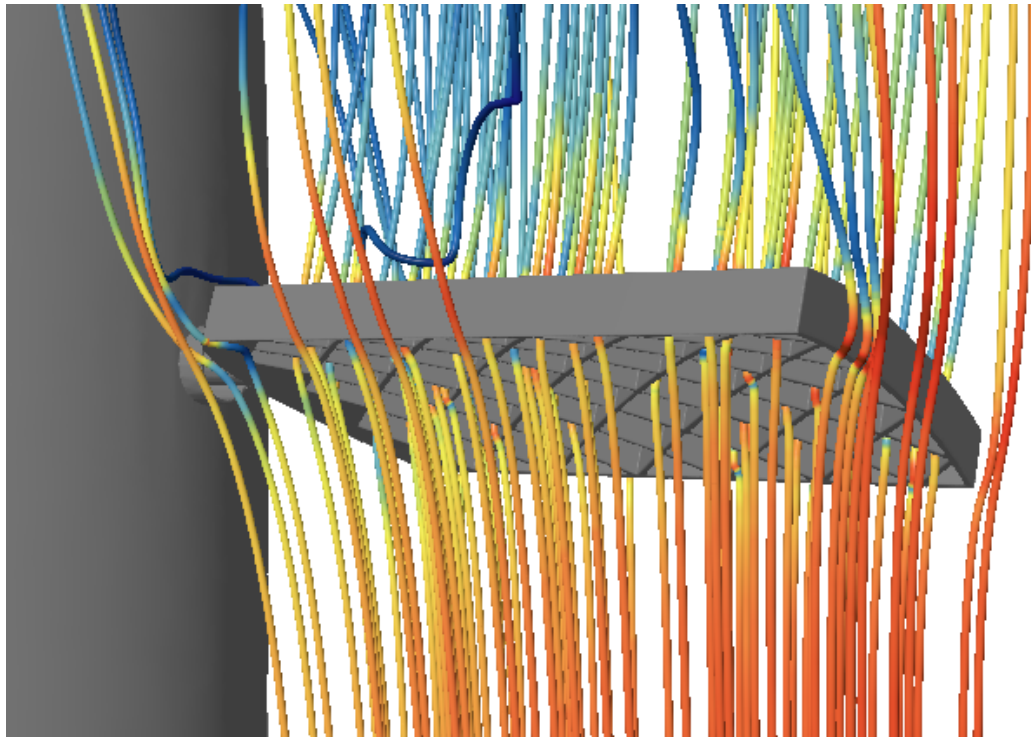




CHALMERS
UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



Vertikal landning av raket

Kandidatarbete 2026

Axel Egerstad, Omar Hamawi, Adam Johansson,
Philip Olsson, Vilgot Skoglund, Teodor Svensson

INSTITUTIONEN FÖR MECHANICAL ENGINEERING

Chalmers Tekniska Högskola
Göteborg, Sverige 2026
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE RAPPORT 2026

Vertikal landning av raket

Undersökning och utveckling av styrsystem för en raket nedfärd

Axel Egerstad
Omar Hamawi
Adam Johansson
Philip Olsson
Vilgot Skoglund
Teodor Svensson



CHALMERS
UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Institutionen för Mechanical Engineering
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2026

Vertikal landning av raket
Undersökning och utveckling av styrsystem för en rakets nedfärd

© AXEL EGERSTAD, OMAR HAMAWI, ADAM JOHANSSON,
PHILIP OLSSON, VILGOT SKOGLUND, TEODOR SVENSSON, 2026.

Handledare: Filip Herbertsson, Chalmers tekniska högskola
Examinator: Carlos Xisto, Chalmers tekniska högskola

Kandidatarbete rapport 2026
Institutionen för Mechanical Engineering
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telephone +46 31 772 1000

Omslagsbild: Simulering i STAR-CCM+ av raket och fena som visualiseras med strömlinjer.

Skriven i L^AT_EX
Göteborg, Sverige 2026

Abstract

Steering is becoming increasingly important in rocketry, as the demand for precision landing and vehicle reusability grows in both commercial and research applications. This study investigates and develops a control system for the early descent phase of a student rocket. The objective was to guide the rocket from a predefined initial position to a designated landing site while maintaining stability throughout the descent. Grid fins were selected as the control mechanism. Fluid simulations were performed to determine aerodynamic force coefficients for both the fins and the rocket at different rocket and fin angles. The simulations were validated through wind tunnel testing, where the fin was mounted and aerodynamic forces were measured for various angles and flow velocities. Furthermore, a control system was designed to regulate the grid fins using the obtained force coefficients in order to stably guide the rocket toward the landing site. The results showed that the grid fins generate sufficient force to counteract the moments produced by the rocket, thereby enabling stabilization. However, the steering capability is limited, and the rocket would need to descend from an altitude of approximately 20 000 meters in order to achieve a lateral displacement of 10 meters. These findings are supported by fluid simulations, which showed a correlation with wind tunnel experiments in capturing the aerodynamic trends, confirming the model's reliability. While a systematic offset was observed due to experimental uncertainties, the fluid simulations remain a valid tool. Finally, the choice of grid fins is considered justified due to their foldable design and stable control characteristics. However, the control system requires further development in order to handle real flight conditions without relying on assumptions such as constant aerodynamic coefficients and simplified flight dynamics.

Sammandrag

Styrning blir allt viktigare inom raketteknik i takt med att efterfrågan på precisionslandning och återanvändbara farkoster ökar inom både kommersiella tillämpningar och forskning. Detta projekt undersöker och utvecklar ett styrsystem för den tidiga nedstigningsfasen av en studentraket. Målet var att styra raketen från en startposition till en angiven landningsplats med bibehållen stabilitet under hela nedstigningen. Gallerfenor valdes som styrmekanism. Strömningssimuleringar utfördes för att fastställa aerodynamiska kraftkoefficienter för både fenorna och raketen vid olika raket- och fenvinklar. Simuleringarna validerades genom vindtunneltestning, där fenan monterades och aerodynamiska krafter mättes för olika vinklar och strömningshastigheter. Vidare utformades ett reglersystem för att styra gallerfenorna med hjälp av de erhållna kraftkoefficienterna i syfte att stabilt styra raketen mot landningsplatsen. Resultaten visade att gallerfenorna genererar tillräcklig kraft för att motverka de moment som raketerna producerar, vilket möjliggör stabilisering. Styrsystemets förmåga är dock begränsad, och raketerna skulle behöva falla från en höjd på cirka 20 000 meter för att uppnå en lateral förflyttning på 10 meter. Dessa resultat stöds av strömningssimuleringar, vilka uppvisade en korrelation med vindtunnelexperiment gällande aerodynamiska trender. Detta bekräftar modellens tillförlitlighet. Trots att en systematisk avvikelse observerades på grund av experimentella osäkerheter, förblir simuleringarna ett giltigt verktyg. Slutligen anses valet av gallerfenor motiverat på grund av deras fällbara konstruktion och stabila styregenskaper. Dock kräver reglersystemet vidareutveckling för att kunna hantera verkliga flygförhållanden utan att förlita sig på antaganden såsom konstanta aerodynamiska koefficienter och förenklad flygdynamik.

Förord

Denna rapport presenterar resultat och utfall från kandidatprojektgrupp MMSX21-VT26-26B. Kandidatarbetet genomfördes vid institutionen för Mechanical Engineering på Chalmers tekniska högskola under våren 2026. Arbetet genomfördes med syfte att hjälpa studentföreningen CAESAR att utforska metoder för landning av deras raket.

Vi vill rikta ett stort tack till vår handledare, Filip Herbertsson, som har varit till stor hjälp genom hela arbetet. Vi tackar även raketgruppen CAESAR och Mohammed Kassem för diskussioner och hjälp med att hitta en väg framåt, samt prototypplabbet och Chalmers strömningslaboratorium för tillhandahållande av arbetsplats, nödvändiga verktyg och material för projektet. Sist men inte minst tackar vi vår examinator, professor Carlos Xisto.

Akronymer

Nedan är en lista över akronymer som används i rapporten listade i bokstavsordning:

6DOF	Six Degrees Of Freedom
CFD	Computational Fluid Dynamics
CAD	Computer-Aided Design
CAESAR	Chalmers Aerospace Society for Advanced Rocketry
DCM	Direction Cosine Matrix
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
EuRoC	European Rocketry Challenge
FRD	Forward, Right, Down
MOAB	Mother Of All Bombs
NED	North, East, Down
PD	Proportional Derivative
PID	Proportional Integral Derivative

Beteckningar

Nedan följer beteckningar som har använts genomgående i denna uppsats:

Krafter och moment

F_D	Luftmotståndskraft
F_L	Lyftkraft
F_S	Sidkraft
M	Moment
F_x, F_y, F_z	Kraftkomponenter i x-, y- respektive z-led

Aerodynamiska koefficienter

C_D	Luftmotståndskoefficient
C_L	Lyftkraftskoefficient
C_S	Sidkraftskoefficient
C_M	Momentkoefficient

Flödesparametrar

ρ	Densitet
V	Friströmshastighet
μ	Dynamisk viskositet
Re	Reynoldstal
A	Referensarea
D	Referenslängd (diameter)

Rörelsekvationer

u, v, w	Hastighetskomponenter i FRD-systemet
p, q, r	Rotationshastigheter
ϕ, θ, ψ	Eulervinklar (rullvinkel, stampvinkel, girvinkel)
m	Massa
I	Tröghetsmatris

L, M, N Momentkomponenter

Reglersystem

K_p Proportionell förstärkning

e_m Uppmätta reglerfelet

T_i Integraltidskonstant

T_d Derivatatidskonstant

v Hastighet

g Gravitationskonstant

C Rotationsmatris

$u(t)$ Styrsignal

Övrigt

V_t Terminalhastighet

Y^+ Dimensionslöst väggavstånd

m Massa

h Höjd

r Radie

θ_r, θ_{gf} Vinkel (raket och gallerfena)

l Längd

Innehåll

Figurer	xvii
Tabeller	xix
1 Introduktion	1
1.1 Syfte	3
1.2 Avgränsningar	3
1.3 Frågeställningar	3
2 Teori	5
2.1 Fenor som styrmedel	5
2.1.1 Gallerfenor	5
2.1.2 Plana fenor och roder	6
2.1.3 Val av fentyp	7
2.2 Teori bakom CFD-simulering	8
2.2.1 Styrande ekvationer	8
2.2.2 Upplösning av gränsskiktet	8
2.3 Aerodynamiska krafter	9
2.4 Teori bakom reglersystem	10
2.4.1 Regulatorer	11
2.5 Beskrivning av rörelseekvationer	11
2.5.1 Translationsekvationer	13
2.5.2 Rotationsekvationer	14
2.6 Simulering i Simulink	14
2.6.1 Sex frihetsgrader i kroppens axelrörelse	15
3 Metod	17
3.1 Design av gallerfena	17
3.2 Initialvärden för simulering	19
3.2.1 Beräkning av massa och masscentrum	19
3.2.2 Beräkning av tröghetsmatris	19
3.2.3 Beräkning av hastighet vid överlämning	20
3.3 CFD-simulering	21
3.3.1 CAD-modeller	21
3.3.1.1 Modell för raket	21
3.3.1.2 Modell för fena	22
3.3.2 Geometri	22

3.3.3	Uppställning av fysikaliska modeller	24
3.3.4	Skapande av beräkningsnät	25
3.3.5	Konvergensstudie av beräkningsnät	26
3.3.6	Utformning av undersökning	27
3.4	Experimentell validering av aerodynamiska koefficienter	28
3.4.1	Prototypframställning	29
3.4.2	Labbspställning och parametersvep	31
3.5	Beräkning av momentbidrag	33
3.6	Reglersystem	35
4	Resultat	39
4.1	Koefficienter från simulering	39
4.1.1	Kraftkoefficienter för fena	39
4.1.2	Kraftkoefficienter för raket	41
4.1.3	Momentkoefficienter för raket	42
4.2	Jämförelse mellan CFD-simulering och vindtunneltest	45
4.3	Momentjämvikt	47
4.4	Reglersystem i Simulink	47
5	Diskussion	51
5.1	Reglersystem	51
5.2	Val och design av gallerfena	52
5.3	Raketkroppens framställande	53
5.4	CFD-simuleringar	53
5.5	Jämförelse mellan CFD-simuleringar och vindtunneltest	54
5.6	Vidare arbete	55
6	Slutsats	57
	Referenslista	62
	Appendix	I
A	Värden för beräkningsnät	I
B	Värden för konvergensstudie av beräkningsnät	I
C	Data från CFD-simuleringar	II
D	Rådata från vindtunneltest	V
E	Beräkningar av momentjämvikt	VII

Figurer

2.1	Exempel på gallerfenor.	6
2.2	Exempel på roder.	7
2.3	De tre koordinatsystemen som beskriver rörelsen av raket.	12
2.4	6DOF-blockets funktion.	16
3.1	Blockschema över projektets arbetsgång.	17
3.2	Sidoprofil av gallerfena på Falcon-9	18
3.3	Visualisering av designad gallerfena.	18
3.4	Modell för beräkningar i Open Rocket.	19
3.5	Raketmodell för CFD-simulering.	22
3.6	Fenmodell för CFD-simulering.	22
3.7	Geometri för CFD-simulering.	23
3.8	Rotationsaxlar för CFD-simulering.	24
3.9	Beräkningsnät runt fästet i STAR-CCM+.	25
3.10	Värden för Y_+ på ytan i STAR-CCM+.	26
3.11	Konvergensstudie för kraft på fena med anpassad trendlinje.	27
3.12	Konvergensstudie för kraft på raket med anpassad trendlinje.	27
3.13	Vindtunneln i Chalmers strömningslaboratorium med ett luftflöde från vänster till höger.	29
3.14	CAD-modell av fullständig adapter i CATIA V5.	30
3.15	Ritning över den slutliga med alla nödvändiga mått, avstånden angivna i millimeter.	31
3.16	Uppställning av fena i vindtunneln.	32
3.17	Uppställning i vindtunnel utan fena.	33
3.18	Överblick över reglersystemet i Simulink då de implementerade gallerfenorna används.	35
3.19	Överblick över reglersystemet i Simulink när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet.	36
4.1	Kraftkoefficienter för fena.	40
4.2	Kraftkoefficienter för raket.	42
4.3	Momentkoefficienter för raket.	44
4.4	Jämförelse av aerodynamiska koefficienter.	46

4.5	Vid vilka vinklar på raketen, θ_r , och gallerfenorna, θ_{gf} som momentjämvikt råder, från uttryck 3.25. Vinkel på gallerfenorna beskrivs av y-axeln, θ_{gf} , vinkel på raketen beskrivs av x-axeln, θ_r . Den blå rektangeln avgränsar arbetsområdet för styrsystemet. Skärningarna, <i>Max1</i> och <i>Max2</i> , mellan arbetsområdet och uttryck 3.25 visar den maximala vinkeln på raketen, givet den maximala vinkeln på gallerfenan.	47
4.6	Vänster kolumn visar styrning när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet. Höger kolumn visar styrning då de implementerade gallerfenorna används. Kolumnerna visar positionsändring utifrån startposition och skillnaden i styrförmåga för de två fallen.	49
4.7	Positionsförändringen från en höjd på 1000 meter.	50
4.8	Raketens avstånd från landningsplatsen under nedfärd från 20 000 meters höjd. Raketens avstånd från marken beskrivs av y-axeln och raketens positionsförändring i sidled beskrivs av x-axeln.	50

Tabeller

3.1	Mått för raketmodell.	21
A.1	Värden för beräkningsnät.	I
B.1	Värden från konvergensstudie av beräkningsnät på gallerfenan.	I
B.2	Värden från konvergensstudie av beräkningsnät på raket.	I
C.1	Resultat CFD: moment kring x-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	II
C.2	Resultat CFD: moment kring y-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	II
C.3	Resultat CFD: moment kring z-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	II
C.4	Resultat CFD: kraft på raket i x-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	III
C.5	Resultat CFD: kraft på raket i y-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	III
C.6	Resultat CFD: kraft på raket i z-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	III
C.7	Resultat CFD: kraft på gallerfena i x-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	IV
C.8	Resultat CFD: kraft på gallerfena i y-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	IV
C.9	Resultat CFD: kraft på gallerfena i z-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.	IV
D.1	Beräknade kraftkoefficienter.	V
D.2	Data från vindtunneltest: 0 graders lutning på fena.	V
D.3	Data från vindtunneltest: 10 graders lutning på fena.	V
D.4	Data från vindtunneltest: 20 graders lutning på fena.	VI
D.5	Data från vindtunneltest: 30 graders lutning på fena.	VI
D.6	Data från vindtunneltest: adapter.	VI
D.7	Normaliserade absoluta kraftkoefficienter.	VII

1

Introduktion

Historiskt sett har raketuppskjutningar ansetts vara dyra processer som utförts av starka stater, där varje raket endast använts en gång [1]. Under de senaste årtiondena har det dock genomförts försök att minska kostnaderna för raketanvändning, exempelvis genom återanvändning av raketdelar. Ett tidigt program var Delta Clipper-Experimental-programmet där flera lyckade testflygningar genomfördes, men som sedan lades ned efter en olycka [2]. Även NASAs rymdfärjeprogram lyckades återanvända delar av raketer, men blev aldrig tillräckligt kostnadseffektivt innan det lades ned 2011 [3]. 2015 lyckades SpaceX återanvända en del av sin Falcon-9 raket som är en raket för orbital uppskjutning [1]. Två år senare lyckades de även skjuta upp en raket som delvis var återvunnen, vilket öppnade portarna för en ny typ av raketanvändning.

Att kunna återanvända vissa raketdelar möjliggjorde i sin tur stora besparingar, både ekonomiska och miljömässiga. Tillsammans med andra faktorer som sänkt kostnaderna för raketuppskjutningar har återanvändningen gjort rymdtransport mer tillgänglig även för mindre aktörer [1]. Samtidigt bidrar återanvändningen av raketdelar till att rymdindustrin kan minska sitt avfall från bärraketer med 80 procent [1].

Trots de tydliga fördelar som återanvändning av raketdelar innebär, medföljer även en del svårigheter. En central komponent i återanvändbara bärraketsystem är förmågan att genomföra en kontrollerad vertikal landning [4]. Detta kräver aktiva styr- och reglersystem som kontinuerligt stabiliserar raketens bana och hastighet vid nedstigningen [5]. Detta måste ske under flera olika faser av flygningen där olika förhållanden gäller.

I och med att raketuppskjutningar blivit mer tillgängliga arrangeras det regelbundna internationella tävlingar för universitetsstudenter att delta i, där en aktör som driver tävlingar är The European Rocketry Challenge (EuRoC). De arrangerar en tävling i Portugal under 2026, där målet är att nå en höjd på 3000 meter [6]. På Chalmers tekniska högskola har studentgruppen Chalmers Aerospace Society for Advanced Rocketry (CAESAR) ett pågående projekt som går ut på att bygga en hybridraket. En hybridraket är en raket som använder sig av ett flytande oxidationsmedel och ett fast bränsle, eller tvärtom, vilket både kan vara säkrare och mer kostnadseffektivt än alternativen [7] och är därför ett lämpligt alternativ för en studentgrupp. CAESAR planerar att med denna raket delta i tävlingen EuRoC arrangerar [6].

CAESAR ser landning av sin raket som en framtida utmaning då de vill ha kapaciteten att medverka i eventuella tävlingar med just landning i fokus. Nödvändiga förmågor som anses behövas är reglerbara kontrolllytor och aktuatorer, algoritmer

1. Introduktion

för aktiv stabilisering och styrförmåga vid höga respektive låga hastigheter.

1.1 Syfte

Syftet med projektet är att utveckla ett tekniskt koncept för styrning av en raketens nedfärd, samt en tillhörande simuleringsmiljö för utvärdering av systemets styrförmåga. Utöver virtuell analys ska styrförmågan valideras genom fysiska experiment för att verifiera systemets prestanda och funktionalitet. För att styra och reglera styrsystemet på ett funktionellt och automatiskt sätt krävs även ett regler-system. Projektets mål är att ta fram ett styrkoncept som kan integreras med studentgruppen CAESARs befintliga raketplattform och bidra till framtida utveckling av styrda nedfärdssystem.

1.2 Avgränsningar

Projektet genomförs delvis i samarbete med annan grupp, benämns grupp A, som har tilldelats samma projekt. En uppdelning görs så att raketens nedfärd delas upp i en tidig och en senare fas. Den tidiga fasen är mellan det att raketerna nått maximal höjd och därmed vertikal hastighet noll, tills dess att raketens motor aktiveras i önskat läge. Den senare fasen är från det att motorn aktiveras tills det att raketerna når marken i önskat läge. Själva landningen beaktas ej i den senare fasen då det inte anses vara en del av styrningen. Uppdelningen görs så att projektgruppen beaktar tidig fas, och grupp A beaktar senare fas. I den tidiga fasen ska en reglerbar fena användas för att styra raketerna utan användning av motorn.

Maximala höjden väljs till 1000 meter. Vid denna höjd antas raketens orientering vara perfekt med motorn nedåt och spetsen uppåt, samt antas dess massa vara bestämd. Hastigheten i den tidiga fasen antas vara under ett bestämt värde. Dessa värden beräknas i rapporten.

Ingen slutgiltig produkt eller komplett lösning skall produceras. Lösningen avgränsas till endast en prototyp vars användning simuleras. Projektet skall omfattas endast genom följande simuleringar: Computational Fluid Dynamics (CFD), Simulink och Chalmers strömningslaboratorium. Detta görs i syfte att fokusera arbetet med tanke på den begränsade tiden. Tester på en faktisk raket görs endast i mån av tid och är inget som anses vara en nödvändig del av projektet.

1.3 Frågeställningar

Nedan presenteras frågeställningar vilka används som vägledning för projektet samt ett ramverk för slutsatsen.

- Kan styrsystemet styra raketerna till önskad plats för överlämning till grupp A?
- Kan fenorna stabilisera raketerna under nedfärd?
- Kan styrsystemet realistiskt implementeras för en studentraket?

2

Teori

Detta kapitel redogör för den teoretiska grunden till styrfenor, CFD-simulering och reglersystem samt tillhörande matematiska modeller. Vidare beskrivs hur de olika delarna är relevanta för projektet samt en motivering till val av fena.

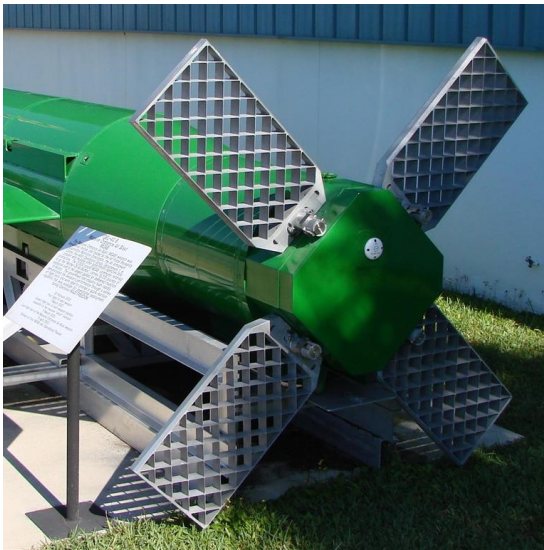
2.1 Fenor som styrmedel

Vid avstängd motor kan fenor användas som ett sätt att styra en raket genom att utnyttja luftflödet. Fenor kan även användas för stabilisering av en raket genom att skapa luftmotstånd och därmed flytta dess tryckcentrum.

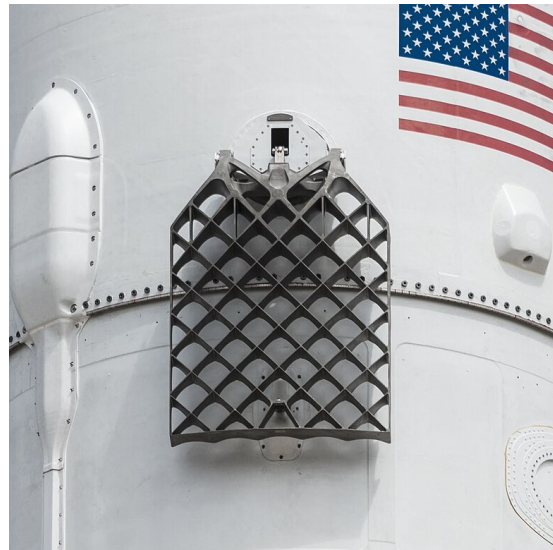
2.1.1 Gallerfenor

Gallerfenor används för styrning genom att omdirigera luftflöde, ofta som ersättning för klassiska plana fenor. Den stora fördelen är möjligheten till enkel infällning tack vare deras geometri, vilket minskar förvaringsstorleken för missiler samt minskar luftmotståndet under uppstigningen för återanvändbara raketer. Gallerfenor skapar även mer luftmotstånd än plana fenor i neutralt läge vilket kan vara användbart för att manipulera tryckcentrum [8].

Den första historiska användningen av gallerfenor skedde på italienska zeppelinare under tidigt 1900-tal, där de användes som ett mer kompakt alternativ till styrfenor [9]. Under 1950-talet utvecklades den moderna gallerfenan i Sovjetunionen, vilken under 1960- och 1970-talen användes på flertalet sovjetiska ballistiska missiler samt i N1-raketprogrammet [10, 11]. I modern tid används gallerfenor fortfarande regelbundet på missiler. Ett populärt exempel är amerikanska Mother Of All Bombs (MOAB) [12], se figur 2.1a. Dessutom använder SpaceX gallerfenor på sina bärraketer, både på Falcon-9 och Starship, för att guida dem till önskad landningsplats [13]. Gallerfenan på Falcon-9 visas i figur 2.1b.



(a) Gallerfenor på MOAB [14].



(b) Gallerfena på falcon-9 [15].

Figur 2.1: Exempel på gallerfenor.

Den vanligaste implementeringen av gallerfenor är vid supersoniska hastigheter tack vare att deras geometriska utformning ger ett stabilt tryckcentrum oavsett rotationsvinkel [8]. Detta minimerar det vridmoment som krävs för att manövrera fenorna, vilket tillåter användning av mindre och lättare ställmotorer jämfört med vad som krävs för konventionella plana fenor.

Trots att användning vid supersoniska hastigheter är vanligast så nyttjar SpaceX gallerfenor under nedstigning vid subsoniska hastigheter ($Mach < 1,0$). Även detta beror på de låga kraven på ställmotorer, men även på gallerfenornas förmåga att bibehålla god kontrollförmåga vid stora anfallsvinklar där konventionella plana fenor riskerar att drabbas av överstegring [8, 13, 16].

Gallerfenor kan vara relevanta för projektet då det finns gott om empiriska exempel om funktion från SpaceX, samt fördelen med enkel infällning vilket minskar påverkan vid uppskjutning. Ytterligare så kan gallerfenans höga luftmotstånd bidra till att flytta raketens tryckcentrum till ovanför dess masscentrum.

2.1.2 Plana fenor och roder

Plana fenor är vanliga i alla typer av raket och missiler. Dess huvudsakliga funktion är oftast att hålla tryckcentrum bakom masscentrum, och därmed skapa stabilitet vid färd [17]. Det går även att använda plana fenor för att aktivt styra, genom att med en motor vinkla fena i önskad riktning. Detta kallas då för ett roder eller en roderfena. Ett roder förekommer ofta i kombination med en statisk fena [17]. Det enklaste exemplet på roder är på en segelbåt eller ett fartyg, men används även på flygplan, raket och missiler. I figur 2.2 presenteras två exempel på roder.



(a) Roder på fartyg [18].



(b) Roder på AGM-114M Hellfire II [19].

Figur 2.2: Exempel på roder.

Historiskt så har den plana fenan varit dominant när det kommer till all typ av aerodynamisk manipulation, vilket den är än idag. Som tidigare nämnts används fenan på de flesta raketer och missiler, men även på andra typer av flygande farkoster såsom flygplan och helikoptrar i form av en bakvinge.

Plana fenor och roder kan vara användbara i projektet som fysisk del av ett styrsystem. De flesta studentraketer inklusive CAESAR har plana fenor för stabilitet under uppfärd [20]. Dessa fenor skulle kunna byggas om till roder. Liknande fenor skulle även kunna användas i övre änden för att skapa stabilitet vid nedfärd. Ett problem som kan uppstå då är att tryckcentrum kan bli felaktigt placerat vid antingen upp- eller nedstigning. Alltså kommer någon form av infällning eller förändring av fenorna krävas vid övergången mellan upp- och nedfärd.

2.1.3 Val av fentyp

I avsnitt 1.2 avgränsades projektet till att undersöka en fena som fysisk del av styrsystemet. De fenor som undersöktes och sågs som primära kandidater var gallerfenan och den plana fenan. Utifrån inhämtad information gjordes valet att arbeta med gallerfenan.

En fördel som togs i beaktande var dess möjlighet till in- och utfällning tack vare geometrin. En annan nödvändig fördel är att gallerfenorna i neutralt läge skapar mer luftmotstånd än plana fenor, vilket flyttar tryckcentrum ovanför masscentrum för att stabilisera raketerna under nedfärd. Nackdelar som komplex geometri med galler samt behovet av in- och utfällningssystem ansågs inte vara problematiska för projektet. Det skulle dock kunna bli problematiskt vid en framtida implementering av CAESAR. Trots detta bedömdes CAESARs kapacitet vara tillräcklig för att hantera komplexiteten.

Den vanligaste implementeringen av gallerfenor är vid supersoniska hastigheter. Raketens hastighet i projektet beräknades vara genomgående subsonisk vilket initialt skapade en viss osäkerhet. SpaceX lyckade implementering av gallerfenor i deras Falcon-9 och Heavy var därför en avgörande faktor till valet.

2.2 Teori bakom CFD-simulering

CFD är ett verktyg som används för att förstå hur flöden beter sig under vissa bestämda omständigheter, exempelvis ett aerodynamiskt flöde kring ett fordon [21]. Numeriska metoder används för att beräkna flödesbeteende utan att en fysisk prototyp krävs. Genom att skapa en geometri av testobjektet och välja vilka fysiska förutsättningar som ska gälla, exempelvis flödets hastighet, densitet och temperatur, kan programmet beräkna de parametrar som ska undersökas.

2.2.1 Styrande ekvationer

De huvudsakliga ekvationerna som beskriver ett flödesbeteende i varje punkt och används vid CFD-simuleringar är Navier-Stokes ekvationer [21]. Dessa ekvationer är matematiska uttryck för de tre fundamentala bevarandelagarna; bevarande av massa, bevarande av rörelsemängd och bevarande av energi. Bevarandet av massa beskriver att massa inte kan skapas eller förstöras och ser till att simuleringen inte skapar eller tappar massa i domänen under dess gång. Bevarandet av rörelsemängd beskriver hur de krafter som verkar på ett flöde tillsammans accelererar eller bromsar flödet. Slutligen beskriver bevarandet av energi hur termisk energi transporteras. För de flesta isotermiska, inkompressibla flöden kan den sistnämnda ekvationen ofta uteslutas.

Då dessa ekvationer är utmanande att beräkna analytiskt för mer komplexa geometrier, används diskretisering [21]. Det innebär att geometrin delas upp i flera mindre celler för att därefter genomföra numeriska approximationer för varje cell enskilt. Tillsammans skapar dessa celler ett beräkningsnät.

2.2.2 Upplösning av gränsskiktet

En parameter för att avgöra om beräkningsnätet har tillräckligt hög upplösning vid gränsskiktet är Y^+ [22]. Y^+ är ett icke-dimensionellt mått på väggavstånd som definierar flödesregimen för ett flöde vid en vägg. Värdet på Y^+ bestämmer om modelleringen vid en vägg är tillräcklig eller ej. Upplösningen vid gränsskiktet beror på höjden av den första cellen vid ytan samt antalet prismalager [23]. Värdet för Y^+ beräknas sedan med höjden på den första cellen, flödes hastigheten och flödesegenskaper. Gränsskiktet kan delas upp i fyra regioner med olika hastighetsprofiler: det viskösa underskiktet, övergångsskiktet, det logaritmiska skiktet och det yttre skiktet [23]. För att kunna lösa upp det viskösa underskiktet, alltså den innersta regionen, krävs ett värde för Y^+ mindre än 1. Om detta inte görs och den första cellen hamnar utanför det viskösa underskiktet kommer programmet göra

ett empiriskt antagande över regionen genom så kallade väggfunktioner. För att ha fullständig upplösning bör därför värdet på Y^+ vara mindre än 1.

2.3 Aerodynamiska krafter

När ett flöde verkar på ett objekt skapas en kraft på objektet [21]. Om flödet i fråga är en gas, exempelvis luft, kallas denna kraft för aerodynamisk kraft. Den delen av kraften som verkar i flödets riktning kallas för luftmotstånd (F_D). För fordon är ofta luftmotstånd oönskat, då kraften verkar mot färdriktningen, vilket kan leda till ökad bränslekonsumtion. Den del av kraften som verkar vinkelrätt mot flödesriktningen kallas för lyftkraft (F_L). Det är den kraften som får flygplan att lyfta och racerbilar att hålla sig längs marken.

Luftmotståndet kan delas in i två komponenter: väggskjuvspänning och tryckmotstånd [21]. Väggskjuvspänning verkar tangentiellt mot objektets yta och skapas genom friktion till följd av flödets viskositet. Tryckmotståndet verkar istället vinkelrätt mot objektets yta och beror på hur trycket är fördelat kring objektet. Dessa två delar kan kombineras för att utgöra det totala luftmotståndet. Tryckmotståndet har störst inverkan på icke-strömlinjeformade objekt, där det skapas ett högt tryck framför objektet och ett lågt tryck bakom. Det ökar markant om flödet separeras, alltså när flödets gränsskikt släpper från objektets yta, då det skapar ett lågtrycksområde bakom objektet. Objekt som får flödet att separera sent eller inte alls, exempelvis droppformade objekt, skapar därmed ett betydligt mindre tryckmotstånd. I dessa fall blir det väggskjuvspänningen som står för majoriteten av luftmotståndet, som då kallas för friktionsmotstånd.

Friktionsmotståndet är alltså mest framstående för objekt som har en stor yta i linje med flödets riktning [21]. Luftmotståndet beror därmed på objektets form i förhållande till flödets riktning, vilket innebär att anfallsvinkeln mot exempelvis en vinge kommer att påverka luftmotståndet den utsätts för. Tryckmotståndet minskar ju mer strömlinjeformat ett objekt är då flödesseparationen minimeras. Samtidigt tenderar friktionsmotståndet att öka i takt med strömlinjeformningen eftersom objektets exponerade yta blir större. För mindre strömlinjeformade objekt råder det omvända förhållandet. Det totala luftmotståndet för ett objekt bestäms av ekvation (2.1), där luftmotståndskoefficienten C_D kan bestämmas experimentellt eller genom numeriska simuleringar. ρ är flödets densitet, V är friströmshastigheten och A är referensarean som beror på hur luftmotståndskoefficienten bestäms.

$$F_D = \frac{1}{2}C_D\rho V^2 A \quad (2.1)$$

Lyftkraft är ofta av intresse för strömlinjeformade objekt, exempelvis olika typer av vingar och fenor [21]. Parametrar som avgör ett objekts lyftkraft är formen på objektet samt dess anfallsvinkel mot flödet. Även för lyftkraften är det friktionsmotstånd och tryckmotstånd som avgör dess magnitud, men vinkelrätt mot flödet istället för i flödets riktning. För strömlinjeformade objekt bidrar dock friktions-

motståndet nästan enbart i flödets riktning, vilket innebär att det kan försummas för lyftkraften. Då är det enbart tryckmotståndet som påverkar lyftkraften. En vingprofil har en optimal form för att skapa ett högt lyftkraft-motståndsförhållande, men alla objekt som skapar en tryckskillnad mellan ovan- och undersida skapar en lyftkraft. Det kan exempelvis vara en plan platta med en viss vinkel relativ till flödet. Det är alltså tryckfördelningen runt objektet som avgör lyftkraften.

Genom att öka anfallsvinkeln mellan flödet och objektet ökar även lyftkraften [21]. Det gäller dock endast till en viss kritisk vinkel då lyftkraften istället minskar. Detta beror på att flödet separeras vilket både leder till en minskad lyftkraft och ökat luftmotstånd. För ett symmetriskt objekt kommer lyftkraften vara noll då anfallsvinkeln är noll. Lyftkraften kan beräknas med en liknande ekvation som luftmotståndet, men genom att byta ut luftmotståndskoefficienten mot en lyftkraftskoefficient enligt (2.2).

$$F_L = \frac{1}{2}C_L\rho V^2 A \quad (2.2)$$

Även momentet kring en punkt kan beskrivas av en liknande ekvation där kraftkoefficienten byts ut mot en momentkoefficient (C_M) [24], se ekvation (2.3).

$$M = \frac{1}{2}C_M\rho V^2 AD \quad (2.3)$$

De olika koefficienterna beror inte enbart på form och anfallsvinkel, utan även på flödets viskositet och kompressibilitet [25]. Det är viktigt att dessa flödesparametrar är av samma storlek om olika fall ska jämföras. För flöden med låga hastigheter, som vanligtvis uttrycks i Machtal lägre än 0,3, är de kompressibla effekterna försumbara. De viskösa effekterna är dock fortfarande viktiga. Dessa effekter kan uttryckas och jämföras genom Reynoldstal (Re) [21] enligt ekvation (2.4), där μ är mediets viskositet. För att korrekt kunna förutse de olika kraftkoefficienterna vid låga hastigheter behöver alltså Reynoldstalet för två jämförande fall vara av liknande storlek. För hastigheter över en viss kritisk gräns kan dock koefficienterna vara oberoende av Reynoldstal och då vara konstanta [26]. Denna kritiska gräns skiljer sig från fall till fall men brukar antas vara omkring 10^5 [27].

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (2.4)$$

2.4 Teori bakom reglersystem

Principen bakom ett reglersystem är att utforma en mekanism som styr en signal från ett system mot ett önskat värde, u_{ref} [28]. För att denna mekanism ska kunna åstadkomma en effektiv styrning av ett system krävs det återkoppling av den signalen man önskar styra från systemet. Återkopplingen ges av en sensor som mäter det faktiska värdet på den signal man önskar styra, u_{true} . Genom att ta skillnaden

mellan u_{ref} och u_{true} erhålls ett fel. Reglersystemet strävar efter att minimera detta fel eftersom det faktiska värdet överensstämmer med det önskade värdet när felet är noll.

2.4.1 Regulatorer

En regulator är en central del av reglersystemet. Regulatorn är den komponent som minimerar det fel som uppstår när det önskade värdet inte överensstämmer med det faktiska värdet genom att skapa en styrsignal till systemet som motverkar felet. Regulatorer använder i huvudsak en kombination av proportionell kompensering, integralkompensering och derivatakompensering [29]. Proportionell kompensering sker genom att styrsignalen är proportionell mot felet. I vissa system kan det finnas ett kvarvarande fel efter att en proportionell kompensering applicerats. För att minimera detta kvarvarande fel summeras en term av integralkompensering. Integralkompensering sker genom att styrsignalen är proportionell mot den kontinuerliga integralen av felet. Vissa system är känsliga för att felet överskjuter referensvärdet och då kan derivatakompensering appliceras. Derivatakompensering sker genom att styrsignalen är proportionell mot derivatan av felet. Detta medför att vid hög förändring av felet kan regulatorn proaktivt dämpa styrsignalen för att minska översvängning.

En generell regulator använder en kombination av dessa kompenseringar och kallas för en PID-regulator och beskrivs av ekv (2.5) [30]:

$$u(t) = K_p(e_m(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e_m(\tau) d\tau + T_d \frac{de_m(t)}{dt}) \quad (2.5)$$

där

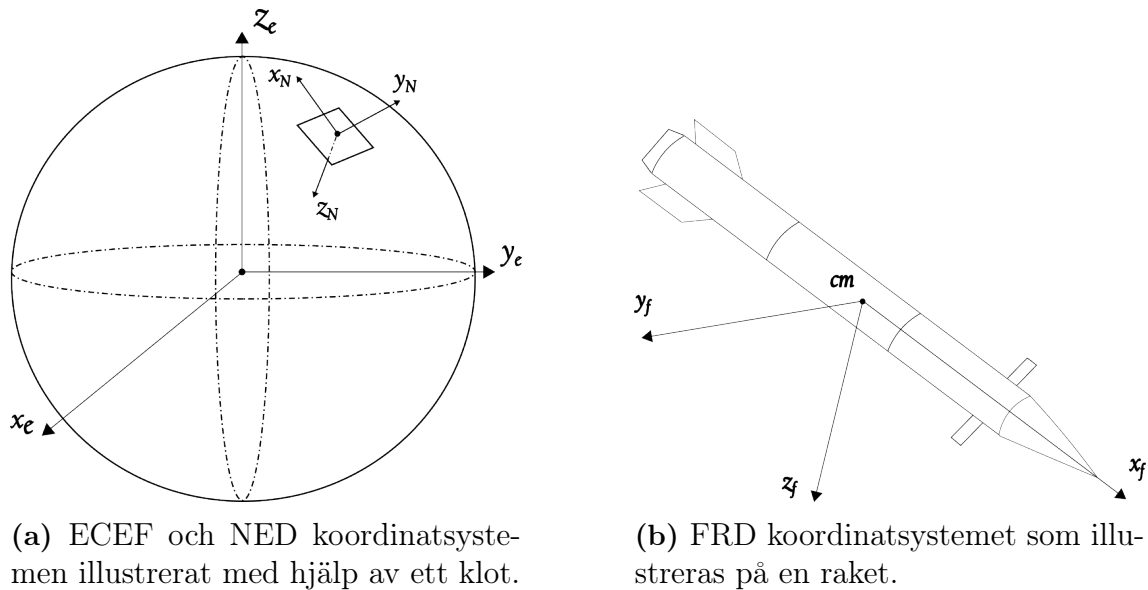
- $u(t)$ - styrsignalen
- e_m - uppmätta reglerfelet
- K_p - proportionell förstärkning
- T_i - integraltidskonstant
- T_d - derivatatidskonstant

Beroende på vilket system regulatorn ska användas i kan olika kombinationer av kompenseringarna behövas. Genom att variera värdena för K_p , T_i och T_d kommer kompenseringarna ha olika stor, eller ingen inverkan, på regulatorns styrsignal.

2.5 Beskrivning av rörelseekvationer

Fyra koordinatsystem används för att ange exakt position för raketerna. Det första är *Earth Central Inertial*, vilket innebär att koordinatsystemet är fäst i jordens masscentrum och fäst till stjärnhimlen [31]. Det andra koordinatsystemet som beskrivs

är *Earth Centered Earth Fixed* (ECEF) vilket är fäst vid jordens masscentrum och roterar med jorden. Detta koordinatsystem illustreras i figur 2.3a med koordinataxlarna x_e , y_e och z_e . Det tredje koordinatsystemet är *North East Down* (NED) vilket är fäst på jordens yta under kroppen och visas i figur 2.3a med koordinataxlarna x_N , y_N och z_N . Det fjärde kallas för *Forward, Right and Down* (FRD), och är fäst i kroppens masscentrum, se figur 2.3b. Detta innebär att raketens längd är orienterad i x-axeln, det som är att betrakta raketens höger är orienterad i y-axeln och det som är att betrakta raketens nedåt är orienterad i z-axeln.



Figur 2.3: De tre koordinatsystemen som beskriver rörelsen av raket, baserat på figurer från Miedzinsky m.fl. [32].

Eftersom raketens höjd kommer vara betydligt mindre än jordens radie och tiden raketens befinner sig under nedstigning är förhållandevis kort kan följande antaganden göras [31]:

- Det finns alltid ett plan som tangerar jordens yta (tp) där normalvektorn skär raketens position.
- Jordens radie är oändlig, vilket leder till att jordens yta sammanfaller med tangentplanet.
- Jordan roterar inte under flygningen.

Detta medför att de relevanta koordinatsystemen under flygning är FRD och NED-systemen där NED-systemet har sitt origo i tangentplanets tangeringspunkt.

2.5.1 Translationsekvationer

För att modellera en kropp i rummet med sex frihetsgrader behövs matematiska uttryck för translationer, se ekvation (2.6) [31]:

$$\dot{v}^{FRD} = \frac{1}{m} F^{FRD} + C_{FRD/NED} \cdot g^{NED} - \omega^{FRD} \times v^{FRD} \quad (2.6)$$

\dot{v}^{FRD} - acceleration för masscentrum med avseende på jordens yta.

v^{FRD} - hastighet för masscentrum med avseende på jordens yta.

F^{FRD} - aerodynamiska krafter som verkar på kroppens masscentrum.

g^{NED} - gravitation uttryckt i NED-systemet.

$C_{FRD/NED}$ - rotationsmatris med avseende på FRD systemet till NED-systemet.

ω^{FRD} - vinkelhastighet för kroppen med avseende på NED-systemet.

Där följande notation används [31]:

- Högersubskript används för att ange övergång mellan två koordinatsystem.
- Högersuperskript på en vektor specificerar ett koordinatsystem. Den kommer därmed beskriva i vilket koordinatsystem som vektorns komponenter ligger i.

Vektorerna som används ovan för ekvation (2.6) beror på tre koordinater vardera.

$$v^{FRD} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad \omega^{FRD} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$F^{FRD} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}, \quad g^{NED} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$

Rotationsmatrisen $C_{FRD/NED}$ beskrivs av följande matris [31]:

$$C_{FRD/NED} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ (-c_\phi s_\psi + s_\phi s_\theta c_\psi) & (c_\phi c_\psi + s_\phi s_\theta s_\psi) & s_\phi c_\theta \\ (s_\phi s_\psi + c_\phi s_\theta c_\psi) & (-s_\phi c_\psi + c_\phi s_\theta s_\psi) & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

där

- ϕ är rotation kring kroppsfasta x-axeln
- θ är rotation kring kroppsfasta y-axeln
- ψ är rotation kring kroppsfasta z-axeln

- $\cos(x)$ benämns c_x
- $\sin(x)$ benämns s_x .

Utvecklingen av (2.6) ger de tre translationsekvationerna:

$$\dot{u} = \frac{1}{m}F_x - gs_\theta - wq + vr \quad (2.7)$$

$$\dot{v} = \frac{1}{m}F_y + gs_\phi c_\theta - ur + wp \quad (2.8)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m}F_z + gc_\phi c_\theta - vp + uq \quad (2.9)$$

2.5.2 Rotationsekvationer

För att beskriva rotation används ekvation (2.10) [31].

$$\dot{\omega}^{FRD} = (I^{FRD})^{-1}[M^{FRD} - \omega^{FRD} \times I^{FRD}\omega^{FRD}] \quad (2.10)$$

$\dot{\omega}^{FRD}$ - vinkelaccelerationen av kroppen med avseende på NED-systemet.

ω^{FRD} - vinkelhastighet av kroppen med avseende på NED-systemet.

I^{FRD} - tröghetsmatris

M^{FRD} - moment orsakat av aerodynamik.

Notationen som används för translationsekvationen används också för rotationsekvationen. Vektorerna i ekvation (2.10) beror på tre koordinater vardera:

$$M^{FRD} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}, \quad \omega^{FRD} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

2.6 Simulering i Simulink

Simulink är ett verktyg i Matlab där användaren kan simulera olika system [33]. Simuleringen byggs upp av block som har specifika funktioner. Verktuget möjliggör att komplicerade dynamiska system kan simuleras, verifieras och testas många gånger innan produkten byggs fysiskt. För att få tillgång till block som inte är standard för Simulink finns tillägg som kan installeras. Dessa är anpassade för vilken typ av simulering som ska utföras.

2.6.1 Sex frihetsgrader i kroppens axelrörelse

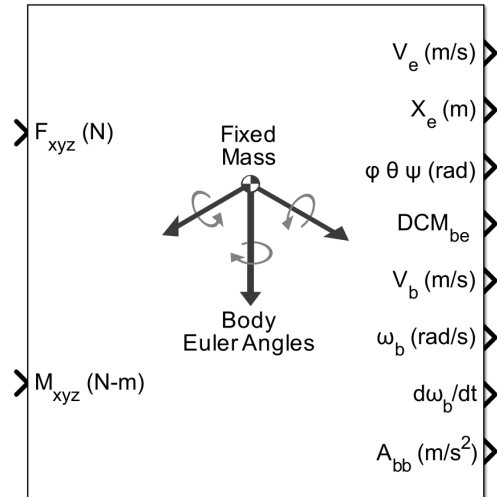
Tillägget *Aerospace Toolbox* möjliggör att sex frihetsgrader kan beskrivas genom Simulinks *6 Degrees of Freedom Euler angles*-block (6DOF) [31]. Dessa sex frihetsgrader är translation (upp, ned och sidled) och rotation kring varje axel, se figur 2.4a. Blocket har sex initialvärden som kan justeras beroende på hur simulering skall genomföras, se figur 2.4b. Insignalerna i detta blocket beskrivs av två värden, se figur 2.4a. Insignalerna och de justerbara initialvärdena förklaras nedan [34].

Insignaler

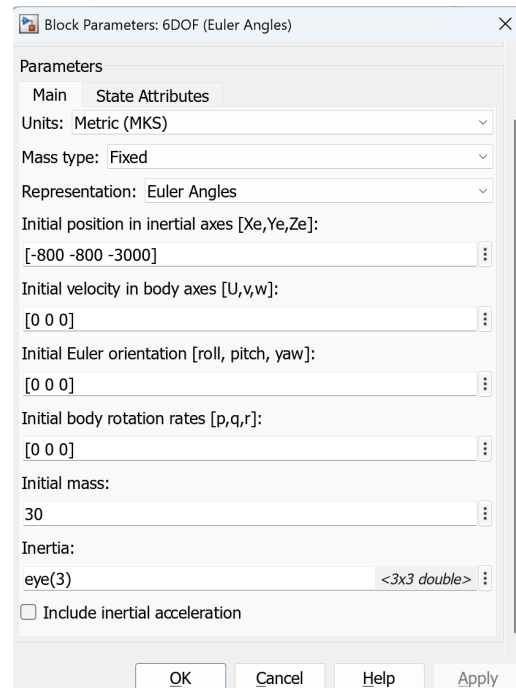
1. F_{xyz} - påtryckande krafter
2. M_{xyz} - påtryckande moment

Initialvärden

1. Startpositionen i ECEF-koordinatsystemet.
2. Starthastigheterna i det kroppsfixa koordinatsystemet
3. Startorientering i Eulervinklar (rullvinkel, stampvinkel och girvinkel)
4. Startrotationshastigheter i det kroppsfixa koordinatsystemet
5. Startmassa
6. Tröghetsmatris



(a) In- och utsignaler.



(b) Justerbara initialvärden.

Figur 2.4: 6DOF-blockets funktion.

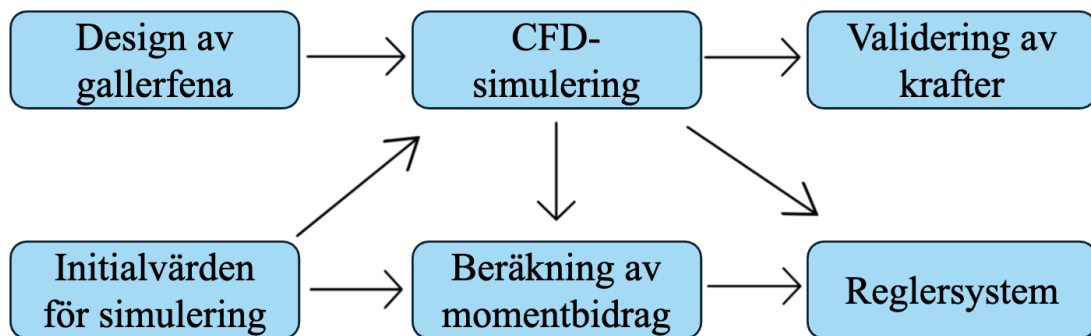
Utsignalerna från 6DOF-blocket är åtta stycken och visas nedan [34].

1. $V_e(m/s)$ - hastigheten i platta jordens referenssystem
2. $X_e(m)$ - positionen i platta jordens referenssystem
3. $\varphi, \theta, \Psi(rad)$ - Euler-rotationsvinklar
4. DCM_{be} - koordinattransformationsmatris
5. $V_b(m/s)$ - hastighet i det kroppsfixa koordinatsystemet
6. $\omega_b(rad/s)$ - vinkelhastighet i det kroppsfixa koordinatsystemet
7. $\frac{d\omega_b}{dt}(rad/s^2)$ - vinkelacceleration
8. $A_{bb}(m/s^2)$ - acceleration i det kroppsfixa koordinatsystemet

3

Metod

Figur 3.1 visar arbetsgången för projektet. Vissa delmomentet gjordes parallellt och oberoende av varandra, medan andra steg krävde att föregående moment hade slutförts innan nästa kunde påbörjas.



Figur 3.1: Blockschema över projektets arbetsgång.

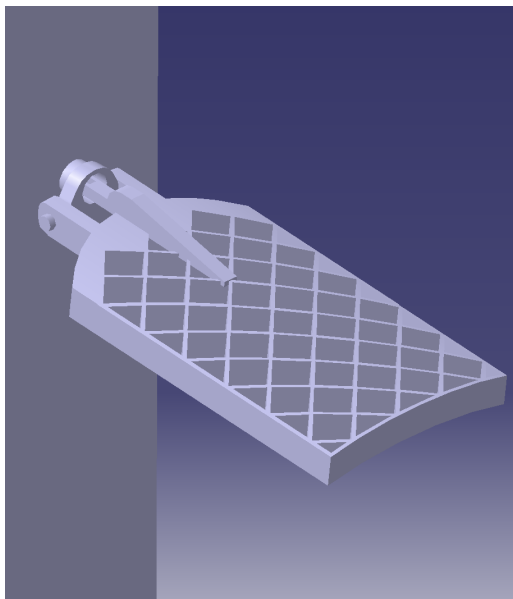
3.1 Design av gallerfena

Modellen av gallerfenan konstruerades i CATIA V5. Utseendet baseras på SpaceX design, men är förenklad för att passa projektets tidsramar och komplexitetsnivå. Exempelvis exkluderas spetsarna på fenans undersida, se figur 3.2. Fästet konstruerades för att möjliggöra infällning samt rotation eftersom dessa är väsentliga funktioner för projektet.

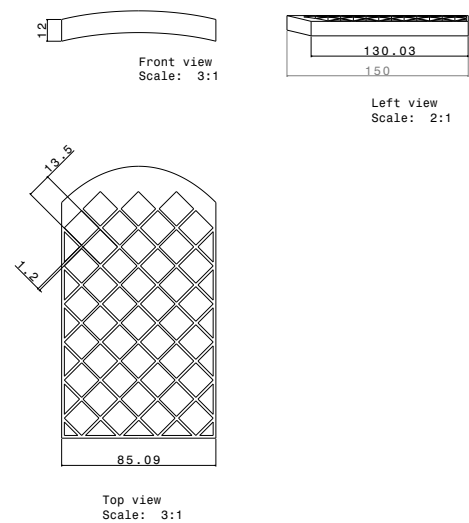


Figur 3.2: Sidoprofil av gallerfena på Falcon-9 [15].

En CAD-modell av fenan som designades visas i figur 3.3a och dess mått presenteras i figur 3.3b.



(a) Gallerfena monterad på raketten.



(b) Ritning av gallerfena, avstånden angivna i millimeter.

Figur 3.3: Visualisering av designad gallerfena.

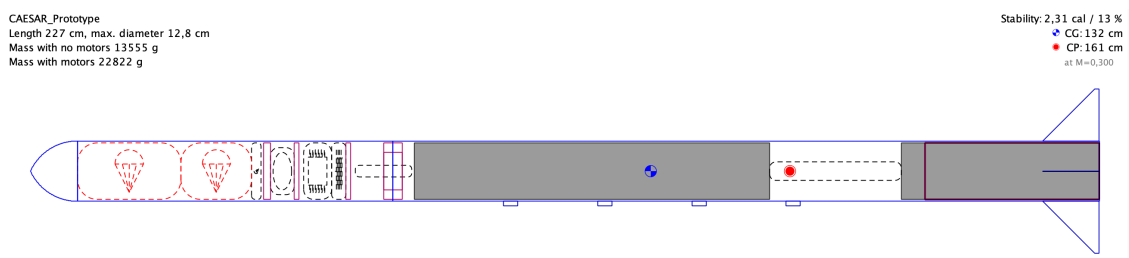
Referensarean för fenan som användes beräknades till $0,012 \text{ m}^2$, vilket senare användes vid jämförelse mellan simulerade och experimentella värden. Den definierades av arean som innesluts av fenans yttre ram, se 3.3b, där hålen beaktades som en solid yta. Fenans fäste beräknades inte som en del av arean.

3.2 Initialvärden för simulering

I avsnittet redovisas beräkningar av de parametrar som krävs för att genomföra simuleringar.

3.2.1 Beräkning av massa och masscentrum

För att veta var moment och krafter skulle verka behövde masscentrum beräknas. I simuleringsprogrammet Open Rocket kunde detta beräknas genom att importera en modell av raketen. Modellen som användes presenteras i figur 3.4. En tidig modell av CAESARs raket användes med justerad motorvikt, vilket motsvarade det bränsle som förbrukades fram till nedfärden påbörjades. Eftersom CAESARs raket befann sig i en tidig utvecklingsfas, skulle geometri och massfördelning med stor sannolikhet förändras, vilket i sin tur skulle medföra att masscentrum försköts. Därför gjordes en grov uppskattning utifrån Onel m.fl. [35] då en betydligt större raket skulle landas, där den hade kvar 12,76% av bränslet innan nedfärden påbörjades. Massan för bränslet i motorn och oxideringstanken som hämtats från CAESAR multiplicerades därför med denna procentsats.



Figur 3.4: Modell för beräkningar i Open Rocket.

Masscentrum hamnade 1320 mm från raketens nos. Eftersom modellen i Open Rocket var 2270 mm lång och den längd som användes för modellering i övriga delar av projektet var 2000 mm, användes en skalfaktor så att masscentrum blir relativt den raketmodell som användes för övriga projektet. Masscentrum för den relevanta raketmodellen placerades därmed 1163 mm från raketens nos. Genom liknande skalning placerades tryckcentrum 1419 mm från raketens nos. Genom dessa beräkningar fastställdes även raketens totala massa under nedfärd till 22,822 kg.

3.2.2 Beräkning av tröghetsmatris

För att erhålla tröghetsmatrisen som presenterades i avsnitt 2.5.2 behövde tröghetsmomenten kring raketens alla axlar beräknas. Även dessa beräknades i programmet Open Rocket med samma modell som användes för beräkning av masscentrum. Samma uppskattning av bränsleåtgång som för masscentrum användes vid dessa beräkningar. Då raketerna är symmetrisk i dess längdriktning blev tröghetsmomenten kring tvärxlarna I_{yy} och I_{zz} av samma magnitud, alltså $I_{yy} = I_{zz}$. Det beräknade tröghetsmomentet kring längsaxeln blev $I_{xx} = 0.056 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ och runt tvärxlarna

$I_{yy} = I_{zz} = 9.979 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. Likt masscentrum behövde dessa värden justeras till referensgeometrin för projektet på 2000 mm. För detta användes ekvation (3.1) och (3.2) för tröghetsmoment för en enhetlig cylinder [36].

$$I_{xx} = \frac{mr^2}{2} \quad (3.1)$$

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{1}{12}m(h^2 + 3r^2) \quad (3.2)$$

Vid justeringen förändrades bara längden medan radie och totalmassa antogs oförändrade. Det innebär att tröghetsmomentet kring längsaxeln förblev oförändrat då det inte beror på längden. Tröghetsmomenten kring tvärsaxlarna (I_{yy} , I_{zz}) minskade dock från $9,979 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ till $7,752 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ enligt (3.2). Detta resulterade i tröghetsmatrisen (3.3).

$$I^{FRD} = \begin{bmatrix} 0,056 & 0 & 0 \\ 0 & 7,752 & 0 \\ 0 & 0 & 7,752 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

3.2.3 Beräkning av hastighet vid överlämning

För att bestämma raketens hastighet vid simuleringar beräknades hastigheten vid övergång till landningsfas. För att bestämma denna hastighet beräknades först terminalhastigheten (V_t) för raketerna vid fritt fall genom ekvation (3.4), vilket är hastigheten då luftmotståndet och gravitationskraften för objektet är lika stora [37]. När de är lika stora innebär det en konstant hastighet, alltså ingen acceleration.

$$V_t = \sqrt{\frac{2mg}{\rho A C_D}} \quad (3.4)$$

De värden som användes var densiteten vid marknivå och $20 \text{ }^\circ\text{C}$ ($\rho = 1,20 \text{ kg/m}^3$), raketens bottenarea ($A = 0,01287 \text{ m}^2$) och raketens massa ($m = 22,822 \text{ kg}$). Raketkroppen uppskattades till en lång cylinder med en längd minst sex gånger så stor som dess diameter. Då erhöles det uppskattade värdet $C_D = 0,95$ [38]. Den beräknade terminalhastigheten beräknades till $V_t = 174,7 \text{ m/s}$. Det förutsätter dock att raketerna får fortsätta falla tills den uppnått denna hastighet. För att beräkna hastigheten som raketerna uppnår vid ett fall från 1000 meter används därför (3.5) [39].

$$V(h) = V_t \sqrt{1 - e^{\frac{-2gh}{V_t^2}}} \quad (3.5)$$

Den uppnådda hastigheten beräknades till $V = 120 \text{ m/s}$. Då dessa beräkningar antog att raketerna föll helt vertikalt, inte inkluderade gallerfenornas bidrag till luftmotståndet och antog att raketerna föll fritt tills den slog i marken skulle den beräknade hastigheten vara en överskattning av den verkliga hastigheten. Ekvation (2.1) och

(2.2) visar att en högre hastighet innebär en större kraft skapad av fenorna. Därför valdes hastigheten 100 m/s för att inte överskatta kraften som fenorna skapar och därmed underdimensionera dem.

3.3 CFD-simulering

CFD-simuleringar genomfördes för att teoretiskt beräkna krafter och moment som användes i reglersystemet. Dessa flödessimuleringar genomfördes på både fenan och raketen genom programmet STAR-CCM+. Genomgående gjordes avvägningar mellan beräkningsnoggrannhet och beräkningstid för att få en noggrann, men fortfarande tidseffektiv, simuleringsmodell.

3.3.1 CAD-modeller

För att använda STAR-CCM+ skapades CAD-modeller av raket och fenor. Dessa modeller skapades i CATIA V5, för att sedan importeras till STAR-CCM+. Metoderna för att skapa dessa modeller skiljde sig åt, då raketen behövde förhålla sig till CAESARs angivelser, medan fenorna skulle vara anpassade till raketens. Däremot behövde fenorna inte förhålla sig till någon pågående modell från CAESAR.

3.3.1.1 Modell för raket

Vid framställning av raketmodellen användes en kombination av specifikationer. Då det huvudsakliga målet med projektet var att utforska möjliga lösningar för just CAESARs raket prioriterades dess givna specifikationer högst. I och med att deras raket var under utveckling var en del av specifikationerna preliminära, men ansågs ändå ge den bästa uppskattningen av den slutgiltiga raketens. Där specifikationer saknades krävdes komplettering. Ytterligare specifikationer hämtades därför från raketens HALCYON av Aerospace Team Graz [20]. För de parametrar där officiella måttspecifikationer fortfarande saknades tillämpades bildbaserad skalning. Genom att använda raketens kända ytterdiameter som referens och visualiseringar av HALCYON kunde precisa uppskattningar av resterande mått hämtas. Detta inkluderade noskonens profil, vingarnas profil samt vingarnas placering på raketens. Dessa skalades sedan för att stämma överens med de mått som hämtades från CAESAR. De huvudsakliga komponenterna samt dess mått presenteras i tabell 3.1.

Komponent	Längd [mm]	Hämtat från
Ytterdiameter raketkropp	128	CAESAR
Total längd raketkropp	2000	CAESAR
Längd noskon	360	uppskattning
Bredd fenor	5	HALCYON
Avstånd mellan fenor och raketbotten	10	uppskattning

Tabell 3.1: Mått för raketmodell.

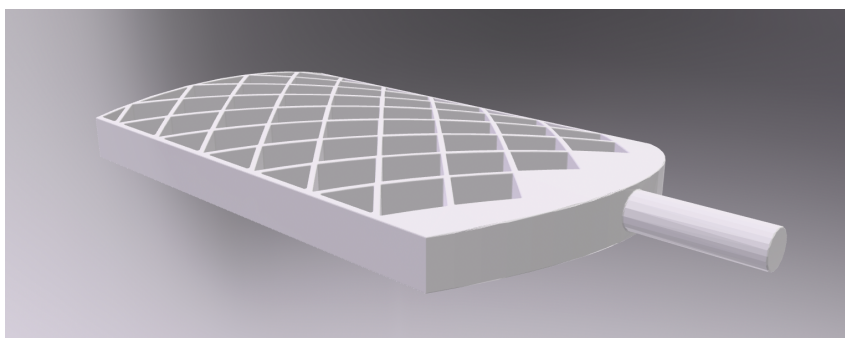
Tillsammans utformade dessa den slutgiltiga modellen som användes för CFD-simulering, se figur 3.5.



Figur 3.5: Raketmodell för CFD-simulering.

3.3.1.2 Modell för fena

Fenmodellen som användes i CFD-simuleringarna utgick från modellen som beskrevs i avsnitt 3.1. Vid design av modellen utformades fästet mellan fenan och raketten för att fenan funktionellt skulle kunna fällas ut samt rotera. För CFD-simuleringen krävdes ingen funktionalitet för utfällning och rotation vilket gjorde att fästeanordningen kunde förenklas för att spara beräkningstid. Den förenklade fästeanordningen visas i figur 3.6. Tidsbesparingen av denna förenkling ansågs överväga förlusten i precision som den innebar.



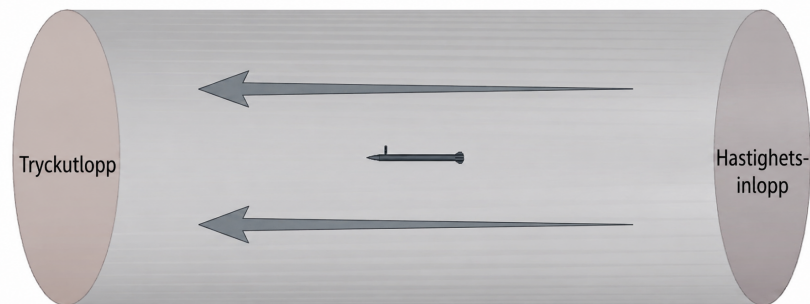
Figur 3.6: Fenmodell för CFD-simulering.

3.3.2 Geometri

För att kunna genomföra CFD-simuleringar behöver en geometri bestämmas. Geometrin skapas inuti STAR-CCM+ där en gallerfena monterades 1,6 meter upp på raketten. Raketten inkluderas dels för att beräkna de olika kraft- och momentkoefficienterna på både raketten och gallerfenorna, samt för att räkna ut hur olika vinklar på raketten påverkar gallerfenornas resulterande kraft. Endast en gallerfena användes på raketten för att spara beräkningstid. Gallerfenornas påverkan på varandra bedömdes som försumbar och därför kunde denna förenkling göras. Fästeanordningen för gallerfenan modifierades även för simulering, där fästet förenklades till en cylinder från gallerfenan som placerades inuti en större ring från raketten. Detta skapade en enkla-

re geometri och gjorde det lättare att skapa ett fungerande beräkningsnät. Raketens antas vara en stel kropp.

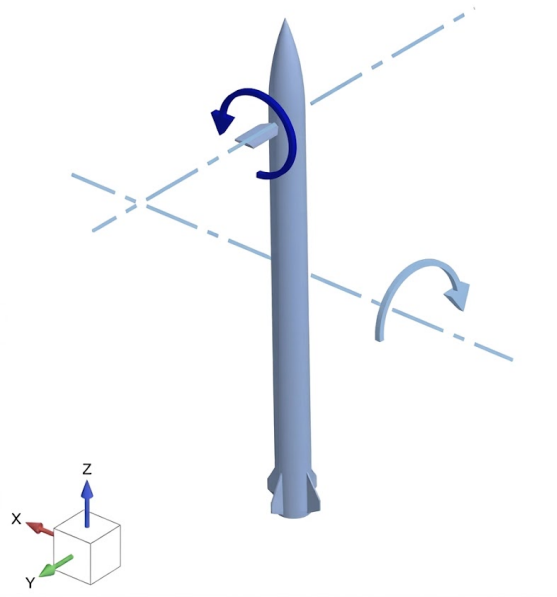
Raketens placerades inuti en cylindrisk flödesdomän där botten var ett hastighetsinlopp för flödet och toppen var ett tryckutlopp med värdet 0 Pa som gränsvillkor. Flödesdomänen var 14 meter hög med en radie på tre meter, där raketens placerades sex meter från hastighetsinloppet. En stor domän i förhållande till raketens var att föredra för att minska påverkan på flödet från domänens väggar. Väggen på cylindern har gränsvillkoret vägg utan friktion, medan ytorna på raketens och gallerfenorna har gränsvillkoret vägg med friktion. Från inloppet kommer ett flöde med vald hastighet utifrån avsnittet 3.2.3 in i flödesdomänen. Den fullständiga geometrin visualiseras i figur 3.7.



Figur 3.7: Geometri för CFD-simulering.

Ett kartesiskt koordinatsystem definierades där positivt z -led är riktat i flödesriktningen och fenan placerades i positivt y -led. Lyftkraften, sidkraften och luftmotståndet definierades som kraftkomponenter i x -, y - respektive z -led.

En axel placerades genom raketens mittpunkt längs x -axeln för att kunna rotera flödesdomänen kring denna axel och simulera olika vinklar mellan raket och flöde. Detta möjliggjorde analys av hur fenans position, framför respektive bakom raketens relativt flödet, påverkade kraftbidragen. På liknande sätt placerades en axel genom gallerfenans längdaxel (y -led) för att kunna rotera fenan. Rotationsaxlarna visas i figur 3.8. Raketens rotation kring y -axeln inkluderades inte eftersom variation i fenans kraftbidrag i denna rotation redan har studerats vid separat rotation av fenan. Samtidigt medför raketens symmetri att inga nya oberoende kraftkomponenter uppstår jämfört med rotation kring x -axeln.



Figur 3.8: Rotationsaxlar för CFD-simulering.

3.3.3 Uppställning av fysikaliska modeller

För att simulera strömningsfältet runt raketen och gallerfenan i STAR-CCM+ valdes en uppsättning av fysikaliska modeller för att balansera beräkningsnoggrannhet med beräkningstid. Även inställningen automatiskt val av rekommenderade modeller användes. Då läggs ytterligare modeller till, utöver och utifrån de modeller som valdes, för att säkerställa att simuleringen kan genomföras [40].

Då flödet som modellerades var luft valdes först och främst flödet till en gas. Därefter valdes en segregerad flödeslösare. En segregerad flödeslösare innebär att de styrande ekvationerna för ett flöde separeras till mindre problem och delproblem som löses oberoende av varandra [41]. Dessa delproblem läggs sedan ihop för att erhålla den fullständiga lösningen. En segregerad flödeslösare används främst vid hastigheter under Mach 0,3 då kompressibla effekter är minimala, exempelvis för aerodynamiska beräkningar för fordon. Alternativet var en kopplad flödeslösare, men som främst används för supersoniska flöden [42]. Därför passade en segregerad flödeslösare bättre för scenariot som skulle undersökas.

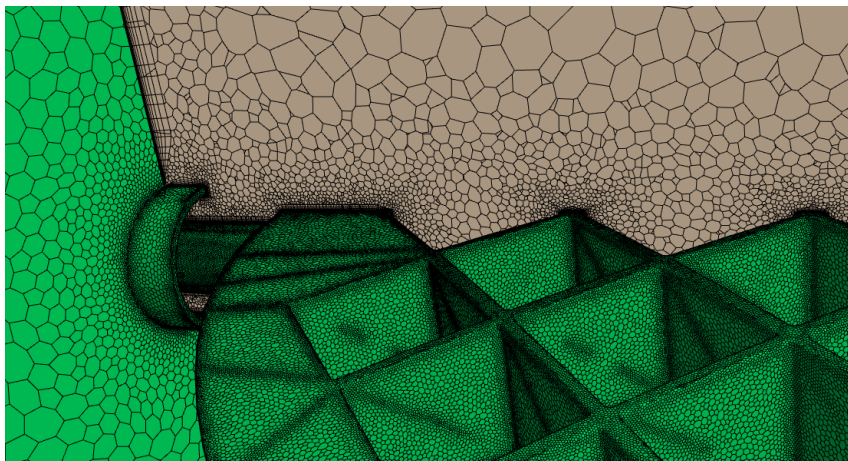
En tredimensionell modell valdes för att fånga de asymmetriska flödeseffekter som uppstår vid en anfallsvinkel, något en tvådimensionell modell inte skulle fånga. Som tidigare nämnt betraktas flödet som inkompressibelt, vilket innebär att de lokala tryckförändringarna kring raketen inte påverkar luftens densitet. Därför valdes en konstant densitet ($1,18415 \text{ kg/m}^3$) för simuleringen.

För beräkningar av lyftkraft och luftmotstånd på flygplansvingar används ofta ett

stationärt flöde [43]. Det valdes även för detta projekt då det kan liknas med en raket som faller med en förhållandevis låg hastighet. Till skillnad från instationärt flöde, som är tidsberoende, krävs endast beräkningar för en tidpunkt vid ett stationärt flöde [43]. Det innebär snabbare beräkningar, snabbare konvergens av lösningar samt att resultatet direkt kan valideras mot experimentell data, då tidsmedelvärdet av resultaten kan jämföras. Slutligen valdes en K-Omega-turbulensmodell. Den används ofta när upplösningen nära väggar är kritisk [44], vilket är fallet för raketens fenor.

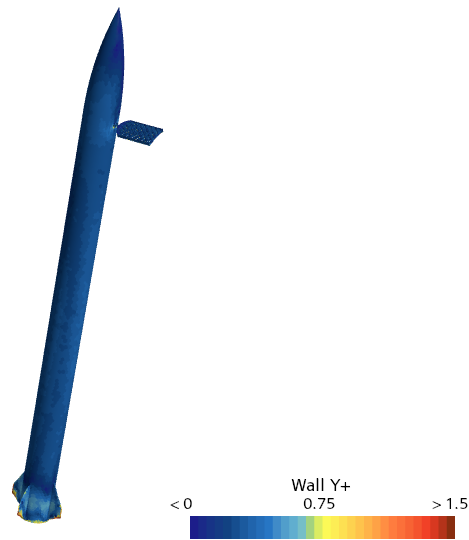
3.3.4 Skapande av beräkningsnät

De olika typer av celler i ett beräkningsnät är hexaedriska, tetraedriska och polyedriska. Hexaedriska celler har bra numerisk precision och effektivitet men är svåra att generera för komplexa geometrier. Tetraedriska celler är lätta att generera men kräver fler celler för samma precision. Ett polyedriskt beräkningsnät valdes eftersom det genererar färre celler än ett tetraedriskt beräkningsnät, har bra numeriska egenskaper och en robust automatiserad generering även för komplexa geometrier [21]. Se figur 3.9 för beräkningsnät kring fästet.



Figur 3.9: Beräkningsnät runt fästet i STAR-CCM+.

Prismalager behövde konstrueras för att få ett lågt värde för Y^+ . Det krävdes vid raketens och gallerfenans yta, där flödet går från hög till låg hastighet. Där krävs det ett visst antal tunna lager med successivt ökande celltjocklek ut från ytan. Anpassade inställningar skapades för raketens, gallerfenans och flödesdomänens yta. Prismalager ändrades separat för raketens och gallerfenan medan de stängdes av helt för flödesdomänen. Genomsnittet på Y^+ över raketens och fenans sammanlagda yta blev 0,467 där majoriteten av ytan hade ett värde mindre än 1, se figur 3.10.



Figur 3.10: Värderna för Y^+ på ytan i STAR-CCM+.

Ytterligare parametrar som justerades var önskad ytelementstorlek och minsta ytelementstorlek, både i standardinställningar och i de anpassade inställningarna. Dessa värden valdes till en procentandel av basstorleken, som i sin tur bestämdes genom en konvergensstudie, se 3.3.5. En vak tillades även för både fena och raket. Exakta värden presenteras i appendix A.

3.3.5 Konvergensstudie av beräkningsnät

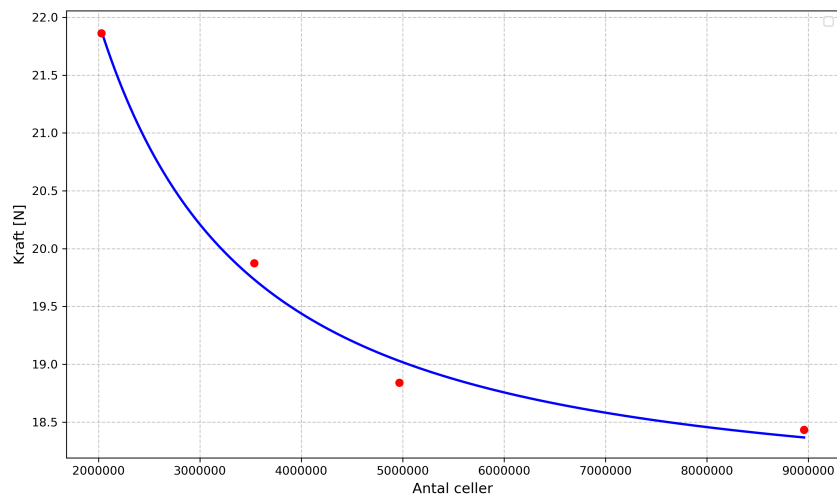
För att göra simuleringarna tidseffektiva men samtidigt med hög beräkningsnoggrannhet genomfördes en konvergensstudie. Som nämntes i avsnitt 3.3.4 så styrde basstorleken samtliga mått förutom de kopplade till Y^+ . För att mäta konvergens gjordes flera iterationer över olika basstorlekar i syfte att uppnå önskad konvergens. Studien genomfördes endast då både raket och fena var neutralt vinklade. Endast luftmotståndet undersöktes då resterande krafter och moment förväntades vara väldigt små och kan därför ge stora procentuella utslag vid små absoluta skillnader.

Metoden för konvergensstudien baserades på en artikel från LEAP Australia [45]. Ett initialt beräkningsnät skapades med en basstorlek tillräckligt liten för att vid simulering få samtliga residualer mindre än 10^{-4} , samt få konvergerande luftmotstånd. Simuleringarna genomfördes till dess att krafterna ansågs ha konvergerat, och därefter i 500 iterationer till. Ett genomsnitt beräknades sedan av de 500 sista iterationerna för att eliminera kvarvarande oscillationer. Den initiala basstorleken valdes till 3,795 m. Iterativ minskning gjordes sedan av basstorleken med faktorsteg på 1,5 tills dess att en iterationsförändring för krafter på fena och raket beräknades till 2,2% respektive 0,4%. En förändring mindre än 1% för båda hade varit önskvärt, men med

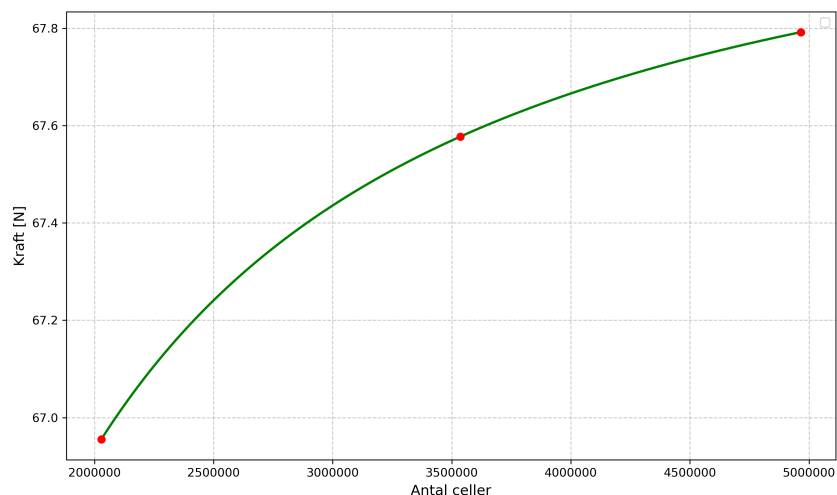
hänsyn till projektets begränsade tid ansågs denna konvergens vara tillräcklig.

Valet av slutgiltig basstorlek gjordes genom att gå ett steg tillbaka efter det att önskad konvergens uppnåtts. För steget som gav förändringarna 2,2% respektive 0,4% gick basstorlekarna från 1,69 m till 1,125 m. Slutgiltiga basstorleken som användes till simuleringar blev därför 1,69 m.

Figur 3.11 och 3.12 visar hur krafterna konvergerade i och med att antalet celler ökade. Rådata presenteras i appendix B.



Figur 3.11: Konvergenstudie för kraft på fena med anpassad trendlinje.



Figur 3.12: Konvergenstudie för kraft på raket med anpassad trendlinje.

3.3.6 Utformning av undersökning

De parametrar som beräknades i simuleringarna var lyftkraft, luftmotstånd och sidkraft för fena och raketkropp separat samt de moment som verkar på raketerna runt

alla axlar. Momenten som verkar på raketkroppen valdes att verka runt raketens masscentrum som beräknades i avsnitt 3.2.1.

Dessa krafter och moment beräknades för olika rotationsvinklar på raket och fena. De aerodynamiska krafterna och momenten fastställdes för varje unik kombination av raketens respektive fenans rotationsvinklar. Då antalet simuleringar berodde på hur många olika rotationsvinklar som valdes gjordes en avvägning som gav tillräckligt små rotationer av fenan utan att antalet simuleringar blev för tidskrävande. Utifrån dessa krav valdes raketkroppen att rotera från -15° till 15° med femgradigt intervall. Både rotation i positiv och negativ riktning användes för att beräkna fenans kraftbidrag då fenan är framför respektive bakom raketen relativt till flödet. Fenan roterades från 0° till 30° med tiogradigt intervall. Endast rotation i positivt riktning användes för fenan då kraften antogs lika stor i motsatt riktning på grund av symmetrin. De 28 simuleringarna genomfördes och värdena avlästes systematiskt enligt samma principer som beskrevs i avsnitt 3.3.5.

Utifrån uppmätta krafter och moment beräknades koefficienter som presenteras i avsnitt 4.1. Ekvationerna som användes var ekvation (2.1) och (2.2). Ekvationen är likadan för sidkraften, då den enbart verkar i en annan riktning. Kraftkoefficienterna bröts ut och ekvation (3.6)–(3.8) användes.

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho V^2 A} \quad (3.6)$$

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho V^2 A} \quad (3.7)$$

$$C_S = \frac{2F_S}{\rho V^2 A} \quad (3.8)$$

För momentkoefficienterna användes (2.3). Momentkoefficienten bröts ut på liknande sätt som ovan till ekvation (3.9).

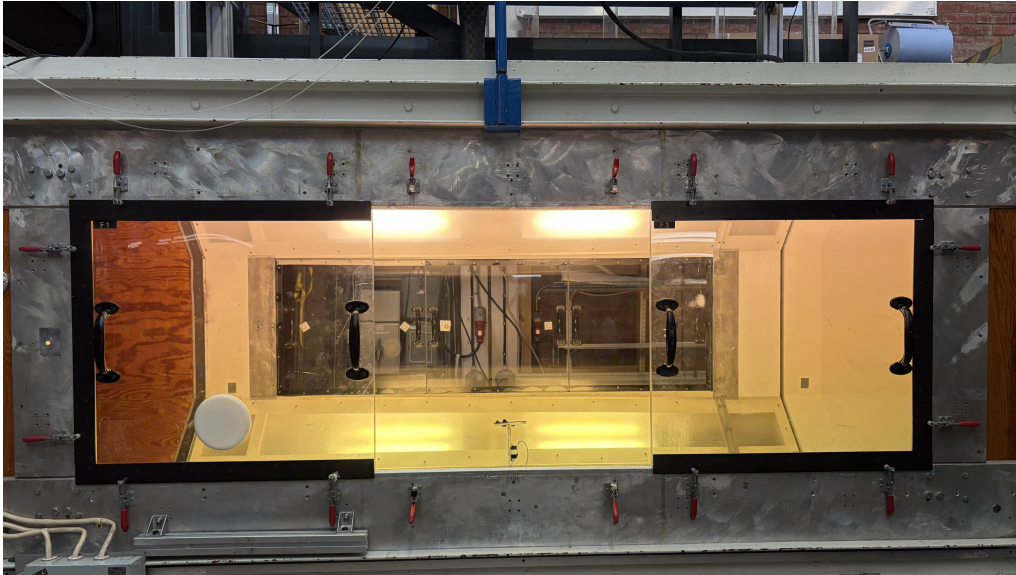
$$C_M = \frac{2M}{\rho V^2 A D} \quad (3.9)$$

Dessa koefficienter antogs vara oberoende av Reynoldstal för att bespara mycket beräkningstid då vi inte behövde använda hastighet som en tredje beräkningsparameter att svepa över. Hastigheten som användes för beräkningarna valdes till 100 m/s vilket i avsnitt 3.2.3 beräknades som raketens maximala hastighet vid den givna fallhöjden.

3.4 Experimentell validering av aerodynamiska koefficienter

För att validera resultaten från CFD-simuleringarna användes vindtunneln i Chalmers strömningslaboratorium, se figur 3.13. I vindtunneln kan ett luftflöde med has-

tigheter upp till 60 m/s genereras. Vid mätningarna placerades en fena mitt i vindtunneln. På grund av projektets omfattning uteslöts raketkroppen från mätningarna och enbart krafterna som verkar på fenan vid olika rotationsvinklar uppmättes.



Figur 3.13: Vindtunneln i Chalmers strömningslaboratorium med ett luftflöde från vänster till höger.

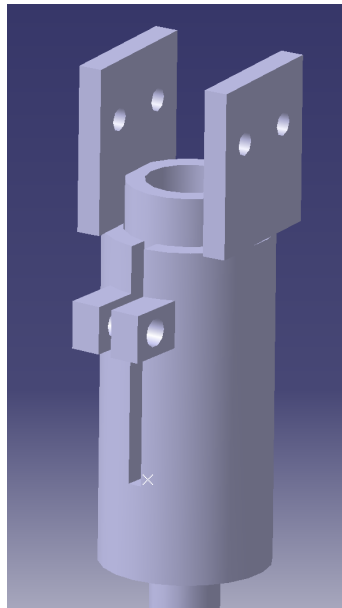
3.4.1 Prototypframställning

För att genomföra mätningarna tillverkades en prototyp som krafterna verkade på. En 3D-printad fena valdes att användas i vindtunneln. På grund av tidsbegränsningen i projektet sparade detta både tid men säkerställde även en exakt geometri som hade blivit svår och tidskrävande att framställa på annat vis. Samma modell som användes för CFD-simuleringar valdes för att kunna jämföra resultaten från så lika uppställningar som möjligt. Problemet med modellen och valet att den skulle 3D-printas var att fenans fäste blev ömtåligt och riskerade att spricka av kraften i vindtunneln. Därmed krävdes förstärkning vid fästet vilket beskrivs ytterligare längre ned i avsnittet.

Den 3D-printade fenan valdes att göras med fyra gånger större area än modellen som användes i CFD-simuleringen. Anledningen var att öka precisionen när fenan skulle roteras. Då rotationen av fenan genomfördes manuellt, bidrog en större fena till att öka precisionen vid små vinkeländringar. Detta förklaras av att en specifik vinkelförskjutning resulterar i en längre båglängd vid fenans ytterkant ju större avståndet från rotationsaxeln är. Den ökade precisionen innebar en minskad felmarginal.

Utifrån vindtunnelns utrustning, som uppmättes, konstruerades en CAD-ritning av adaptorn. Eftersom hela gallerfenan var tvungen att kunna rotera kring sin egen axel behövdes två olika delar som tillsammans bildade adaptorn, se figur 3.14. En yttre del som fästes i lastcellen som inte kunde rotera och en inre del som kunde

roteras inuti den yttre delen. Gallerfenan fästes i den inre delen, som sedan säkrades i olika vinklar i den yttre delen inför varje test.



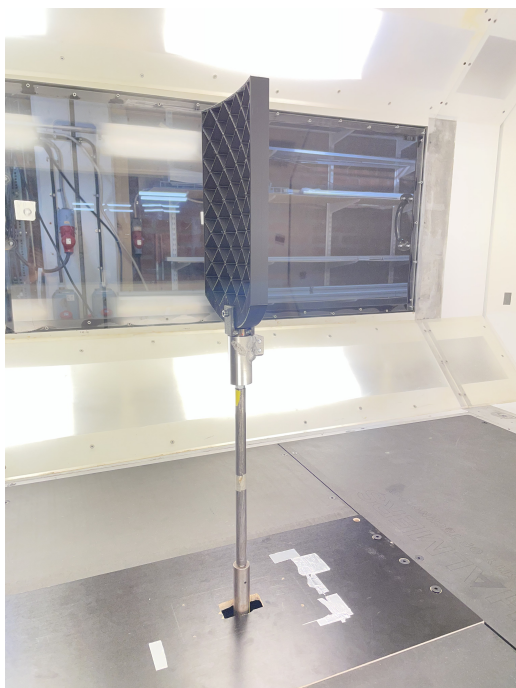
Figur 3.14: CAD-modell av fullständig adapter i CATIA V5.

Adaptorns designades för att uppfylla nedanstående krav:

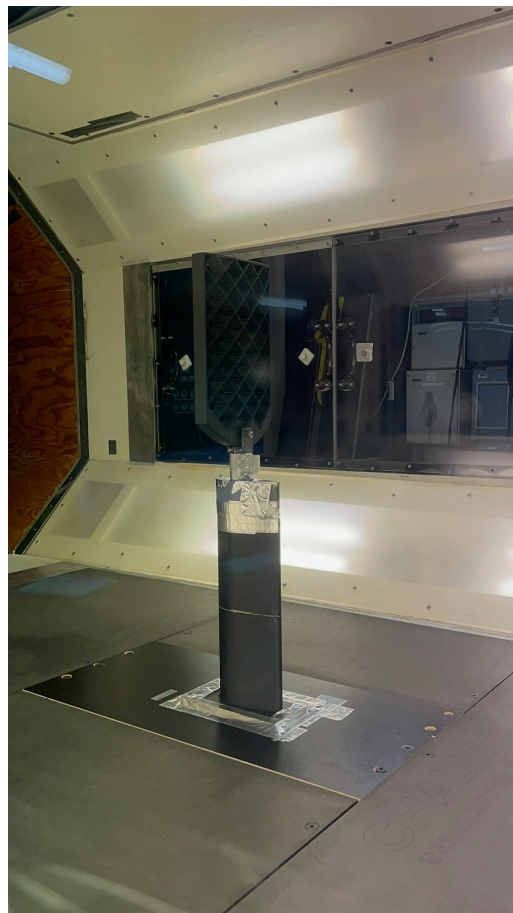
- den ska kunna rotera gallerfenan 30° från referenspunkten,
- den ska vara tillräckligt motståndskraftig för att hålla gallerfenan upprätt i upp till 60 m/s vindhastighet,
- den ska vara tillräckligt hög, bred och djup för att passa i vingprofilen eftersom så liten del av adaptorn som möjligt ska påverka lastcellens mätningar.

För att kunna rotera gallerfenan användes två cylindrar. Den yttre cylindern i figur 3.14 har en innerdiameter som är lite större än ytterdiametern på den inre cylindern så att den inre cylindern kan rotera utan att glapp uppstår. Den yttre cylindern konstruerades med en slits och en konstruktion som kunde klämma åt den inre cylindern i valda lägen. Detta gjorde det möjligt att positionera gallerfenan i olika vinklar mot vindriktningen i syfte att bestämma kraften som påverkar fenan i olika vindriktningar. För att göra infästningen för gallerfenan mer robust under testerna svetsades två metallplattor fast på utsidan av den inre cylindern. Skruvar gick igenom metallplattorna från båda hållen av gallerfenan så att den skulle sitta fast. Om dessa metallplattor inte hade används ansågs risken vara stor att gallerfenan hade gått av vid den tunna infästningen eftersom hela gallerfenan är 3D-printad, se figur 3.6.

Ritningar som beskriver adaptorns utseende togs fram i CATIA V5 för att kunna producera adaptorn i prototypplabbet, se figur 3.15.



(a) Uppställning i vindtunnel utan vingprofil.



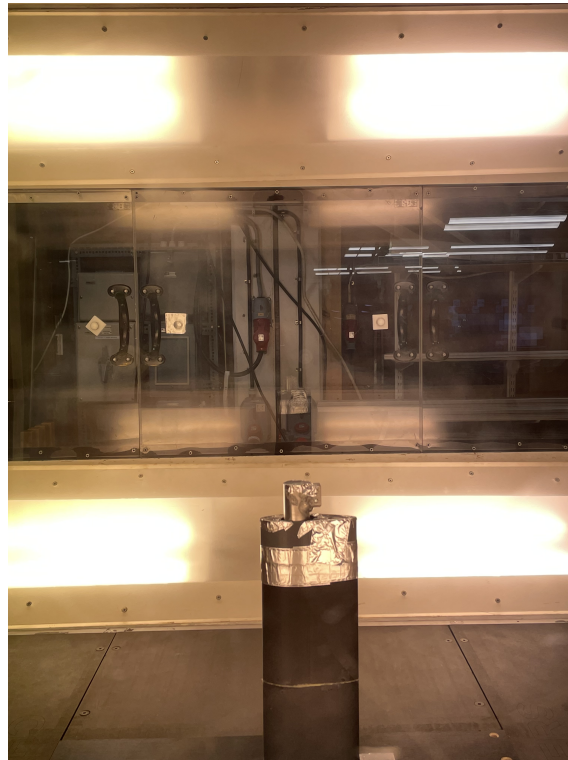
(b) Uppställning i vindtunnel med vingprofil.

Figur 3.16: Uppställning av fena i vindtunneln.

I vindtunneln roterades fenan enligt samma vinklar som i CFD-simuleringarna, alltså 0° , 10° , 20° samt 30° . Initialt användes varje vinkel för hastigheter mellan 0 m/s och 30 m/s för att säkerställa beräknade värden för alla vinklar ifall prototypen inte skulle klara av högre hastigheter. När detta var säkerställt genomfördes de fullständiga mätningarna.

Vid de fullständiga mätningarna användes samma vinklar fast med hastigheterna 0 m/s, 15 m/s, 30 m/s, 45 m/s och 60 m/s. Lastcellerna som användes påverkas av temperaturskillnader. Ju längre tid vindtunneln är aktiv desto mer kommer temperaturen stiga. Färre mätpunkter innebär en kortare aktiv tid men det leder till ett mindre precist resultat. Genom denna avvägning valdes intervall om 15 m/s för varje vinkel som användes. Därtill genomfördes hastighetsökningarna direkt efter att kraften vid varje hastighet hade uppmätts för att ytterligare minska temperaturskillnaden. Krafterna vid varje hastighet mättes två gånger, både vid hastighetsökning och hastighetsänkning, för att beräkna den totala felmarginalen för varje mätning. Utöver krafterna avlästes även faktisk hastighet, densitet och temperatur för varje mätning. Avslutningsvis ställdes fästordningen upp utan fenan för att mäta

kraftbidraget från fästet, se figur 3.17, vars resultat presenteras i appendix D.



Figur 3.17: Uppställning i vindtunnel utan fena.

De slutgiltiga värdena för C_D , C_L och C_S utgörs av genomsnittet av de koefficienter som beräknats för samtliga hastigheter vid varje given vinkel. Koefficienterna beräknades på samma vis som i avsnitt 3.3.6. Genomsnittet för samtliga hastigheter användes då det i avsnitt 3.3.6 antogs att koefficienterna var oberoende av Reynoldstal.

I beräkningen användes de uppmätta värdena för densiteten och hastigheten, se appendix D. Arean är $0,048 \text{ m}^2$, alltså fyra gånger större än referensarean som beskrevs i 3.4.1.

För att jämföra resultaten från vindtunneln med resultaten från CFD-simuleringar beräknades en procentuell skillnad för koefficienterna mellan vindtunneln och CFD-simuleringar.

3.5 Beräkning av momentbidrag

Regressionsmodeller skapades för krafter på fena och raket utifrån data från CFD-simuleringar, se appendix C. Detta gjordes för att kunna säkerställa att gallerfenorna kan skapa tillräcklig kraft för att övervinna den kraft som uppstår på raketkroppen. Metoden som användes för att ta fram uttryck för raketens luftmotstånd, $F_{luftmotstand,r}$, och lyftkraft, $F_{lyft,r}$, var polynomregression med minsta kvadratme-

toden. Eftersom rotationssymmetri råder kring raketens x-axel antas sidkrafterna på raketerna vara noll. Ekvation (3.10) och (3.11) beskriver krafterna på raketerna som funktion av vinkeln, θ_r , mellan raketerna och luftflödet:

$$F_{lyft,r}(\theta_r) = -0.010035\theta_r^3 + 0.016541\theta_r^2 - 2.5201\theta_r - 1.6401 \quad (3.10)$$

$$F_{luftmotstand,r}(\theta_r) = 0.11762\theta_r^2 - 0.032564\theta_r + 67.229 \quad (3.11)$$

Även för gallerfenorna användes regression för att ta fram ekvation (3.12) och (3.13) för luftmotstånd, $F_{luftmotstand,gf}$, och lyftkraft, $F_{lyft,gf}$, som funktion av vinkeln, θ_{gf} , mellan fenan och luftflödet. På grund av tidsbrist användes enbart värden då raketerna hade en lutning på 0° mot luftflödet.

$$F_{lyft,gf}(\theta_{gf}) = \frac{\theta_{gf}^2}{30} - 1.82 \cdot \theta_{gf} - 0.32 \quad (3.12)$$

$$F_{luftmotstand,gf}(\theta_{gf}) = 0.02 \cdot \theta_{gf}^2 + 0.43 \cdot \theta_{gf} + 18.6 \quad (3.13)$$

Ekvation (3.10)–(3.13) antar ett luftflöde på 100 m/s. För att möjliggöra beräkning av krafter vid olika hastigheter multiplicerades samtliga funktioner med $\frac{V^2}{100^2}$. För att beräkna momenten som dessa krafter ger upphov till beräknades hävarmarna som krafterna verkar på utifrån avstånden från avsnitt 3.2.1 mellan tryckcentrum och masscentrum, l_{CoP} , samt avståndet mellan gallerfenorna och masscentrum, l_{gf} . Ekvation (3.14)–(3.17) beskriver hävarmarna som funktion av vinkeln mot luftflödet.

$$l_{CoP,luftmotstand}(\theta_r) = \sin(\theta_r) \cdot 0.256 \quad (3.14)$$

$$l_{CoP,lyft}(\theta_r) = \cos(\theta_r) \cdot 0.256 \quad (3.15)$$

$$l_{gf,luftmotstand}(\theta_r) = \sin(\theta_r) \cdot 0.763 \quad (3.16)$$

$$l_{gf,lyft}(\theta_r) = \cos(\theta_r) \cdot 0.763 \quad (3.17)$$

Ekvation (3.10)–(3.17) används för att beräkna momenten som verkar på raketerna som funktion av vinkeln θ_r samt momenten gallerfenorna orsakar som funktion av vinklarna θ_{gf} och θ_r , se ekvation (3.18) och (3.19).

$$M_r(\theta_r) = M_{lyft,r}(\theta_r) + M_{luftmotstand,r}(\theta_r) \quad (3.18)$$

$$M_{gf}(\theta_{gf},\theta_r) = M_{luftmotstand,gf}(\theta_{gf},\theta_r) + M_{lyft,gf}(\theta_{gf},\theta_r) \quad (3.19)$$

där ekvation 3.20–3.23 används.

$$M_{lyft,r}(\theta_r) = F_{lyft,r}(\theta_r) \cdot l_{CoP,lyftkraft}(\theta_r) \quad (3.20)$$

$$M_{luftmotstand,r}(\theta_r) = F_{luftmotstand,r}(\theta_r) \cdot l_{CoP,luftmotstand}(\theta_r) \quad (3.21)$$

$$M_{luftmotstand,gf}(\theta_{gf},\theta_r) = 2 \cdot F_{luftmotstand,gf}(\theta_{gf}) \cdot l_{gf,luftmotstand}(\theta_r) \quad (3.22)$$

$$M_{lyft,gf}(\theta_{gf},\theta_r) = 2 \cdot F_{lyft,gf}(\theta_{gf}) \cdot l_{gf,lyftkraft}(\theta_r) \quad (3.23)$$

För att raketen inte ska välta krävs att momentet gallerfenorna ger upphov till, M_{gf} , är större än momentet raketkroppen orsakar, M_r . Därmed behöver storleksordningen mellan uttryck (3.19) och (3.18) evalueras, då raketens samt gallerfenornas maximala lutning mot luftflödet, se ekvation (3.24).

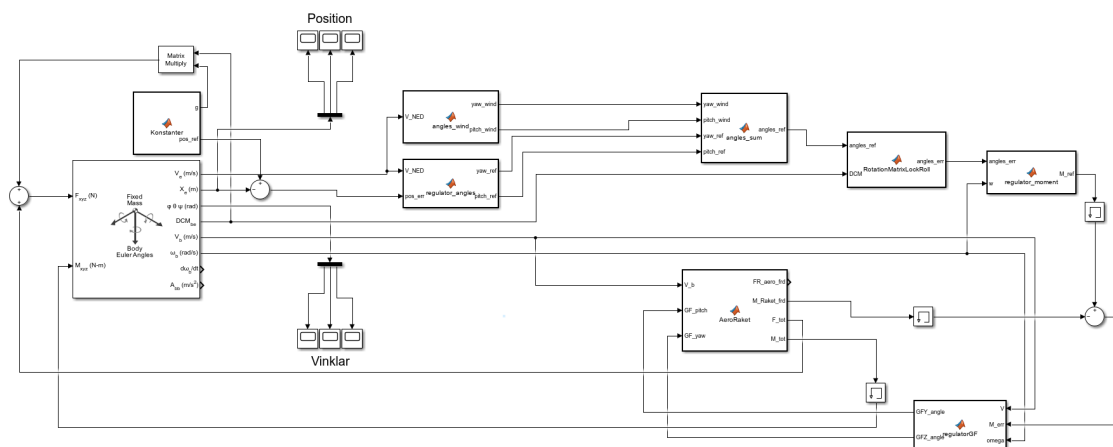
$$M_{gf}(30^\circ, 15^\circ) > M_r(15^\circ) \quad (3.24)$$

För att avgöra vid vilka vinklar momentjämvikt råder och därmed vilka vinklar gallerfenorna kan hålla raketens i under en längre tid, evalueras ekvation (3.25).

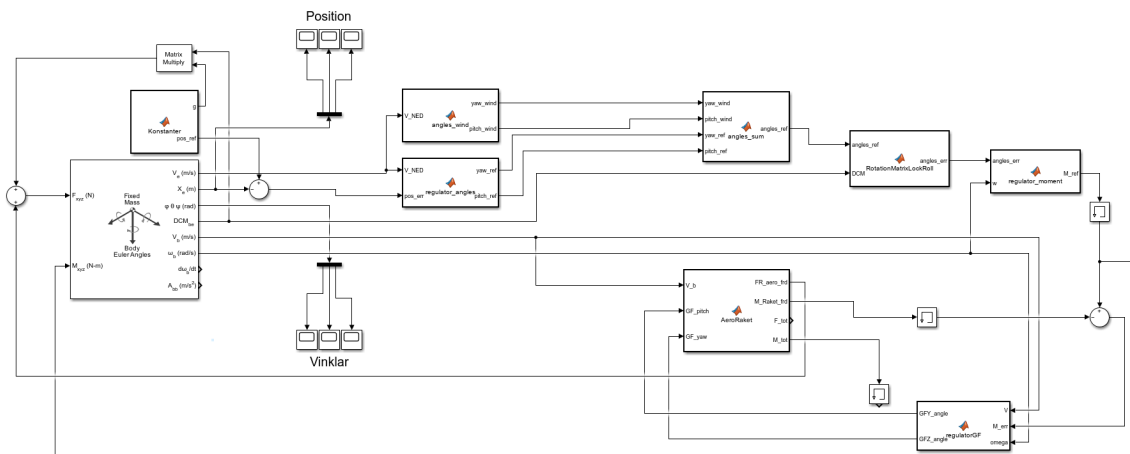
$$M_{lyft,r}(\theta_r) + M_{luftmotstand,r}(\theta_r) + M_{luftmotstand,gf}(\theta_{gf},\theta_r) + M_{lyft,gf}(\theta_{gf},\theta_r) = 0 \quad (3.25)$$

3.6 Reglersystem

För att kunna reglera och simulera raketens i Simulink behöver raketens tredimensionella rörelse beskrivas. Detta görs med de ekvationer som beskrivs under avsnitten 2.5.1 och 2.5.2. Eftersom dessa rörelseekvationer finns implementerade i *6DOF Euler angles*, se figur 2.4a, används detta block för att modellera raketdynamiken. De styrbara parametrarna är vinklarna på gallerfenorna, men eftersom gallerfenorna skapar aerodynamiska moment finns det inget direkt samband mellan vinkeln på gallerfenorna och translationskrafterna som behövs för att styra raketens position. Därmed appliceras en kedja av flera regulatorer som i flera steg skapar en styrsignal till systemet, se figur 3.18 och 3.19.



Figur 3.18: Överblick över reglersystemet i Simulink då de implementerade gallerfenorna används.



Figur 3.19: Överblick över reglersystemet i Simulink när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet.

Utsignalerna från funktionsblocket *Konstanter* i figur 3.18 utgörs av gravitationsvektorn samt positionsreferensen. Praxis vid modellering med koordinatsystemen NED och FRD är att gravitationen verkar längs z-axeln i NED-systemet. Vidare antas att orienteringsskillnaden mellan NED- och FRD-systemen är liten.

Denna praxis hade i den aktuella modellen lett till ett problem, eftersom raketens längdaxel, x-axeln i FRD-systemet, blivit approximativt parallell med z-axeln i NED-systemet. Detta motsvarar en rotation på ungefär 90° kring y-axeln. I denna konfiguration uppstår ett singulart läge i Euler-vinkelrepresentationen, så kallat gimbal-låsning, vilket innebär att en frihetsgrad i rotationsbeskrivningen går förlorad och att systemet inte längre kan styras korrekt.

För att undvika detta problem avviker den aktuella modellen från praxis och istället definieras gravitationsvektorn i negativ x-riktning i NED-systemet. Detta möjliggör en modellkonfiguration där raketens längdaxel är orienterad närmare x-axeln i NED-systemet, vilket eliminerar singulariteten och därmed problemet med gimbal-låsning.

Det antas att raketerna ska styras mot positionen $[0,0]$ i yz-planet i NED-systemet. Eftersom målet är oberoende av höjd kan referenspositionen i x-axeln väljas godtyckligt. I den aktuella modellen sätts referenspositionen till $[0,0,0]$ i NED-systemet.

Skillnaden mellan referenspositionen i yz-planet och den uppmätta positionen i yz-planet utgör ett positionsfel som används som indata till en PD-regulator implementerad i funktionsblocket *regulator_angles*. Detta block genererar referensvinklar i stampning och girning som krävs för att styra raketerna mot önskad position.

Eftersom raketerna behöver ha en lutning relativt luftflödet för att skapa translationskraft beräknas luftflödets riktning i stampning och girning i funktionsblocket *angles_wind*. Dessa vinklar kombineras med referensvinklarna i funktionsblocket *angles_sum*, vilket ger vinklarna som raketerna ska hålla i NED-systemet.

Dessa vinklar används för att bygga en önskad rotationsmatris och skillnaden mellan den önskade rotationsmatrisen och den nuvarande rotationsmatrisen, DCM, definierar ett vinkelfel. Detta vinkelfel används för att beräkna ett önskat moment i funktionsblocket *regulator_moment*.

Det momentet som verkar på raketkroppen jämförs därefter med det önskade moment som föregående regulator beräknade, vilket ger ett momentfel. Detta fel används för att bestämma nya vinklar på gallerfenorna som ska generera det önskade aerodynamiska momentet som krävs för att orientera raketen korrekt.

Funktionsblocket *AeroRaket* använder vinklarna på gallerfenorna tillsammans med raketens hastighet för att beräkna de aerodynamiska krafter och moment som verkar på kroppen och fenorna. Då momenten från CFD simuleringarna, se figur 4.3a–4.3c, ansågs opålitliga används istället ekvationerna (3.18) och (3.19) för att beräkna moment. De krafter och moment som beräknas matas in i raketmodellen, *6DOF Euler Angles*, där de ger upphov till translation och rotation. Resultaten återkopplas även till den del regulatorkedjan som reglerar moment.

Simuleringen övervakas med hjälp av flera *Scope*-block som visualiserar och skapar grafer över förändringar i de olika signalerna i systemet. Parametrar i regulatorerna testades iterativt genom återkoppling från graferna. På grund av tidsbrist modelleras enbart ett par gallerfenor i *AeroRaket*, vilket medför att när styrning av raketerna ska genomföras genom gallerfenorna kan detta enbart göras i två dimensioner. För att verifiera att regulatorer och styrning fungerar i tre dimensioner såväl som i två körs simuleringarna i två lägen. Då styrning ska testas i tre dimensioner görs antagandet att gallerfenorna skapat exakt det moment funktionsblocket *regulator_moment* ger som styrsignal. Därmed kopplas denna styrsignal direkt till *6DOF Euler Angles* istället för de moment *AeroRaket* beräknar. Samtidigt används fortfarande krafterna som *AeroRaket* beräknar för att kunna verifiera hur raketerna styr utifrån antagandet att det finns fungerande gallerfenor.

För att verifiera att styrning med gallerfenor är genomförbart körs simuleringen i den konfigurationen som visas i figur 3.18. Då styrs det modellerade paret gallerfenor av en regulator där styrsignalen är vinkel på gallerfenorna. Denna vinkel används sedan i *AeroRaket* för att beräkna det moment gallerfenorna ger upphov till. Detta moment tillsammans med krafterna används i *6DOF Euler Angles*.

4

Resultat

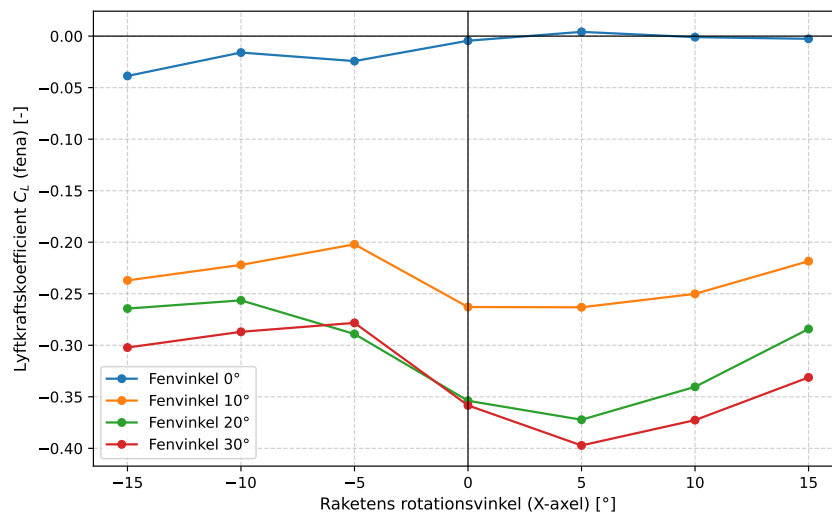
I följande kapitel presenteras de kraftkoefficienter som erhöles från CFD-simuleringar för att sedan jämföras med resultaten från vindtunneln. Slutligen presenteras hur väl raketen kan styras under nedfärd av reglersystemet utifrån de krafter och moment som raket och gallerfenor producerar.

4.1 Koefficienter från simulering

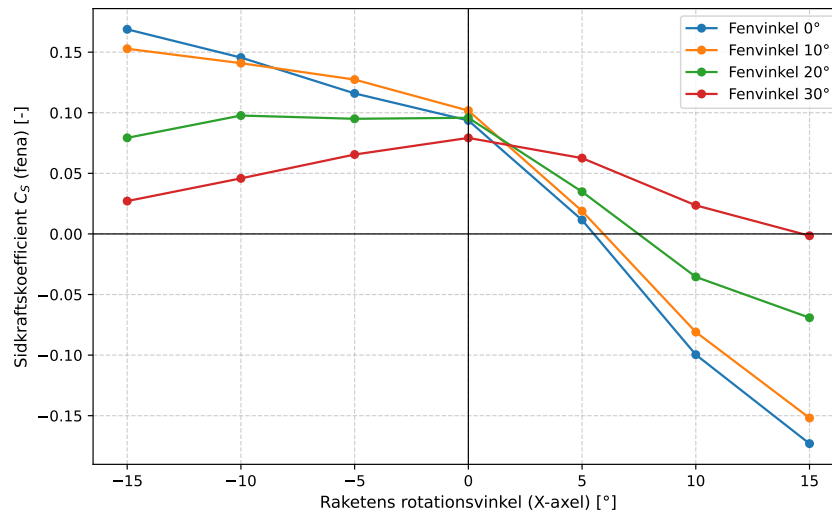
De koefficienter som beräknades utifrån värden från CFD-simuleringar presenteras i figur 4.1–4.3.

4.1.1 Kraftkoefficienter för fena

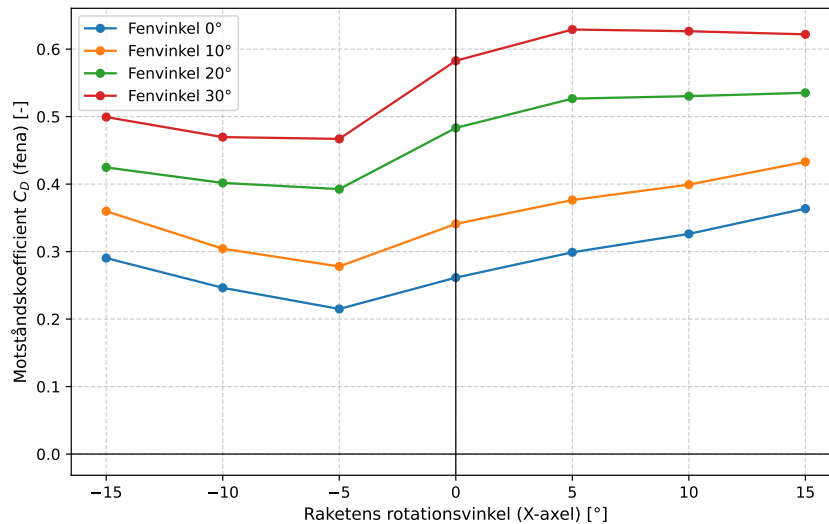
I figur 4.1 presenteras kraftkoefficienterna för fenan i x-, y- respektive z-led.



(a) CFD: Lyftkraftskoefficient för fena (x-led).



(b) CFD: Sidkraftskoefficient för fena (y-led).



(c) CFD: Motståndskoefficient för fena (z-led).

Figur 4.1: Kraftkoefficienter för fena.

Vid en neutral fenvinkel observeras att lyftkraften, se figur 4.1a, är nära noll för samtliga raketvinklar, vilket är förväntat då geometrin i detta läge är aerodynamiskt symmetrisk. Vid ökad fenvinkel förskjuts kurvorna nedåt i diagrammet, där en fenvinkel på 30° ger en koefficient mellan $-0,30$ och $-0,40$ beroende på raketens rotationsvinkel. Ökningen i lyftkraftskoefficient är dock avtagande mellan 20° och 30° , vilket tyder på att fenan närmar sig överstegring, där ytterligare vinkling inte ger motsvarande ökning i styrkraft.

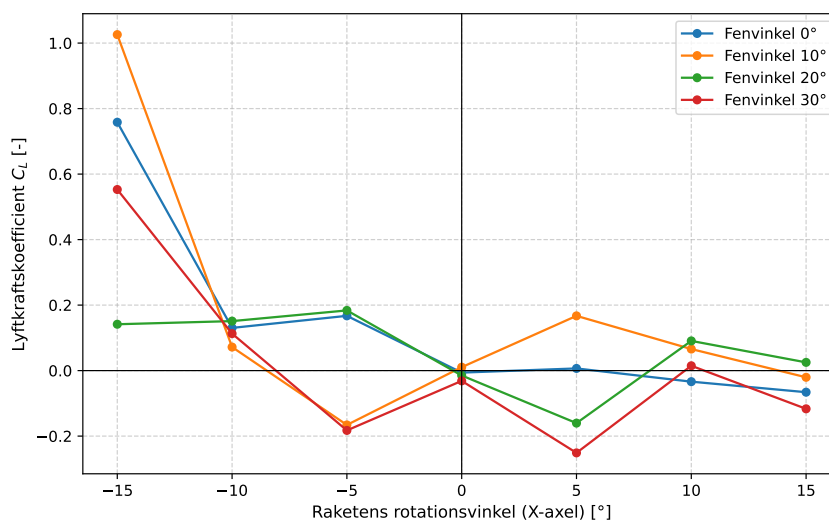
För sidkraften, se figur 4.1b, uppvisar kurvorna överlag en negativ lutning då raketens rotationsvinkel ökar. Störst skillnad mellan de olika fenvinklarna visas då raketens rotationsvinkel är $\pm 15^\circ$. Ju mindre fena är roterad i detta läge desto högre är magnituden för kraftkoefficienten.

Motståndskoefficienten, se figur 4.1c, ökar tydligt i takt med fenvinkeln, vilket korrelerar med att fenans projicerade area mot luftströmmen växer. Till skillnad från lyftkraften ökar motståndet nästan linjärt upp till 30° , vilket tyder på att det maximala luftmotståndet ligger bortom det undersökta intervallet.

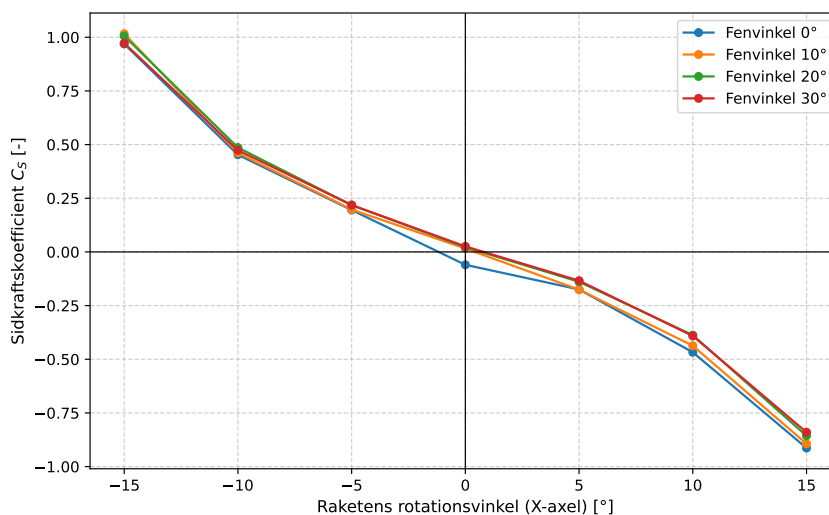
Generellt tenderar koefficienterna, specifikt för lyftkraft och luftmotstånd, att ha en högre magnitud då raketen roteras i positiv riktning än i negativ riktning. Det innebär något förbättrad styrförmåga då flödet till fenan inte blockeras av raket.

4.1.2 Kraftkoefficienter för raket

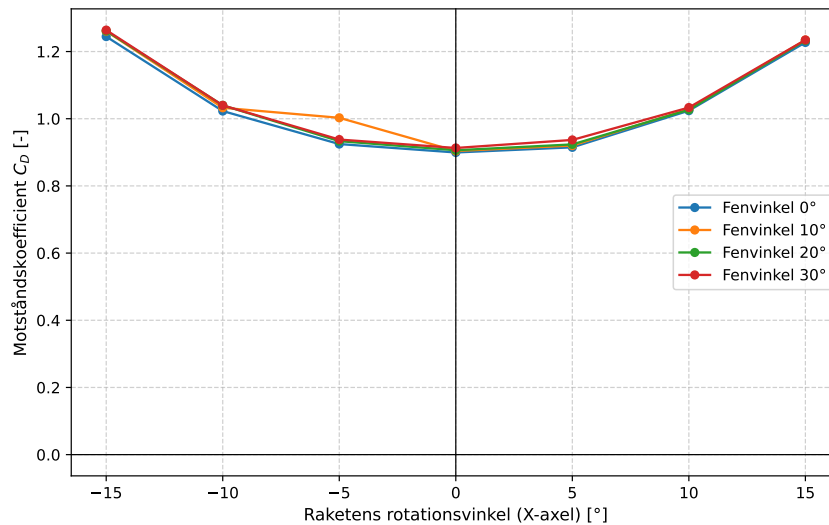
I figur 4.2 presenteras kraftkoefficienterna för raket i x-, y- respektive z-led.



(a) CFD: Lyftkraftskoefficient för raket (x-led).



(b) CFD: Sidkraftskoefficient för raket (y-led).



(c) CFD: Motståndskoefficient för raket (z-led).

Figur 4.2: Kraftkoefficienter för raket.

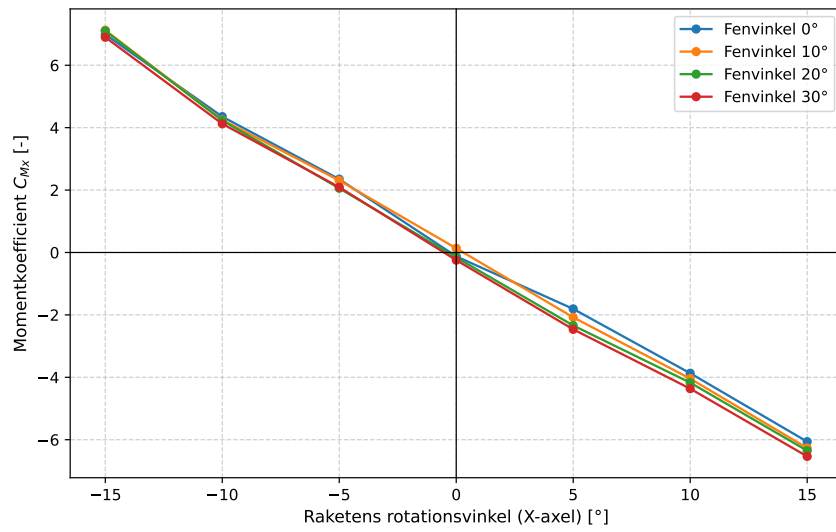
För raketens lyftkraft, se figur 4.2a, observeras ett relativt oregelbundet och spritt beteende. Samtliga kurvor är nära noll då rotationsvinkeln är neutral, vilket är förväntat då raketerna är symmetriska. I övrigt visar koefficienten upp en känslighet för fenvinkeln, speciellt vid en rotationsvinkel på -15° . Då varierar värdena mellan 0,15 och 1,0. Ett visst beroende på fenvinkeln kunde förväntas, men med tanke på storleksskillnad mellan fena och raket borde dess påverkan vara betydligt mindre. De stora skillnaderna tyder därför snarare på brister i beräkningsnätets upplösning.

Sidkraftskoefficientens, se figur 4.2b, magnitud uppvisar en progressiv ökning då rotationsvinkelns magnitud ökar. I negativ riktning uppnås en magnitud på cirka 1 medan en magnitud på omkring 0,85 uppnås i positiv riktning. Att sidkraften ökar med rotationsvinkeln är förväntat, då en större del av raketens projicerade area exponeras för flödet när den vinklas. Koefficientens storlek vid varje rotationsvinkel varierar minimalt för de olika fenvinklarna, vilket tyder på att den betydligt mindre fena inte påverkar flödet runt raketkroppen avsevärt.

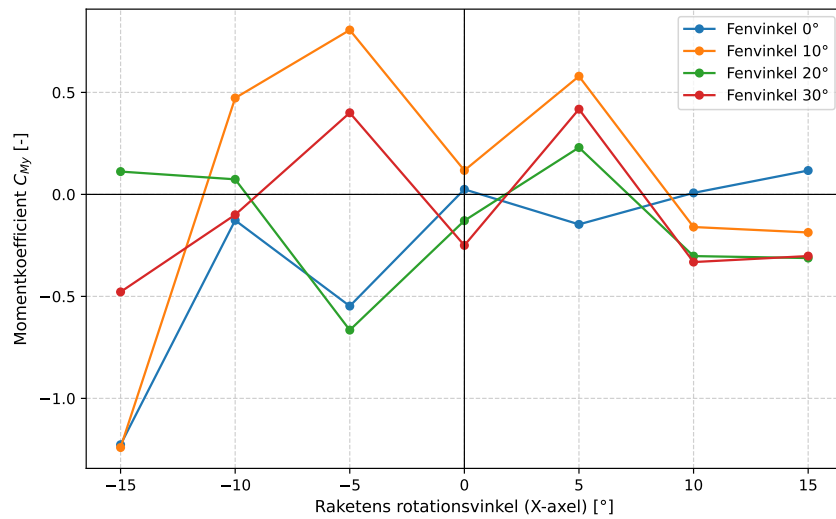
Motståndskoefficienten, se figur 4.2c, följer en symmetrisk och parabelformad trend. Ett minimivärde på cirka 0,9 uppnås då rotationsvinkeln är neutral, varpå koefficienten stiger till ett värde omkring 1,25 för rotationsvinklarna $\pm 15^\circ$. Även denna ökning var förväntad då en större del av raketens projicerade area exponeras. Precis som för sidkraften ger fenvinkeln endast marginella skillnader i koefficientens storlek. Det stärker ytterligare teorin att fenans påverkan på kraften som verkar på raketkroppen är försumbar.

4.1.3 Momentkoefficienter för raket

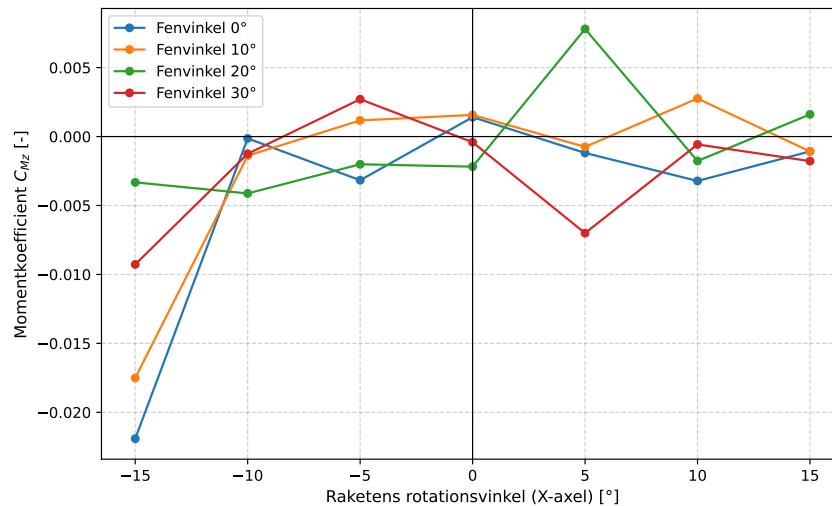
I figur 4.3 presenteras momentkoefficienterna för raketerna kring x-, y- respektive z-axeln.



(a) CFD: Girningsmomentkoefficient för raket (runt x-axel).



(b) CFD: Stampningsmomentkoefficient för raket (runt y-axel).



(c) CFD: Rullmomentkoefficient för raket (runt z-axel).

Figur 4.3: Momentkoefficienter för raket.

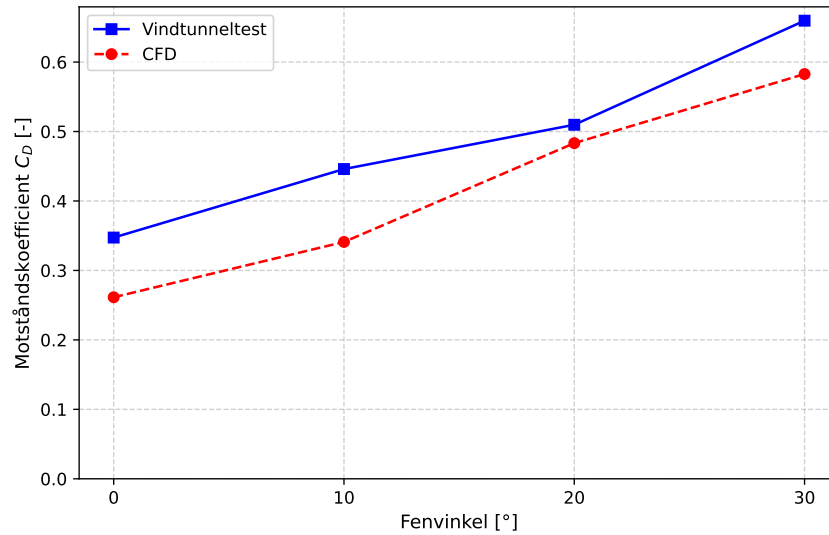
Girningsmomentet, se figur 4.3a, uppvisar ett tydligt linjärt förhållande med en negativ lutning i hela det undersökta intervallet, vilket motsvarar en nästintill symmetrisk trend om koefficientens magnitud mäts. Vid neutral rotationsvinkel har momentkoefficienten en magnitud kring 0 som ökar till cirka 6,5 för negativ rotation och till drygt 6 för positiv rotation. Att inget moment skapas vid neutral raketvinkel var förväntat då raketkroppen är symmetrisk. Likt krafterna på raketten uppvisar fenvinkeln ingen större påverkan på raketens moment.

Stampningsmomentet, se figur 4.3b, har en lägre magnitud än det motsvarande kring x-axeln och uppvisar ett mer oregelbundet beteende. Värdena varierar mellan -1,25 och 0,8 beroende på raketens och fenans vinklar. Kurvorna för de olika fenvinklarna skiljer sig markant åt, särskilt vid negativa rotationsvinklar. Då momentet kring y-axeln skapas av lyftkraften är det sannolikt att även dess oregelbundna beteende orsakas av brister i beräkningsnätets upplösning.

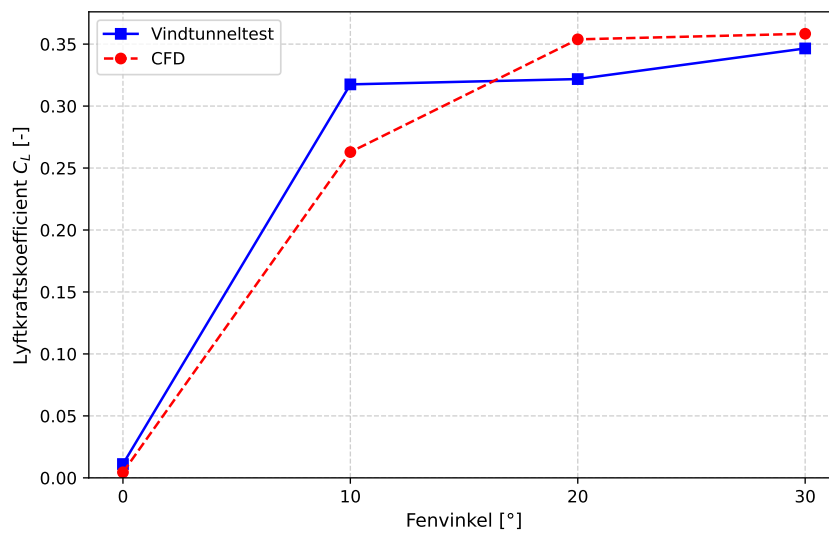
För raketens rullmoment, se figur 4.3c, uppvisas överlag en betydligt lägre magnitud än för de två andra momenten. De flesta värden ligger nära 0 och det största värdet har en magnitud på drygt 0,02. Även dessa värden visar ett mer oregelbundet beteende utan tydliga trender. I detta fall är troligtvis inte beräkningsnätets brister den huvudsakliga orsaken, utan snarare på att små absoluta skillnader ger stora relativa utslag i grafen. Majoriteten av värdena är nära noll vilket är förväntat då raketten är symmetrisk i detta plan.

4.2 Jämförelse mellan CFD-simulering och vindtunneltest

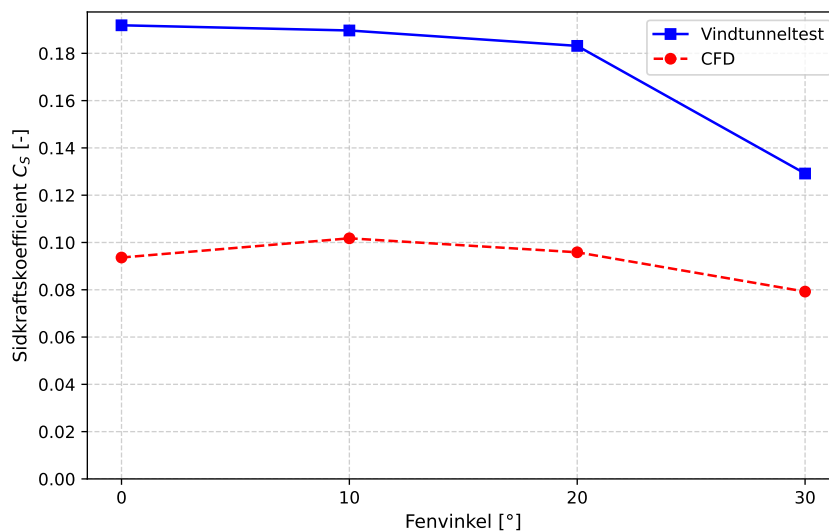
Jämförelser mellan de kraftkoefficienter som erhöles från CFD-simuleringar och vindtunneltest presenteras i figur 4.4.



(a) Jämförelse av motståndskraftkoefficienten.



(b) Jämförelse av lyftkraftskoefficienten.



(c) Jämförelse av sidkraftskoefficienten.

Figur 4.4: Jämförelse av aerodynamiska koefficienter.

För luftmotståndet, se figur 4.4a, följer kurvornas trender varandra relativt väl. Samtidigt observeras en systematisk förskjutning mellan vindtunneltest och CFD-simulering. Simuleringen ger konsekvent ett lägre värde med de genomsnittligt procentuell avvikelse på 16,3%. Förskjutningen kan bero på den något större fästansordningen som användes i vindtunneln vilket gör att kraften uppmäts till något högre i vindtunneln. Även skillnader i ytjämnhet för det simulerade fallet och det experimentella fallet kan bidra till förskjutningen.

Även för lyftkraften, se figur 4.4b, följer kurvorna varandra relativt väl, där den genomsnittligt procentuella avvikelsen blev 10,2%. Den största procentuella avvikelsen är vid 0° , där små skillnader i värden ger stora procentuella utslag. Då detta hade gett ett missvisande resultat exkluderades denna från den genomsnittliga procentuella avvikelsen. Kurvan för vindtunnelns värden planar ut tidigare än värdena från CFD-simuleringarna. Det tyder på att överstegringen som nämndes i avsnitt 4.1.1 verkar ha uppnåtts tidigare i vindtunneln än för CFD-simuleringarna. För vindtunneln sker en utplaning redan vid en fenvinkel på 10° . Då luftmotståndet fortsätter att öka även efter att lyftkraften har planat ut innebär det att styrningen blir mer ineffektiv efter den punkten.

För sidkraften, se figur 4.4c, observeras en liknande konsekvent förskjutning som för luftmotståndet, där den genomsnittligt procentuella avvikelsen blev 46,0%. Graferna visar ett nästan konstant värde upp till 20° innan de minskar vid 30° . Att förändringarna mellan fenvinklarna förblev relativt små var förväntat då ingen raketrotation gjordes vid dessa jämförelser. Samma troliga orsaker till förskjutningen som beskrevs för lyftkraften gäller även för sidkraften.

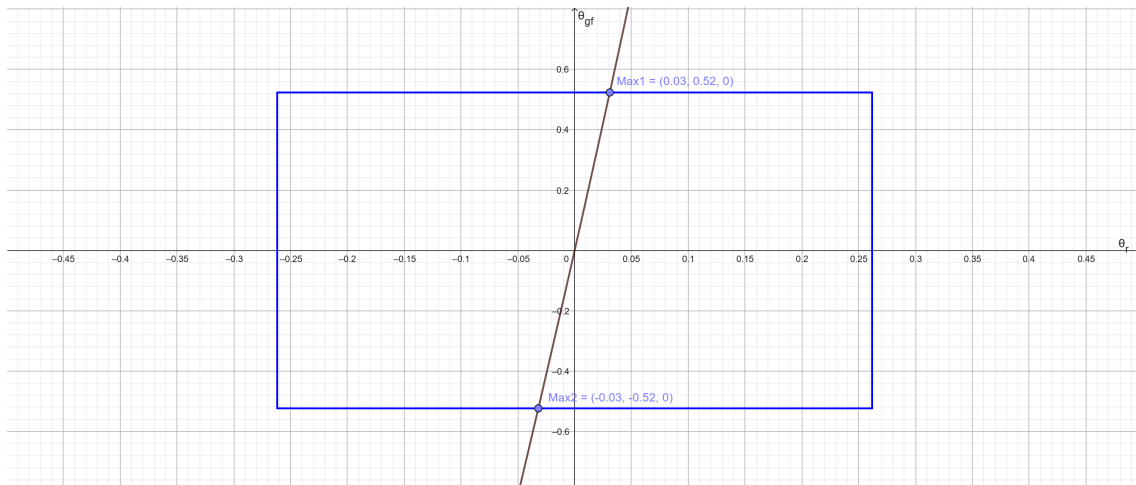
4.3 Momentjämvikt

Jämförelse mellan $M_r(\theta_r)$ och $M_{gf}(\theta_{gf}, \theta_r)$ vid den maximala vinkeln mellan luftflödet och raketen samt den maximala vinkeln mellan gallerfenorna och luftflödet från ekvation (3.24) ger att:

$$M_{luftmotstand,gf}(30^\circ, 15^\circ) + M_{lyft,gf}(30^\circ, 15^\circ) > M_{luftmotstand,r}(15^\circ) + M_{lyft,r}(15^\circ)$$

Momentet som gallerfenorna skapar vid dessa vinklar, $M_{gf}(30^\circ, 15^\circ)$, är 12,7 Nm och det moment som raketkroppen skapar, $M_r(15^\circ)$ är 5,02 Nm. Detta innebär att gallerfenorna är tillräckliga för att förhindra att raketen i dess maximala lutning välter, vilket är ett krav för att styrning med gallerfenorna ska vara genomförbar. Samtidigt är det moment som uppstår från gallerfenornas luftmotstånd, $M_{luftmotstand,gf}(30^\circ, 15^\circ)$, betydligt större än momentet som orsakas av gallerfenornas lyftkraft, $M_{lyft,gf}(30^\circ, 15^\circ)$. Detta innebär att styrsystemet inte kan uppnå en lutning på 15° . För exakta värden på momenten vid 15 graders lutning på raketen se appendix E.

Figur 4.5 presenterar vid vilka vinklar på raketen som gallerfenorna uppnår momentjämvikt, baserat på ekvation (3.25). Det observeras att den maximala lutningen raketen kan ha samtidigt som momentjämvikt råder och gallerfenorna verkar inom sitt arbetsområde är $\pm 0,03$ radianer ($\pm 1,7^\circ$).



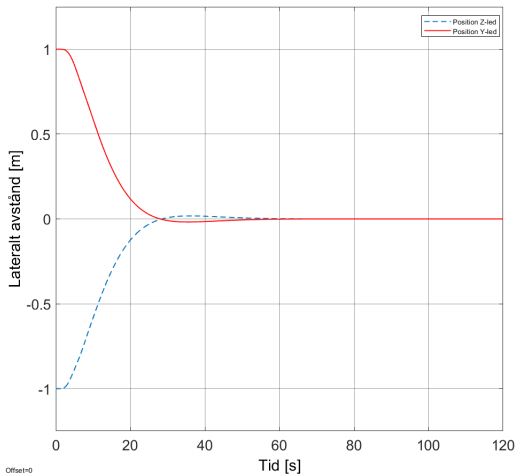
Figur 4.5: Vid vilka vinklar på raketen, θ_r , och gallerfenorna, θ_{gf} som momentjämvikt råder, från uttryck 3.25. Vinkel på gallerfenorna beskrivs av y-axeln, θ_{gf} , vinkel på raketen beskrivs av x-axeln, θ_r . Den blå rektangeln avgränsar arbetsområdet för styrsystemet. Skärningarna, *Max1* och *Max2*, mellan arbetsområdet och uttryck 3.25 visar den maximala vinkeln på raketen, givet den maximala vinkeln på gallerfenan.

4.4 Reglersystem i Simulink

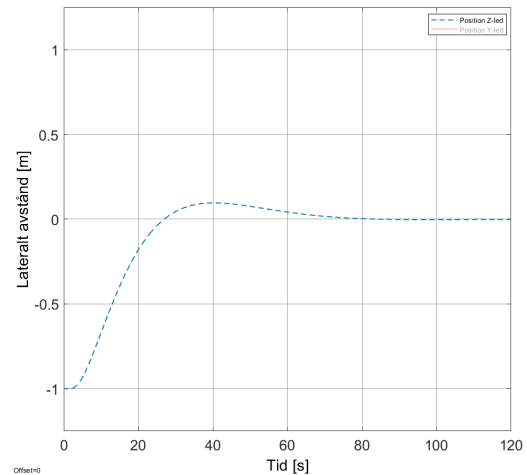
Graferna i figur 4.6 presenterar hur raketens position ändras beroende på startposition. Resultatet visar att ju närmare raketen börjar landningsplatsen desto snabbare

4. Resultat

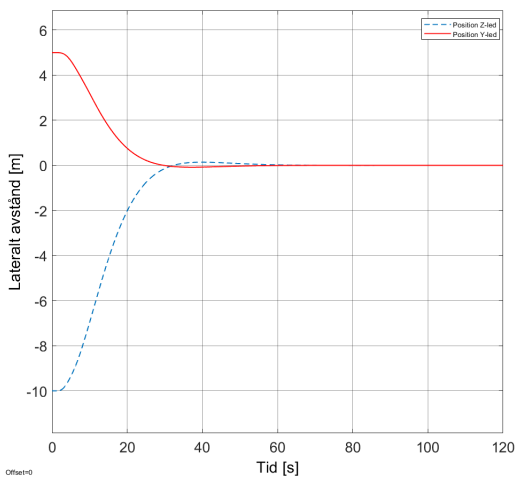
kan raketen nå sitt mål. Höger kolumn visar styrning genom användning av de implementerade gallerfenorna, medan vänster kolumn visar styrning under antagandet att gallerfenorna skapar det efterfrågade momentet. Från jämförelse mellan kolumnerna observeras att styrning är möjlig i båda fallen, men samtidigt blir styrningen mindre effektiv genom användning av gallerfenorna.



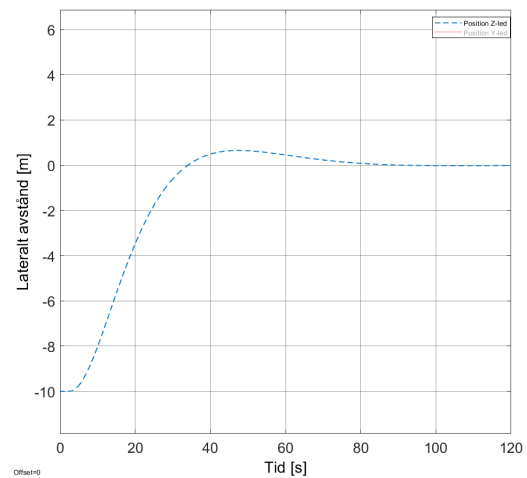
(a) Simulering från 1 meter i y-led och 1 meter i z-led utan användning av de implementerade gallerfenorna.



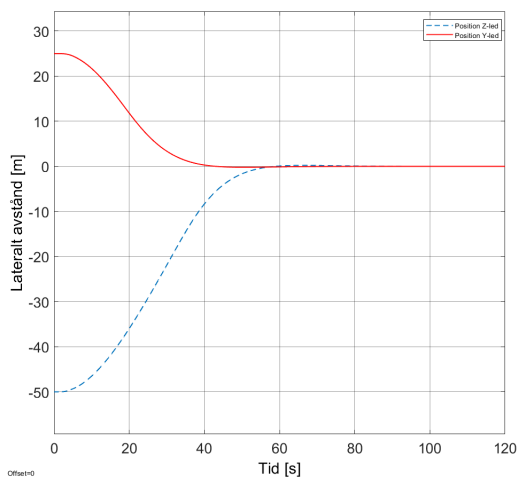
(b) Simulering från 1 meter i z-led med användning av de implementerade gallerfenorna.



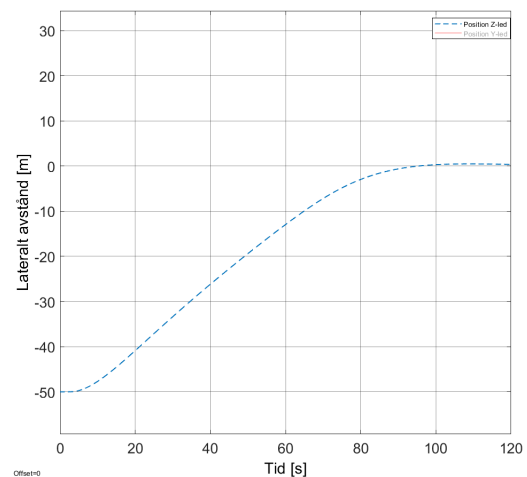
(c) Simulering från 5 meter i y-led och 10 meter i z-led utan användning av de implementerade gallerfenorna.



(d) Simulering från 10 meter i z-led med användning av de implementerade gallerfenorna.



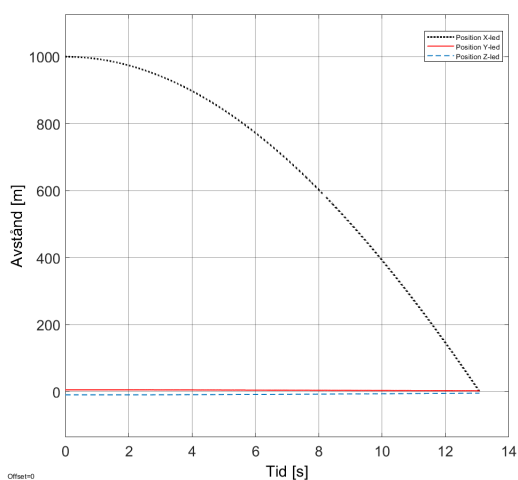
(e) Simulering från 25 meter i y-led och 50 meter i z-led utan användning av de implementerade gallerfenorna.



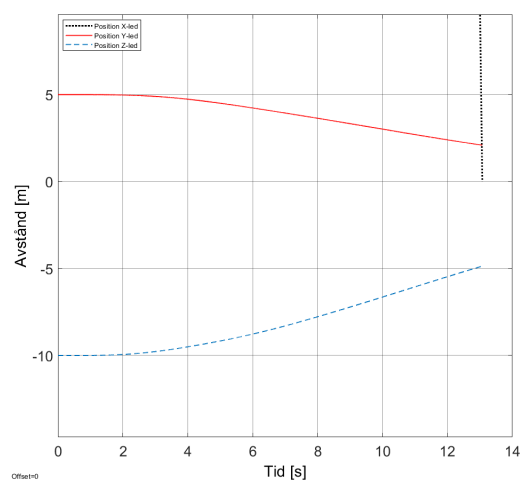
(f) Simulering från 50 meter i z-led med användning av de implementerade gallerfenorna.

Figur 4.6: Vänster kolumn visar styrning när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet. Höger kolumn visar styrning då de implementerade gallerfenorna används. Kolumnerna visar positionsändring utifrån startposition och skillnaden i styrförmåga för de två fallen.

Figur 4.7 presenterar hur långt raketens hinner styra i sidled innan den når marken vid ett fall från 1000 meter. Det observeras att raketens når marken efter 13 sekunder och att raketens från denna höjd inte hinner styra tillräckligt. Figurer 4.7a och 4.7b visar styrning när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet, figurer 4.7c och 4.7d visar styrning då de implementerade gallerfenorna används.

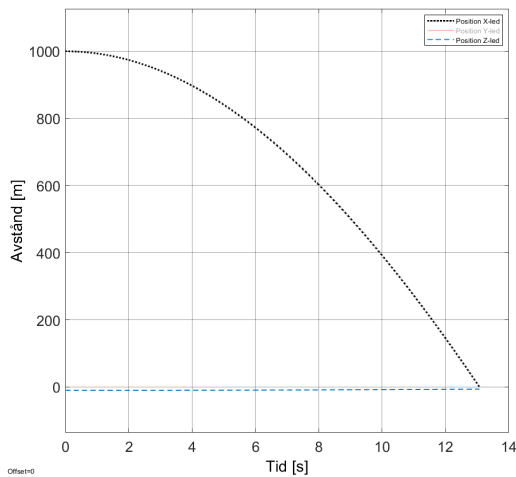


(a) Den totala positionsändringen hos raketens med styrning när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet.

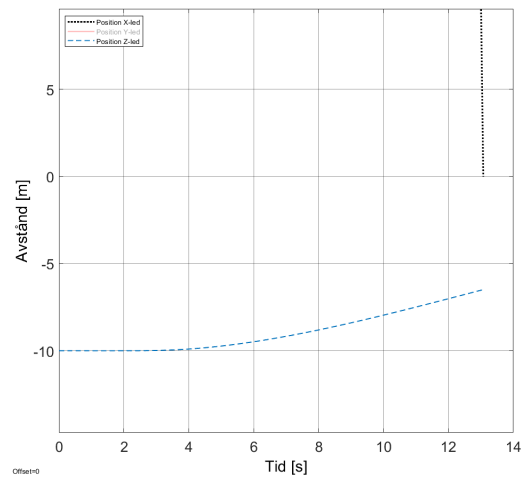


(b) Positionsändringen hos raketens med styrning när gallerfenorna producerar det efterfrågade momentet. För att tydliggöra positionsförändringen i y- och z-led är x-axeln skalad.

4. Resultat



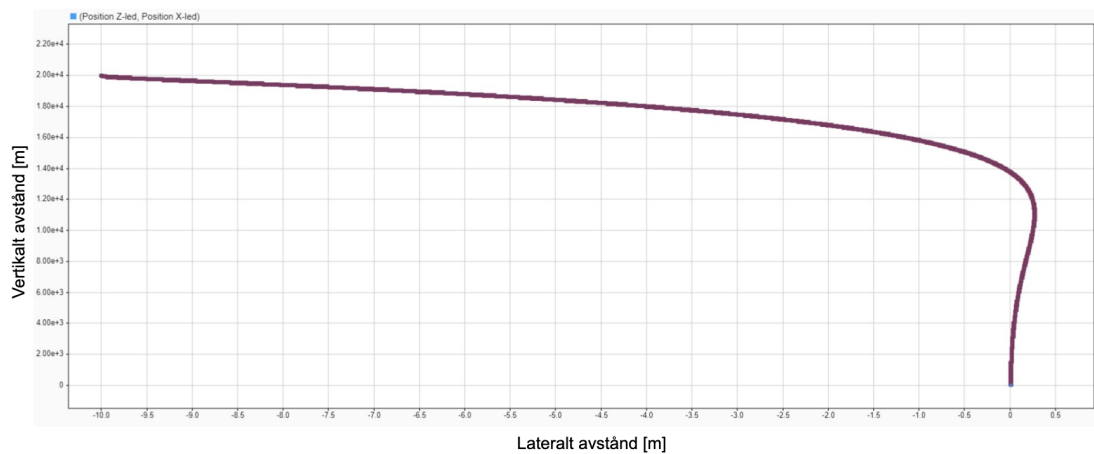
(c) Den totala positionsändringen hos raketten med styrning då de implementerade gallerfenorna används.



(d) Positionsändringen hos raketten med styrning då de implementerade gallerfenorna används. För att tydliggöra positionsförändringen i z-led är x-axeln skalad.

Figur 4.7: Positionsförändringen från en höjd på 1000 meter.

Den höjden som behövs för att raketten ska hinna reglera till landningsplatsen visas i figur 4.8. Det observeras att en höjd på 20 000 meter är tillräcklig för att styra raketten till landningsplatsen om raketten startar fallet 10 meter från landningsplatsen i sidled.



Figur 4.8: Raketens avstånd från landningsplatsen under nedfärd från 20 000 meters höjd. Raketens avstånd från marken beskrivs av y-axeln och raketens positionsförändring i sidled beskrivs av x-axeln.

5

Diskussion

I detta avsnitt diskuteras och utvärderas reglersystemet och dess styrförmåga. Vidare så diskuteras CFD-simuleringarna utifrån träffsäkerhet och potentiella felkällor, där vindtunnelresultaten används för att diskutera kraftkoefficienternas precision. Slutligen presenteras möjliga förbättringar och vidare arbeten.

5.1 Reglersystem

Resultatet i avsnitt 4.3 visar att gallerfenorna genererar ett tillräckligt stort moment för att förhindra att raketten välter i sin maximala lutning. Samtidigt framkommer det att momentet som uppkommer av gallerfenornas luftmotstånd är betydligt större än det moment som produceras av gallerfenornas lyftkraft. Eftersom dessa moment motverkar varandra och att det är momentet som uppkommer av gallerfenornas lyftkraft som är reglerbart uppkommer risken att gallerfenorna inte klarar av att hålla raketten i den lutning som behövs för att skapa en tillräcklig translationskraft för effektiv styrning. Detta stöds av figur 4.5 eftersom det framkommer att momentjämvikt uppstår vid en mycket liten vinkel, vilket troligtvis leder till att raketten under nedfärd inte uppnår den önskade lutningen. Detta skulle kunna vara en anledning till att raketten har mycket långsam styrförmåga, vilket ses i figur 4.8.

I avsnitt 4.4 framkommer att referenspositionen påverkar hur snabbt raketten kan komma till landningsplatsen vilket är förväntat. Samtidigt kan det observeras att positionen inte förändras märkbart de första sekunderna, vilket beror på att raketten inte än hunnit upp i adekvat hastighet för att skapa tillräcklig aerodynamisk kraft för styrning. Att de aerodynamiska krafterna är beroende av kvadraten av hastigheten orsakar ytterligare en svårighet. Eftersom olika krafter kan uppnås vid olika hastigheter finns inget linjärt samband mellan vinkel på gallerfenan och kraft. Därmed är det svårt att hitta parametervärden för regulatorerna som fungerar i alla hastigheter. Detta märks då ett visst översväng observeras vilket indikerar att regulatorparametrarna inte är optimalt valda.

För att uppnå en tillräckligt bra reglering av positionen uppskattades regulatorparametrarna iterativt. När översvängningen av signalen var relativt liten ansågs regulatorerna tillräckligt bra för ändamålet. En framtida förbättring för att välja mer optimala värden på regulatorparametrarna hade varit att bestämma överföringsfunktionen för raketten och analysera dess säkerhetsmarginaler.

Eftersom bara ett av de två paren gallerfenor modellerades visades bara positionsförändringen längs z -axeln. Det sista gallerfena-paret simulerades inte på grund av

tidsbrist. Eftersom inte båda gallerfena-paren simulerades samtidigt leder det till att modellens realism minskar och måste därför tolkas med försiktighet. I ett verkligt system påverkar de två gallerfena-paren varandra vilket kan leda till andra resultat än de som presenteras. Dessutom förenklades kraftekvationerna för gallerfenorna så att de enbart beror på fenans vinkel. Eftersom raketens vinkel bortsågs missas effekten då raketerna täcker flödet till fenan. Hade den modellerats hade ett mer trovärdigt resultat erhållits.

I figur 4.7 visas raketens position under simuleringen. Där framgår att raketerna inte hinner reglera tillräckligt långt innan raketerna når marken. Detta beror på att lyftkraften från raketkroppen inte blir tillräckligt stor inom det tillgängliga tidsintervall på 13 sekunder för att komma till referenspunkten. Konsekvensen är att raketerna endast kan korrigera sin bana om startpositionen ligger relativt nära landningsplatsen. För att raketerna ska hinna korrigera sin bana krävs en högre starthöjd. Vid en starthöjd på 20 000 meter klarar raketerna att nå målet. Detta visar att simuleringen tillsammans med det implementerade reglersystemet inte fungerar optimalt för uppgiften så som det är nu. En annan aspekt är att modellen saknar störningar så som vind och sensorbrus. Dessa faktorer skulle kräva bättre reglerteknik och förmodligen ändring i design av gallerfenor.

5.2 Val och design av gallerfena

Gallerfenan var initialt problematisk vid skapandet av beräkningsnätet. Detta visar tydligt utmaningen med att ha en geometriskt komplex modell. Om en plan fena hade valts istället hade antalet celler i nätet minskat, vilket är en viktig aspekt att beakta vid framtida optimering av liknande aerodynamiska modeller. Det slutgiltiga beräkningsnätet uppnådde en tillräcklig nivå och beräkningstiden var acceptabel. De inledande svårigheterna vid nätgenereringen berodde sannolikt på erfarenhetsbrist inom arbetsgruppen. Detta utgör en kritisk faktor i projektplaneringen; vid begränsad tid eller erfarenhet är valet av en geometriskt enklare komponent, såsom en plan fena, ett mer effektivt alternativ för att säkerställa projektets framgång.

Sammanfattningsvis bedöms valet av gallerfena som tekniskt motiverat. Gallerfenans möjlighet till infällning och dess förmåga att generera ett högt luftmotstånd i neutralt läge är avgörande faktorer för stabilitet under raketens upp- respektive nedfärd. Alternativa styr- och stabiliseringssystem utöver konventionella fenor kunde ha utvärderats, men givet projektets tidsramar och nivå bedömdes en avgränsning till fenor som nödvändig för att säkerställa genomförandet.

Gallerfenans design är baserad på flera olika gallerfenor, men ingen optimering gjordes för storlek, form, och gallertjocklek. Detta är en felkälla med potential för framtida förbättring.

5.3 Raketkroppens framställande

Raketmodellen som användes för CFD simulering avviker från CAESARs design, vilket redovisas i 3.3.1.1. Denna skillnad innebär ett visst fel i fastställandet av de moment och krafter som genereras av raketkroppen. Problemet bedöms dock som måttligt, då projektets primära fokus i både vindtunnel och CFD var utvärdering av gallerfenornas aerodynamik. Eftersom raketens utformning är baserad på etablerade konfigurationer inom CAESAR och liknande projektgrupper, anses geometrin vara tillräckligt representativ för att ge tillräckliga resultat.

5.4 CFD-simuleringar

Många av de aerodynamiska trenderna i avsnitt 4.1 bekräftar förväntade fysikaliska fenomen. Att fenans lyftkraft inte ökar mellan 20° och 30° indikerar att fenan uppnår överstegringsgränsen. Utifrån de simulerade värdena uppnås maximal styrkraft redan vid 20° vilket innebär att det för ett praktiskt reglersystem saknas incitament att vinkla fenorna mer än 20° . Dessutom fortsätter luftmotståndet att öka efter denna punkt vilket bidrar till en lägre hastighet som minskar fenans lyftkraft. En intressant observation är den asymmetri i uppmätta krafter som uppstår på grund av att raketkroppen blockerar flödet vid vissa vinklar. Eftersom de regressionsmodeller som användes för reglersystemet baserades på neutral raketvinkel, togs inte hänsyn till denna minskade effektivitet. För att öka precisionen i framtida versioner av reglersystemet bör dessa blockerings effekter inkluderas i modellen.

De simuleringsbrister som identifierades för raketens lyftkraft och moment kring y- och z-axeln krävde avvägningar då reglersystemet skapades. För momentet kring z-axeln bedömdes osäkerheten bero på numeriskt brus till följd av de låga absoluta värdena, vilket gjorde att dessa kunde ignoreras utan konsekvenser för stabiliteten. För momentet kring y-axeln och tillhörande lyftkraft var magnituden däremot för stor för att ignoreras, men mönstret för oregelbundet för att vara tillförlitligt. Efter avvägande antogs även denna kraft vara noll, alltså att ingen kraft verkar på raketen i x-led då den roteras kring x-axeln. Det ansågs säkrare än att använda CFD-värdena där vissa krafter var riktade motsatt till den förväntade kraften. Genom att i reglersystemet istället beräkna momentet utifrån kraftkoefficienter och en fast hävarm, kunde vi kringgå de mest osäkra CFD-värdena och skapa ett mer säkert reglersystem.

Slutligen indikerar resultaten på en optimeringspotential för framtida CFD-studier. Eftersom fenans inverkan på raketkroppens krafter visade sig vara marginell, vore det mer effektivt att separera simuleringarna. Genom att simulera raketkroppen isolerat med ett finare beräkningsnät, skulle de oregelbundenheter som nu observerades sannolikt kunna elimineras utan att den totala beräkningstiden ökar.

5.5 Jämförelse mellan CFD-simuleringar och vind-tunneltest

Den systematiska förskjutningen mellan CFD-resultaten och vindtunnelmätningarna indikerar att skillnader i metod och uppställning påverkar de absoluta kraftvärdena. En möjlig orsak är fästans ordning för fenan, som i vindtunnellabbet möjligtvis bidrog med ett större kraftbidrag än fästet i CFD. Även skillnader i ytjämnhet mellan den simulerade och den verkliga fenan kan ha påverkat resultaten genom förändrade gränsskiktsegenskaper och därmed förändrat motstånd.

Vidare modellerades inte vindtunneluppställningen exakt i CFD-simuleringarna. Exempelvis inkluderade simuleringarna raketkroppen tillsammans med fenan, medan vindtunneltesten endast inkluderade fenan. Därtill är vindtunnelns diameter mindre än CFD-domänens diameter i förhållande till fenan. Där en för liten domän kan leda till att flödet blir påverkat och då inte simulerar ett verkligt flöde. En mer likvärdig geometrisk uppställning mellan de två metoderna hade sannolikt minskat skillnaderna mellan resultaten.

Den stora relativa avvikelserna för lyftkraften vid 0° beror sannolikt på att fenan inte ställdes in till exakt 0° i vindtunneln, vilket medförde en liten lyftkraft när det teoretiskt borde ha varit noll. Samtidigt som de uppmätta värdena här är väldigt små leder även små absoluta avvikelser till stora procentuella skillnader. Även på resterande vinklar för fenan så finns det en liten felmarginal i hur precist vinkeln på fenan ställdes in, detta ger då inte helt likadana förutsättningar som i CFD.

Vidare påverkas vindtunnelmätningarna av temperaturförändringar under testet. Lastcellerna i vindtunneln påverkas av temperaturen och vid ett snabbare luftflöde värms luften upp. I appendix D presenteras mätdata för liknande hastigheter vid acceleration och inbromsning av luftflödet. Jämförelsen av dessa mätvärden för liknande hastigheter kan uppskatta felmarginalen skapad av temperaturförändringar.

Den största temperaturrelaterade avvikelserna observerades vid tester för 0° fenlutning. För luftmotståndet skilde sig resultaten 8% vid 15 m/s, därefter minskade avvikelserna ner till 1,3% vid 45 m/s. För lyftkraften är avvikelserna relativt höga, upp till 72%, men då lyftkraften har väldigt små värden vid 0° fenlutning blir små absoluta avvikelser stora procentuella skillnader. Sidokraften har en avvikelse på 14,2% för 15 m/s och går ner till 1,2% för 45 m/s. Anledningen till varför testet för 0° har en relativt stor felmarginal beror sannolikt på att det var första testet och att luften då inte var uppvärmd, vilket ledde till stora temperaturförändringar under testets gång.

Resterande vinklar på fenan visar avvikelser på max 6%, främst vid den lägsta hastigheten där krafterna också är minst och därmed mer känsliga för mätosäkerheter. De flesta avvikelser ligger runt 1% eller under.

Detta visar ett relativt pålitligt resultat för testerna, med ett litet undantag för 0° graders testet där det finns en märkbar felmarginal. För att minska påverkan från

enskilda avvikelser togs ett genomsnitt av kraftkoefficienterna för de olika hastigheterna.

Från mätdatan i appendix D kan det observeras att sidokraften tenderar att öka med ökande flödeshastighet, vilket indikerar ett hastighetsberoende samband. Detta är motsatt till vad som antagits i rapporten. Det är dock svårt att avgöra hur stor del av förändringen som orsakas av ett eventuellt hastighetsberoende eller av temperaturförändringarna. Vidare så visar luftmotståndet och lyftkraften inte några märkbara tendenser för hastighetsberoende, där är skillnaden mellan lägsta (15 m/s) och högsta (60 m/s) hastigheten relativt liten, vilket gör att det inte går att dra några slutsatser om ett eventuellt samband.

Om det är så att lyftkraften är hastighetsberoende skulle detta kunna bidra till skillnader mellan CFD-resultaten och vindtunnelmätningarna. Vidare så beskriver inte regressionsanpassningen som tagits fram för gallerfenan systemet korrekt, eftersom funktionen bygger på en hastighetsberoende kraftkoefficient.

Adapterns kraftbidrag som presenterats i appendix D, visade sig vara relativt litet jämfört med de uppmätta krafterna för gallerfenan. Detta kombinerat med att CFD-simuleringarnas geometri har en relativt liknande adapter in i raket, så bedömdes adapterns kraftpåverkan som försumbar i resultatet för vindtunneltesterna.

5.6 Vidare arbete

För att raketlandningen praktiskt ska vara möjligt hade vidare arbete krävts. Det första steget hade varit att utveckla reglersystemet. Reglersystemet som användes i arbetet var inte färdigutvecklat och hade inte förmåga att styra båda paren av gallerfenorna samtidigt. Eftersom systemets axlar är dynamiskt kopplade orsakar rotation kring två axlar ett moment kring den tredje. En lösning på hur reglersystemet ska kunna kompensera för detta moment hade behövt utvecklas för att kunna skapa fullvärdig styrning kring alla tre axlar samtidigt med hjälp av gallerfenorna. Vidare hade implementering av störningar i form av vind och sensorbrus varit av värde för att testa under vilka förhållanden reglersystemet fungerar.

Fenorna som användes i arbetet utgick till stor del från tidigare kända gallerfenor utan att optimeras för just fallet som undersöktes i rapporten. Då dessa fenor endast klarade av att stabilisera raket, men inte att styra den, hade det varit av intresse för vidare arbete. Det skulle dels kunna vara att optimera formen på gallerfenan genom att exempelvis ändra förhållanden, form eller gallertjocklek. Det skulle även kunna vara att undersöka alternativa eller kompletterande system för nedstigning i höghastighetsfasen som klarar av både stabilisering och har tillräcklig styrförmåga.

I detta och i grupp As arbete avgränsades färden till två separata delar som innefattade den tidiga och den senare fasen av nedstigningen. För att fullständigt kunna landa raket, hade fler faser behövt undersökas. De två systemen hade kunnat integreras för att samverka under hela nedstigningsfasen. Fenornas påverkan på uppstigningsfasen genom ökat luftmotstånd hade behövt undersökas. Slutligen hade

fasen mellan upp- och nedstigning behövt undersökas.

Då valideringen i vindtunneln visade vissa skillnader mellan simulerade och experimentella resultat hade slutligen CFD-simuleringarna behövt bearbetats för att bättre stämma överens med de uppmätta värdena.

6

Slutsats

Projektet påvisar att gallerfenor producerar ett tillräckligt stort aerodynamiskt moment för att övervinna raketkroppens egna moment, vilket teoretiskt möjliggör momentjämvikt och orientering under nedfärd. Den genererade lyftkraften från fenorna är dock förhållandevis låg i jämförelse med det skapade luftmotståndet. Konsekvensen av detta är att translationsförmågan i sidled är begränsad och styrsystemet agerar långsamt i lägre hastigheter. Simuleringsresultaten indikerar att raketten kräver en starthöjd på 20 000 meter för att hinna korrigera sin bana till avsedd landningsplats för en sidledsflyttning på 10 meter. Detta överstiger det specificerade projektkravet på 1 000 meter. Det aktuella reglersystemet kan därmed inte styra raketten till önskad plats inom de givna förutsättningarna.

Gällande praktisk implementering för studentraketten bedöms valet av gallerfenor vara tekniskt motiverat på grund av förmågan till in- och utfällning, samt vid utfällning flytta tryckcentrum ovanför masscentrum. Validering via vindtunnelmätningar och CFD-simuleringar uppvisar samstämmiga aerodynamiska trender gällande luftmotstånds- och sidkraftskoefficienter, trots vissa systematiska avvikelser i mätvärden. För en realistisk fysisk tillämpning krävs dock vidareutveckling av modellen. Den aktuella utvärderingen bortser från dynamiska yttre störningar såsom vind och turbulens, samt vissa övriga aerodynamiska effekter. Vidare förutsätter reglersystemet en framtida implementering av adaptiva regulatorparametrar som kan hantera de hastighetsberoende krafterna. Konceptet utgör en fungerande teoretisk grund, men systemet kräver optimering av fendimensioner och styralgoritmer innan det är tillämpbart för CAESARs raket.

Referenslista

- [1] M. Soliman. *Reusable Rockets Explained: The Technology Making Space Launches Affordable*. 2026. URL: <https://www.sciencetimes.com/articles/61167/20260121/reusable-rockets-explained-technology-making-space-launches-affordable.htm> (hämtad 2026-03-03).
- [2] J.A. Rumerman. *NASA Historical Data Book*. NASA Scientific och Technical Information Division, 2009. ISBN: 9780160805011.
- [3] S.Y. Kang m. fl. “Cost Effectiveness of Reusable Launch Vehicles Depending on the Payload Capacity”. I: *Aerospace* 12.5 (2025). DOI: 10.3390/aerospace12050364.
- [4] A. Botelho m. fl. “Design of the landing guidance for the retro-propulsive vertical landing of a reusable rocket stage”. I: *CEAS Space Journal* 14.3 (2022), s. 551–564. DOI: 10.1007/s12567-022-00423-6.
- [5] A. De Oliveira och M. Lavagna. “Coupling of Advanced Guidance and Robust Control for the Descent and Precise Landing of Reusable Launchers”. I: *Aerospace* 11.11 (2024). DOI: 10.3390/aerospace11110914.
- [6] CAESAR. *CAESAR - Phobos Project*. (u.å.) URL: <https://caesar.se/phobos/> (hämtad 2026-02-11).
- [7] S.S. Wei m. fl. “A Review of Recent Developments in Hybrid Rocket Propulsion and Its Applications”. I: *Aerospace* 11.9 (2024). DOI: 10.3390/aerospace11090739.
- [8] S. Munawar. “Analysis of grid fins as efficient control surface in comparison to conventional planar fins”. I: *27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. 2010. URL: https://www.researchgate.net/publication/283484489_Analysis_of_grid_fins_as_efficient_control_surface_in_comparison_to_conventional_planar_fins.
- [9] Museo Nazionale della Scienza e della Tecnologia. *Fondo Enrico Forlanini, unità archivistica CNR 2*. (u.å.) URL: <https://www.collezioni-online.museoscienza.org/detail/IT-MUST-ST009-0000004/cnr-2> (hämtad 2026-05-06).
- [10] N. Stevens. *Identifying the different N-1 variants*. 2016. URL: <https://nickstevens.com/2016/09/14/identifying-the-different-n-1-variants/> (hämtad 2026-05-06).

- [11] С. Белоцерковский. “Трудный взлет решетчатых крыльев (Difficult takeoff of lattice wings)”. I: *Наука и жизнь* 4 (1998). URL: <https://www.nkj.ru/archive/articles/10523/> (hämtad 2026-05-06).
- [12] E. Schülein och D. Guyot. *Novel High-Performance Grid Fins for Missile Control at High Speeds*. Tekn. rapport RTO-MP-AVT-135, Paper 35. NATO Research och Technology Organisation, 2006. URL: <https://publications.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/RTO-MP-AVT-135/MP-AVT-135-35.pdf>.
- [13] SpaceX. *Falcon 9*. 2026. URL: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9> (hämtad 2026-05-06).
- [14] Fl295. *MOAB grid fins*. Wikimedia Commons. Hämtad: 2026-04-28. 2006. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:MOAB_grid_fins.jpg.
- [15] SpaceX. *Iridium-2 Mission*. hämtad: 2026-05-07. Flickr. 25 juni 2017. URL: <https://www.flickr.com/photos/spacex/35533873795/> (hämtad 2026-05-07).
- [16] T.W. Ledlow II. “Development of a Solar Sail Deployment Mechanism for the CubeSat Mission CAESAR”. Master’s Thesis. Auburn, Alabama: Auburn University, 2014. URL: https://etd.auburn.edu/bitstream/handle/10415/4111/Ledlow_Thesis.pdf.
- [17] R. H. Barnard och D. R. Philpott. *Aircraft Flight: A Description of the Physical Principles of Aircraft Flight*. 4. utg. Harlow: Pearson Education Limited, 2010. ISBN: 9780273730989.
- [18] S. Brosen. *Propeller-star in Tychy*. Wikimedia Commons. Hämtad: 2026-04-28. 2005. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Brosen_propelersterntychy.jpg.
- [19] U.S. Army. *Longbow Hellfire Missile*. Wikimedia Commons. Public Domain. hämtad: 2026-05-07. 2005. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lockheed_Martin_Longbow_Hellfire.jpg.
- [20] Aerospace Team Graz. *Project Halcyon*. 2023. URL: <https://astg.at/projects/halcyon> (hämtad 2026-04-07).
- [21] Volupe. *Basic CFD Concepts – Introduction To Computational Fluid Dynamics*. 2024. URL: <https://volute.com/support/basic-cfd-concepts-fluid-dynamics/> (hämtad 2026-03-23).
- [22] SimScale. *How to Choose Between Wall Resolution and Wall Modelling?* 2021. URL: <https://www.simscale.com/knowledge-base/wall-resolution-or-wall-modelling/> (hämtad 2026-04-29).
- [23] LEAP Australia. *What Y+ should I use? Part 1: Understanding the Physics of Boundary Layers*. (u.å.) URL: https://www.leapaust.com.au/blog/cfd/y-plus_part1_understanding-the-physics-of-boundary-layers/ (hämtad 2026-05-01).
- [24] S. Niskanen. *OpenRocket Technical Documentation*. Version 13.05. OpenRocket Project. 2013. URL: <http://openrocket.sourceforge.net/>.

-
- [25] NASA Glenn Research Center. *The Drag Coefficient*. (u.å.) URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/dragco.html> (hämtad 2026-04-26).
- [26] C. Bayındırlı, Y. Akansu och M. Sahir Salman. “The Determination Of Aerodynamic Drag Coefficient Of Truck and Trailer Model By Wind Tunnel Tests”. I: *International Journal of Automotive Engineering and Technologies* 5 (2016), s. 53. DOI: 10.18245/ijaet.11754.
- [27] C. Shu, L. Wang och M. Mortezaadeh. “Dimensional analysis of Reynolds independence and regional critical Reynolds numbers for urban aerodynamics”. I: *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 203 (2020), s. 104232. ISSN: 0167-6105. DOI: 10.1016/j.jweia.2020.104232.
- [28] P. Woolf. *Feedback Control*. Mars 2023. URL: https://eng.libretexts.org/Bookshelves/Industrial_and_Systems_Engineering/Chemical_Process_Dynamics_and_Controls_%28Woolf%29/11%3A_Control_Architectures/11.01%3A_Feedback_control_-_What_is_it_When_useful_When_not_Common_usage..
- [29] A. Boghossian, J. Brown och S Zak. *P, I, D, PI, PD, and PID control*. Mars 2023. URL: [https://eng.libretexts.org/Bookshelves/Industrial_and_Systems_Engineering/Chemical_Process_Dynamics_and_Controls_\(Woolf\)/09%3A_Proportional-Integral-Derivative_\(PID\)_Control/9.02%3A_P_I_D_PI_PD_and_PID_control](https://eng.libretexts.org/Bookshelves/Industrial_and_Systems_Engineering/Chemical_Process_Dynamics_and_Controls_(Woolf)/09%3A_Proportional-Integral-Derivative_(PID)_Control/9.02%3A_P_I_D_PI_PD_and_PID_control) (hämtad 2026-05-05).
- [30] B. Lennartson. *Reglerteknikens grunder*. 4. utg. Studentlitteratur, 2014. ISBN: 978-91-44-02416-5.
- [31] B.L. Stevens, F.L. Lewis och E.N. Johnson. *Aircraft Control and Simulation - Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems (3rd Edition)*. John Wiley & Sons, 2016. ISBN: 978-1-118-87098-3. URL: <https://app.knovel.com/hotlink/toc/id:kpACSDCAU/aircraft-control-simulation/aircraft-control-simulation>.
- [32] D. Miedziński och R. Głębocki. “Comparison of Nonlinear and Linear Models’ Behaviour Regarding Rocket Stability”. I: *Automation 2022* (2022). DOI: 10.1007/978-3-031-03502-9_9.
- [33] MathWorks. *Simulink Documentation*. 2024. URL: <https://www.mathworks.com/help/simulink/index.html> (hämtad 2026-03-27).
- [34] MathWorks. *6DOF (Euler Angles)*. 2026. URL: <https://www.mathworks.com/help/releases/R2024b/aeroblks/6dofeulerangles.html> (hämtad 2026-04-07).
- [35] A.I. Onel m. fl. “Feasibility Analysis of a Return to Launch Site Partially Reusable Microlauncher via Multidisciplinary Optimization”. I: *Aerospace* 13.1 (2026), s. 66. DOI: 10.3390/aerospace13010066.
- [36] Wolfram Formula Repository. *Moment of Inertia of a Cylinder*. 2026. URL: <https://resources.wolframcloud.com/FormulaRepository/resources/Moment-of-Inertia-of-a-Cylinder> (hämtad 2026-04-07).

- [37] NASA Glenn Research Center. *Terminal Velocity*. (u.å.) URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/termv.html> (hämtad 2026-04-27).
- [38] Volupe. *Drag coefficients*. (u.å.) URL: https://volute.com/support/c_d-and-c_l-calculation/ (hämtad 2026-04-27).
- [39] Rod Nave. *Freefall Velocity vs Height for Quadratic Drag*. (u.å.) URL: <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/Mechanics/quadvy.html> (hämtad 2026-04-27).
- [40] Siemens Digital Industries Software. *A new user's guide to STAR-CCM+ simulation (Part 4/5): Physics setup and Solvers*. 2021. URL: <https://community.sw.siemens.com/s/article/A-new-user-s-guide-to-STAR-CCM-simulation-Part-4-5-Physics-setup-and-Solvers> (hämtad 2026-04-08).
- [41] Resolved Analytics. *Navigating CFD Flow Solvers: Segregated vs. Coupled Methods & Their Applications*. 2026. URL: <https://www.resolvedanalytics.com/cfd/coupled-vs-segregated-cfd-flow-solvers> (hämtad 2026-04-08).
- [42] A. Alonzo-García, C.C. Gutiérrez-Torres och J.A. Jiménez-Bernal. "Computational Fluid Dynamics in Turbulent Flow Applications". I: *Numerical Simulation - From Brain Imaging to Turbulent Flows*. InTech, 2016. Kap. 13, s. 315–340. DOI: 10.5772/63831.
- [43] Resolved Analytics. *Steady vs. Unsteady Flow*. 2026. URL: <https://www.resolvedanalytics.com/cfd-physics-models/steady-vs-unsteady-flow> (hämtad 2026-04-18).
- [44] Siemens. *What turbulence model should I use for my simulation?* 2024. URL: <https://community.sw.siemens.com/s/article/TY-5-023> (hämtad 2026-04-18).
- [45] LEAP Australia. *Convergence and Mesh Independent Study*. 2012. URL: <https://www.leapaust.com.au/blog/cfd/convergence-and-mesh-independent-study/> (hämtad 2026-04-29).

Appendix

A Värden för beräkningsnät

	Standard in- ställningar	Fena	Raket	Domän
Basstorlek [m]	1,69	-	-	-
Önskad ytelementstorlek [m]	1,69	$1,69 \cdot 10^{-3}$	$1,69 \cdot 10^{-2}$	1,69
Minsta ytelementstorlek [m]	$1,69 \cdot 10^{-1}$	$1,69 \cdot 10^{-4}$	$1,69 \cdot 10^{-4}$	1,69
Prismalager: antal lager	-	12	15	inaktiverad
Prismalager: total tjocklek [m]	-	$7,5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-3}$	inaktiverad
Prismalager: närväggstjocklek [m]	-	$2,5 \cdot 10^{-6}$	$5 \cdot 10^{-6}$	inaktiverad
Vak: längd [m]	-	0,2	0,5	inaktiverad
Vak: isotropisk storlek [m]	-	$1,69 \cdot 10^{-2}$	$8,45 \cdot 10^{-2}$	inaktiverad
Vak: tillväxttakt	-	1,3	1,3	inaktiverad

Tabell A.1: Värden för beräkningsnät.

För resterande parametrar användes förinställda värden.

B Värden för konvergensstudie av beräkningsnät

	3.795 m	2.53 m	1.69 m	1.125 m
Antal celler	2028624	3535717	4965392	8958812
Kraft fena z-led [N]	21,8618	19,8736	18,8392	18,4333

Tabell B.1: Värden från konvergensstudie av beräkningsnät på gallerfenan.

	3.795 m	2.53 m	1.69 m
Antal celler	2028624	3535717	4965392
Kraft raket z-led [N]	66,9553	67,5774	67,7921

Tabell B.2: Värden från konvergensstudie av beräkningsnät på raket.

C Data från CFD-simuleringar

	0	10	20	30
-15	68,1414	69,4597	69,2311	67,26317
-10	42,4577	41,4493	41,2509	40,2110
-5	22,9044	22,5109	20,0632	20,407
0	-1,2116	1,3121	-1,5611	-2,3962
5	-17,6314	-20,2676	-22,8170	-24,0184
10	-37,7355	-39,4176	-40,6791	-42,5571
15	-59,1171	-61,1105	-61,9430	-63,7277

Tabell C.1: Resultat CFD: moment kring x-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	-11,9670	-12,101	1,0913	-4,662400
-10	-1,2388	4,60777	0,7206	-0,9741907
-5	-5,3400	7,8588	-6,4881	3,9018
0	0,2413	1,1456	-1,2560	-2,4376
5	-1,4330	5,6492	2,2410	4,0749
10	0,0722	-1,5599	-2,9496	-3,235
15	1,1411	-1,8196	-3,0431	-2,947767

Tabell C.2: Resultat CFD: moment kring y-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	-0,2137	-0,170745	-0,0324	-0,0904371
-10	-0,0013	-0,01353	-0,04023	-0,01216
-5	-0,0309	0,0114	-0,0196	0,0264
0	0,0137	0,0153	-0,0213	-0,004
5	-0,0116	-0,0073	0,0761	-0,0683
10	-0,0314	0,026913	-0,0173	-0,00558
15	-0,0105	-0,0105	0,0157	-0,017368

Tabell C.3: Resultat CFD: moment kring z-axel. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketen och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	57,7741	78,1573	10,7820	42,1248
-10	9,9327	5,47475	11,51201	8,602230
-5	12,7397	-12,6424	13,9997	-13,9132
0	-0,4658	0,7961	-1,1372	-2,3928
5	0,5028	12,7333	-12,2172	-19,1372
10	-2,5728	5,0142	6,9081	1,1249
15	-5,0232	-1,557956	1,9154	-8,890229

Tabell C.4: Resultat CFD: kraft på raket i x-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketerna och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	73,8315	77,4439	76,6324	74,09523
-10	34,4842	35,1552	37,0526	36,06509
-5	14,8724	15,0412	16,6163	16,6606
0	-4,5682	1,2144	1,6788	1,9633
5	-13,3114	-13,3885	-10,5951	-10,2001
10	-35,6084	-33,2824	-29,5228	-29,8187
15	-69,6022	-68,09323	-65,2666	-64,00651

Tabell C.5: Resultat CFD: kraft på raket i y-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketerna och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	94,8190	96,0351	96,0961	96,29081
-10	77,9324	78,6723	79,2279	79,22959
-5	70,4429	76,3998	71,1048	71,4667
0	68,5336	68,8680	69,0399	69,556
5	69,6989	70,10167	70,3640	71,3769
10	78,0136	78,3570	78,2166	78,729
15	93,4932	94,03341	93,9302	94,06189

Tabell C.6: Resultat CFD: kraft på raket i z-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketerna och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	-2,7475	-16,8420	-18,7839	-21,47045
-10	-1,133301	-15,7743	-18,2188	-20,3862
-5	-1,7217	-14,3561	-20,5367	-19,7704
0	-0,3181	-18,6780	-25,1404	-25,4606
5	0,2919	-18,6954	-26,4474	-28,22
10	-0,0708	-17,6948	-24,1807	-26,4739
15	-0,1854	-15,519	-20,1909	-23,5319

Tabell C.7: Resultat CFD: kraft på gallerfena i x-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketten och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	11,9965	10,8569	5,6335	1,926225
-10	10,3411	10,0120	6,9413	3,257211
-5	8,2388	9,0487	6,7507	4,6555
0	6,6529	7,2302	6,8102	5,6292
5	0,8148	1,33859	2,4734	4,4447
10	-7,0793	-5,7520	-2,5208	1,6759
15	-12,2949	-10,791	-4,9117	-0,10736

Tabell C.8: Resultat CFD: kraft på gallerfena i y-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketten och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

	0	10	20	30
-15	20,6336	25,5617	30,1738	35,47664
-10	17,5034	21,6201	28,5471	33,36787
-5	15,2744	19,7516	27,8924	33,1783
0	18,57117	24,2293	34,3347	41,4047
5	21,2392	26,7376	37,4154	44,6917
10	23,1768	28,3658	37,6771	44,5115
15	25,8412	30,7587	38,0262	44,18552

Tabell C.9: Resultat CFD: kraft på gallerfena i z-led. Vertikalt visas rotationsvinklarna för raketten och horisontellt visas rotationsvinklarna för fenan.

D Rådata från vindtunneltest

	C_D	C_S	C_L
0°	0,347321	0,191863	0,011145
10°	0,445958	0,189668	0,317513
20°	0,509724	0,183152	0,321795
30°	0,659591	0,129163	0,346513

Tabell D.1: Beräknade kraftkoefficienter.

V	T	ρ	D	L	S
0.066615	22.82	1.197	-0.000323346117	-0.0101296400	0.000902432495
14.916885	22.66	1.198	-2.23743830	0.0526978913	1.17778933
30.112365	22.85	1.197	-9.04910956	0.160134728	4.76432702
45.776865	24.14	1.192	-20.7120448	0.669688289	11.5140719
61.957385	26.94	1.181	-37.7202478	2.06895296	22.6741954
45.787250	27.16	1.180	-20.4418856	0.710538159	11.6582166
30.130192	26.75	1.182	-8.81403269	0.192824547	4.91481842
14.970923	26.27	1.183	-2.06275324	0.0913224684	1.35524673
0.024327	25.88	1.185	0.213221062	0.0209207288	0.219490007

Tabell D.2: Data från vindtunneltest: 0 graders lutning på fena.

V	T	ρ	D	L	S
0.008885	25.56	1.186	-0.00618097342	-0.0278588299	-0.00829217324
14.873538	24.85	1.189	-2.85026696	-2.01273081	1.08997941
30.006942	24.79	1.189	-11.5068582	-8.04730958	4.62213919
45.639923	25.19	1.188	-26.2176253	-18.9741364	11.4230385
61.796115	26.58	1.182	-47.9952699	-34.5078421	23.1590447
45.603423	27.03	1.180	-26.2217497	-18.7354117	11.8078792
29.976404	26.80	1.181	-11.4749776	-7.97107414	4.77411715
14.886308	26.22	1.183	-2.81637214	-2.02085160	1.15024031
0.083327	25.94	1.184	0.0386957776	-0.0678460057	0.0676513177

Tabell D.3: Data från vindtunneltest: 10 graders lutning på fena.

V	T	ρ	D	L	S
0.074346	25.66	1.185	-0.0145691606	-0.00678117465	0.00760685050
14.848192	24.94	1.188	-3.24919609	-2.11124710	1.05814161
29.953250	24.87	1.189	-13.0587760	-8.14490513	4.43437581
45.546712	25.68	1.185	-29.9509889	-18.5684513	10.8711727
61.672288	26.85	1.181	-54.3652277	-34.3316939	22.2956922
45.569788	27.23	1.179	-29.9516228	-18.3792545	10.9112068
29.978442	26.84	1.181	-12.9944736	-8.02376296	4.48898874
14.877846	26.38	1.183	-3.19740497	-2.09072414	1.12280811
0.186712	26.19	1.183	0.0344456793	-0.00614263846	0.0883638507

Tabell D.4: Data från vindtunneltest: 20 graders lutning på fena.

V	T	ρ	D	L	S
0.215154	26.01	1.184	-0.0145659850	-0.0103684333	-0.00991598678
14.807577	24.58	1.189	-4.15801725	-2.21052331	0.745673468
29.883346	24.62	1.189	-16.8143096	-8.88438668	3.19306671
45.362769	25.30	1.186	-38.5537241	-19.9031182	7.68009886
61.467538	26.89	1.180	-70.1682181	-36.8419975	15.0926339
45.402538	27.30	1.178	-38.3473361	-19.7564317	7.65514425
29.873827	26.90	1.180	-16.7154436	-8.76577461	3.14492797
14.825635	26.33	1.182	-4.09026749	-2.15787092	0.755158146
0.204654	26.28	1.182	-0.00270867659	-0.00212250534	0.169749991

Tabell D.5: Data från vindtunneltest: 30 graders lutning på fena.

V	T	ρ	D	L	S
0.019423	26.10	1.183	-0.0171607342	-0.0112540288	0.0112449586
14.950308	25.28	1.186	-0.152889568	-0.0189566172	0.0762175537
30.217077	25.36	1.186	-0.533088706	-0.175151314	0.334653311
45.913885	25.72	1.184	-1.22920275	-0.324407909	0.751134294
62.221077	26.91	1.179	-2.30804564	-0.360594862	1.37768695
45.938769	27.51	1.177	-1.19860502	-0.338045893	0.756080692
30.199115	27.10	1.179	-0.530203592	-0.0198828427	0.314693855
14.963192	26.47	1.181	-0.117358238	0.00129606804	0.126852964
0.700308	26.56	1.181	0.00272698331	-0.0152109004	0.113522157

Tabell D.6: Data från vindtunneltest: adapter.

Fenvinkel	Hastighet [m/s]	C_D	C_L	C_S
0°	15	0.349725	0.008237	0.184096
	30	0.347385	0.006147	0.182897
	45	0.345496	0.011171	0.192066
	60	0.346679	0.019015	0.208394
	Genomsnitt	0.347321	0.011145	0.191863
10°	15	0.451506	0.318834	0.172662
	30	0.447837	0.313194	0.179890
	45	0.441444	0.319481	0.192338
	60	0.443045	0.318542	0.213781
	Genomsnitt	0.445958	0.317513	0.189668
20°	15	0.516894	0.335865	0.168333
	30	0.510060	0.318130	0.173201
	45	0.507654	0.314726	0.184261
	60	0.504290	0.318459	0.206814
	Genomsnitt	0.509724	0.321795	0.183152
30°	15	0.664546	0.353292	0.119176
	30	0.659823	0.348639	0.125302
	45	0.658220	0.339802	0.131121
	60	0.655776	0.344317	0.141052
	Genomsnitt	0.659591	0.346513	0.129163

Tabell D.7: Normaliserade absoluta kraftkoefficienter.

E Beräkningar av momentjämvikt

$$\begin{aligned}
 M_{GF}(30^\circ, 15^\circ) &> M_r(15^\circ) \\
 M_{luftmotstand_{GF}}(30^\circ, 15^\circ) + M_{lyft_{GF}}(30^\circ, 15^\circ) &> M_{luftmotstand,r}(15^\circ) + M_{lyft,r}(15^\circ) \\
 14,37 - 1,67 &> 4,45 + 0,57 \\
 12,7 &> 5,02
 \end{aligned}$$

INSTITUTIONEN FÖR MECHANICAL ENGINEERING
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige
www.chalmers.se



CHALMERS
UNIVERSITY OF TECHNOLOGY