	Valideerimise tulemused.....	25
4.1	SSAM-Gen5 võrgu valideerimine: OpenFOAM vs. tuuletunnel	25
4.2	SSAM-Gen5 turbulentsuse mudeli valideerimine: OpenFOAM vs. tuuletunnel vs. ANSYS Fluent.....	28
5	CAFA drooni simulatsioon.....	31
5.1	CAFA drooni geomeetria	31
5.1.1	Geomeetria skaleerimine <i>CFD</i> jaoks	32
5.2	Arvutusdomeen ja võrk.....	32
5.3	Simulatsiooni seadistus	33
5.4	Tulemused	34
5.4.1	Reynoldsi arvust sõltumatuse kontroll	34
5.4.2	Aerodünaamilised koefitsiendid	34
5.4.3	Varisemiskiiruse arvutamine	36
6	Kokkuvõte.....	38
	Tänuavaldused.....	40
	Kasutatud kirjandus	41
	Lisa 1 – Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks	43
	Lisa 2 – OpenFOAM-i algsed seadistusfailid	44

Jooniste loetelu

Joonis 1. SSAM-Gen5 pinnavõrgu esitlus mõlema juhtumi jaoks.....	18
Joonis 2. Pinnavõrgu detail mõlema juhtumi jaoks.....	20
Joonis 3. Piirikihi võrk tiiva pinnal	21
Joonis 4. Piirikihi detail tiiva pinnal (<i>crinkle</i> -vaade)	21
Joonis 5. y^+ jaotus lennuki pinnal.....	23
Joonis 6. Arvutusjääkide käitumise näide suure kohtumisnurga juures.....	25
Joonis 7. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus Võrk 1, Võrk 2 ja tuuletunneli andmete vahel.....	27
Joonis 8. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus OpenFOAM-i, ANSYS Fluenti ja tuuletunneli andmete vahel	29
Joonis 9. Ülevaade CAFA drooni geometriast	31
Joonis 10. y^+ jaotus CAFA drooni pinnal.....	33
Joonis 11. CAFA drooni aerodünaamilised koefitsiendid	36

Tabelite loetelu

Tabel 1. SSAM-Gen5 mudeli võrdlusväärtused	18
Tabel 2. Mõlema võrgu parameetrite kokkuvõte	21
Tabel 3. Võrgu võrdlus	26
Tabel 4. Turbulentsuse mudeli võrdlus Võrgul 1	28
Tabel 5. Täismõõtmelise CAFA drooni geomeetrilised parameetrid	32
Tabel 6. <i>CFD</i> simulatsioonides kasutatud skaleeritud CAFA drooni mudeli võrdlusväärtused.....	32
Tabel 7. CAFA drooni simulatsiooni võrgu parameetrid	33
Tabel 8. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus $V_\infty = 20$ m/s ($Re \approx 3.0 \times 10^5$) ja $V_\infty = 40$ m/s ($Re \approx 6.0 \times 10^5$) juures	34
Tabel 9. CAFA drooni aerodünaamilised koefitsiendid.....	35
Tabel 10. Täismõõtmelise CAFA drooni varisemiskiiruse hinnangud merepinna taseme tingimustel	37

1 Sissejuhatus

Mehitamata õhusõidukid (*UAV*) on tänapäeval laialdaselt kasutusel sõjalistes-, kommertslikes- ja teadusrakendustes [1]. Iga *UAV* projekteerimisel on aerodünaamika mõistmine hädavajalik, kuna aerodünaamilised omadused määravad otseselt põhilised lennuomadused nagu lennukaugus, lennukestus ja kasutusohutus. Üks olulisemaid parameetreid selles kontekstis on varisemiskiirus, mis määratleb minimaalse kiiruse, mille juures õhusõiduk suudab teostada stabiilset horisontaallendu. Varisemiskiiruse teadmine on kriitilise tähtsusega õhkutõusu ja maandumise protseduuride planeerimisel. Arvutuslik voolumehaanika (*CFD*) on kasulik tööriist nende aerodünaamiliste omaduste hindamiseks, kuna see on odavam kui tuuletunneli katsed. Siiski ei saa *CFD* tulemusi automaatselt usaldada ja need tuleb enne uutele geometriatele rakendamist valideerida eksperimentaalsete andmete abil.

Lennundustehnikas on kommertslik *CFD*-tarkvara nagu ANSYS Fluent laialdaselt kasutusel, kuna sellel on mugav graafiline kasutajaliides ja hea dokumentatsioon. OpenFOAM on avatud lähtekoodiga alternatiiv, mis on tasuta ja annab täieliku ligipääsu lähtekoodile. Siiski ei kasutata OpenFOAM-i lennundusega seotud töödes nii palju kui kommertstööriistu ja üks põhjus selleks on see, et seda on raskem õppida, kuna kõik seadistatakse tekstifailide kaudu ilma graafilise kasutajaliideseta.

Käesoleva lõputöö eesmärk on arvutada CAFA Tech OÜ poolt välja töötatud tiibadega drooni (edaspidi nimetatud CAFA droon) varisemiskiirus. Selle usaldusväärseks teostamiseks valideeritakse OpenFOAM esmalt nii tuuletunneli eksperimentaalsete andmete kui ka ANSYS Fluenti tulemuste vastu väikesemõõtmelise deltatiivaga lennuki jaoks. Valideerimisel kasutatakse avaldatud tuuletunneli mõõtmisi deltatiiva mudelist, mis on suuruselt sarnane CAFA drooniga. OpenFOAM-ist saadud aerodünaamilisi koefitsiente võrreldakse nii eksperimentaalsete andmete kui ka Fluenti prognoosidega, et avatud lähtekoodiga tarkvara täpsust hinnata. Valideerimiseks valiti deltatiiva geomeetria, kuna see tekitab keerulise pöörise põhise voolu, mida *CFD*-lahendajatel on raske korrektselt prognoosida. Kui OpenFOAM suudab sellise vooluga toime tulla, peaks see olema piisavalt usaldusväärne ka lihtsamate geometriate jaoks.

Pärast OpenFOAM-i seadistuse valideerimist rakendatakse sama simulatsiooni raamistikku CAFA droonile. Drooni aerodünaamilised koefitsiendid arvutatakse erinevate kohtumisnurkade vahemikus, et määrata õhusõiduki praktiline maksimaalne tõstejõu koefitsient $C_{L,max}$. Seda väärtust kasutatakse seejärel täismõõtmelise drooni varisemiskiiruse arvutamiseks stabiilse horisontaallennu juures merepinna taseme tingimustel. Tulemus annab CAFA Tech OÜ-le varajase hinnangu platvormi minimaalse ohutu lennukiiruse kohta, mis on oluline sisend edasiste projekteerimisotsuste ja lennuplaneerimise jaoks.

2 Aerodünaamiliste simulatsioonide alused

Käesolevas peatükis kirjeldatakse OpenFOAM-i simulatsioonide teoreetilist tausta. Kõik selle lõputöö simulatsioonid käsitlevad madala kiirusega voolu, seega esitatakse võrrandid kokkusurumatu voolu jaoks konstantse tihedusega, kui ei ole märgitud teisiti.

2.1 Reynolds'i keskmistatud Navier-Stokesi võrrandid

Iga vedeliku liikumist kirjeldavad Navier-Stokesi võrrandid, mis väljendavad massi ja impulsi jäävust. Kokkusurumatu vedeliku jaoks konstantse tihedusega nõuab pidevusvõrrand, et kiirusväli oleks divergentsivaba, ning impulsi võrrand tasakaalustab kiiruse muutumist rõhugradientide, viskoosete jõudude ja välisjõududega [2, 3]. Need võrrandid on täpsed ja kehtivad kõikidele voolurežiimidele, sealhulgas turbulentsile voolule. Siiski nõuab nende otsene lahendamine turbulentsi voolu jaoks väga peenikesi võrke ja väga väikseid ajasamme, et lahendada kõik väikeskaalalised fluktuatsioonid. Enamiku insenertehniliste ülesannete jaoks on see arvutuslikult liiga kulukas [2].

Selle probleemi lahendamiseks kasutab Reynolds'i keskmistatud Navier-Stokesi (RANS) lähenemine ajalist keskmistamist nimega Reynolds'i dekompositsioon [2, 4]. Voolusuuruse f ajaline keskmine on defineeritud kui

$$\bar{f} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} f(t) dt, \quad (2.1)$$

kus T on keskmistamise periood, mis peab olema piisavalt pikk võrreldes turbulentsete fluktuatsioonidega [2]. Selle keskmistamisoperatsiooni abil jaotatakse iga voolusuurus keskmiseks (ajaliselt keskmistatud) osaks ja fluktuueeruvaks osaks. Kiiruse jaoks on see kirjutatud kui

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i, \quad (2.2)$$

kus \bar{u}_i on keskmine kiirus ja u'_i on turbulentsed fluktuatsioonid. Siin i on suuna indeks, mis jookseb 1-st 3-ni, nii et u_i tähistab kiiruse komponenti suunas x_i (x_1, x_2, x_3 vastavad kolmele Descartes'i koordinaadile). Kogu peatüki ulatuses kasutatakse Einsteini summeerimise konventsiooni: kui indeks esineb ühes liikmes kaks korda, siis on summeerimine selle indeksi kõikide väärtuste üle alati kaasa arvatud [2]. Näiteks $\partial u_i / \partial x_i$ tähendab $\sum_{i=1}^3 \partial u_i / \partial x_i$. Definitsiooni järgi on fluktuatsiooni ajaline keskmine null: $\overline{u'_i} = 0$. Sama dekompositsioon rakendatakse rõhule [2, 3].

Dekomponeeritud muutujate asendamine Navier-Stokesi võrranditesse ja ajalise keskmistamise rakendamine annab RANS-võrrandid. Põhietapp on mittelineaarse konvektiivliikme keskmistamine, mis annab [2]:

$$\overline{u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} = \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \overline{\frac{\partial u'_i u'_j}{\partial x_j}}. \quad (2.3)$$

Teine liige paremal poolel ei kao, kuna kahe fluktureeruva suuruse korrutisel võib olla nullist erinev keskmine. Sealt sisenevad turbulentsi mõjud keskmise voolu võrranditesse [2].

Kokkusurumatu voolu jaoks on keskmistatud pidevusvõrrand sama kujuga kui originaal [2, 3]:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0. \quad (2.4)$$

Keskmistatud impulsi võrrand muutub:

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \rho \frac{\partial (\overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j}. \quad (2.5)$$

See näeb välja nagu tavaline Navier-Stokesi impulsi võrrand, kuid lisaliikmega $\overline{u'_i u'_j}$ [2, 3]. Suurust $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ nimetatakse Reynoldsi pingete tensoriks. See näitab, kuidas turbulentsed fluktuatsioonid mõjutavad keskmist voolu. Reynoldsi pingete tensoril on kuus tundmatut komponenti (see on sümmeetriline), kuid RANS-võrrandid ei anna nende lahendamiseks ühtegi lisavõrrandit. Seda nimetatakse turbulentsi sulgemise probleemiks [2, 4].

Süsteemi sulgemiseks on vaja turbulentsuse mudelit. Levinud lähenemine on Boussinesqi pööriseviskoossuse hüpotees, mis eeldab, et Reynoldsi pingeid saab siduda keskmise deformatsiooni kiirusega läbi turbulentsuse (pöörise) viskoossuse μ_t [3, 4]. Boussinesqi lähenduse täielik vorm on

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}, \quad (2.6)$$

kus $k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i}$ on turbulentne kineetiline energia ja δ_{ij} on Kroneckeri delta [2, 4]. Esimene liige paremal poolel on analoogne viskoosse pingega Newtoni vedelikus, kuid μ_t asemel μ . Teine liige tagab, et Reynoldsi pingete tensori jälg võrdub $2\rho k$ -ga, mis on järjepidevuse tagamiseks vajalik [2]. Selle eelduse korral saab impulsi võrrandi kirjutada laminaarse juhtumiga sarnasel kujul, kuid efektiivse viskoossusega, mis sisaldab nii molekulaarset (laminaarset) kui turbulentset panust ($\mu + \mu_t$). Turbulentsuse mudel annab seejärel μ_t (või samaväärselt $\nu_t = \mu_t/\rho$) igas voolu punktis.

See on lähenemine, mida kasutatakse OpenFOAM-is lahendajaga `simpleFoam` [5]. Arvutatakse keskmise kiiruse ja rõhu väljad ning turbulentne viskoossus saadakse valitud turbulentsuse mudelist. Kui kasutatakse Spalart-Allmarase mudelit, lahendatakse üks transpordivõrrand modifitseeritud turbulentsuse viskoossuse $\tilde{\nu}$ jaoks ning ν_t arvutatakse $\tilde{\nu}$ -st [6]. Kui kasutatakse k - ω SST mudelit, lahendatakse kaks transpordivõrrandit turbulentsuse kineetilise energia k ja spetsiifilise dissipatsioonimäära ω jaoks ning ν_t arvutatakse k ja ω kaudu [7]. Mõlemal juhul jäävad `simpleFoam` poolt lahendatavad keskmise voolu võrrandid samaks. Muutub ainult turbulentsuse viskoossuse arvutamise viis.

2.2 Turbulentsuse modelleerimine

Punktis 2.1 tutvustatud Boussinesqi hüpotees taandab sulgemise probleemi ühe suuruse μ_t arvutamiseks. Erinevad turbulentsuse mudelid arvutavad selle, lahendades erinevaid transpordivõrrandite komplekte.

Turbulentsuse mudeleid klassifitseeritakse tavaliselt täiendavate transpordivõrrandite arvu järgi, mida nad lahendavad. Null-võrrandilised mudelid arvutavad μ_t otse keskmisest voolust ilma lisavõrrandeid lahendamata. Ühe-võrrandilised mudelid lahendavad ühe transpordivõrrandi turbulentsuse muutuja jaoks. Kahe-võrrandilised mudelid lahendavad kaks transpordivõrrandit, mis võimaldab turbulentsuse kiiruse skaala ja pikkuse skaala iseseisvalt määratleda [3, 4]. Üldiselt suudavad rohkemate võrranditega mudelid hakkama saada laiemas voolusituatsioonide vahemikuga, kuid neil on ka rohkem empiirilisi konstante ja need nõuavad rohkem arvutuslikku jõudu.

Käesolevas lõputöös valiti kaks turbulentsuse mudelit: ühe-võrrandiline Spalart-Allmarase (SA) mudel ja kahe-võrrandiline $k-\omega$ Shear Stress Transport (SST) mudel. Mõlemad on laialdaselt kasutusel lennunduse CFD-s ja neid kasutati ka Giannelise jt. [8] võrdlevates ANSYS Fluenti simulatsioonides. Samade mudelite kasutamine OpenFOAM-is võimaldab kahe tarkvara otsest võrdlemist.

2.2.1 $k-\omega$ SST mudel

$k-\omega$ SST mudeli töötas välja Menter [7], et lahendada probleeme kahe varasema kahe-võrrandilise mudeliga: standardse $k-\omega$ mudeli ja standardse $k-\varepsilon$ mudeliga. $k-\omega$ mudel töötab hästi objekti pindade lähedal ja piirikihtide sees, kuid see on tundlik ω vabavoolu väärtuse suhtes. See tähendab, et tulemused võivad sõltuda sellest, milline rajatingimus on ω jaoks sissevoolus määratud [4, 7]. $k-\varepsilon$ mudel on vabavoolu tingimuste suhtes vähem tundlik, kuid annab tavaliselt halvemaid prognoose pindade lähedal ja voolude jaoks, kus on negatiivsed rõhugradiendid ja eraldumine [3, 4].

SST mudel ühendab mõlema tugevused, kasutades üleminekufunktsiooni. Pindade lähedal käitub see nagu $k-\omega$ mudel ja kaugemal pinnast lülitub see järk-järgult $k-\varepsilon$ käitumisele (ümberkirjutatuna ω kaudu) [7]. SST sõnastus sisaldab ka modifitseeritud turbulentsuse viskoossuse definitsiooni, mis arvestab turbulentsuse nihkepinge edasikandumist. See parandab prognoose voolude jaoks, kus on negatiivsed rõhugradiendid ja eraldumine, mis on aerodünaamilistes rakendustes tavalised [7].

SST mudel lahendab kaks transpordivõrrandit. Võrrandid on siin esitatud nende üldkujul Menter [7] järgi. Kokkusurumatu voolu jaoks on tihedus ρ konstantne ja selle saab tuletistest välja võtta. Esimene võrrand on turbulentsuse kineetilise energia k jaoks, mis esindab turbulentsete fluktuatsioonide energiasisaldust [7]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k U_j)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]. \quad (2.7)$$

Vasakul poolel on k aja kohta tuletis ja konvektiivne transport. Paremal poolel on P_k turbulentsuse kineetilise energia tootmine keskmise kiiruse gradientidest, $\beta^* \rho k \omega$ on dissipatsiooniliige ja viimane liige esindab k difusiooni nii molekulaarse kui ka turbulentsuse transpordi kaudu [7, 4].

Teine võrrand on spetsiifilise dissipatsioonimäära ω jaoks, mis kontrollib turbulentsuse energia dissipeerumise kiirust [7]:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega U_j)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (2.8)$$

Selle võrrandi struktuur on sarnane k võrrandiga: vasakul poolel on aja tuletis ja konvektsioon ning paremal poolel on tootmise, hävitamise ja difusiooni liikmed. Viimane liige on rist-difusiooniliige, mis tuleneb k - ε mudeli ümberkirjutamisest ω kaudu. See liige on aktiivne ainult seinast eemal, kontrollituna üleminekufunktsiooni F_1 poolt [7].

Üleminekufunktsioon F_1 on defineeritud kui [7]:

$$F_1 = \tanh\left(\arg_1^4\right), \quad \arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}\right), \frac{4\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}y^2}\right], \quad (2.9)$$

kus y on kaugus lähima seinani ja $CD_{k\omega}$ on defineeritud kui:

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right). \quad (2.10)$$

Funktsioon F_1 võrdub ühega seinte lähedal, mis aktiveerib k - ω sõnastuse, ja läheb nulli vabavoolus, mis lülitub k - ε sõnastusele. Üleminek nende kahe vahel toimub sujuvalt [7].

Turbulentne viskoossus arvutatakse kui:

$$\mu_t = \rho \frac{a_1 k}{\max(a_1\omega, SF_2)}, \quad (2.11)$$

kus S on keskmise deformatsioonikiiruse tensori suurus, $a_1 = 0.31$ on mudeli konstant ja F_2 on teine üleminekufunktsioon, mis sarnaneb F_1 -ga [7]. See sõnastus piirab μ_t piirkondades, kus turbulentsi tootmine on suur, näiteks stagnatsioonipunktide lähedal või tugevates pöörisetuumades. Lihtsamal kujul, kui $a_1\omega > SF_2$, taandub avaldis $\mu_t = \rho k/\omega$ [7].

2.2.2 Spalart-Allmarase mudel

Spalart-Allmarase (SA) mudel töötati välja spetsiaalselt aerodünaamiliste rakenduste jaoks [6]. Erinevalt kahe-võrrandilistest mudelitest lahendab see ühe transpordivõrrandi modifitseeritud turbulentse viskoossuse muutuja $\tilde{\nu}$ jaoks (OpenFOAM-is on see `nuTilda`). Turbulentne viskoossus ν_t arvutatakse seejärel $\tilde{\nu}$ -st sumbumusfunktsiooni abil [6].

SA mudeli põhiidee oli pakkuda lihtsat ja arvutuslikult odavat turbulentsuse mudelit, mis töötab hästi väliste aerodünaamiliste voolude jaoks üle tiibade ja kerede erinevate kohtumiskadade juures [6]. Kuna lahendatakse ainult üks võrrand, nõuab mudel iteratsiooni kohta vähem arvutusi kui kahe-võrrandilised mudelid ja on tavaliselt numbriliselt stabiilne, mis aitab keerukate mudelite korral koonduvusele kaasa [4].

$\tilde{\nu}$ transpordivõrrand on [6]:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu} - c_{w1}f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d}\right)^2 + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + \frac{c_{b2}}{\sigma} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j}. \quad (2.12)$$

Vasakul poolel on $\tilde{\nu}$ aja tuletis ja konvektsioon. Paremal poolel on neli liiget. Esimene liige $c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu}$ on tootmise liige. See sõltub modifitseeritud pööriluse \tilde{S} -st, nii et turbulentne viskoossus tekib piirkondades, kus voolus esineb pöörlemist, näiteks piirikihtides ja pööriseses. Teine liige $c_{w1}f_w(\tilde{\nu}/d)^2$ on hävitamise (seina hävitamise) liige, kus d on kaugus lähima seinani ja f_w on funktsioon, mis kontrollib selle liikme käitumist. See liige vähendab $\tilde{\nu}$ piirkondades, mis on seintest kaugel. Kolmas ja neljas liige esindavad $\tilde{\nu}$ difusiooni [6, 4].

Mudeli konstandid on [6]:

$$c_{b1} = 0.1355, \quad c_{b2} = 0.622, \quad \sigma = \frac{2}{3}, \quad \kappa = 0.41, \quad c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}. \quad (2.13)$$

Turbulentne viskoossus ν_t arvutatakse $\tilde{\nu}$ -st kasutades [6]:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}, \quad (2.14)$$

kus $c_{v1} = 7.1$ ja ν on molekulaarne kinemaatiline viskoossus. Sumbumusfunktsioon f_{v1} tagab, et ν_t läheneb seina juures nullile, kus $\tilde{\nu}$ on ν -ga võrreldes väike [6].

Üks tuntud probleem SA mudeli juures on see, et see võib üle prognoosida turbulentset viskoossust tugevate pöörisetuumade sees, mis võib suurendada numbrilist difusiooni ja nõrgendada pöörise struktuure [8].

Mõlemad mudelid kasutavad sama keskmise voolu võrrandeid punktist 2.1. Nad erinevad ainult transpordivõrrandites, mida kasutatakse μ_t arvutamiseks.

2.2.3 Piirikiht ja pinnafunktsioonid

Turbulentse piirikihi kiirusprofiil muutub pinnast eemaldudes mittelineaarselt: vahetult pinna juures asub viskoosne alamkiht, millele järgnevad puhver-piirkond ja logaritmiline piirkond [2]. Nende piirkondade asukohta iseloomustatakse dimensioonita kaugusega pinnast:

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}, \quad (2.15)$$

kus u_τ on hõõrdekiirus, y on kaugus pinnast ja ν on kinemaatiline viskoossus. Viskoosse alamkihi täielik lahendamine ($y^+ \approx 1$) nõuab väga peent võrku ja palju prismakihte, mis suurendab oluliselt arvutuskooormust. Selle vältimiseks kasutatakse pinnafunktsioone, mis on empiirilised valemid, mis kirjeldavad kiirusprofiili piirikihi sees ja võimaldavad esimese elemendi keskpunkti paigutada suurematele y^+ väärtustele [4].

2.3 Lõplike mahtude meetod ja diskreetimine

Lõplike mahtude meetod (FVM) on numbriline lähenemine, mida OpenFOAM kasutab RANS-võrrandite lahendamiseks. Selles meetodis jaotatakse arvutusdomeen paljudeks väikesteks kontrollmahtudeks (elementideks) ja juhtivad võrrandid integreeritakse iga elemendi üle [9, 3]. See integreerimine tagab, et mass, impulss ja teised säilivad suurused on diskreetsel tasemel säilinud. See on lõplike mahtude meetodi üks peamisi eeliseid [3, 10].

Iga raku jaoks teisendatakse mahuintegraalid pinnaintegraalideks raku tahkude üle, kasutades Gaussi divergentsiteoreemi [11, 12]. Diskreetsel kujul vektorivälja \mathbf{F} jaoks saab seda kirjutada kui:

$$\int_V \nabla \cdot \mathbf{F} dV = \sum_f \mathbf{F}_f \cdot \mathbf{S}_f, \quad (2.16)$$

kus summa on üle kõikide raku tahkude f , \mathbf{F}_f on \mathbf{F} väärtus tahu keskpunktis ja \mathbf{S}_f on väljapoole suunatud tahu pindala vektor [11]. See tähendab, et mahuintegraalide arvutamise asemel peab lahendaja arvutama ainult vood läbi raku tahkude, mis on arvutuslikult lihtsam.

Kiiruse, rõhu ja turbulentsuse muutujate väärtusi raku tahkudel tuleb hinnata raku keskpunkti-des salvestatud väärtustest. Seda hindamist nimetatakse tahu interpoleerimiseks ja selleks kasutatavad skeemid mõjutavad nii lahenduse täpsust kui ka numbrilist stabiilsust [9, 3].

Käesoleva lõputöö simulatsioonides kasutati konvektiivsete liikmete jaoks teise järgu täp-susega skeeme. Teise järgu skeemid annavad väliste aerodünaamiliste voolude jaoks hea tasakaalu täpsuse ja stabiilsuse vahel [3, 10]. Difusiivsete liikmete jaoks kasutati teise järgu tsentraalseid diferentse, mis on OpenFOAM-is standardne. Gradiendid, mida on vaja nii konvektiivsete kui difusiivsete liikmete jaoks, arvutati Gaussi lineaarse meetodiga [5].

Rõhu ja kiiruse seos kokkusurumatu voolu jaoks lahendati SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) algoritmiga [9, 3]. SIMPLE algoritm töötab järgnevalt:

1. Algne rõhuväli p^* on oletatud (või võetud eelmisest iteratsioonist).
2. Impulsi võrrandid lahendatakse kasutades p^* , et saada vahepealne kiirusväli u^* . See kiirusväli ei rahulda üldjuhul pidevust.
3. Lahendatakse rõhu paranduse võrrand, et leida parandus p' , nii et parandatud rõhk on $p = p^* + p'$.
4. Kiirust parandatakse kasutades p' , nii et parandatud kiirusväli rahuldab pidevust.
5. Parandatud väärtusi kasutatakse järgmise iteratsiooni alguspunktina.

Etappe 2 kuni 5 korratakse, kuni järjestikuste iteratsioonide vahelised muutused muutu-vad piisavalt väikseks ja lahendust loetakse koondunuks [9, 3]. Rõhu parandus p' leitakse, asendades parandatud kiiruse pidevusvõrrandisse, mis annab elliptilise võrrandi p' jaoks [9]. Iteratiivse protsessi stabiliseerimiseks rakendatakse alarelaksatsioonitegureid nii rõhule kui ka kiirusele [3].

OpenFOAM-is on SIMPLE algoritm rakendatud lahendajas `simpleFoam`, mida kasutati kõi-kides käesoleva töö *steady-state* simulatsioonides. Konkreetsed numbrilised skeemid ja lahendaja seaded on toodud lisas 2.

2.4 OpenFOAM raamistik ja lahendajad

OpenFOAM (Open Field Operation And Manipulation) on tasuta, avatud lähtekoodiga C++ töö-riistakast arvutusliku voolumehaanika ja arvutusliku pidevuskeskkonna mehaanika jaoks [12, 13]. FOAM raamistiku peamised ideed avaldasid Weller jt 1998. aastal [12]. OpenFOAM avaldati tasuta tarkvarana GNU Üldise Avaliku Litsentsi (GPL) all 2004. aasta detsembris [14]. GPL litsentsi tõttu saab tarkvara kasutada, modifitseerida ja levitada ilma tasudeta ning kogu lähtekood on saadaval [15, 14].

Tarkvara arhitektuur

OpenFOAM ei ole üks programm graafilise kasutajaliidesega. See on kogum teeki ja ra-kendusi (utiliite ja lahendajaid), mida käivitatakse käsurealt [12, 13]. Raamistik kasutab objektorienteeritud programmeerimist, kus matemaatilised objektid nagu vektorid, tensorid ja väljad on esitatud C++ klassidena. See ülesehitus muudab lahendaja koodi sarnaseks

lahendatavate matemaatiliste võrranditega [12, 13].

Tüüpilises OpenFOAM-i juhtumis on kolm peamist kataloogi [5]:

- 0/: iga välja algingimuste ja rajatingimuste failid (kiirus, rõhk, turbulentsuse muutujad),
- constant/: võrk kataloogis polyMesh/ ja füüsikaliste omaduste failid (viskoossus, turbulentsuse mudeli valik),
- system/: numbrilised skeemid, lahendaja seaded ja käivitamise kontrolli parameetrid.

Juhtumi seadistamine toimub tavaliste tekstifailide ehk sõnastike abil. Järeltöötamise ja visualiseerimise jaoks saab OpenFOAM-i tulemused avada otse programmis ParaView [16, 5].

Võrgu genereerimise utiliidid

OpenFOAM-il on sisseehitatud tööriistad võrgu genereerimiseks. Tavaline tööprotsess on luua lihtne taustvõrk utiliidiga blockMesh ja seejärel rafineerida ja sobitada võrk STL-pinna geometriaga utiliidiga snappyHexMesh [5, 17]. snappyHexMesh protsessil on kolm etappi: *castellation* (elementide jagamine ja rafineerimine), pinna sobitamine ja piirikihi lisamine [17, 18]. Võrgu genereerimine käesolevas lõputöös järgib seda standardset lähenemist (vt punkt 3.3).

Lahendaja valik

OpenFOAM pakub palju lahendajaid, millest igaüks on mõeldud teatud tüüpi ülesande jaoks (kokkusurumatu, kokkusurutav, mitmefaasiline, soojusülekanne jne) [5]. Kokkusurumatu voolu jaoks on tavaliselt kasutatavad lahendajad:

- simpleFoam: *steady-state* kokkusurumatu lahendaja, mis kasutab SIMPLE algoritmi [19],
- pisoFoam: mittestatsionaarne kokkusurumatu lahendaja, mis kasutab PISO algoritmi [5],
- pimpleFoam: mittestatsionaarne kokkusurumatu lahendaja, mis kasutab PIMPLE algoritmi, mis on PISO ja SIMPLE kombinatsioon [5].

Kokkusurutavate voolude jaoks pakub OpenFOAM lahendajaid nagu rhoSimpleFoam (*steady-state*) ja rhoPimpleFoam (mittestatsionaarne), mis lahendavad ka energia võrrandit ja arvestavad tiheduse muutusi [5].

Miks valiti simpleFoam

Käesolevas lõputöös kasutati kõikides simulatsioonides simpleFoam-i kolmel põhjusel.

Esiteks on voolutingimused madala kiirusega ja kokkusurumatud. Vabavoolu kiirus on 20 m/s, mis annab Machi arvuks umbes $M \approx 0.06$. Sellise Machi arvu juures on tiheduse muutused tähtsusetud ja kokkusurumatu lahendaja sobib [3].

Teiseks on eesmärk saada ajaliselt keskmistatud aerodünaamilised koefitsiendid (tõstejõud,

takistus ja pikkimoment), mitte voolu ajaline areng. Statsionaarne lahendaja nagu `simpleFoam` on selleks piisav ja on arvutuslikult odavam kui mittestatsionaarne lahendaja [19].

Kolmandaks kasutati Giannelise jt [8] võrdlevates ANSYS Fluenti simulatsioonides samuti *steady-state*, rõhupõhist lahendajat SIMPLE-tüüpi seosega. Seega võimaldab `simpleFoam` kasutamine lahendajate otsest võrdlust.

Tuleb märkida, et *steady-state* RANS-simulatsioonidel on piirangud suurte kohtumisnurkade juures, kus vool võib muutuda tugevalt eraldunuks ja mittestatsionaarseks. Sellistel juhtudel ei pruugi lahendus jõuda täiuslikku *steady-state*-i ja jõukoefitsiendid võivad iteratsioonide vahel võnkuda. Sellistel juhtudel esitati koefitsiendid keskmistena viimaste iteratsioonide stabiilse vahemiku üle, mis on sama lähenemine, mida kasutati võrdlevas uuringus [8].

Võrdlus ANSYS Fluentiga

ANSYS Fluent on kommerts *CFD*-pakett, mis pakub graafilist tööprotsessi mudeli importimiseks, võrgu loomiseks, lahendaja seadistamiseks ja järeltöötamiseks, koos põhjaliku dokumentatsiooni ja kommertstoega [20]. OpenFOAM ja Fluent jagavad sama baas-numbrilist lähenemist: mõlemad lahendavad juhtivaid võrrandeid lõplike mahtude meetodiga ja mõlemad pakuvad SIMPLE-tüüpi rõhu-kiiruse sidumist *steady-state* kokkusurumatute simulatsioonide jaoks [3, 19, 20]. Mõlemad sisaldavad ka selles lõputöös kasutatud turbulentsuse mudeleid (Spalart-Allmaras ja $k-\omega$ SST). Praktilised erinevused on peamiselt kasutajaliideses (tekstifailid OpenFOAM-is vs. graafiline liides Fluentis), võrgu loomise tööriistades ja sisemise rakenduse detailides.

3 OpenFOAM-i simulatsiooni seadistus

Käesolevas peatükis kirjeldatakse valideerimise lähenemist, võrgu genereerimist ja simulatsiooni seadistust. Kõik OpenFOAM-i konfiguratsioonifailid leiate lisast 2.

3.1 Valideerimise strateegia ja võrdlusjuhtumid

OpenFOAM-i juhtum on seadistatud täielikult tekstisõnastike kaudu, seega võivad konfiguratsioonivead rajatingimustes või lahendaja seadetes kergesti märkamatuks jääda. Valideerimise uuring aitab need vead leida enne tegelikule drooni juhtumile üleminekut.

Valideerimine võrdleb kolme andmestikku: OpenFOAM-i tulemused, avaldatud tuuletunneli mõõtmised ja Giannelise jt [8] ANSYS Fluenti tulemused, mis kõik on saadud sama mudeli ja voolutingimuste juures. Kokkulangevus eksperimendiga näitab füüsikalist täpsust ning kokkulangevus Fluentiga näitab, et OpenFOAM toodab tulemusi, mis on kooskõlas väljakujunenud kommertstarkvaraga.

Valideerimiseks kasutatav geomeetria on SSAM-Gen5 mudel (Sydney Standard Aerodynamic Model, Generation 5). See on lihtsustatud deltatiivaga lennuki kuju, mille avaldasid Giannelis jt [8]. Kolm omadust muutsid selle mudeli sobivaks valideerimise juhtumiks. Esiteks tekitavad selle teravad sissevooluservad mõõdukate ja suurte kohtumisnurkade juures pöörisevõhise voolu, mis on *CFD* jaoks nõudlik režiim ja annab range testi võrgu ja turbulentsuse mudeli valikute kohta (mehhanismi kirjeldatakse punktis 3.2). Teiseks on mudel 0.75 m pikkuselt suuruselt võrreldav CAFA drooniga, nii et Reynoldsi arv ja võrgu lahtuse nõuded on sarnased. Kolmandaks on mudeli failid, eksperimentaalsed andmed ja võrdlusvõrgud avalikult saadaval Zenodos [21], mis muudab valideerimise täielikult korratavaks.

Eksperimentaalsed andmed saadi alaheli kiirusega tuuletunneli katsetes Sydney Ülikoolis Giannelise jt [8] poolt. Vabavoolu kiirus oli 20 m/s, mis annab Reynoldsi arvuks ligikaudu 3×10^5 keskmise aerodünaamilise kõõlu järgi. Jõu ja momendi mõõtmisi tehti kohtumisnurkade vahemikus -5° kuni 30° . Tulemused näitasid, et mudel käitub nagu tüüpiline saledusega deltatiib: tõstejõud kasvab püsivalt ilma järsu varisemiseta ja pikkimomendi järsk muutus on kohtumisnurga 12° läheduses.

Õiglase võrdluse tagamiseks kasutatakse sama vabavoolu kiirust 20 m/s ja sama kohtumisnurkade vahemikku. Aerodünaamiliste koefitsientide arvutamiseks kasutatakse sama võrdluspindala ja võrdluspikkust. Ainsad erinevused on võrgu genereerimise tööriistas (`snappyHexMesh` OpenFOAM-is vs. `Pointwise`) ja iga tarkvara sisemistes numbrilistes meetodites.

3.2 Geomeetria: SSAM-Gen5 võrdlusmudel

Selles punktis võetakse kokku Giannelise jt [8] mudel ja eksperimentaalne seadistus.

SSAM-Gen5 on üldine lennuki mudel, mis esindab viienda põlvkonna hävituslennukite peamisi kujuomadusi. Üldine kuju põhineb F-22 Raptoril, kuid paljude lihtsustustega, et muuta mudel valmistamiseks ja *CFD*-s modelleerimiseks lihtsamaks. Tiibadel ei ole kumerust ega siruulatuse väännet.

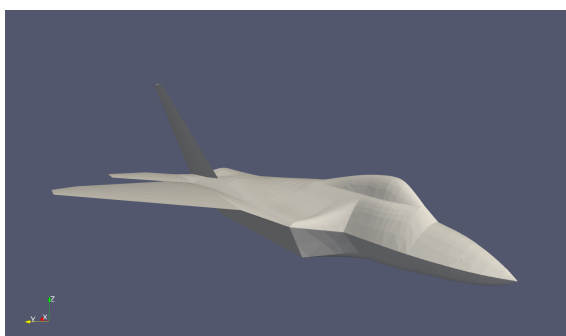
Täismõõtmelise õhusõiduki pikkus on 19 m. Tuuletunneli mudel on skaleeritud 0.75 m-le, mis on ligikaudu 1:25 mõõtkavas. Skaleeritud mudeli võrdlusväärtused on toodud tabelis 1.

Tabel 1. SSAM-Gen5 mudeli võrdlusväärtused

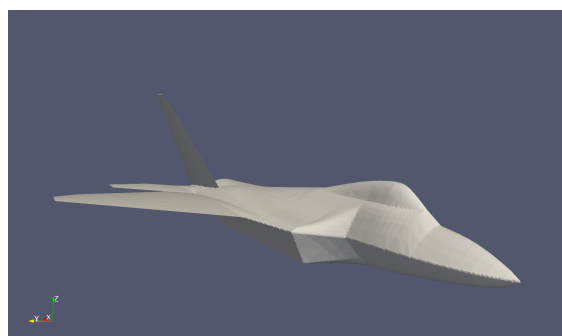
Parameeter	Väärtus	Ühik
Võrdluspindala	0.1091	m ²
Keskmine aerodünaamiline kõõl	0.2265	m
Siruulatus	0.5350	m

Tiivaprofiilid on nelja-protsendise paksusega bikumerad lõiked teravate sissevooluservadega. Peamise deltatiiva ja horisontaalse stabilisaatori tahtmise nurk on umbes 42°. Kaksikvertikaalsed stabilisaatorid on tagasi tahetud ligikaudu 25° ja väljapoole kallutatud 27.5° võrra. Lennukil on mootori sissevooluavad, kuid need on tuuletunneli mudelis lihtsustatud ja suletud.

Teravad sissevooluservad fikseerivad voolu eraldumise asukoha kogu sissevooluserva ulatuses, mis loob tugevad pöörised tiiva ülemise pinna kohal. Need pöörised tekitavad möödukate ja suurte kohtumisnurkade juures täiendavat tõstejõudu, mida tuntakse kui pööris-tõstejõudu. Pöörisestruktuurid muudavad voolu tundlikuks ka võrgu kvaliteedi ja turbulentsuse mudeli valiku suhtes.



(a) Võrk 1 ($y^+ \approx 4$)



(b) Võrk 2 ($y^+ \approx 5$)

Joonis 1. SSAM-Gen5 pinnavõrgu esitlus mõlema juhtumi jaoks

3.3 Arvutusdomeen ja võrgu genereerimine

Arvutusdomeen on ristkülikuline kast ümber deltatiiva mudeli. Domeeni suurus valiti nii, et välimised piirid jäävad mudelist piisavalt kaugemale, et need ei mõjutaks ümber mudeli voolavat

voolu, isegi suurte kohtumisnurkade juures üle 20° . Allavoolu kaugus on samuti piisavalt pikk, et vältida pöördvoolu väljavoolus ja lasta voolujäljel areneda domeeni sees.

Koordinaatide alguspunkt $(0, 0, 0)$ on paigutatud mudeli nina otspunkti, kusjuures x -telg on suunatud piki lennuki keret tahapoole, y -telg tiibade poole ja z -telg üles.

Domeeni piirid on:

- x -suund: -3.0 m kuni 7.5 m,
- y -suund: 0.0 m kuni 3.0 m,
- z -suund: -3.0 m kuni 3.0 m.

Simuleeriti ainult pool mudelist, kasutades sümmeetriatasapinda asukohas $y = 0$. See vähendab elementide arvu ja arvutusaega.

Taustvõrk loodi utiliidiga `blockMesh` ühe heksaedrilise plokina. Iga domeeni tahule omistati *patch*-id: `inlet`, `outlet`, `lowerWall`, `upperWall`, `sideWall` ja `symmetryPlane`.

Pärast taustvõrgu loomist kasutati utiliiti `surfaceFeatureExtract`, et STL-geomeetriast välja võtta teravad servad. See etapp aitab säilitada olulisi geomeetrilisi tunnuseid nagu sissevoolu- ja väljavooluservi võrgu rafineerimise ajal. Põhiparameeter on `includedAngle`, mis määrab, milliseid servi käsitletakse tunnustena naabruses olevate pinnanormaalide vahelise nurga põhjal. Pärast mitut testi leiti, et väärtus 176° töötab selle mudeli jaoks hästi.

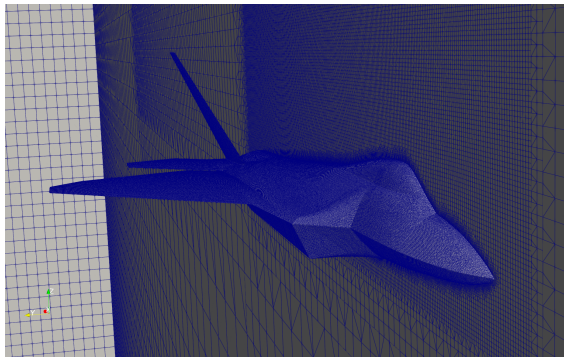
Võrk loodi seejärel utiliidiga `snappyHexMesh`. Algsed seaded võeti OpenFOAM-i õpetusest `motorBike` ja seejärel modifitseeriti läbi mitmete katsete, et saada tiiva ümber vastuvõetav võrgu kvaliteet.

Lisati kaks rafineerimise tsooni, et suurendada võrgu lahutust seal, kus see on vajalik:

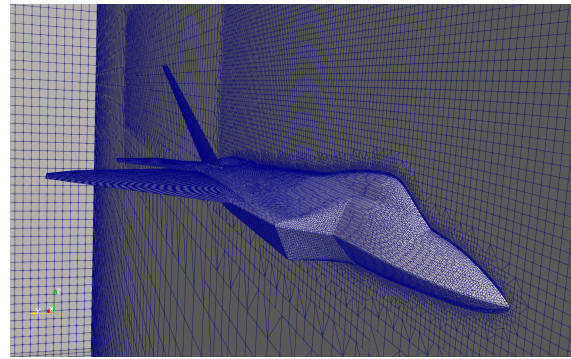
- **Lähivälja kast**, mis on veidi suurem kui lennuk, et lahendada pööriseid ja tugevaid gradiente pinna lähedal.
- **Kaugvälja kast**, mis on suurem kui lähivälja tsoon ja pikendatud allavoolu suunas, et jäädvustada lennuki taga olevat jälge.

Need rafineerimispiirkonnad suurendavad elementide arvu ainult olulistest piirkondades, hoides koguvõrgu suuruse mõistlikuna.

Mõlema juhtumi üldised võrgu vaated on toodud joonisel 1. Pinnavõrgu detailid on toodud joonisel 2.



(a) Võrk 1 ($y^+ \approx 4$)



(b) Võrk 2 ($y^+ \approx 5$)

Joonis 2. Pinnavõrgu detail mõlema juhtumi jaoks

Piirikihi võrk

Piirikihi võrk on välise aerodünaamika võrgu loomise protsessi üks olulisemaid osi. Aerodünaamilised jõud sõltuvad tugevalt kiiruse gradiendist pinnal lähedal ja piirikihi piirkond sisaldab tavaliselt suurt osa kogu võrgu elementidest.

Loodi kaks võrku:

- **Võrk 1:** sihtväärtusega $y^+ \approx 4$,
- **Võrk 2:** sihtväärtusega $y^+ \approx 5$.

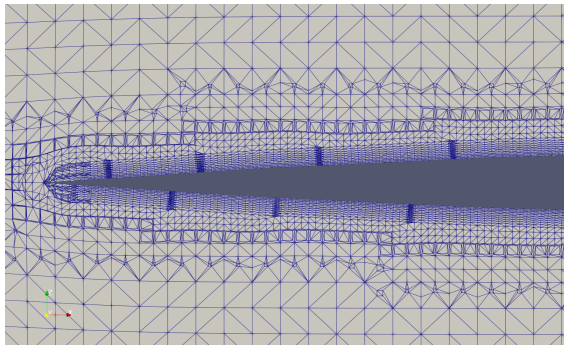
Väärtused $y^+ \approx 4-5$ valiti, kuna OpenFOAM-i pidevad pinnafunktsioonid sobivad y^+ vahemikus 1–5 [5], ning sellised väärtused võimaldavad säästa arvutusvõimsust ilma väga mahukat võrku loomata. Esimese elemendi kõrgus arvutati y^+ kalkulaatori abil [22]. Tiiva pinnale lisati vähemalt 10 prismakihti. 10 kihiga hoiti kasvutegur alla 1.15. Kasvutegurid, mis on suuremad kui 1.2, loetakse üldiselt halvaks praktikaks, kuna üleminek kihtide vahel muutub liiga järsuks, mis võib vähendada täpsust piirikihis ja eraldumispiirkondade lähedal [23].

Võrgu genereerimise ajal leiti probleem: `snappyHexMesh` toodab madala kvaliteediga või kokkulangenud elemente, kui püüda lisada korraka rohkem kui umbes 5 kihti. Selle lahendamiseks lisati kihid etapiviisil:

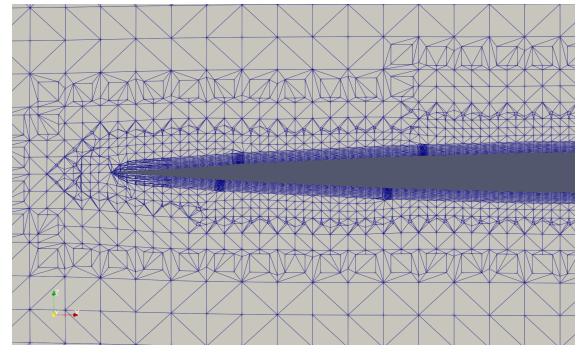
1. Esiteks käivitati `snappyHexMesh` sisselülitatud `castellatedMesh` ja `snap`-iga, kuid välja lülitatud `addLayers`-iga. See andis puhta võrgu ilma kihtideta.
2. Seejärel kasutati etapi 1 võrku sisendina ja `snappyHexMesh` käivitati uuesti, et lisada esimesed 5 kihti.
3. Pärast kihtide kontrollimist lisati kolmas käivitus, ehk ülejäänud 5 kihti. Selles etapis vähendati `finalLayerThickness`-i poole võrra, kuna pool kogu kihi paksusest eksisteeris juba eelmisest käivitusest.

See meetod tootis mõlema võrgu jaoks stabiilsed ja hea kvaliteediga kihid.

Kihi detail tiiva pinnal on näidatud joonistel 3 ja 4.

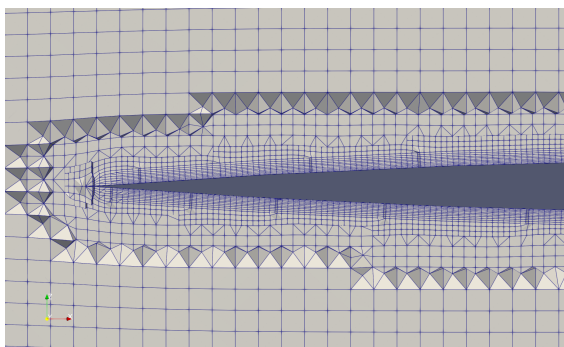


(a) Võrk 1 ($y^+ \approx 4$)

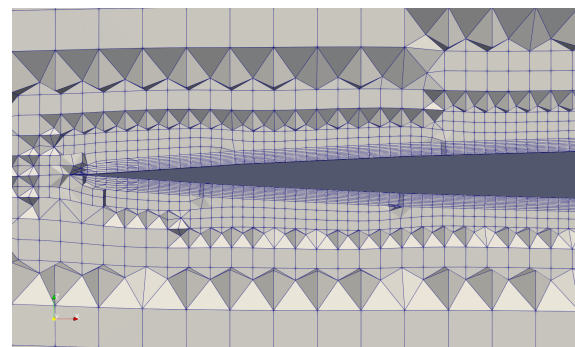


(b) Võrk 2 ($y^+ \approx 5$)

Joonis 3. Piirikihi võrk tiiva pinnal



(a) Võrk 1 ($y^+ \approx 4$)



(b) Võrk 2 ($y^+ \approx 5$)

Joonis 4. Piirikihi detail tiiva pinnal (*crinkle*-vaade)

Võrgu kvaliteedi kontroll

Pärast võrgu loomist kasutati utiliiti `checkMesh`, et kontrollida võrgu kvaliteediparameetreid nagu mitte-ortogonaalsus, viltus ja üldine järjepidevus. Mõlemal võrgul oli väike arv viltuseid tahkusiid maksimaalse viltusega umbes 11. Suurte võrkude puhul on mõne lokaalselt viltuse elemendi olemasolu tavaliselt vastuvõetav.

Peamised võrgu parameetrid on toodud tabelis 2.

Tabel 2. Mõlema võrgu parameetrite kokkuvõte

Parameeter	Võrk 1 ($y^+ \approx 4$)	Võrk 2 ($y^+ \approx 5$)
Elementide arv	8,741,586	1,926,908
Prismakihid	10	10
Kasvutegur	1.11	1.06
Maks. viltus	11.2	8.7
Võrgu keskmine mitte-ortogonaalsus	6.3	6.6

3.4 Rajatingimused ja lahendaja seaded

Juhtumi seadistus põhineb OpenFOAM-i standardinstallatsiooni `motorBike` õpetusel, mis pakub töötava lähtepunkti kokkusurumatu turbulentsse voolu jaoks ümber tahkest kehast

`simpleFoam`-iga. Failid kohandati vastavalt välise aerodünaamika nõuetele: välispiiride rajatingimused asendati `freestream`-tüübiga, lisati pool-mudeli sümmeetriatasapinna `patch` ja y^+ jaotuse arvutamiseks funktsiooniobjekt `yPlus`, ning teistes seadistusfailides uuendati mudeli mõõtmete ja võrguga seotud väärtused vastavalt SSAM-Gen5 geomeetriaile.

Domeeni välisrajadel (sissevool, väljavool, ülemine sein, alumine sein ja külgmise sein) kasutati kiiruse ja turbulentsuse muutujate jaoks rajatingimust `freestream` [5]. See tingimus kontrollib voolu suunda igal tahul ja rakendab vabavoolu väärtust seal, kus vool siseneb domeeni, ning null-gradiendi tingimust seal, kus vool väljub. See on oluline, kuna suurte kohtumisnurkade juures ei sisene vool ainult esimese `patch`-i kaudu. Vool võib siseneda ka ülemise, alumise või külgmise raja kaudu. Fikseeritud kiiruse tingimus neil `patch`-idel sunnib voolu valesse suunda. Null-gradiendi tingimus kõikjal võiks põhjustada ebastabiilsust. `freestream` tüüp väldib mõlemaid probleeme ja töötab kogu kohtumisnurkade vahemiku ulatuses ilma iga juhtumi jaoks muudatusi tegemata.

Rõhu jaoks kasutati samadel piiridel tingimust `freestreamPressure`. Väljavoolus on määratud fikseeritud võrdlusrõhk, mis on vajalik kokkusurumatutes lahendajates rõhutaseme määratlemiseks. Sümmeetriatasapind kasutab `symmetry` tingimust.

Lennuki pinnal rakendatakse kiiruse jaoks libisemata pinna tingimust ja rõhu jaoks null-gradiendi. Turbulentsuse muutujate jaoks kasutatakse pinnafunktsiooni rajatingimusi (vt punkt 2.2.3). Tänu sellele piisab tiiva pinnale ~ 10 prismakihist, samas kui $y^+ \approx 1$ saavutamiseks oleks vaja umbes 20 kihti, mis suurendaks oluliselt elementide arvu ja arvutusaega. Pinnafunktsiooni valik peab olema kooskõlas võrgu y^+ väärtusega, nagu arutatakse punktis 3.3.

Mõlemad turbulentsuse mudelid, mida tutvustati punktis 2.2, võeti kasutusse. Need nõuavad erinevaid transpordivälju, seega erineb OpenFOAM-i juhtumi kataloog käivituste vahel: SA juhtum lisab `nuTilda` kataloogi `0/` (kus `nut` kasutab pindadel `nutUSpaldingWallFunction`-i), samas kui SST juhtum lisab `k` ja `omega` (kasutades vastavalt `kqRWallFunction` ja `omegaWallFunction`). Kiiruse (U) ja rõhu (p) failid on jagatud. Seetõttu nõuab mudelite vahetamine turbulentsuse väljafailide asendamist ja mudeli nime uuendamist failis `turbulenceProperties`.

Simulatsioonid käivitati `simpleFoam`-iga, kasutades teise järgu numbrilisi skeeme nii konvektiivsete kui difusiivsete liikmete jaoks. Koonduvust jälgiti, kontrollides arvutusjääke (*residuals*) ja aerodünaamiliste jõu koefitsientide väärtusi. Simulatsioon loeti koondunuks, kui rõhu (p) arvutusjääk langes alla 10^{-3} ja kõikide teiste muutujate arvutusjäägid alla 10^{-4} , ning koefitsiendid lakkasid iteratsioonide vahel muutumast. Samad lahendaja seaded, skeemid ja koonduvuskriteeriumid kasutati nii SA kui ka SST simulatsioonide jaoks, nii et kõik erinevused tulemustes tulevad ainult turbulentsuse mudelist.

Täielik juhtumi seadistus on toodud lisa 2.

3.5 Järeltötluse meetodid

Aerodünaamilised jõu koefitsiendid eraldati iga iteratsiooni juures OpenFOAM-i funktsiooniobjektiga `forceCoeffs` [24, 25]. See utiliit arvutab tõstejõu koefitsiendi (C_L), takistuskoefitsiendi (C_D) ja pikkimomendi koefitsiendi (C_M) integreerides rõhu- ja viskoosseid jõude lennuki pinna *patch*-ide üle. Tulemused kirjutatakse simulatsiooni ajal, nii et koefitsiente saab lahenduse edenedes jälgida.

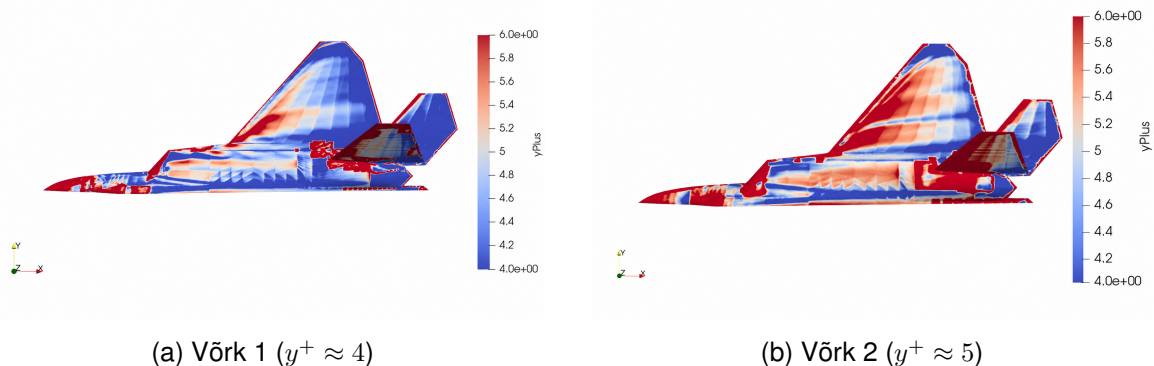
Funktsioonis `forceCoeffs` kasutatud võrdlusväärtused (vabavoolu kiirus, võrdluspindala, keskmine aerodünaamiline kõõl ja momendi võrdluspunkt) seati vastama SSAM-Gen5 väärtustele Giannelise jt [8] järgi.

Tõstejõu ja takistuse suunad seati iga kohtumisnurga jaoks eraldi. Takistus on defineeritud paralleelselt vabavoolu suunaga ja tõstejõud sellega risti. Seega iga juhtumi jaoks arvutati suunavektorid ümber ja uuendati konfiguratsioonis enne simulatsiooni käivitamist.

Koonduvust kontrolliti koefitsiendi väärtuste joonistamisega iteratsiooni numbriga suhtes. Hästi koondunud juhtumites jõuavad C_L , C_D ja C_M stabiilsete väärtusteni. Mõne suure kohtumisnurga juures jäid väikesed võnked alles isegi pärast arvutusjääkide vähenemist. See on tugevalt eraldunud voolude jaoks tavaline. Sellistel juhtumitel saadi lõplikud koefitsiendid keskmistades viimase mitmesaja iteratsiooni üle pärast seda, kui võnked muutusid stabiilseks.

Voolu visualiseerimine tehti programmiga ParaView [16], mis saab otse lugeda OpenFOAM-i andmeid. ParaView'd kasutati rõhukoefitsiendi kontuuride vaatamiseks lennuki pinnal ja voolustruktuuride kontrollimiseks erinevate kohtumisnurkade juures. Need kontrollid aitavad kinnitada, et lahendus näeb füüsikaliselt mõistlik välja, näiteks et sissevooluserva pöörised arenevad mõõdukate ja suurte kohtumisnurkade juures.

Pinnalähedast lahutust kontrolliti y^+ väärtuste kontrollimisega lennuki pinnal mõnel paremini koondunud simulatsioonil. OpenFOAM-il on funktsiooniobjekt `yPlus`, mis arvutab y^+ välja [26]. y^+ jaotust visualiseeriti ParaView'is, et kinnitada, et väärtused on kooskõlas pinnafunktsiooni seadistusega kogu pinna ulatuses. y^+ jaotused mõlema võrgu jaoks on toodud joonisel 5.



Joonis 5. y^+ jaotus lennuki pinnal

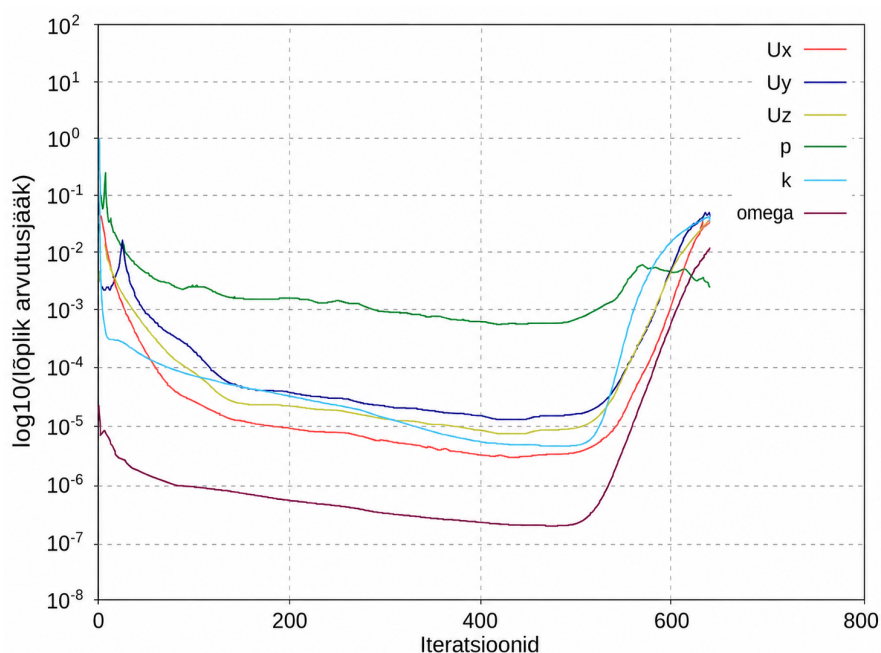
Joonisel 5 toodud y^+ jaotustest on selge, et Võrk 1 toodab madalamaid y^+ väärtusi võrreldes

Võrk 2-ga, mis on oodatav, arvestades Võrk 1-s kasutatud väiksemat esimese elemendi kõrgust. Mõlemad võrgud näitavad lokaalseid piirkondi tiiva pinnal, kus y^+ väärtused on kõrgemad kui sihthinnang. Need piirkonnad asuvad peamiselt teravate sissevooluservade, tiivaotste ja geomeetriliste üleminekute nagu tiib-kere ühenduse lähedal, kus lokaalne voolu kiirenemine suurendab pinna nihkepinge kõrgemaks kui tasase plaadi hinnang ennustab. Tõusnud y^+ väärtuste olemasolu teravatel servadel on üldiselt vastuvõetav, kuna voolu nendes piirkondades domineerib eraldumine, mitte kinnitunud piirikihi käitumine, ja pinnafunktsioonid ei ole seal niikuinii oodatavalt täpsed, sõltumata pinnalähedasest lahtusest. Oluline nõue on, et y^+ väärtused jääksid valitud pinnafunktsioonide kehtivasse vahemikku enamiku aerodünaamiliste pindade ulatuses, kus on kinnitunud või kergelt eraldunud vool, mis on mõlema võrgu poolt täidetud.

4 Valideerimise tulemused

Käesolevas peatükis esitatakse SSAM-Gen5 valideerimise simulatsioonide tulemused. Es-malt näidatakse võrgu sõltumatuse uuringut, kus võrreldakse kahte erineva rafineerimise tasemega võrku tuuletunneli eksperimentaalsete andmete vastu. Seejärel hinnatakse turbulentsuse mudeli mõju, võrreldes OpenFOAM-i Spalart-Allmarase ja $k-\omega$ SST tulemusi ANSYS Fluenti prognoosidega ja eksperimentaalsete andmetega.

Lahendaja käitumist suurte kohtumisnurkade juures võib pidada anomaalseks ja oluline on seda märkida. Nende nurkade juures muutub deltatiiva kohal olev vool tugevalt eraldunuks ja mittestatsionaarseks. `simpleFoam steady-state` lahendajal on sellega raskusi ja mitmel juhul kasvasid lahendi väärtused teatud arvu iteratsioonide järel piiramatult. Sellel juhul võeti aerodünaamilised koefitsiendid viimastest stabiilsetest iteratsioonidest enne kui lahendaja kokku jooksis. Kõigil sellistel juhtudel olid arvutusjäädid juba oluliselt vähenenud enne lahk-nemist, nii et tulemusi võib pidada täpseteks. Sellise käitumise näide on toodud joonisel 6, kus arvutusjäädid esmalt vähenevad normaalselt ja siis järsku suurenevad.



Joonis 6. Arvutusjäädide käitumise näide suure kohtumisnurga juures

4.1 SSAM-Gen5 võrgu valideerimine: OpenFOAM vs. tuuletunnel

Veendumaks, et CFD tulemused ei sõltu liiga palju võrgu lahtusest, loodi ja võrreldi kaks erineva rafineerimise tasemega võrku. Võrdlus tehti $k-\omega$ SST turbulentsuse mudeliga ja mõlemad võrgud simuleeriti kogu kohtumisnurkade vahemikus -4° kuni 30° . Numbrilised

tulemused on kokku võetud tabelis 3.

Tabel 3. Võrgu võrdlus

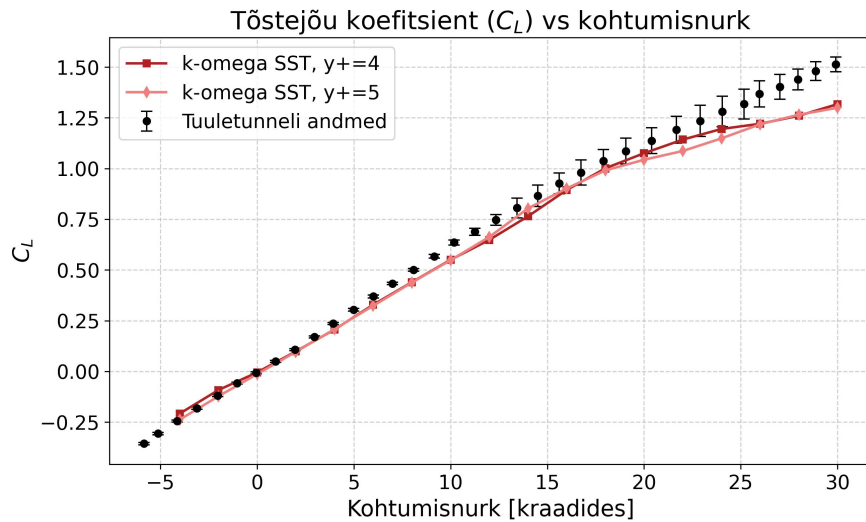
$k-\omega$ SST, Võrk 1: 8,741,586 elementi, $y^+ \approx 4$				$k-\omega$ SST, Võrk 2: 1,926,908 elementi, $y^+ \approx 5$			
α [°]	C_L	C_D	C_M	α [°]	C_L	C_D	C_M
-4	-0.2084	0.0375	-0.0081	-4	-0.2343	0.0426	-0.0249
-2	-0.0923	0.0292	-0.0169	-2	-0.1187	0.0328	-0.0123
0	-0.0055	0.0277	0.0034	0	-0.0091	0.0297	-0.0006
2	0.0981	0.0281	0.0115	2	0.1010	0.0321	0.0100
4	0.2061	0.0382	0.0297	4	0.2145	0.0399	0.0232
6	0.3284	0.0560	0.0437	6	0.3398	0.0575	0.0365
8	0.4395	0.0814	0.0642	8	0.4599	0.0837	0.0529
10	0.5500	0.1149	0.0803	10	0.5684	0.1170	0.0729
12	0.6483	0.1536	0.0903	12	0.6797	0.1591	0.0834
14	0.7643	0.2053	0.0893	14	0.8019	0.2116	0.0854
16	0.8942	0.2667	0.0915	16	0.9110	0.2705	0.0843
18	1.0012	0.3320	0.0914	18	1.0063	0.3344	0.0862
20	1.0756	0.3980	0.1004	20	1.0722	0.3970	0.0899
22	1.1426	0.4684	0.1069	22	1.1121	0.4568	0.0820
24	1.1951	0.5366	0.0938	24	1.1636	0.5247	0.0781
26	1.2208	0.6002	0.0819	26	1.2354	0.6048	0.0784
28	1.2604	0.6720	0.0893	28	1.2845	0.6817	0.0822
30	1.3176	0.7634	0.0741	30	1.3116	0.7534	0.0844

Kogu kohtumisnurkade vahemikus erinevad kahe võrgu tulemused C_L ja C_D osas üksteisest vaid 1–5% võrra, mis näitab head kokkulangevust. Lineaarses tõstejõuvahemikus 0° kuni 14° erineb C_L 3–5% (näiteks 10° juures 0.5500 vs. 0.5684, umbes 3.2%) ja C_D 2–4%. Suurim suhteline kõrvalekalle on -4° juures (-0.2084 vs. -0.2343), kuid see peegeldab väikest absoluutset tõstejõudu madalate nurkade juures, mitte võrgu probleemi: väike nihe pinnarõhu jaotuses annab suure suhtelise erinevuse, kui nimetaja on väike. 16° – 20° vahemikus on kaks võrku kõige tihedamas kokkulangevuses, sobides paremini kui 0.5% nii C_L (1.0756 vs. 1.0722) kui ka C_D (0.3980 vs. 0.3970) osas nurgal 20° . Üle 20° kõiguvad lahendused veidi (näiteks 22° juures $C_L = 1.1426$ vs. 1.1121), kuid jäävad kuni 30° -ni 3% piires. Sellisel tasemel erinevused on tüüpilised *steady-state* RANS-i jaoks selle suurusega välise aerodünaamika võrkudel. Praktilises CFD-s loetakse võrgu sõltumatus tavaliselt saavutatuks, kui integreeritud jõu koefitsiendid on järjestikuste rafineerimiste vahel kooskõlas umbes 5% piires, kusjuures 1–3% loetakse hästi koondunuks [3, 10].

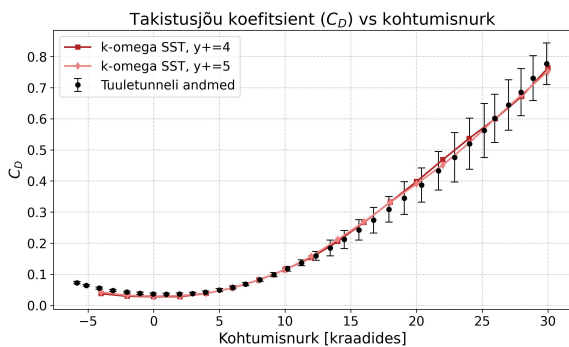
Pikkimoment on kolmest koefitsiendist kõige enam võrgu suhtes tundlik, kuna C_M on rõhuin-tegraal kaalutud momendiõlaga ja seetõttu võimendab see iga lokaalse väljaerinevuse, selle asemel, et seda välja keskmistada. Kuni umbes 14° -ni järgivad kaks võrku üksteist tihedalt.

Alates umbes 20° -st langeb Võrk 2 märgatavalt (joonis 7c), samas kui Võrk 1 jääb lähemale eksperimentaalsele kõverale, mis viitab sellele, et jämedam võrk ei suuda enam pöörise tekitatud madalat rõhku korralikult lahendada, kui vool muutub tugevalt pöörise-domineerituks.

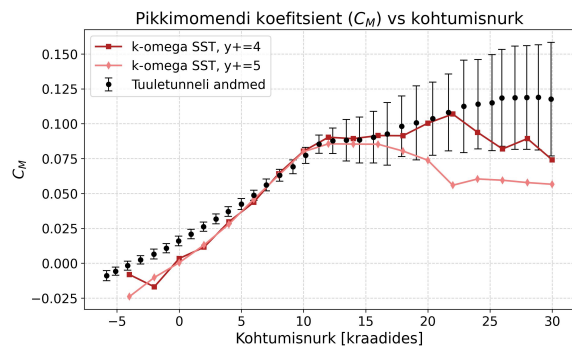
Kõikide kolme koefitsiendi trendid kogu kohtumisnurkade vahemikus on toodud joonisel 7 koos Giannelise jt [8] tuuletunneli eksperimentaalsete andmetega. Mõlemad võrgud järgivad eksperimentaalset kõverat tihedalt kuni umbes 14° -ni, kusjuures suurematel nurkadel ilmneb tavaline *steady-state* RANS-i pöörise-domineeritud tõstejõu alaprognoos [8]. Võrkude vahelised erinevused on kõikjal väiksemad kui simulatsiooni ja eksperimendi vahelised erinevused, mis tähendab, et arvutusjääkide viga domineerib turbulentsuse mudel ja *steady-state* RANS-i eeldus, mitte võrgu lahutus. Võrgu uuringut võib seetõttu pidada koondunuks.



(a) Tõstejõu koefitsient



(b) Takistuskoefitsient



(c) Pikkimomendi koefitsient

Joonis 7. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus Võrk 1, Võrk 2 ja tuuletunneli andmete vahel

Nende võrdluste põhjal valiti kõikidele edasistele simulatsioonidele Võrk 1 (umbes 8.7 miljonit elementi). Kuigi Võrk 2 annab enamiku kohtumisnurkade vahemikus mõistlikke tulemusi, pakub peenem võrk suurte kohtumisnurkade juures, eriti pikkimomendi jaoks, järjepidevamaid prognoose.

4.2 SSAM-Gen5 turbulentsuse mudeli valideerimine: OpenFOAM vs. tuuletunnel vs. ANSYS Fluent

Pärast peenema võrgu valikut (Võrk 1, 8.74×10^6 elementi, $y^+ \approx 4$) hinnati turbulentsuse mudeli mõju. Võrreldi Spalart-Allmarase (SA) ja $k-\omega$ SST mudelid nii OpenFOAM-ist kui ka Giannelise jt [8] poolt esitatud ANSYS Fluenti tulemustest. Võrdluse lisati ka tuuletunneli eksperimentaalsed andmed. OpenFOAM-i simulatsioonide numbrilised tulemused on esitatud tabelis 4.

Tabel 4. Turbulentsuse mudeli võrdlus Võrgul 1

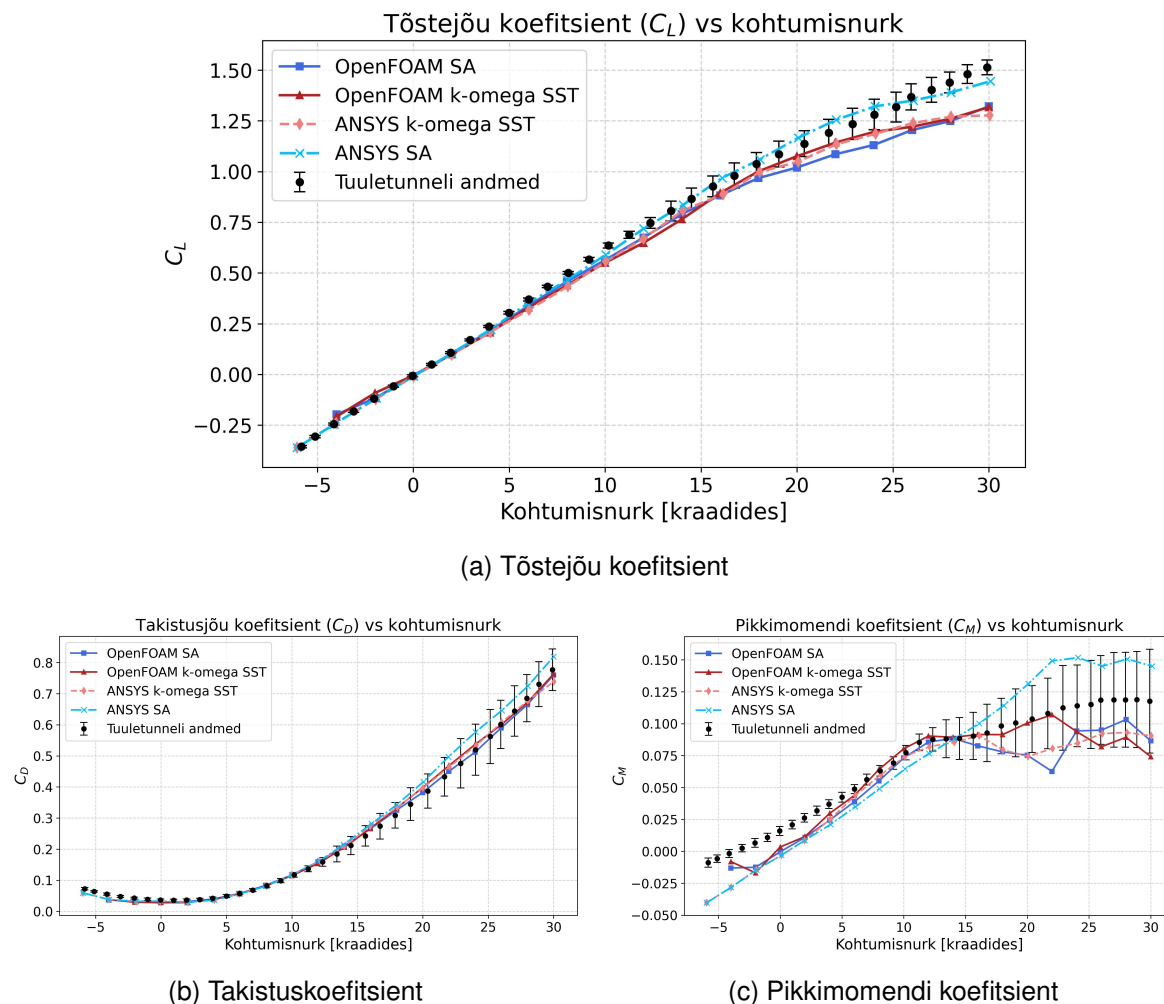
Võrk 1, SA				Võrk 1, $k-\omega$ SST			
α [°]	C_L	C_D	C_M	α [°]	C_L	C_D	C_M
-4	-0.1978	0.0362	-0.0131	-4	-0.2084	0.0375	-0.0081
-2	-0.1181	0.0324	-0.0125	-2	-0.0923	0.0292	-0.0169
0	-0.0091	0.0292	-0.0004	0	-0.0055	0.0277	0.0034
2	0.1007	0.0314	0.0109	2	0.0981	0.0281	0.0115
4	0.2144	0.0397	0.0244	4	0.2061	0.0382	0.0297
6	0.3375	0.0573	0.0388	6	0.3284	0.0560	0.0437
8	0.4570	0.0836	0.0552	8	0.4395	0.0814	0.0642
10	0.5635	0.1170	0.0732	10	0.5500	0.1149	0.0803
12	0.6743	0.1592	0.0856	12	0.6483	0.1536	0.0903
14	0.7901	0.2101	0.0884	14	0.7643	0.2053	0.0893
16	0.8828	0.2653	0.0826	16	0.8942	0.2667	0.0915
18	0.9679	0.3256	0.0779	18	1.0012	0.3320	0.0914
20	1.0199	0.3822	0.0753	20	1.0756	0.3980	0.1004
22	1.0853	0.4502	0.0626	22	1.1426	0.4684	0.1069
24	1.1309	0.5119	0.0943	24	1.1951	0.5366	0.0938
26	1.2046	0.5903	0.0949	26	1.2208	0.6002	0.0819
28	1.2489	0.6651	0.1032	28	1.2604	0.6720	0.0893
30	1.3211	0.7599	0.0866	30	1.3176	0.7634	0.0741

Madalate kohtumisnurkade juures (alates -4° kuni umbes 8°) toodavad mõlemad OpenFOAM-i turbulentsuse mudelid väga sarnaseid tulemusi. Näiteks 6° juures annab SA mudel $C_L = 0.3375$ ja $C_D = 0.0573$, samas kui $k-\omega$ SST mudel annab $C_L = 0.3284$ ja $C_D = 0.0560$. Selles vahemikus on vool peamiselt kinnitunud ja tulemused ei ole turbulentsuse mudeli suhtes väga tundlikud.

Alates umbes 10° -st ja kõrgemal muutuvad erinevused mudelite vahel nähtavamaks. Vahe- mikus 14° kuni 20° prognoosib $k-\omega$ SST mudel SA-ga võrreldes veidi suuremat tõstejõudu. Näiteks 20° juures: $C_L = 1.0756$ SST jaoks ja $C_L = 1.0199$ SA jaoks. Takistuskoeffitsient järgib sarnast trendi, kusjuures SST prognoosib enamikel suuritel nurkadel veidi suuremat takistust.

Suurimad erinevused on näha pikkimomendi koefitsiendis suurte kohtumisnurkade juures. See on oodatav, kuna pikkimoment on väga tundlik väikeste muutuste suhtes rõhu jaotuses, mis sõltub sellest, kuidas iga turbulentsuse mudel käsitleb eraldumist ja pööriseid.

Otsene võrdlus OpenFOAM-i tulemuste, Giannelise jt [8] ANSYS Fluenti prognooside ja tuuletunneli eksperimentaalsete andmete vahel on toodud joonisel 8.



Joonis 8. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus OpenFOAM-i, ANSYS Fluenti ja tuuletunneli andmete vahel

Üldised trendid on kahe tarkvara vahel järjepidevad. Nii OpenFOAM kui ka Fluent näitavad sarnast käitumist mõlema turbulentsuse mudeli jaoks kogu kohtumisnurkade vahemikus. OpenFOAM-i SA mudel toodab tulemusi, mis on lähedased Fluenti SA mudelile, ja sama kehtib ka $k-\omega$ SST mudeli kohta. See kinnitab, et OpenFOAM suudab genereerida aerodünaamilisi prognoose, mis on võrreldavad väljakujunenud kommertstarkvaraga, kui kasutatakse samu turbulentsuse mudeleid ja sarnaseid simulatsiooni seadeid.

Nii OpenFOAM-i kui ka Fluenti tulemused on hästi kooskõlas tuuletunneli andmetega madalate ja mõõdukate kohtumisnurkade juures. Suurte kohtumisnurkade juures on mõlema tarkvara jaoks olemas mõningane kõrvalekalle eksperimentaalsetest andmetest, mis on oodatav *steady-state* RANS-simulatsioonide jaoks tugeva eraldumisega voolude puhul. Sarnaseid

kõrvalekaldeid teatati ka võrdlevas uuringus [8].

Kokkuvõttes näitab valideerimine, et käesolevas lõputöös kasutatud OpenFOAM-i seadistus toodab usaldusväärseid tulemusi, mis on kooskõlas nii eksperimentaalsete andmete kui ANSYS Fluenti prognoosidega. See annab kindlustunde, et sama seadistust saab rakendada CAFA drooni simulatsioonidele.

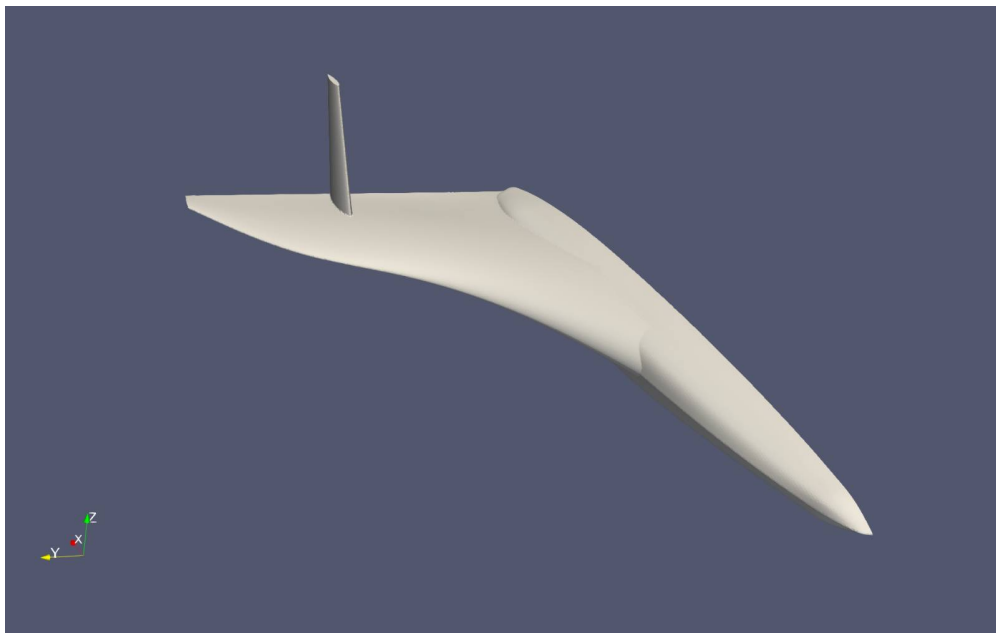
5 CAFA drooni simulatsioon

Käesolevas peatükis esitatakse CAFA drooni *CFD* simulatsioonid. Nende simulatsioonide peamine eesmärk on saada drooni aerodünaamilised koefitsiendid ja arvutada selle varisemiskiirus. Simulatsioonid kasutavad sama OpenFOAM-i seadistust, mis valideeriti eelmises peatükis.

Kõik selle peatüki simulatsioonid käivitati $k-\omega$ SST turbulentsuse mudeliga võrgul sihtväärtusega $y^+ \approx 4$, mis oli kombinatsioon, mis andis valideerimise peatükis kõige järjepidevamaid tulemusi.

5.1 CAFA drooni geomeetria

Drooni välimise geomeetria ülevaade on toodud joonisel 9.



Joonis 9. Ülevaade CAFA drooni geomeetriast

Täismõõtmelise CAFA drooni peamised geomeetrilised parameetrid on kokku võetud tabelis 5.

Tabel 5. Täismõõtmelise CAFA drooni geomeetrilised parameetrid

Parameeter	Väärtus	Ühik
Üldine pikkus	0.75	m
Siruulatus	0.75	m
Keskmine aerodünaamiline kõõl	0.323	m
Võrdluspindala (kogu tiib)	0.252	m ²
Kogumass	4	kg

5.1.1 Geomeetria skaleerimine CFD jaoks

Eelmise peatüki valideerimise juhtumiga kooskõlastamiseks skaleeriti CAFA drooni CAD mudel ühtlaselt allapoole, et see vastaks valideerimiseks kasutatud SSAM-Gen5 võrdlusmudeli suurusele. Valideerimine peatükis 4 tehti konkreetse suuruse, võrgu lahtuse ja Reynoldsi arvu juures, ning samade domeenimõõtmete, võrgu rafineerimise strateegia ja pinnalähedase lahtuse taaskasutamine annab kõige suurema kindluse, et lahendaja käitub drooni jaoks samamoodi nagu valideerimise juhtumi jaoks.

Droon skaleeriti tervikuna, nii et selle proportsioonid säilisid. Simulatsioonides kasutatud võrdlusväärtused vastavad skaleeritud mudelile ja on kokku võetud tabelis 6.

Tabel 6. CFD simulatsioonides kasutatud skaleeritud CAFA drooni mudeli võrdlusväärtused

Parameeter	Väärtus	Ühik
Siruulatus	0.52	m
Keskmine aerodünaamiline kõõl	0.224	m
Poole tiiva võrdluspindala	0.06055	m ²

Mudelit on ainult ühtlaselt skaleeritud, seega on skaleeritud simulatsioonidest saadud dimensioonita aerodünaamilised koefitsiendid (C_L , C_D , C_M) samad mis täismõõtmelise drooni omad, eeldusel, et vool on Reynoldsi arvu suhtes mittetundlikus režiimis. Seda tingimust kontrollitakse punktis 5.4.1.

5.2 Arvutusdomeen ja võrk

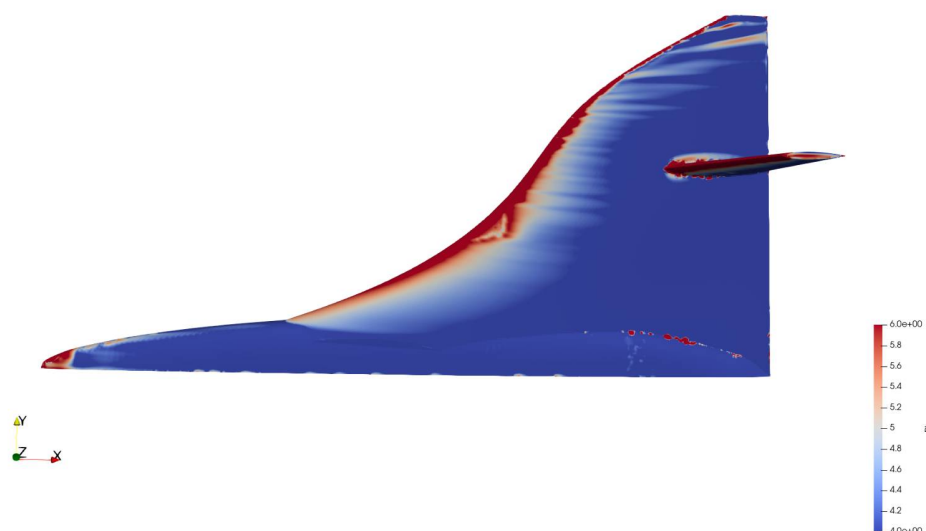
Arvutusdomeen ja võrgu genereerimine järgisid sama lähenemist nagu peatükis 3. Kuna drooni mudel oli skaleeritud, et vastata valideerimise mudeli suurusele, sai sama domeenimõõtmeid ja võrgu rafineerimise seadeid taaskasutada ilma muudatusteta. Sümmeetriatasapinda kasutati taas, et simuleerida ainult pool mudelist.

Võrgu parameetrid on kokku võetud tabelis 7.

Tabel 7. CAFA drooni simulatsiooni võrgu parameetrid

Parameeter	Väärtus
Elementide arv	7,129,112
Prismakihid	10
Siht y^+	4
Kasvutegur	1.11
Maks. viltus	4
Võrgu keskmine mitte-ortogonaalsus	5.5

Saadud y^+ jaotus drooni pinnal on näidatud joonisel 10. CAFA drooni esialgne .stl-fail on kõrgema kvaliteediga kui SSAM-Gen5 võrdlusmudeli .stl-fail. Seetõttu on CAFA drooni lõplik pinnavõrk ühtlasem, mis on selgelt nähtav y^+ jaotuses drooni pinnal.



Joonis 10. y^+ jaotus CAFA drooni pinnal

5.3 Simulatsiooni seadistus

Rajatingimused ja lahendaja seaded olid samad nagu peatükis 3.

Kontrollimaks, kas aerodünaamilised koefitsiendid on Reynoldsi arvu suhtes mittetundlikud, käivitati kaks simulatsioonide komplekti: üks 20 m/s juures ja üks 40 m/s juures. Skaleeritud keskmise aerodünaamilise kõõlu (0.224 m) põhjal vastavad need Reynoldsi arvudele ligikaudu $Re \approx 3.0 \times 10^5$ ja $Re \approx 6.0 \times 10^5$. Kui koefitsiendid on selles vahemikus Reynoldsi arvust sõltumatud, saab skaleeritud mudeli tulemusi rakendada täismõõtmelisele droonile varisemiskiiruse arvutamiseks.

20 m/s juhtum simuleeriti kohtumisnurkade vahemikus -4° kuni 20° sammudega 2° . 40 m/s juhtum simuleeriti kohtumisnurkade vahemikus 2° kuni 12° sammudega 2° , mis annab piisava

kattumise esimese komplektiga, et võrrelda koefitsiente esindavate nurkade vahemikus.

5.4 Tulemused

Selles punktis esitatakse ja analüüsitakse simulatsioonide tulemusi.

5.4.1 Reynolds'i arvust sõltumatuse kontroll

Aerodünaamilisi koefitsiente, mis saadi 20 m/s ja 40 m/s juures, võrreldakse tabelis 8 kattuva kohtumisnurkade vahemiku jaoks (2° kuni 12°).

Tabel 8. Aerodünaamiliste koefitsientide võrdlus $V_\infty = 20$ m/s ($Re \approx 3.0 \times 10^5$) ja $V_\infty = 40$ m/s ($Re \approx 6.0 \times 10^5$) juures

α [°]	$V_\infty = 20$ m/s			$V_\infty = 40$ m/s		
	C_L	C_D	C_M	C_L	C_D	C_M
2	0.1210	0.0167	-0.0434	0.1228	0.0157	-0.0442
4	0.2110	0.0217	-0.0685	0.2114	0.0205	-0.0689
6	0.3030	0.0307	-0.0954	0.3031	0.0295	-0.0958
8	0.3960	0.0446	-0.1220	0.3940	0.0431	-0.1223
10	0.4870	0.0652	-0.1480	0.4805	0.0626	-0.1459
12	0.5650	0.0921	-0.1690	0.5670	0.0906	-0.1721

Tõstejõu, takistuse ja pikkimomendi koefitsiendid 20 m/s ja 40 m/s juures on kõikidel kohtumisnurkadel väga lähedased. Erinevused C_L -s on igal nurgal alla 2% ning erinevused C_D -s ja C_M -s on samuti väikesed. Reynolds'i arvu kahekordistamine $\sim 3 \times 10^5$ -lt $\sim 6 \times 10^5$ -le ei too olulist muutust dimensioonita koefitsientides.

See kinnitab kahte olulist asja. Esiteks on vool simuleeritud vahemikus Reynolds'i suhtes mittetundlikus režiimis, mis on madala Machi arvu juures oodatav käitumine. Teiseks, kuna skaleeritud *CFD* mudel on lihtsalt täismõõtmelise drooni väiksem versioon, kehtivad samad dimensioonita koefitsiendid ka Reynolds'i arvude juures, mis vastavad täismõõtmelisele droonile lennus. Skaleeritud 20 m/s simulatsioonidest saadud koefitsiente saab seetõttu otse kasutada täismõõtmelise drooni parameetritega varisemiskiiruse arvutamisel.

5.4.2 Aerodünaamilised koefitsiendid

Kogu aerodünaamiliste koefitsientide komplekt 20 m/s simulatsioonidest on toodud tabelis 9. Pikkimoment arvutatakse punkti suhtes asukohas $x = 0.308$ m skaleeritud mudeli ninast.

Tabel 9. CAFA drooni aerodünaamilised koefitsiendid

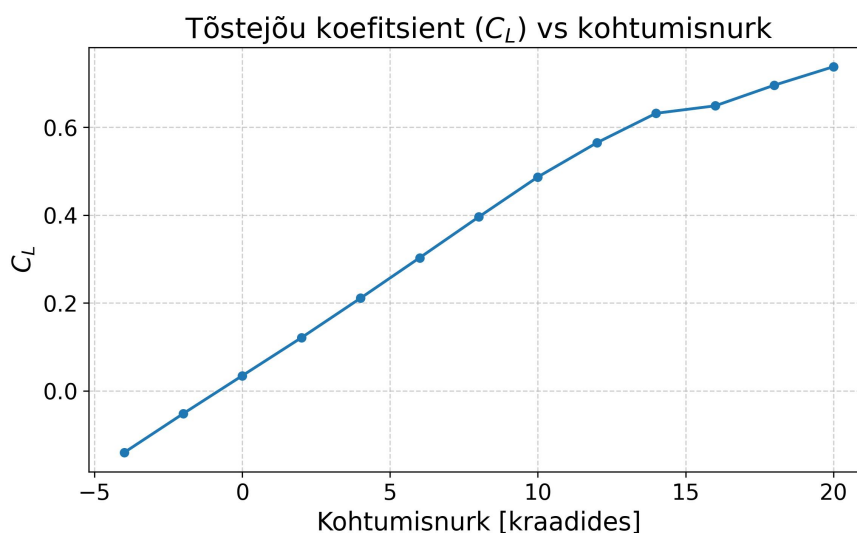
α [°]	C_L	C_D	C_M
-4	-0.1407	0.0200	0.0271
-2	-0.0520	0.0153	0.0029
0	0.0345	0.0147	-0.0220
2	0.1210	0.0167	-0.0434
4	0.2110	0.0217	-0.0685
6	0.3030	0.0307	-0.0954
8	0.3960	0.0446	-0.1220
10	0.4870	0.0652	-0.1480
12	0.5650	0.0921	-0.1690
14	0.6320	0.1260	-0.1850
16	0.6490	0.1620	-0.1840
18	0.6960	0.2040	-0.2200
20	0.7380	0.2460	-0.2090

Tõstejõu koefitsient kasvab ligikaudu lineaarselt -4° -st kuni umbes 14° -ni. Vahemikus 14° ja 16° on selge murre tõstejõukõveras: C_L kasvab ainult 0.632-st 0.649-ni, mis on palju vähem kui kasv eelmises 2° sammus (alates 0.565-st kuni 0.632-ni). Pärast 16° jätkab tõstejõud aeglast kasvu, jõudes $C_L = 0.738$ -ni 20° juures, kuid kasvu kiirus on palju madalam kui lineaarses piirkonnas.

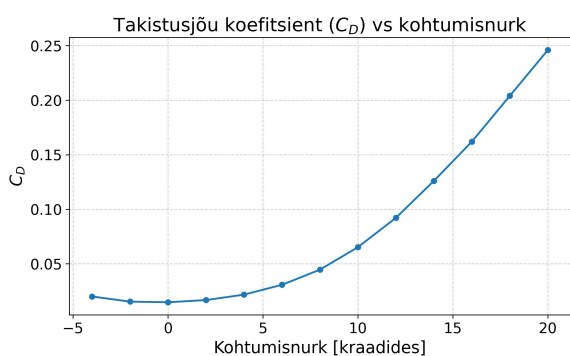
See käitumine on tüüpiline tiibadele suurte kohtumisnurkade juures. Vool hakkab eralduma suurest osast tiiva pinnast, mis vähendab edasiste kohtumisnurga suurendamise efektiivsust. Kuigi C_L -s ei ole järsku langust (puudub järsk varisemine), näitab oluline tõstejõukõvera kalde vähenemine 14° ja 16° vahel, et tiib läheneb oma aerodünaamilistele piiridele. Praktikas ei annaks lendamine üle 14° kuni 16° nurkade peaaegu mingit lisanduvat tõstejõudu, samal ajal kui takistus suureneks oluliselt.

Takistuskoefitsient kasvab madalatel nurkadel järk-järgult ja suurtel nurkadel järsemalt, mis on oodatav tõstest indutseeritud takistuse kasvava komponendi tõttu. Pikkimomendi koefitsient on negatiivne ja muutub kohtumisnurga suurenemisega veel negatiivsemaks, mis viitab nina-alla kalduvusele.

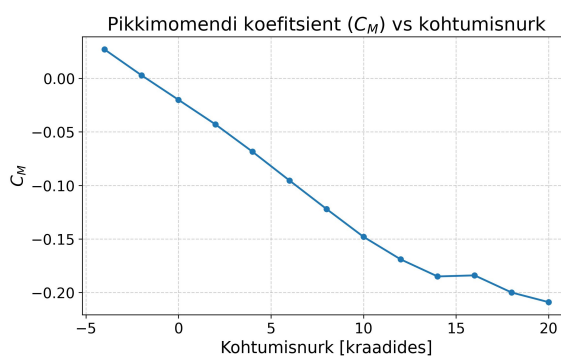
Samad andmed on joonistatud joonisel 11, et trende kogu kohtumisnurkade vahemiku ulatuses paremini visualiseerida.



(a) Tõstejõu koefitsient



(b) Takistuskoeffitsient



(c) Pikkimomendi koefitsient

Joonis 11. CAFA drooni aerodünaamilised koefitsiendid

5.4.3 Varisemiskiiruse arvutamine

Selle arvutuse tuletamine ja meetodika järgivad Andersoni meetodikat [27]. Varisemiskiirus on minimaalne kiirus, mille juures õhusõiduk suudab säilitada stabiilset horisontaallendu.

Stabiilses horisontaallennus peab tõstejõud võrduma õhusõiduki kaaluga:

$$L = W. \quad (5.1)$$

Tõstejõud on antud kui:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L, \quad (5.2)$$

kus ρ_{∞} on vabavoolu õhu tihedus, V_{∞} on lennukiirus, S on tiiva võrdluspindala ja C_L on tõstejõu koefitsient. Võrrandite 5.1 ja 5.2 kombineerimine ja kiiruse jaoks lahendamine annab:

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_L}}. \quad (5.3)$$

Sellest avaldisest on selge, et antud kaalu, kõrguse ja tiiva pindala jaoks väheneb lennukiirus, kui tõstejõu koefitsient suureneb. Madalaim võimalik kiirus saavutatakse siis, kui tõstejõu

koefitsient on oma maksimaalsel väärtusel $C_{L,max}$. See minimaalne kiirus on varisemiskiirus:

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{L,max}}}. \quad (5.4)$$

Kui õhusõiduk lendab aeglasemalt kui V_{stall} , ei suuda tiivad tekitada piisavalt tõstejõudu, et kaalu toetada, ja õhusõiduk kaotab tõstejõu.

Simulatsiooni tulemustest (tabel 9) jätkab tõstejõu koefitsient kasvu kogu kohtumisnurkade vahemiku ulatuses kuni 20° -ni, jõudes $C_L = 0.738$ -ni. Siiski väheneb tõstejõukõvera kalle pärast 14° oluliselt ja praktikas ei ole väga suurte kohtumisnurkade juures lendamine realistlik suure takistuse kasvu ja voolu ebastabiilsuse riski tõttu. Seetõttu valiti varisemiskiiruse arvutamiseks praktiline maksimaalne tõstejõu koefitsient 16° juures, jõudes $C_{L,max} = 0.649$, mis on lähedal tõstejõukõvera murdele, kus tõstejõu kasv aeglustub oluliselt.

Kasutades täismõõtmelise drooni parameetreid tabelist 5, kaalu $W = mg = 39.24$ N ja standardset merepinna taseme õhu tihedust $\rho_{\infty} = 1.225$ kg/m³, arvutatakse varisemiskiiruse võrrandist 5.4. Tulemused on kokku võetud tabelis 10.

Tabel 10. Täismõõtmelise CAFA drooni varisemiskiiruse hinnangud merepinna taseme tingimustel

$C_{L,max}$	α [°]	V_{stall} [m/s]
0.649	16	19.8

6 Kokkuvõte

Käesolevas lõputöös testiti, kas OpenFOAM-i kui avatud lähtekoodiga *CFD*-paketti saab kasutada alternatiivina komertstarkvarale nagu ANSYS Fluent väikese tiibadega drooni aerodünaamiliseks analüüsiks. Lõputöö eesmärk oli seadistada OpenFOAM-i tööprotsess, valideerida see usaldusväärsete võrdlusandmete vastu ja seejärel kasutada seda CAFA drooni varisemiskiiruse hindamiseks.

Lõputöö esimene osa käsitles simulatsioonide taga olevat teooriat. Tuletati Reynoldsi keskmistatud Navier-Stokesi võrrandid ning seletati sulgemise probleemi, mis tuleneb Reynoldsi pingete tensorist. Simulatsioonideks valiti kaks turbulentsuse mudelit: Spalart-Allmarase mudel ja $k-\omega$ SST mudel. Mõlemad on lennunduse *CFD*-s tavapäraselt kasutusel ja neid kasutati ka Giannelise jt [8] võrdlevas uuringus, mis võimaldas OpenFOAM-i tulemusi otse võrrelda ANSYS Fluenti tulemustega. Kirjeldati ka lõplike mahtude meetodit, SIMPLE algoritmi ja OpenFOAM-i tarkvara raamistikku.

Valideerimiseks kasutati SSAM-Gen5 deltatiiva mudelit. See mudel valiti, kuna sellel on avalikult saadaval tuuletunneli andmed ja ANSYS Fluenti tulemused, see on suuruselt sarnane CAFA drooniga ning pööris-domineeritud vool, mida see suurte kohtumisnurkade juures tekitab, on *CFD* jaoks väljakutsuv. Pool-keha mudeli ümber ehitati arvutusdomeen ning loodi kaks erineva pinnalähedase lahutusega võrku OpenFOAM-i sisseehitatud tööriistadega. Võrgu loomise käigus avastati probleemide paljude prismakihtide korruga lisamisega ning selle lahendamiseks töötati välja etapiviisiline lähenemine.

Valideerimine näitas, et OpenFOAM toodab aerodünaamilisi tulemusi, mis on lähedased nii tuuletunneli andmetele kui ka ANSYS Fluenti tulemustele. Tõstejõu ja takistuse erinevused kahe võrgu vahel jäid 1–5% piiresse. Pikkimoment oli võrgu suhtes tundlikum, eriti suurte nurkade juures. Edasiseks kasutamiseks valiti peenem võrk umbes 8.7 miljoni elemendiga, kuna see andis suurte nurkade juures järjepidevamaid tulemusi. Spalart-Allmarase ja $k-\omega$ SST mudelite võrdlus näitas, et mõlemad annavad lineaarses vahemikus sarnaseid tulemusi, kusjuures väikesed erinevused ilmuvad siis, kui vool hakkab eralduma. OpenFOAM-i trendid sobitusid mõlema mudeli puhul tihedalt ANSYS Fluenti omadega. Mõned koonduvuse probleemid täheldati väga suurte kohtumisnurkade juures, kus *steady-state* lahendajal oli raskusi tugevalt eraldunud vooluga, kuid koefitsientide saamiseks saadi keskmistades viimaste stabiilsete iteratsioonide üle. Kokkuvõttes kinnitas valideerimine, et OpenFOAM-i seadistus on piisavalt usaldusväärne, et seda saaks kasutada drooni simulatsioonideks.

Lõputöö teine osa rakendas valideeritud tööprotsessi CAFA droonile. Valideerimise juhtumiga kooskõlastamise jaoks skaleeriti drooni mudel ühtlaselt allapoole, et see vastaks valideeritud SSAM-Gen5 mudeli suurusele. Sel viisil sai sama võrgu seadeid, domeenimõõtmeid ja pinnalähedast lahutust taaskasutada. Skaleerimine on ühtlane ja kuju on säilinud, seega ska-

leeritud drooni dimensioonita aerodünaamilised koefitsiendid on samad, mis täismõõtmelise drooni omad, kui vool on Reynolds'i suhtes mittetundlikus režiimis.

Selle kontrollimiseks käivitati kaks simulatsioonide komplekti kiirustel 20 m/s ja 40 m/s. Aerodünaamilised koefitsiendid olid kattuvate kohtumisnurkade ulatuses kooskõlas kahe protsendi piires, mis näitas, et koefitsiendid ei sõltu selles vahemikus lennukiirusest. See tulemus võimaldas skaleeritud simulatsiooni koefitsiente rakendada täismõõtmelise drooni parameetritele varisemiskiiruse arvutamiseks.

Täielik kohtumisnurga *sweep* 20 m/s juures näitas, et tõstejõu koefitsient kasvab ligikaudu lineaarselt kuni umbes 14 kraadini, mille järel tõstejõukõvera kalle väheneb oluliselt. Tõstejõu koefitsient jätkab kasvu kuni 20 kraadini, kuid palju madalama kiirusega. Praktiline maksimaalne tõstejõu koefitsient $C_{L,max} = 0.649$ tuvastati 16 kraadi juures, lähedal tõstejõukõvera murdele, kus tõstejõu kasv aeglustub oluliselt. Selle väärtuse koos täismõõtmelise drooni parameetritega standardses varisemiskiiruse võrrandis kasutamine andis hinnanguliseks varisemiskiiruseks $V_{stall} \approx 19.8$ m/s merepinna taseme tingimustel.

Tulevikutööd võiksid laiendada valideeritud tööprotsessi mitmes suunas. Kõige loogilisem järgmine samm on teostada mittestatsionaarseid simulatsioone suurte kohtumisnurkade režiimi jaoks, et varisemise käitumist paremini jäädvustada, kuna *steady-state* RANS jõuab oma piirideni seal, kus voolu eraldumine muutub domineerivaks. Lõpuks tuleks prognoositud varisemiskiirust valideerida lennukatsete andmete põhjal, kui CAFA droon on valmis ehitatud. Kokkuvõttes näitas käesolev lõputöö, et OpenFOAM-i, kui see on hoolikalt seadistatud ja valideeritud usaldusväärsete võrdlusandmete vastu, saab kasutada tasuta alternatiivina kommerts CFD-tarkvarale väikeste tiibadega UAV-de aerodünaamiliseks analüüsiks.

Tänuavaldused

Autor soovib avaldada siirast tänu järgmistele inimestele ja organisatsioonile:

- Juhendaja Heiko Jens Herrmannile pideva huvi, juhendamise ja tagasiside eest kogu käesoleva lõputöö kirjutamise jooksul,
- CAFA Tech OÜ-le lõputöö idee, juurdepääsu eest nende arvutitele ja võimaluse eest edasiarendusteks,
- Toomas Kaevandile korrektuuride tegemise ja kontrollimise eest.

Kasutatud kirjandus

- [1] Syed Agha Hassnain Mohsan *et al.* „Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review“. *Drones* 6.6 (2022), lk 147. DOI: 10.3390/drones6060147.
- [2] Stephen B. Pope. *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000.
- [3] H. K. Versteeg ja W. Malalasekera. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. 2.* väljaanne. Pearson, 2007.
- [4] David C. Wilcox. *Turbulence Modeling for CFD. 3.* väljaanne. DCW Industries, 2006.
- [5] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM User Guide*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: <https://www.openfoam.com/documentation/user-guide>.
- [6] Philippe R. Spalart ja Steven R. Allmaras. „A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows“. Teoses: *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. AIAA Paper 92-0439. 1992. DOI: 10.2514/6.1992-439.
- [7] F. R. Menter. „Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications“. *AIAA Journal* 32.8 (1994), lk-d 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.
- [8] N. F. Giannelis, T. Bykerk ja G. A. Vio. „A Generic Model for Benchmark Aerodynamic Analysis of Fifth-Generation High-Performance Aircraft“. *Aerospace* 10.9 (2023), lk 746. DOI: 10.3390/aerospace10090746.
- [9] Suhas V. Patankar. *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. Hemisphere Publishing Corporation, 1980.
- [10] Joel H. Ferziger, Milovan Perić ja Robert L. Street. *Computational Methods for Fluid Dynamics. 4.* väljaanne. Springer, 2020. DOI: 10.1007/978-3-319-99693-6.
- [11] Hrvoje Jasak. „Error Analysis and Estimation for the Finite Volume Method with Applications to Fluid Flows“. Doktoritöö. Imperial College, University of London, 1996.
- [12] H. G. Weller *et al.* „A Tensorial Approach to Computational Continuum Mechanics Using Object-Oriented Techniques“. *Computers in Physics* 12.6 (1998), lk-d 620–631. DOI: 10.1063/1.168744.
- [13] Hrvoje Jasak. „OpenFOAM: Open Source CFD in Research and Industry“. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering* 1.2 (2009), lk-d 89–94.
- [14] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM is Open Source*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: <https://www.openfoam.com/openfoam-is-open-source>.
- [15] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM Licensing*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: <https://www.openfoam.com/licensing>.
- [16] James Ahrens, Berk Geveci ja Charles Law. „ParaView: An End-User Tool for Large Data Visualization“. Teoses: *The Visualization Handbook*. Academic Press, 2005, lk-d 717–731.
- [17] OpenCFD Ltd. *snappyHexMesh: OpenFOAM Documentation*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2024. URL: <https://doc.openfoam.com/2312/tools/pre-processing/mesh/generation/snappyhexmesh/>.
- [18] CFD Direct. *OpenFOAM v13 User Guide: snappyHexMesh*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: <https://doc.cfd.direct/openfoam/user-guide-v13/snappyhexmesh>.

- [19] OpenCFD Ltd. *simpleFoam: OpenFOAM Documentation*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2023. URL: <https://doc.openfoam.com/2312/tools/processing/solvers/rtm/incompressible/simpleFoam/>.
- [20] ANSYS, Inc. *ANSYS Fluent Theory Guide*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: https://ansyshelp.ansys.com/public/Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html.
- [21] Nicholas F. Giannelis, Tamas Bykerk ja Gareth A. Vio. *A Generic Model for Benchmark Aerodynamic Analysis of Fifth-Generation High-Performance Aircraft*. Andmestik. Versioon 1.0. 2023. DOI: 10.5281/zenodo.8277951.
- [22] Aidan Wimshurst. *Inflation Layer Calculator: Fluid Mechanics 101*. Veebitööriist. Vaadatud: 23.05.2026. 2021. URL: <https://www.fluidmechanics101.com/pages/tools.html>.
- [23] ASC – Austrian Scientific Computing. *Best Practices: ANSYS Fluent*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2025. URL: https://docs.asc.ac.at/software/packages/Fluent/best_practices.html.
- [24] OpenCFD Ltd. *Force coefficients: OpenFOAM Documentation*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2023. URL: <https://doc.openfoam.com/2306/tools/post-processing/function-objects/forces/forceCoeffs/>.
- [25] OpenCFD Ltd. *Forces: OpenFOAM Documentation*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2023. URL: <https://doc.openfoam.com/2306/tools/post-processing/function-objects/forces/forces/>.
- [26] OpenCFD Ltd. *yPlus: OpenFOAM Documentation*. Veebidokumentatsioon. Vaadatud: 23.05.2026. 2024. URL: <https://doc.openfoam.com/2312/tools/post-processing/function-objects/field/yPlus/>.
- [27] John D. Anderson. *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill, 1999.

Lisa 1 – Lihtlitsents lõputöö reprodutseerimiseks ja lõputöö üldsusele kättesaadavaks tegemiseks¹

Mina, Anna Kalugina

1. Annan Tallinna Tehnikaülikoolile tasuta loa (lihtlitsentsi) enda loodud teose “Tiibadega drooni aerodünaamika analüüs OpenFOAM-i abil”, mille juhendaja on Heiko Jens Herrmann,
 - 1.1. reprodutseerimiseks lõputöö säilitamise ja elektroonse avaldamise eesmärgil, sh Tallinna Tehnikaülikooli raamatukogu digikogusse lisamise eesmärgil kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni;
 - 1.2. üldsusele kättesaadavaks tegemiseks Tallinna Tehnikaülikooli veebikeskkonna kaudu, sealhulgas Tallinna Tehnikaülikooli raamatukogu digikogu kaudu kuni autoriõiguse kehtivuse tähtaja lõppemiseni.
2. Olen teadlik, et käesoleva lihtlitsentsi punktis 1 nimetatud õigused jäävad alles ka autorile.
3. Kinnitan, et lihtlitsentsi andmisega ei rikuta teiste isikute intellektuaalomandi ega isikuandmete kaitse seadusest ning muudest õigusaktidest tulenevaid õigusi.

24.05.2026

¹Lihtlitsents ei kehti juurdepääsupiirangu kehtivuse ajal vastavalt üliõpilase taotlusele lõputööle juurdepääsupiirangu kehtestamiseks, mis on allkirjastatud teaduskonna dekaani poolt, välja arvatud ülikooli õigus lõputööd reprodutseerida üksnes säilitamise eesmärgil. Kui lõputöö on loonud kaks või enam isikut oma ühise loomingu tegevusega ning lõputöö kaas- või ühisautor(id) ei ole andnud lõputööd kaitsvale üliõpilasele kindlaksmääratud tähtajaks nõusolekut lõputöö reprodutseerimiseks ja avalikustamiseks vastavalt lihtlitsentsi punktidele 1.1. ja 1.2, siis lihtlitsents nimetatud tähtaja jooksul ei kehti.

Lisa 2 – OpenFOAM-i algsed seadistusfailid

Peatükkides 3–5 kasutatud OpenFOAM-i algsed juhtumi seadistusfailid on saadaval aadressil:
https://github.com/shyanmary/BA_thesis_openfoam

Iga juhtum järgib standardset OpenFOAM-i kataloogstruktuuri kaustadega 0/, constant/ ja system/.

Genereeritud võrgud ja järeltöötamise väljundid ei ole platvormi suurusepiirangute tõttu kaasatud.

Kõik juhtumid valmistati ette ja käivitati OpenFOAM v2412-ga.