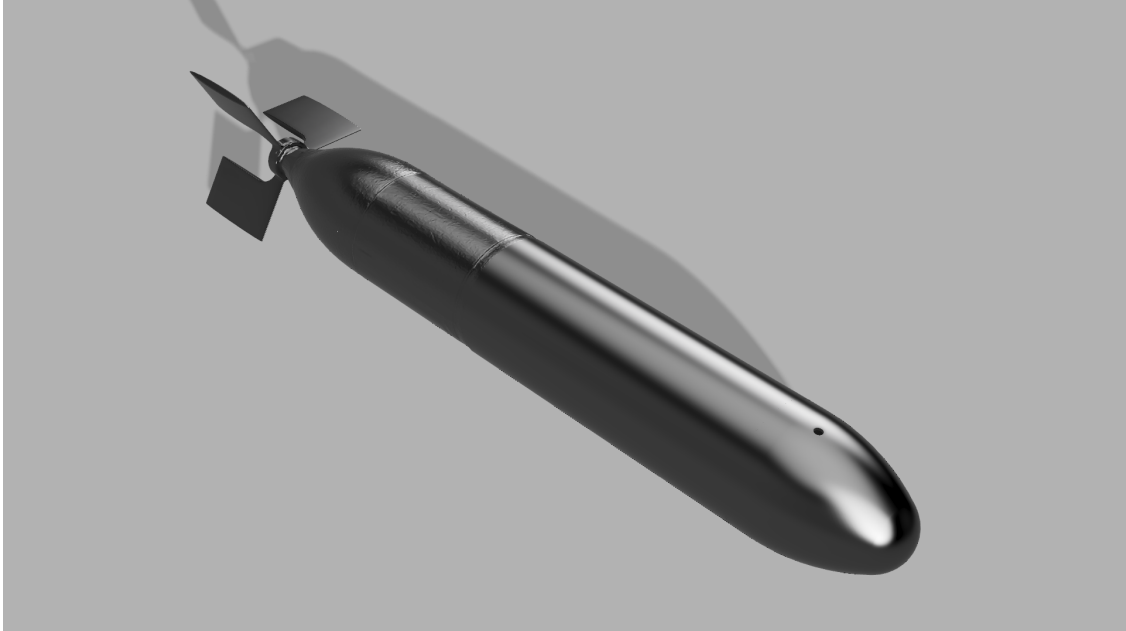




CHALMERS



Design, Testning och Optimering av en Raket

Konstruktion och optimering av en vattenraket
Kandidatarbete inom Maskinteknik

Arnesen Kittilsen, Vegard
Aspman, Emanuel
Hedström, Ludvig
Klason, David
Jönsson, Åke

INSTITUTIONEN FÖR MEKANIK OCH MARITIMA VETENSKAPER

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2026
www.chalmers.se

Design, Testning och Optimering av en Raket

Design, Testing and Optimization of a Rocket

Kandidatarbete
Mekanik och maritima vetenskaper



Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
Avdelningen för Strömningslära
MMSX21-VT26-30A
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2026

Design, Testning och Optimering av en Raket
Design och konstruktion av en vattenraket
Arnesen Kittilsen, Vegard
Aspman, Emanuel
Hedström, Ludvig
Klason, David
Jönsson, Åke

© Arnesen Kittilsen, Vegard
Aspman, Emanuel
Hedström, Ludvig
Klason, David
Jönsson, Åke, 2026.

Handledare: Valentine Vikhorev, Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper
Examinator: Valery Chernoray, Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Kandidatarbete 2026
Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper
MMSX21-VT26-30A
Chalmers Tekniska Högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: CAD-modell av färdigkonstruerad raket.

Typsatt i L^AT_EX
Göteborg, Sverige 2026

Design, Testning och Optimering av en Raket
Konstruktion och optimering av en vattenraket
Arnesen Kittilsen, Vegard
Aspman, Emanuel
Hedström, Ludvig
Klason, David
Jönsson, Åke
Avdelningen för Strömningslära
Chalmers Tekniska Högskola

Sammandrag

Detta kandidatarbete undersökte aerodynamiken och uppbyggnaden av en raket avsedd för tävling i tävlingsklassen WRA2 klass D. Fokus låg på att optimera individuella komponenter och dess samspel för optimal flygstabilitet och prestanda. Studien centrerades runt raketens sex huvudkomponenter: noskon, mellanparti, fallskärm, reaktionskammare, fenor samt den externa startrampen. Syftet var att med ingenjörsmässiga metoder identifiera och optimera de faktorer som maximerar en rakets flyghöjd samtidigt som raketens förhåll sig inom regelverket för tävlingsklassen WRA2 klass D.

Metodiken innefattade både simuleringar och omfattande praktiska tester. Lastcellstester utfördes för att jämföra hur olika bränsleceller påverkar kraft och drivkraftsfas medan vindtunneltester användes för att optimera olika delkomponenters aerodynamiska egenskaper. För att optimalt dimensionera raketens komponenter användes mjukvara för att simulera raketens bana.

Resultatet av studien visade att olika designval har olika fördelar, så det är nödvändigt att göra en avvägning. Till exempel var flaskan med bäst drivkraft inte den med lägst luftmotstånd. Fälttesten visade betydelsen av detaljer, där en liten förlängning av fenorna resulterade i uppskattningsvis över 30 meters höjdskillnad.

Slutsatsen av arbetet var att experimentella tester och teoretiska simuleringar möjliggjorde en systematisk eliminering av tekniska problem, såsom instabilitet under flygning. Arbetet resulterade i en teknisk design som teoretiskt uppfyller tävlingskraven, men studien belyste även att fysiska prototyper kräver ytterligare mekanisk precision gällande tryckhållfasthet och återhämtningssystem för att säkerställa fullständig driftsäkerhet i tävlingssammanhang.

Keywords: raketaerodynamik, WRA2 klass D, flygstabilitet, noskon, fenor, fallskärm, reaktionskammare, vindtunneltester, lastcellstester, raketstabilitet, bansimulering, luftmotstånd, drivkraft, tävlingsraket, komponentoptimering.

Design, Testning och Optimering av en Raket
Konstruktion och optimering av en vattenraket
Arnesen Kittilsen, Vegard
Aspman, Emanuel
Hedström, Ludvig
Klason, David
Jönsson, Åke
Avdelningen för Strömningslära
Chalmers Tekniska Högskola

Abstract

This bachelor thesis investigated the aerodynamics and construction of a rocket intended for competition in the WRA2 Class D category. The focus was on optimizing individual components and their interaction for optimal flight stability and performance. The study centered around the rocket's six main components: nose cone, airframe, parachute, reaction chamber, fins, and the external launcher. The purpose was to use engineering methods to identify and optimize the factors that maximize a rocket's flight altitude while ensuring the rocket remained within the regulations for the WRA2 Class D competition class.

The methodology included both simulations and extensive practical testing. Load cell tests were performed to compare how different fuel cells affect thrust and the thrust phase, while wind tunnel tests were used to optimize the aerodynamic properties of various sub-components. To optimally dimension the rocket's components, software was used to simulate the rocket's trajectory.

The results of the study showed that different design choices have different advantages, necessitating a trade-off. The bottle that generated the highest thrust in the load cell test was not the bottle with the lowest aerodynamic drag. This showed that the final bottle choice required a trade-off between thrust performance and aerodynamic efficiency. Field tests showed the significance of details, where a small extension of the fins resulted in an estimated altitude difference of over 30 meters.

The conclusion of the work was that experimental tests and theoretical simulations enabled a systematic elimination of technical problems, such as flight instability. The work resulted in a technical design that theoretically meets the competition requirements, but the study also highlighted that physical prototypes require further mechanical precision regarding pressure retention and recovery systems to ensure complete operational reliability in a competitive context.

Keywords: rocket aerodynamics, WRA2 Class D, flight stability, wind tunnel testing, load cell testing, trajectory simulation, fin optimization, aerodynamic drag, thrust performance, competition rocket
Keywords: rocket aerodynamics, WRA2 Class D, flight stability, wind tunnel testing, load cell testing, trajectory simulation, fin optimization, aerodynamic drag, thrust performance, competition rocket

Förord

Detta kandidatarbete har genomförts vid Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper på Chalmers tekniska högskola under vårterminen 2026. Arbetet har utförts av fem studenter från programmet Maskinteknik inom ramen för kursen MMSX21. Genom projektet har vi fått möjlighet att arbeta med ett konkret ingenjörproblem från grunden — från teoretisk analys och komponentdesign till fysiska tester och verkliga uppskjutningar. Arbetet har spännt över flera discipliner samtidigt, vilket har gett oss en bredare förståelse för hur olika tekniska aspekter samverkar i ett verkligt system.

Författarnas tack

Vi vill rikta ett varmt tack till Valery Chernoray för hans engagemang, tillgänglighet och värdefulla återkoppling genom hela projektets gång. Hans stöd har varit en viktig del av arbetsprocessen. Vi vill även tacka Valentine Vikhorev för hans stöd under arbetets gång.

Akronymer

Nedan följer en lista med de akronymer som har använts i rapporten och de är listade i alfabetisk ordning.

CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CG	Center of Gravity (Tyngdpunkt)
CP	Center of Pressure (Tryckcentrum)
PET	Polyetentereftalat (Plasttyp som används i dryckesflaskorna)
PETG	Polyethylene Terephthalate Glycol (Plastmaterial för 3D-utskrifter)
PEVA	Polyethylene Vinyl Acetate (Plastmaterial som användes till fallskärmen)
WRA2	World Water Rocket Association

Nomenclature

Nedan följer den nomenklatur av parametrar och variabler som har använts genomgående i detta arbete.

Parametrar

A	Raketens frontalarea eller fallskärmens projicerade area
A_e	Munstyckets tvärsnittsarea
C_D	Luftmotståndskoefficienten
C_f	Friktionsmotståndskoefficient
D	Raketens diameter
d	Avståndet mellan två motsatta hörn på fallskärmen
g	Tyngdaccelerationen
L	Noskonens längd
P_0	Initialtrycket i flaskan
P_a	Atmosfärstrycket
R	Noskonens basradie
s	Fallskärmens (sexkantens) sidlängd
V_0	Initialvolymen i flaskan
ρ	Luftens densitet
ρ_w	Vattnets densitet

Variabler

dM/dt	Massflöde (hastigheten med vilken massan lämnar raket)
F_D	Luftmotståndskraften (drag)
M	Mach-tal
m	Raketens massa vid landning
P	Inre trycket i flaskan
Re	Reynoldstalet
T	Drivkraft
U	Raketens hastighet relativt omgivande luften (även fallhastighet)
v_e	Vattnets utströmningshastighet

v_t	Terminalhastighet
x	Koordinaten längs noskonens längdaxel
y	Noskonens radie vid positionen x

Innehåll

Figurer	1
Tabeller	4
1 Inledning	5
1.1 Syfte	5
1.2 Bakgrund	5
1.3 Avgränsningar	6
2 Teori	7
2.1 Raketens delar	7
2.2 Framdrivning och drivkraft	10
2.3 Aerodynamik	12
2.3.1 Fenor	14
2.3.2 Noskon	15
2.4 Stabilitet	17
2.4.1 Fenornas påverkan på stabilitet	18
2.4.2 Tyngdpunkt och tryckcentrum	18
2.4.3 Massvariation	18
2.5 Fallskärm och terminalhastighet	19
3 Metod	21
3.1 Regelverk och designmål	21
3.2 Lastcellstester	22

3.3	Vindtunneltester	24
3.4	Teoretiska simuleringar	26
3.5	Design av fenorna	27
3.6	Design av noskon och mittparti	28
3.7	Fallskärmssystem	29
3.8	Inbyggd dator	31
3.9	Design av startramp	33
3.10	Fälttest	34
4	Resultat	36
4.1	Lastcellstester	36
4.2	Vindtunneltester: Noskon och flaska	37
4.3	Fälttest och höjdprediktion	39
4.3.1	Simulerings förutsägan	40
4.3.2	Fälttest 1	40
4.3.3	Fälttest 2	41
4.3.4	Fälttest 3	42
4.4	Val av slutlig konfiguration	42
4.4.1	Flaska	43
4.4.2	Vattenmängd	43
4.4.3	Noskon	43
4.4.4	Mittparti	44
4.4.5	Fenor	45
5	Diskussion	47
5.1	Metodens tillförlitlighet	47

5.2	Tolkning av lastcellstester	47
5.3	Tolkning av vindtunneltester	48
5.4	Fälttest och återhämtningssystem	50
5.5	Slutdesign och tekniska kompromisser	52
5.5.1	Inbyggd dator	52
5.5.2	Noskon	52
5.5.3	Mittparti	53
5.5.4	Fenor	54
5.6	Felkällor och förbättringsmöjligheter	54
5.7	Framtida arbete	55
6	Slutsats	57
A	Regelverk för WRA2 klass D	61

Figurer

1	Noskon designad i Fusion	7
2	Mittparti designat i Fusion	8
3	Exempelbild på fallskärm (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0) . . .	8
4	Bränslecell med volymen 1.5 liter	9
5	Fenor designade i Fusion	9
6	Startramp för flaskraketen	10
7	Demonstration av fluidens rörelse runt ett objekt. Källa: Science Learning Hub – Pokapū Akoranga Pūtaiao, The University of Waikato Te Whare Wānanga o Waikato, www.sciencelearn.org.nz (2011), (med tillstånd) . . .	13
8	Teoretiskt optimal fen design. Källa: Apogee Rockets, <i>Technical Publication 16</i> (u.å.), (med tillstånd)	14
9	Simpel fen design. Källa: Apogee Rockets, <i>Technical Publication 16</i> (u.å.), (med tillstånd)	15
10	Noskon av Haack serie	16
11	Elliptisk noskon	16
12	Tvärsnitt av parabolisk noskon med rotation runt x-axeln	16
13	Tvärsnitt av ogive noskon med rotation runt x-axeln	17
14	Tyngdpunkt och tryckcentrums påverkan på stabilitet. Källa: NASA Glenn Research Center (u.å.), (med tillstånd)	18
15	Principskiss över det statiska lastcellstestet. Flaskan sköts upp mot en lastcell som registrerade kraften under vattenutströmningen.	22
16	Testuppställning för lastcellstesterna. Flaskan monterades i uppskjutningsrampen och sköts upp mot en lastcell som registrerade kraften under vattenutströmningen.	23
17	Skiss för vindtunneltest.	24
18	Vindprofil för skydd av mätstativet	25
19	Vindprofil fäst i golvet inför testning.	25

20	Fysiska modeller på noskonerna	26
21	Överblick på simuleringsverktyget	27
22	Första iterationen av fenorna	28
23	Konstruerad raket med noskon, mittenparti och vingar printad i PETG material	29
24	Sexkantig fallskärm tillverkad av PEVA-plast. Linorna fästes i förstärkta hörn och samlades i en nyckelring för enkel montering i raket.	30
25	Kopplingsschema över elektroniken, komponenterna som visas är: U: höjdmätare, U1: nätaggregat, U2: Raspberry pi zero, M1 servomotor. (Kicad)	32
26	Referensbild över startramp för vattenraket (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0)	33
27	Referensbild över anordning för avfyrning av vattenraket (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0)	34
28	Medelvärde av nollpunktskorrigerad drivkraft som funktion av tid för Premier Cola-flaskan vid 20%, 33% och 50% vattenandel. De skuggade områdena visar \pm en standardavvikelse mellan upprepade försök.	36
29	Medelvärde av nollpunktskorrigerad drivkraft som funktion av tid för Pepsi, Schweppes och Premier Cola vid 33% vattenandel. De skuggade områdena visar \pm en standardavvikelse mellan upprepade försök.	37
30	Uppmätt luftmotståndskraft (N) som funktion av vindhastighet för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes, monterade med Ogive 30°. Mätvärde vid 60 m/s saknas för Pepsi på grund av kraftiga vibrationer vid 55 m/s.	39
31	Data från första iterationen av vattenraketen, Källa: Water Rocket Simulator, (Wojtek Jackiewicz), u.å.	40
32	Perspektiv vy av raket (Fusion)	42
33	Måttsättning av noskonen Ogive R30 (Fusion)	44
34	Perspektiv vy av mittparti (Fusion)	44
35	Perspektiv vy av fenor (Fusion)	45
36	Måttsättning av fenor (Fusion)	46

-
- 37 Deformerad nyckelring från fallskärmssystemet efter fälttest nr. 2, jämförd med en ny nyckelring. Deformationen visar att öppningslasten vid den sena fallskärmsutlösningen översteg infästningens hållfasthet. 51
- 38 Pressure drag vid Mach 1 för olika längd–bredd-förhållanden. Från *The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles* av J. S. Barrowman, 1967, NASA. 53

Tabeller

4	Uppmätt luftmotståndskraft (N) för fem noskonformer vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s, med medelvärde och spridning.	38
5	Beräknade luftmotståndskoefficienter C_d för fem noskonformer vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s.	38
6	Uppmätt luftmotståndskraft (N) för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes med Ogive R30 vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s. . . .	39
7	Beräknade C_d -värden för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes med Ogive R30 vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s.	39

1 Inledning

En raket kan övergripande beskrivas som ett föremål som drivs framåt genom att massan pressas ut bakåt, vilket genererar en framåtriktad kraft som fortsättningsvis benämns som drivkraft. Raketer används idag inom en rad områden, från vetenskapliga uppdrag och satellituppskjutningar till kommersiell rymdfart. Aktörer som SpaceX har under 2025 gjort 165 raketuppskjutningar för att skicka upp satelliter i rymden (Joey Roulette, 2026). I mindre skala förekommer modellraketer, som ofta används i utbildnings- och tävlingssammanhang för att studera grundläggande principer inom raketflygning. Vattenraketer utgör ett enkelt raketkoncept men ger samtidigt en god inblick i flera centrala ingenjörsmässiga områden, såsom ballistik, aerodynamik och framdrivning. Trots konceptets enkelhet finns stora möjligheter att optimera raketens utformning för att förbättra flygprestandan. Egenskaper som påverkar flygningen är exempelvis luftmotstånd, fenornas geometri och storlek samt raketens framdrivningssystem. I denna studie konstrueras en vattenraket, en typ av modellraket där vatten och trycksatt luft används som drivmedel för att generera drivkraft och möjliggöra flygning.

1.1 Syfte

Syftet med kandidatarbetet är att genom systematisk tillämpning av ingenjörsmässiga metoder konstruera och optimera en vattenraket för maximal flyghöjd. Arbetet kombinerar teoretisk analys med experimentella metoder för att identifiera och optimera de parametrar som har störst inverkan på raketens flyghöjd. Målet är att konstruera en vattenraket som uppfyller regelverket för WRA2 klass D och därmed är kvalificerad för tävling inom den klassen. Tävlingsklassen utgör det regelverk inom vilket konstruktionen utvecklas och fungerar som ett konkret ramverk för att utvärdera raketens prestanda under verkliga förhållanden.

1.2 Bakgrund

Bakgrunden till projektet utgår från vattenraketens funktion som ett enkelt men tekniskt relevant raketsystem. I detta avsnitt presenteras de grundläggande principerna bakom vattenraketer, deras ingenjörsmässiga relevans samt det tävlingssammanhang och regelverk som ligger till grund för projektets utformning.

Vattenraketer bygger på Newtons tredje lag om verkan och motverkan och består i sin enklaste form av en trycksatt behållare, delvis fylld med vatten och komprimerad luft, där utströmningen av vatten genererar den drivkraft som krävs för uppskjutning. Trots att konceptet är relativt enkelt innefattar vattenraketer flera tekniska aspekter, såsom strömningsmekanik, aerodynamik, stabilitet och strukturell hållfasthet. De grundläggande fysikaliska principer som styr vattenraketens flygning återfinns även i mer avancerade raketsystem, vilket gör vattenraketer till ett relevant system för att studera hur olika konstruktionsparametrar påverkar flygprestandan.

Utöver den tekniska relevansen finns även etablerade tävlingsammanslagningar för vattenraketer. World Water Rocket Association (WRA2) ansvarar för registrering av rekord och regelverk inom olika tävlingsklasser för vattenraketer (WRA2, u. å-b). Inom klass D, som utgör den tävlingsklass denna studie förhåller sig till, är det nuvarande rekordet 127,1 meter från 2017 (WRA2, u. å-a). Att utveckla en vattenraket som kan prestera på denna nivå innebär därför en konkret ingenjörsmässig utmaning, där flera parametrar behöver optimeras inom givna ramar.

Klass D kännetecknas av att raketerna ska byggas på en omodifierad tryckbehållare och uppfylla ett antal krav avseende bland annat trycknivå, vattenandel, flasktyp, torrsvikt och återanvändbarhet. Dessa begränsningar påverkar utformningen av raketerna och innebär att optimeringen inte endast handlar om att maximera höjden, utan också om att göra detta inom ramen för ett fastställt regelverk.

1.3 Avgränsningar

Arbetet avgränsas till utveckling av en vattenraket som uppfyller regelverket för WRA2:s klass D. Fokus ligger därmed på en raket baserad på en omodifierad PET-flaska och de konstruktionsmässiga förutsättningar som följer av klass D-regelverket.

Studien avgränsas vidare till de parametrar som bedöms ha störst betydelse för raketens maximala flyghöjd. Arbetet fokuserar därför på raketens aerodynamik, framdrivning och passiv stabilisering. Med passiv stabilisering avses att raketens stabilitet uppnås genom dess utformning, exempelvis genom fenor och massfördelning, snarare än genom aktiva styrsystem under flygning. Elektroniska komponenter, såsom kamera och altitudmätare, utvecklas inte inom ramen för arbetet, utan färdiga lösningar används vid behov. Inte heller utvecklas något aktivt styrsystem, exempelvis rörliga fenor, eftersom studien fokuserar på att maximera flyghöjden genom en passivt stabiliserad konstruktion.

Projektet avgränsas även av tillgänglig tid och tillgängliga resurser. Utvecklingsarbetet omfattar därför ett begränsat antal iterationer vilket i detta fall uppgick till två fältiterationer.

Därutöver genomfördes arbetet inom gällande säkerhetsmässiga och praktiska ramar. Eftersom projektet innefattar trycksatta behållare kommer tester inte att utföras på ett sätt som överskrider de säkerhetsföreskrifter som gäller för laborativ verksamhet. Arbetet avgränsas också till lösningar och testförhållanden som kunnat genomföras utan krav på särskilda tillstånd.

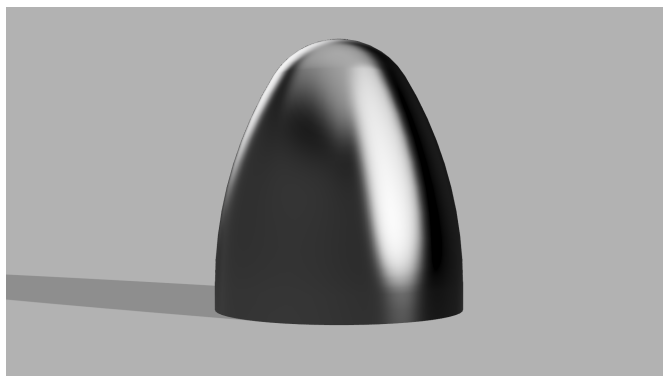
2 Teori

I detta kapitlet presenteras den teori som ligger till grund för arbetet. Inledningsvis ges en översikt av raketens huvudkomponenter, följt av teorin bakom framdrivning, aerodynamik och stabilitet. Avslutningsvis beskrivs fallskärmssystemet och hur raketens terminalhastighet beräknas.

2.1 Raketens delar

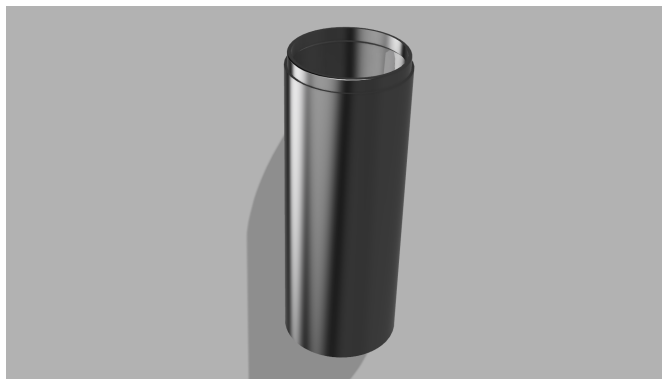
En raket kan i den enklaste form delas upp i sex komponenter: noskon, mittparti, fallskärm, bränslecell, fenor samt startramp, listade uppifrån och ned. Nedan beskrivs varje komponent översiktligt för att ge en förståelse för raketens uppbyggnad inför de följande teoriavsnitten.

Noskonen sitter placerad överst på raketen (se figur 1). Dess funktion är att klyva luften och leda den runt raketkroppen, vilket gör noskonens form till en viktig aerodynamisk parameter. Vilken form som är mest effektiv beror på användningsområde och hastighet, vilket behandlas vidare i avsnitt 2.3.2



Figur 1: Noskon designad i Fusion

Ansluten till noskonen sitter ett mittparti (se figur 2). Mittpartiet är den bärande strukturen som håller samman raketens olika komponenter. Här förvaras interna komponenter såsom kretskort och fallskärm. Mittpartiet bidrar även till raketens totala längd, vilket påverkar stabiliteten (se avsnitt 2.4).



Figur 2: Mittparti designat i Fusion

Fallskärmen förvaras i mittpartiet och utgör raketens återhämtningssystem (se figur 3). Vid landning separeras noskonen från mittpartiet, vilket frigör fallskärmen och bromsar raketens nedstigning. Detta skyddar raketen vid landning och möjliggör återanvändning.



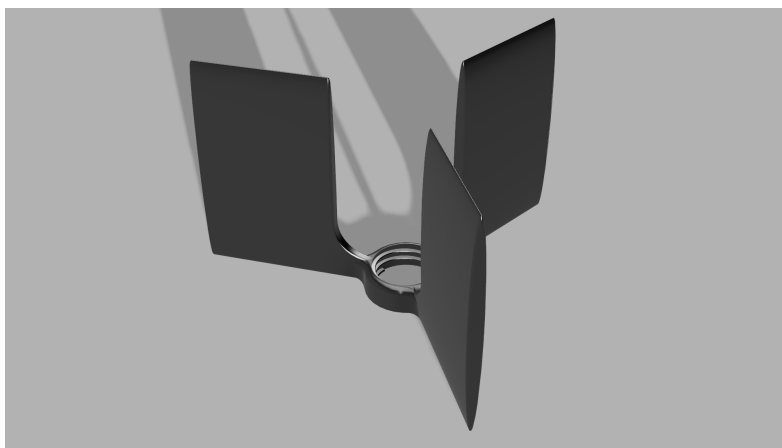
Figur 3: Exempelbild på fallskärm (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0)

I raketens nedre del sitter en bränslecell (se figur 4). Här förvaras ämnen som genererar det tryck vilket driver raketerna framåt. I detta projekt utgörs bränslecellen av en omodifierad PET-flaska med volym på högst 2 liter, där vatten och komprimerad luft används som drivmedel enligt krav från tävlingsklassen (WRA2, u. å-c).



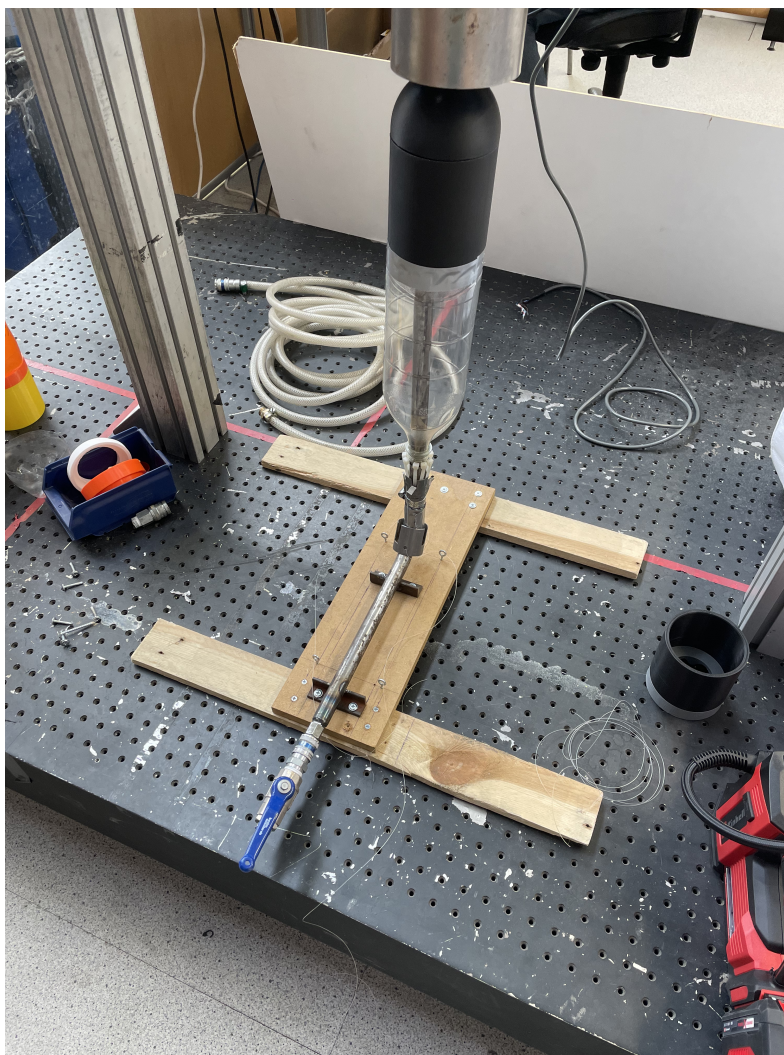
Figur 4: Bränslecell med volymen 1.5 liter

På utsidan av raketen, på raketens bas, sitter fenorna monterade (se figur 5). Fenornas huvudsakliga funktion är att stabilisera raketen under flygning - om raketen börjar luta eller avvika från sin bana genererar fenorna en återställande kraft som korrigerar avvikelserna. Fenornas utformning och placering behandlas vidare i avsnitt 2.3.1.



Figur 5: Fenor designade i Fusion

Startrampen håller raketerna upprätt och i position inför uppskjutning (se figur 6). Vid avfyrning frigörs raketerna och den trycksatta blandningen av vatten och luft kan strömma ut och generera drivkraft. I detta projekt användes en specifikt utformad startramp, som beskrivs vidare i avsnitt 3.9.



Figur 6: Startramp för flaskraket

2.2 Framdrivning och drivkraft

Drivkraften hos en vattenraket uppstår enligt Newtons tredje lag – när vatten kastas ut bakåt genom munstycket, uppstår en lika stor kraft framåt (Finney, 2000; Hibbeler, 2023). Denna drivkraft T kan uttryckas som produkten av massflödet och utströmningshastigheten :

$$T = v_e \left| \frac{dM}{dt} \right| \quad (1)$$

där v_e är vattnets utströmningshastighet och dM/dt är den hastighet med vilken massan lämnar raket. Genom att tillämpa Bernoullis ekvation mellan vattenytan inuti raket och munstyckets utlopp erhålls (Chalmers tekniska högskola, u. å; Finney, 2000):

$$P = P_a + \frac{1}{2} \rho_w v_e^2 \quad (2)$$

där P är det inre trycket, P_a är atmosfärstrycket och ρ_w är vattnets densitet. Kombinerar detta med massflödet $dM/dt = \rho_w A_e v_e$, där A_e är munstyckets tvärsnittsarea, fås:

$$T = 2(P - P_a)A_e \quad (3)$$

Drivkraftens variation över tid, här kallad drivkraftsprofil, är inte konstant utan avtagande. När vatten strömmar ut expanderar luften och trycket sjunker, vilket minskar både v_e och massflödet. Luften antas expandera isotermt enligt $PV = P_0V_0$, där P_0 och V_0 är initialtrycket respektive initialvolymen, eftersom värmeutbytet med omgivningen antas hinna utjämnat temperaturförändringar under expansionen. När allt vatten är utdrivet upphör vattenfasen och den kvarvarande luften strömmar ut, men dess bidrag till drivkraften är mycket litet på grund av luftens låga vikt och försummas vanligtvis.

Av ovanstående samband framgår att drivkraften och drivkraftsprofilen påverkas av tre huvudsakliga parametrar som kan optimeras. Initialtrycket P_0 påverkar direkt utströmningshastigheten v_e - högre tryck ger större kraft. Munstyckets area A_e påverkar både massflödet och kraften - en större area ökar massflödet men sänker samtidigt v_e , vilket innebär att det finns ett optimalt värde. Slutligen påverkar vattenandelen kraftförloppet - mer vatten ger lägre verkningstid medan mindre vatten ger kortare men kraftigare utskjutning. Eftersom parametrarna samverkar är den optimala kombinationen svår att fastställa utan experiment.

2.3 Aerodynamik

Aerodynamiken påverkar inte bara raketens maximala höjd utan även dess stabilitet (se avsnitt 2.4 Stabilitet). Kraften från luftmotståndet är en direkt motkraft till drivkraften och kan beskrivas med följande ekvation (Chalmers tekniska högskola, u. å, s. 3):

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_D U^2 A \quad (4)$$

där:

- F_D är luftmotståndskraften (drag).
- ρ är luftens densitet.
- C_D är luftmotståndskoefficienten.
- A är raketens frontalarea.
- U är raketens hastighet relativt omgivande luften.

Eftersom raketens tvärsnittsarea bestäms av vald flaska samt fenornas storlek, och flaskor med samma volym uppvisar försumbara skillnader i tvärsnittsarea, ligger optimeringsfokus på att minimera de individuella komponenternas luftmotståndskoefficienter C_D .

Luftmotståndskoefficienten består av två bidrag: friktionsmotstånd (skin friction) och tryckmotstånd (pressure drag), vilka beskrivs i detalj nedan enligt (Barrowman & Washington, u. å). Friktionsmotståndet definieras som den skjuvkraft per ytenhet som verkar tangentiellt på en yta i rörelse, och uttrycks dimensionslöst. De parametrar med störst inverkan på friktionsmotståndet är ytarea och ytfinhet. Eftersom raketerna passerar genom både laminärt och turbulent flöde varierar koefficienten längs rörelsen, och i det laminära området uttrycks den i termer av Reynoldstalet.

(Barrowman & Washington, u. å).

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (5)$$

Sedan, i övergångsfasen används en formel baserad på Prandtls experimentella data som approximerar en övergång till turbulent flöde, men på grund av hur kort tid som spenderas här i detta fall så kan beräkningarna bortse från dessa värden.

$$C_f = \frac{1}{(3.46 \log Re - 5.6)^2} - \frac{1700}{Re} \quad (6)$$

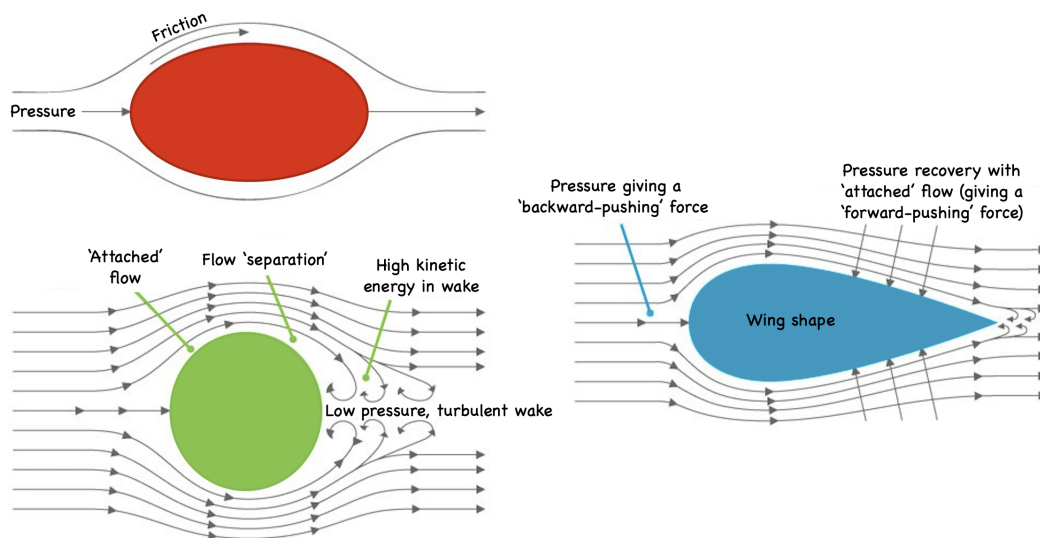
Sist vid turbulent flöde ser man drag som orelaterat till Reynolds talet och beror istället på ytfinheten samt raketens längd.

$$C_f = 0.032 \left(\frac{R_s}{L_r} \right)^2 \quad (7)$$

Sedan erhålls en formel för att omvandla dessa till subsoniskt, kompressibelt flöde

$$C_{fc} = C_f (1 - 0.12M^2) \quad (8)$$

Tryckmotstånd uppstår till följd av tryckskillnader som bildas när fluiden rör sig runt raket. Framför raket komprimeras luften mot nosen, vilket ger ett förhöjt tryck, medan en lågtryckszon med nära vakuumlignande förhållanden bildas bakom raket då fluiden inte hinner återta sin ursprungliga form efter att ha passerat kroppen. Den resulterande tryckskillnaden ger upphov till en kraft riktad mot rörelseriktningen. För att minimera tryckmotståndets bidrag bör raketens form möjliggöra en gradvis tryckökning längs nosen samt en mjuk återanslutning av flödet längs bakpartiet av raket. Tryckmotstånd beräknas i allmänhet med CFD-simuleringar (Computational Fluid Dynamics).



www.sciencelearn.org.nz | © The University of Waikato Te Whare Wānanga o Waikato

Figur 7: Demonstration av fluidens rörelse runt ett objekt. Källa: Science Learning Hub – Pokapū Akoranga Pūtaiao, The University of Waikato Te Whare Wānanga o Waikato, www.sciencelearn.org.nz (2011), (med tillstånd)

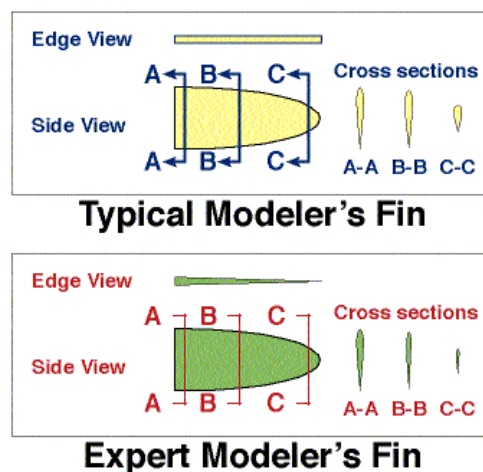
För att kunna beräkna luftmotståndskoefficienter så kommer luftmotståndskraften F_D mätas i vindtunnel (se avsnitt 3.3 Vindtunneltester). Från uppmätt F_D kan C_D beräknas genom att skriva om ekvation 4 enligt följande:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U^2 A} \quad (9)$$

Då den relativa hastigheten har signifikans så är det även viktigt att hastigheten i vind-tunneln motsvarar verkliga förhållanden, vilket simuleras med verktyget Water Rocket Simulator (Wojtek Jackiewicz, u. å).

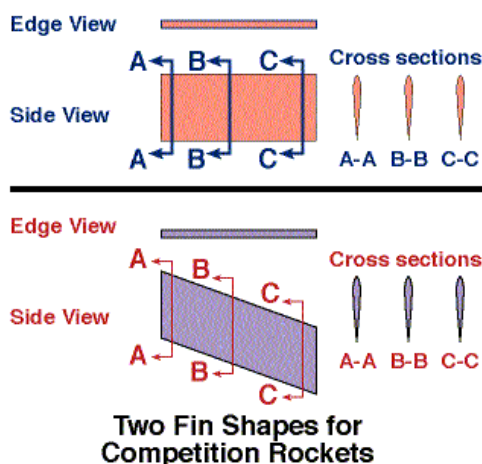
2.3.1 Fenor

För fenor finns ett teoretiskt optimum med avseende på form och storlek. Den teoretiskt optimala fenedesignen har en elliptisk form sett från sidan och en vingprofil sett från fenans ände (se figur 8), vilket minimerar luftmotståndet ("Technical Publication 16 - What Type of Fin Shape is Best For Waterrockets", u. å) . Denna form har dock mindre ytarea, vilket innebär att raketten tar längre tid på sig att korrigera avvikelser från flygbanan – något som i sig bidrar till ökat luftmotstånd. Tillverkningen ställer även höga krav på precision för att undvika skillnader mellan de individuella fenorna.



Figur 8: Teoretiskt optimal fen design. Källa: Apogee Rockets, *Technical Publication 16* (u.å.), (med tillstånd)

Ett alternativ till den elliptiska formen är en rektangulär fenform med bibehållen vingprofil (se figur 9). Den rektangulära formen har större ytarea, vilket innebär att raketten korregerar avvikelser snabbare och därmed minskar det luftmotstånd som uppstår vid avvikelser. Formen är även enklare att tillverka med hög precision, vilket minskar risken för geometriska skillnader mellan de individuella fenorna. Sammanfattningsvis skiljer sig de två designerna främst i form - elliptisk respektive rektangulär - medan vingprofilen är gemensam för båda.



Figur 9: Simpel fen design. Källa: Apogee Rockets, *Technical Publication 16* (u.å.), (med tillstånd)

2.3.2 Noskon

Noskonens geometri påverkar hur luftflödet leds runt raketens främre del och har därmed betydelse för raketens luftmotstånd. Vilken noskonform som är mest aerodynamiskt fördelaktig beror bland annat på hastighetsområdet. Vid subsoniska hastigheter (Mach < 1) och transoniska hastigheter (Mach 0,8-1,2), där ljudhastigheten närmas eller uppnås, används ofta avrundade eller gradvis avsmalnade former, såsom Von Kármán- och Ogive-former, medan mer spetsiga geometrier i regel är mer relevanta vid supersoniska hastigheter (Mach > 1) (Gary A. Crowell Sr., 1996; Mathew m. fl., 2021).

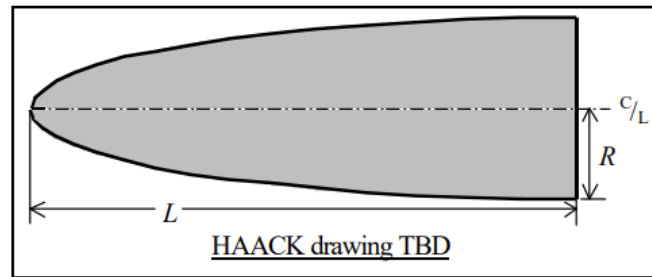
Noskoner kan beskrivas geometriskt som rotationskroppar, där en tvådimensionell profil roteras kring raketens längdaxel. Profilen kan uttryckas med en funktion $y(x)$, där x betecknar koordinaten längs noskonens längdaxel, y radien vid positionen x , L noskonens längd och R basradien (Gary A. Crowell Sr., 1996).

De noskonformer som behandlas i denna studie kan definieras enligt följande:

Von Kármán*

$$y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2}}}{\sqrt{\pi}}, \quad \text{där} \quad \theta = \cos^{-1}\left(1 - \frac{2x}{L}\right) \quad (10)$$

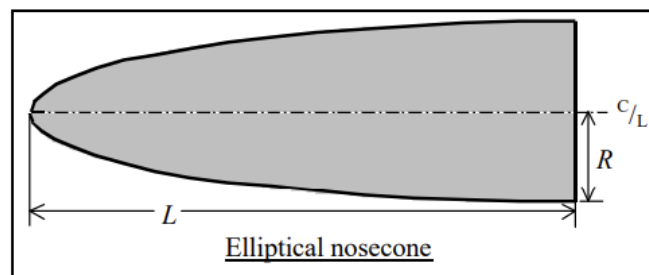
*Von Kármán är baserat på Haack serien med optimering för minimalt drag vid högre hastigheter.



Figur 10: Noskon av Haack serie

Ellips

$$y = R\sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (11)$$



Figur 11: Elliptisk noskon

Parabol

$$y = R \left(\frac{2 \left(\frac{x}{L}\right) - K' \left(\frac{x}{L}\right)^2}{2 - K'} \right) \quad (12)$$

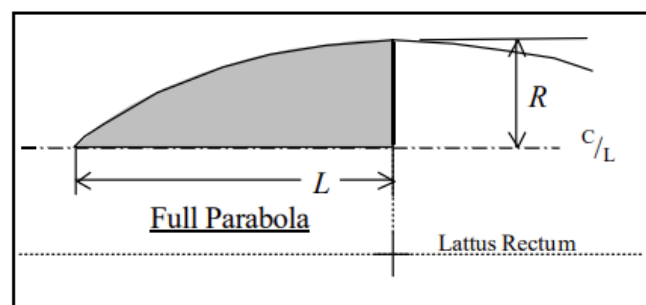
där K' kan variera mellan 0 och 1, med följande exempel:

$K' = 0$ för en kon

$K' = 0.5$ för en $1/2$ parabol

$K' = 0.75$ för en $3/4$ parabol

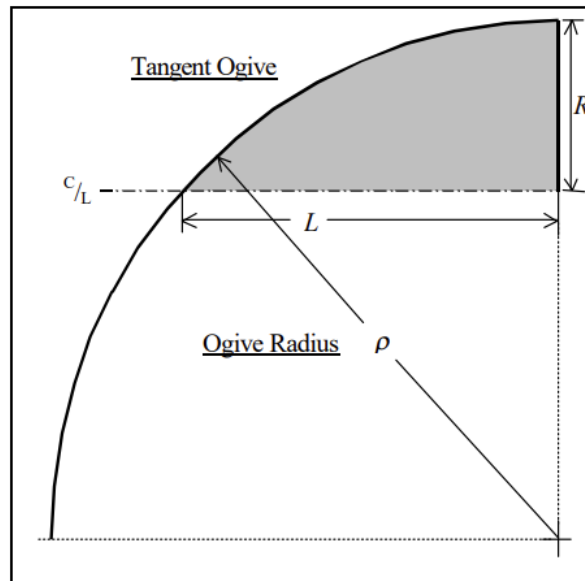
$K' = 1$ för en parabol



Figur 12: Tvärsnitt av parabolisk noskon med rotation runt x-axeln

Ogive

$$y = \sqrt{\rho^2 - (x - L)^2} + (R - \rho), \quad \text{där} \quad \rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (13)$$



Figur 13: Tvärsnitt av ogive noskon med rotation runt x-axeln

En tangentiell ogive är en variant av denna där basen på konan tangentiellt möter mittpartiet för att ge en len övergång mellan dessa. Ibland läggs även till en nosradie till dessa.

Cirkulär*

$$y = \sqrt{R^2 - (x - R)^2} \quad (14)$$

*likadant som en Ogive i det fall där $L = R$

För visuell representation på hur modellerna av noskonerna blev se avsnitt 3.3 Vindtunneltester.

2.4 Stabilitet

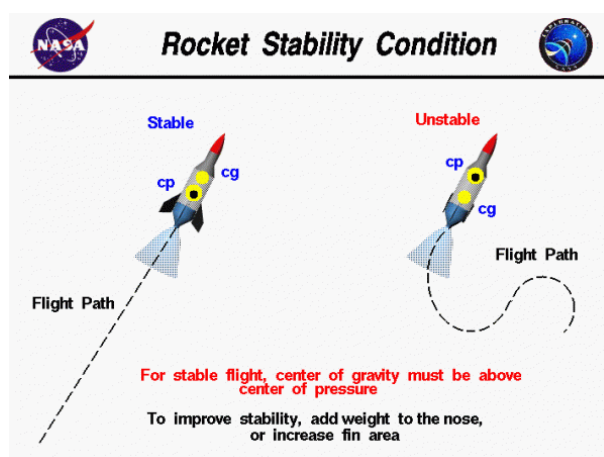
Det som avgör om en raket kan flyga stabilt görs upp av två huvudsakliga fenomen. Dessa är vart tyngdpunkten befinner sig och dess relation till vart tryckcentrum på raketens kropp. Begreppet tyngdpunkt är intuitivt men tryckcentrum är inte lika enkelt att förstå, tryckcentrum uppstår nämligen först när raketens lyft och luften börjat flöda runt raketkroppen. I styckena nedan beskrivs teorin bakom enkel raketdesign för vattenraketer med fokus på termerna tyngdpunkt och tryckcentrum.

2.4.1 Fenornas påverkan på stabilitet

Fenorna har en avgörande del i att stabilisera raketerna. För att uppnå en så stabil raket som möjligt bör tryckcentrum (center of pressure, CP) befinna sig minst en ”kaliber” men gärna närmare två ”kaliber” bakom tyngdpunkt (center of gravity, CG) (Apogeerockets, NASA, u.å.). En kaliber motsvarar är ett längdmått som motsvarar diametern av raketerna. För att uppnå stabilitet bör fenorna placeras så långt bak på raketkroppen som möjligt för att flytta CP så långt som möjligt. Storleken på fenorna påverkar även hur mycket CP kan flyttas. Det finns teoretiska mått på hur stora fenorna bör vara för att uppnå god stabilitet. Måtten på fenorna mäts som höjd (ut från raketkroppen) och bredd (längst med raketkroppen). För en helt stabil raket krävs en höjd lika stor som raketens diameter och bredden $1.2 \cdot D$.

2.4.2 Tyngdpunkt och tryckcentrum

För att en raket ska kunna flyga stabilt måste raketens tyngdpunkt befinna sig framför raketens tryckpunkt som nämnt minst en kaliber men helst närmare två (se figur 14). Ett annat kriterium för att en raket ska vara fullkomligt stabil är att raketens längd är $10 \cdot D$, alltså tio gånger så lång som raketens diameter. (Stine & Stine, 2007, s. 142). Detta är dock ett orimligt designkriterium med hänsyn till flaskans bredd. Anledningen till detta är att raketerna blir för stora och för tunga, därav är det inte rimligt att bygga en vattenraket utifrån detta kriterium. Därav riktas fokus mot placering och design av fenor samt positioneringen av raketens inre komponenter.



Figur 14: Tyngdpunkt och tryckcentrums påverkan på stabilitet. Källa: NASA Glenn Research Center (u.å.), (med tillstånd)

2.4.3 Massvariation

En ytterligare faktor som påverkar vattenraketens stabilitet är massvariationen under uppskjutningsfasen. Denna uppstår från det att raketerna lämnar startrampen tills dess

att vattnet i flaskan har pressats ut av den komprimerade luften. Under denna fas förändras raketens massa snabbt, vilket även påverkar tyngdpunktens position. Hur länge denna fas varar beror bland annat på flaskhalsens geometri, flasköppningens diameter, vattenmängden, det initiala lufttrycket samt starttubens diameter i startrampen (NASA, u.å.).

Massvariationen är betydelsefull eftersom den påverkar tyngdpunktens läge och därmed relationen mellan tyngdpunkt och tryckcentrum. Under uppskjutningsfasen är vattnet placerat i den nedre delen av raket, vilket förskjuter tyngdpunkten bakåt. Detta kan minska avståndet mellan tyngdpunkten och tryckcentrum och därmed försämra raketens stabilitetsmarginal. Det vanligt använda stabilitetskriteriet, att tryckcentrum bör ligga minst en kaliber bakom tyngdpunkten, är främst tillämpligt under fri flygning, då raket påverkas av ett aerodynamiskt tryckcentrum som uppstår genom luftflödet runt raketkroppen. Under den inledande uppskjutningsfasen, då massan förändras snabbt och raket inte har uppnått tillräcklig flyghastighet, bidrar i stället startröret till att styra och stabilisera raket. Startrörets längd är därför viktig för att säkerställa en kontrollerad rörelse under den första delen av uppskjutningen.

2.5 Fallskärm och terminalhastighet

Efter att raket har nått sin högsta höjd behöver den bromsas under nedstigningen för att kunna landa med låg hastighet. Detta görs med hjälp av en fallskärm, vars huvudsakliga uppgift är att öka raketens effektiva luftmotstånd. Vid nedstigning påverkas raket främst av tyngdkraften och luftmotståndet från fallskärmen. Luftmotståndet från fallskärmen kan beskrivas med samma grundläggande samband som används för aerodynamisk motståndskraft. Terminalhastigheten uppnås när tyngdkraften och luftmotståndet är lika stora (NASA Glenn Research Center, u. å-a, u. å-b).

Tyngdkraften på raket kan skrivas som

$$F_g = mg, \quad (15)$$

där m är raketens massa vid landning och g är tyngdaccelerationen. Luftmotståndet från fallskärmen kan approximeras med ekvation 4 där ρ är luftens densitet, C_D är fallskärmens luftmotståndskoefficient, A är fallskärmens projicerade area och U är fallhastigheten. Genom att sätta tyngdkraften i ekvation (15) lika med luftmotståndet i ekvation (4) kan terminalhastigheten uppskattas som

$$v_t = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_D A}}. \quad (16)$$

Fallskärmens area har därmed stor betydelse för landningshastigheten. En större area ger ett större luftmotstånd och därmed en lägre terminalhastighet. På samma sätt leder en högre raketmassa till högre terminalhastighet om fallskärmens area hålls konstant.

I detta projekt användes en sexkantig fallskärm. Om fallskärmen approximeras som en regelbunden sexkant kan dess area beräknas enligt

$$A = \frac{3\sqrt{3}}{2}s^2, \quad (17)$$

där s är sexkantens sidlängd. För en regelbunden sexkant är sidlängden lika stor som avståndet från centrum till ett hörn. Om avståndet mellan två motsatta hörn är d , blir därför

$$s = \frac{d}{2}. \quad (18)$$

För en fallskärm med hörn-till-hörn-diameter $d = 0,60$ m blir sidlängden $s = 0,30$ m. Med ekvation (17) fås då en projicerad area på ungefär

$$A \approx 0,234 \text{ m}^2. \quad (19)$$

Denna beräkning är en förenkling, eftersom en verklig fallskärm inte är helt plan under nedstigningen och eftersom C_D beror på fallskärmens form, öppning och luftflöde. Beräkningen ger ändå en rimlig uppskattning av storleksordningen och kan användas för att bedöma om fallskärmen är tillräckligt stor i förhållande till raketens massa.

3 Metod

Metoden utgick från en kombination av experimentella tester, teoretiska simuleringar och konstruktionsarbete för att undersöka och optimera vattenraketens prestanda inom ramen för WRA2 klass D. Arbetet byggde främst på lastcellstester, vindtunneltester och simuleringar i Water Rocket Simulator (Wojtek Jackiewicz, u. å). Lastcellstesterna användes för att jämföra drivkraftsprofiler mellan olika flaskor och vattenmängder, medan vindtunneltesterna syftade till att experimentellt bestämma luftmotståndet för olika noskon- och flaskkonfigurationer. Simuleringarna användes som ett komplement till de experimentella testerna för att uppskatta raketens flygbana, topphastighet och maximala höjd. Utöver detta omfattade metoden konstruktion och praktisk utvärdering av raketens delsystem, där den slutliga konstruktionen testades under verkliga uppskjutningsförhållanden genom fälttester. Lastcellstesterna och vindtunneltesterna genomfördes i Chalmers vindtunnel-labb.

3.1 Regelverk och designmål

Projektet utgick från regelverket för WRA2 klass D. Regelverket användes som en ram för design- och testarbetet, eftersom det begränsar vilka lösningar som får användas och samtidigt definierar hur raketens prestanda ska kunna bedömas. Målet var därför inte enbart att uppnå högsta möjliga flyghöjd, utan att göra detta med en konstruktion som uppfyller tävlingsklassens krav.

De krav som hade störst påverkan på projektet var begränsningarna för tryck, flaskvolym, vattenmängd, torrmasa och återhämtningssystem. Raketten skulle baseras på en omodifierad PET-flaska med en volym på högst 2 liter, vilket gjorde att flaskvalet blev en central del av både lastcellstesterna och vindtunneltesterna. Det maximala tillåtna trycket är 6,9 bar och denna trycknivå användes därför som övre gräns vid testerna. Eftersom vattenmängden enligt reglerna måste motsvara minst 20% av flaskans volym valdes testnivåerna 20%, 33% och 50% för att undersöka hur vattenandelen påverkade drivkraftsprofilen. Vattenmängder över 50% ansågs inte vara nödvändigt då raketten hade blivit för tung.

Regelverket ställer även krav på att raketten ska kunna återanvändas och att landningshastigheten begränsas till högst 10 m/s. Detta gjorde att fallskärmssystemet blev en nödvändig del av slutdesignen, inte bara för att skydda raketten vid landning utan även för att konstruktionen skulle kunna användas vid flera uppskjutningar. Samtidigt fick raketens torrmasa inte överstiga 1500g, vilket innebar att noskon, mittparti, fenor, elektronik och fallskärm behövde utformas med låg vikt som ett viktigt designmål.

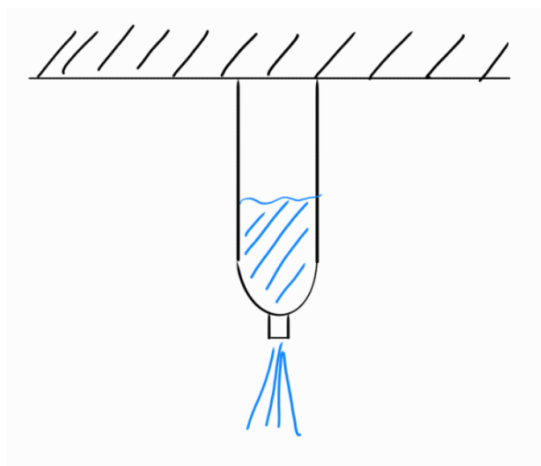
Utöver konstruktionskraven påverkar regelverket även hur ett rekordförsök ska genomföras. Raketten ska skjutas upp från en fast startramp utan någon extra starthjälp, och resultatet baseras på medelvärdet av de två högsta flygningarna inom en tvåtimmarsperiod. Detta låg till grund för hur fälttestet planerades och för varför raketten behövde bära både höjdmätare och kamera. En mer detaljerad sammanställning av de regler som var relevanta för projektet finns i bilaga A, baserat på WRA2:s klass D-regler (WRA2, u. å-c).

3.2 Lastcellstester

Lastcellstesterna genomfördes för att undersöka hur olika flaskor och vattenmängder påverkade raketens drivkraftsprofil. Eftersom den optimala kombinationen av vattenandel och flaskgeometri är svår att fastställa analytiskt användes testerna som ett experimentellt underlag för att jämföra olika konfigurationer vid det maximalt tillåtna trycket 6,9 bar. Syftet var att identifiera den kombination som gav den mest fördelaktiga drivkraftsprofilen inom ramen för WRA2:s regelverk och därmed ge underlag för valet av flaska och vattenandel till den slutliga raketdesignen.

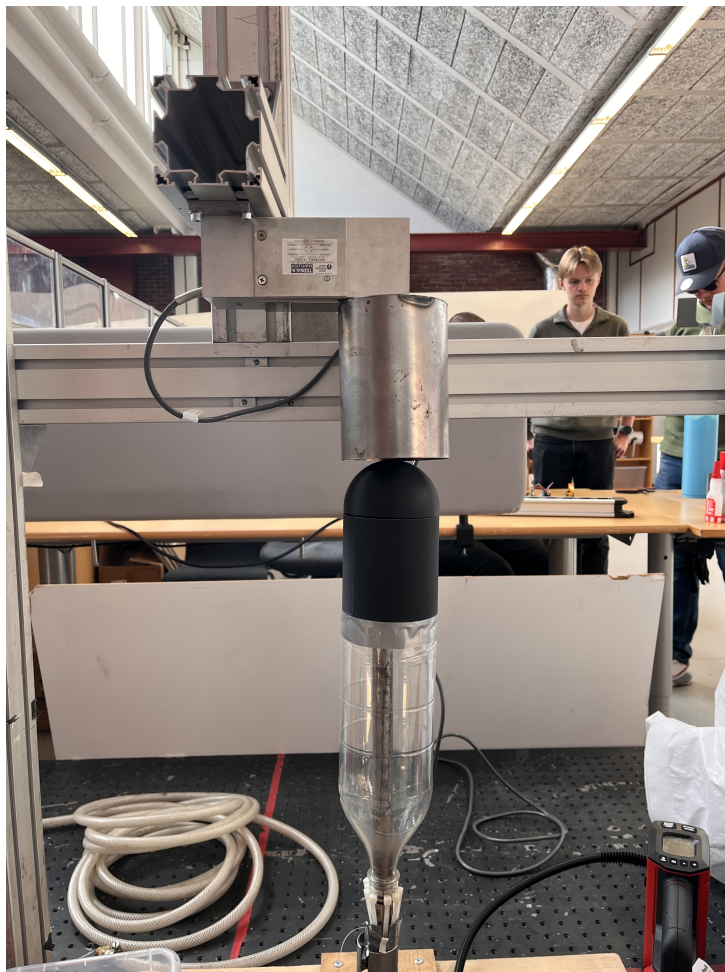
Tre olika flaskor testades: Pepsi, Premier Cola och Schweppes. För varje flaska genomfördes tester med vattenandelarna 20%, 33% och 50% av flaskans volym. Samtliga tester utfördes vid ett tryck på 6,9 bar, vilket motsvarar den maximala tillåtna trycknivån enligt WRA2 klass D. För varje kombination av flaska och vattenmängd genomfördes tre försök för att minska påverkan av slumpmässiga variationer och ge ett mer tillförlitligt jämförelseunderlag.

Testuppställningen var utformad som ett statiskt uppskjutningstest där flaskan sköts upp mot en lastcell. Lastcellen registrerade den kraft som flaskan genererade som funktion av tiden under vattenutströmningen. På så sätt kunde drivkraftsprofilen jämföras mellan olika flaskor och vattenmängder. Principen för testet visas i figur 15.



Figur 15: Principskiss över det statiska lastcellstestet. Flaskan sköts upp mot en lastcell som registrerade kraften under vattenutströmningen.

Den faktiska testuppställningen visas i figur 16. Flaskan monterades i en uppskjutningsramp där en styrstång fördes in i flasköppningen. När testet utlöstes frigjordes flaskan och sköts upp mot lastcellen, samtidigt som kraften registrerades av mätsystemet.



Figur 16: Testuppställning för lastcellstesterna. Flaskan monterades i uppskjutningsrampen och sköts upp mot en lastcell som registrerade kraften under vattenutströmningen.

En viktig begränsning med försöksuppställningen var att uppskjutningsrampens styrstång satt kvar i flasköppningen under mätningen. Detta innebar att utströmningen inte skedde helt fritt och att testet därför inte fullt ut motsvarade en verklig uppskjutning. De uppmätta kraftkurvorna bör därför främst tolkas som ett jämförande mått mellan olika flaskor och vattenmängder, snarare än som en exakt beskrivning av raketens drivkraft under fri flygning.

Mätningarna registrerades med hjälp av dator och behandlades därefter i Python. För varje mätning genomfördes en nollpunktskorrigering genom att medelvärdet av signalen före start subtraherades från hela kraftsignalen. Startögonblicket identifierades utifrån kraftsignalens första tydliga ökning, varefter tidsaxeln justerades så att $t = 0$ motsvarade start. För testfall med flera upprepade försök interpolerades signalerna till en gemensam tidsvektor och ett medelvärde beräknades. Resultaten användes därefter för att jämföra drivkraftsförlopp, maximal kraft och ungefärlig drivkraftstid mellan olika konfigurationer.

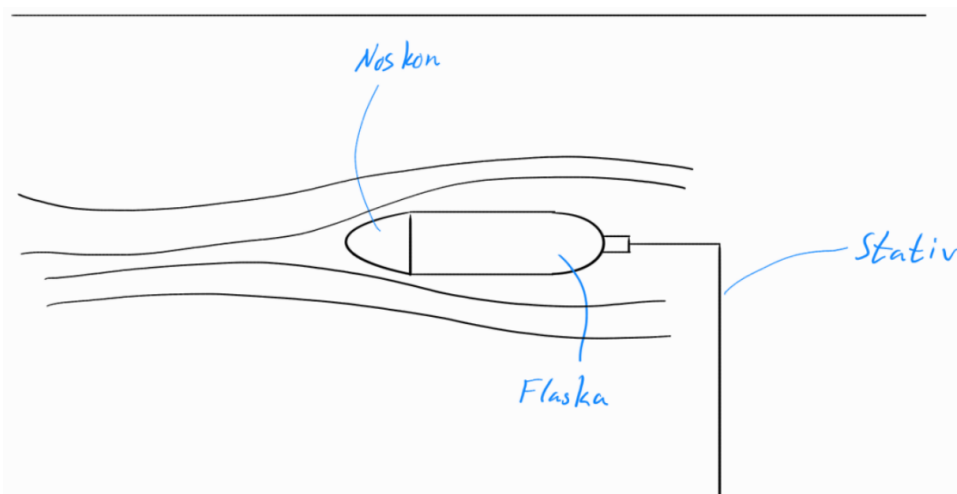
3.3 Vindtunneltester

Vindtunneltesterna delades in i två separata delar. I den första delen jämfördes fem noskonformer Circle, Ellipse, Ogive R15, Ogive R30 och Von Kármán, se avsnitt 2.3.2) med avseende på luftmotstånd. Den paraboliska noskonen testades inte. Samtliga noskonformer monterades på samma flaska under dessa tester. På så sätt kunde skillnader i uppmätt motstånd isoleras till respektive noskons geometri.

I den andra delen jämfördes tre flaskor med avseende på luftmotstånd: Pepsi, Premier Cola och Schweppes. Här monterades samtliga flaskor med samma noskon för att på motsvarande sätt identifiera flaskans inverkan på luftmotståndet. Båda delarna genomfördes vid vindhastigheter på 15, 30, 45 och 60 m/s.

De fyra testhastigheterna 15, 30, 45 och 60 m/s valdes baserat på simuleringar i Water Rocket Simulator (Wojtek Jackiewicz, u. å), vilka indikerade att raketens topphastighet potentiellt överstiger 60 m/s. Antalet mätpunkter begränsades till fyra för att minimera temperaturvariationen under testet. Detta motiverades av att temperaturförändringar i vindtunneln påverkar luftens tryck, densitet och viskositet, vilket introducerar felkällor som riskerar att överstiga skillnaderna mellan de testade konfigurationerna.

För att hålla raketen i position under testerna konstruerades en testrigg bestående av noskon, flaska och stativ (se figur 17). Riggen utformades noggrant för att minimera vibrationer och säkerställa att flaskan riktades så parallellt med luftflödet som möjligt, vilket är avgörande för mätningarnas tillförlitlighet.

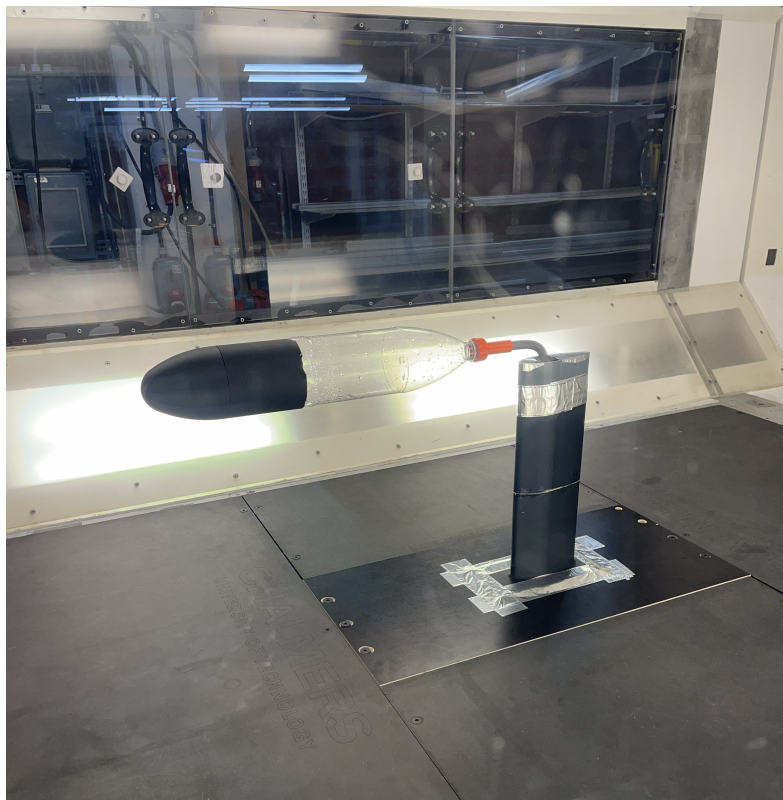


Figur 17: Skiss för vindtunneltest.

Stativets botten fördes genom ett hål i vindtunnelns golv och kopplades till en våg som registrerade luftmotståndet. Eftersom vinden även träffar stativet och därmed påverkar mätvärdet konstruerades en vindprofil (se figur 18) runt stativet. Vindprofilen fästes i golvet snarare än i vågen, så att dess bidrag till luftmotståndet inte inkluderades i mätningen (se figur 19).



Figur 18: Vindprofil för skydd av mätstativet



Figur 19: Vindprofil fäst i golvet inför testning.

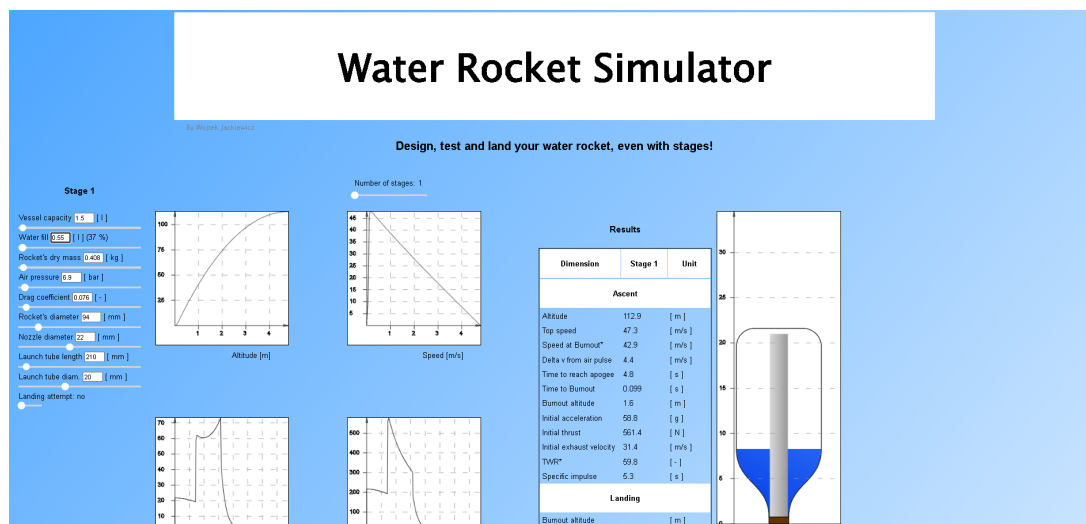


Figur 20: Fysiska modeller på noskonerna

I figur 20 syns de fysiska modellerna på noskonerna som testades i vindtunneln, (exkluderat den cirkulära). Noskonerna är som följer från vänster i bild, Ogive R15, Ogive R30, Ellips, Von Kármán och Parabol.

3.4 Teoretiska simuleringar

Teoretiska simuleringar genomfördes med Water Rocket Simulator (Wojtek Jackiewicz, u. å) för att undersöka vilka parametrar som har störst påverkan på raketens flygprestanda samt för att uppskatta raketens maximala flyghöjd och topphastighet. Simuleringarna användes som ett komplement till de experimentella testerna och resultaten jämförs med utfallet från fälttesterna i avsnitt 4.3.



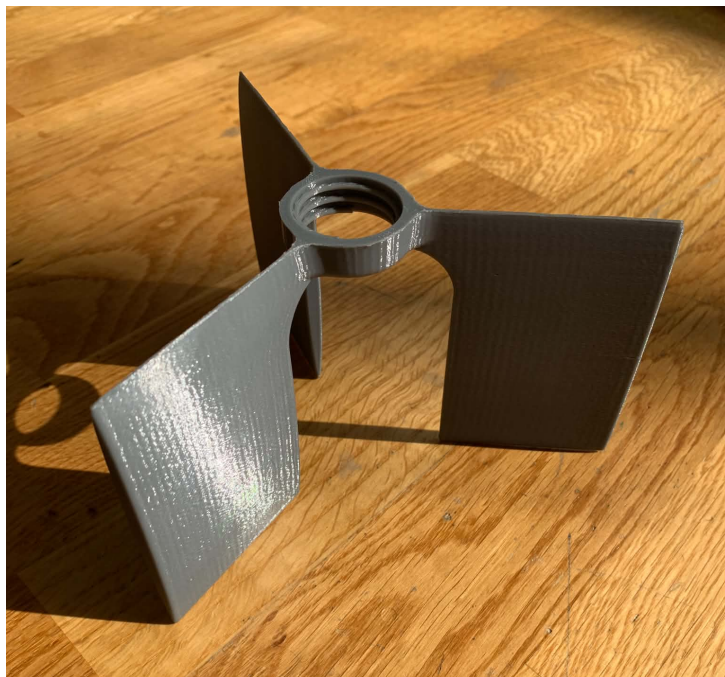
Figur 21: Överblick på simuleringsverktyget

3.5 Design av fenorna

Som beskrivet i del 2.3.1 Fenor, är det inte givet vilket typ av fena som passar en vattenraket bäst. Utan hela konceptet är en avvägning mellan vikt, luftmotstånd, form och placering. Från den undersökningen som gjordes i teorin kring fenornas påverkan på raketens prestanda togs en första design fram där fenorna är ungefär hälften så stora som den rekommenderade storleken för en helt stabil raket, se figur 22.

Fenornas design inspirerades av figur 8 och 9 där valet att göra en enklare design med större total ytarea gjordes. Valet grundar sig i att de optimalt designade fenorna endast är fördelaktiga i de högre hastigheterna som vattenraketen når under uppskjutningen medan de är något sämre i lägre hastighet då de har mindre ytarea jämfört med de enklare designerna. Valet att göra fenorna mindre än optimal storlek gjordes för att reducera vikt, detta influerade också valet att nyttja de enklare designerna på fenorna då deras ytarea är större än den optimala designen. Ytterligare en anledning till varför fenorna designats mindre än den rekommenderade storleken som presenterades under teoridelen 2.3.1 Fenor är att de positioneras bakom raketkroppen, vilket ger störst möjlig differens mellan tryckcentrum och tyngdpunkten. Huruvida fenornas utformning och storlek faktiskt presterar presenteras i resultatdelen 4.3.1 Fälttest 1.

Metoderna som nyttjades för att skapa fenorna var CAD och 3D-printing, programvarorna som användes för att modellera fenorna var främst Catia V5 men även Fusion. Först utformades fenans profil enligt formen i figur 4 (sett till tvärsnittet) i Catia V5 och därefter nyttjades ett cirkulärt mönster med y-axeln som referens för att säkerställa att fenorna hamnade på exakt 120° intervall runt om raketens mitt. Att fenorna är jämt utplacerade är extremt viktigt för att raketens ska kunna parera instabiliteter och vind i alla riktningar på ett jämt vis. Första iterationen av fenorna ses i figur 22.



Figur 22: Första iterationen av fenorna

Fenornas höjd är 85 mm, mätt från origo i hålet med gängorna (55,6 mm sett till var materialet är placerat), och fenornas bredd är 90 mm. Vikten på fenorna blev 39,5 gram med 0% utfyllnad (ihåliga) och standard väggjocklek vilket motsvarar 1,2 mm. Detta gör fenorna något svaga sett till hållfasthet men det minimerar vikten, vilket är fördelaktigt för raketens prestanda.

3.6 Design av noskon och mittparti

Noskonens form bestämdes baserat på resultaten i vindtunneltesterna (se avsnitt 4). Raketens förlängdes med ett mittparti där elektroniska komponenter placerades (se 23). Noskonens och mittpartiets längs valdes efter förhållandet mellan höjd och diameter på 10:1 (Stine & Stine, 2007, s. 142). Komponenterna tillverkades genom 3D-printing och PETG med minsta möjliga väggjocklek utan att äventyra den strukturella integriteten, i syfte att minimera vikten.



Figur 23: Konstruerad raket med noskon, mittenparti och vingar printad i PETG material

3.7 Fallskärmssystem

Fallskärmssystemet konstruerades för att uppfylla kravet på återanvändbarhet och begränsad landningshastighet. Enligt WRA2:s klass D-regler ska raketerna vara utrustade med ett återhämtningssystem som begränsar landningshastigheten till högst 10 m/s (WRA2, u. å-c). Systemet behövde därför bromsa raketerna under nedstigningen, samtidigt som det skulle ha låg massa och kunna packas på ett sätt som gav tillförlitlig frigöring.

Fallskärmen tillverkades av tunn PEVA-plast från en regnponcho. Materialet valdes eftersom det hade låg massa, var enkelt att klippa till och kunde packas i ett relativt litet utrymme. Fallskärmen klipptes som en sexkant med ett hörn-till-hörn-avstånd på cirka 0,60 m. Denna storlek valdes som en avvägning mellan tillgängligt utrymme i mittpartiet, låg massa och behovet av att begränsa landningshastigheten. Som visades i avsnittet om terminalhastighet motsvarar detta en projicerad area på ungefär $0,234\text{ m}^2$, se ekvation (19). Eftersom raketens massa utan vatten uppskattades till cirka 0,40 kg bedömdes

fallskärmens area vara rimlig i förhållande till kravet på landningshastighet.



Figur 24: Sexkantig fallskärm tillverkad av PEVA-plast. Linorna fästes i förstärkta hörn och samlades i en nyckelring för enkel montering i raketen.

I varje hörn gjordes ett hål ungefär 1 cm från hörnspetsen, vilket gav ett avstånd på cirka 8–9 mm till respektive kant. För att minska risken att PEVA-plasten skulle rivas sönder förstärktes varje hörn med brun packtejp på både över- och undersidan. Förstärkningarna hade ungefär måtten $1,5\text{ cm} \times 1,5\text{ cm}$. Linorna fördes genom hålen med hjälp av en tunn nål och knöts fast med en fiskeknut där linan fördes genom fästpunkten flera gånger och därefter lindades runt sig själv innan knuten drogs åt.

Fallskärmen hade sex linor, en från varje hörn. Linorna mättes upp till cirka 75 cm innan montering, men den effektiva längden blev ungefär 70 cm efter att knutarna hade gjorts. Samtliga linor samlades i en liten nyckelring, vilket gjorde fallskärmen enkel att koppla av och på från raketten. Den totala massan för fallskärmssystemet, inklusive linor och nyckelring, var cirka 10 g.

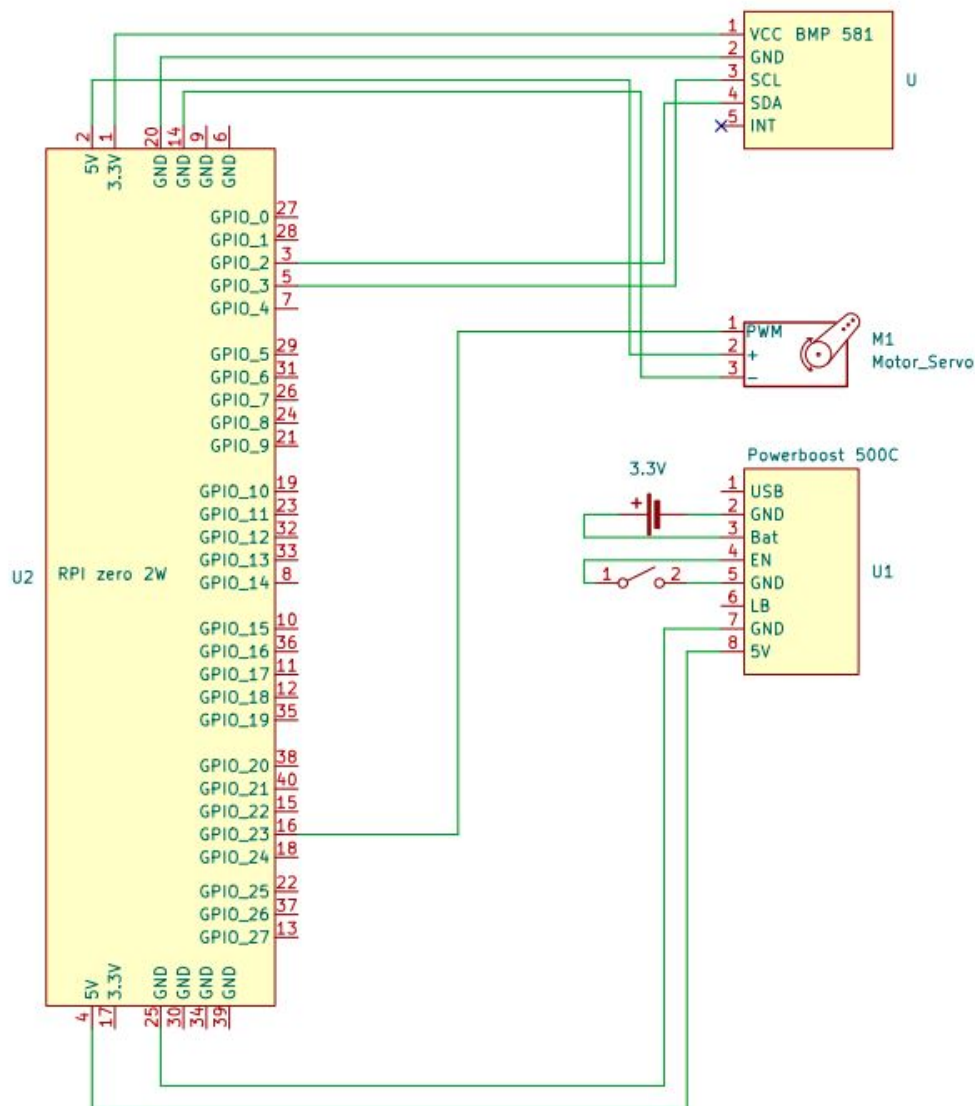
För att fallskärmen skulle kunna frigöras placerades den i mittpartiet under noskonen. Fallskärmen packades med en strukturerad vikning för att minska risken för trassel mellan linorna. Systemet kopplades så att noskonen hade en kortare lina på cirka 20 cm, medan mittpartiet hade en längre lina på cirka 70 cm. Tanken med denna längdskillnad var att noskonen skulle kunna röra sig bort från raketkroppen och dra ut fallskärmen ur

mittpartiet efter separation.

I den första versionen av systemet användes ingen aktiv mekanism för att separera noskonen från mittpartiet. Noskonen monterades istället så att den satt löst nog för att kunna separera passivt när raketten hade passerat den mest belastade delen av flygningen. Lösningen valdes eftersom den var lätt och enkel, men den ställde samtidigt krav på att passningen mellan noskon och mittparti inte fick vara för tight. Fallskärmsystemets funktion utvärderades därför som en del av fälttestet, där både separationen av noskonen och fallskärms frigöring kunde bedömas. Men efter ett första fältförsök konstaterades det att detta system inte var pålitligt nog, därför bytte gruppen senare till en servomotor för att separera noskonen vid aktivering av fallskärm. Läs mer om detta i avsnitt 3.8

3.8 Inbyggd dator

För att möjliggöra aktiv utlösning av fallskärmsystemet samt insamling av flygdata enligt de regler från WRA2, utrustades raketten med ett inbyggt elektroniskt system. Systemet bestod av en Raspberry Pi Zero, en höjdmätare, en servomotor och ett separat nätaggregat, (se figur 25). Elektroniken placerades i mittpartiet av noskonen för att flytta raketens tyngdpunkt framåt och därmed bidra till förbättrad stabilitet enligt principerna som beskrivs i avsnitt 2.4.2.



Figur 25: Kopplingschema över elektroniken, komponenterna som visas är: U: höjdmätare, U1: nättaggregat, U2: Raspberry pi zero, M1 servomotor. (Kicad)

Efter det första fälttestet konstaterades det att den passiva separationen mellan noskon och mittparti inte var tillräckligt pålitlig för att säkerställa fallskärmsutlösning. Systemet vidareutvecklades därför med en servomotor som aktivt kunde separera noskonen från mittpartiet när raketerna började falla. Den aktiva lösningen valdes eftersom den bedömdes ge högre tillförlitlighet än den tidigare passiva mekanismen, trots att den innebar ökad massa och högre systemkomplexitet.

Raspberry Pi Zero fungerade som systemets centrala styrenhet. Höjdmätaren användes för att registrera raketens höjd under flygningen genom att mäta tryckskillnader. Den användes även för att signalera till servomotorn när fallskärmen skulle aktiveras, vilket skedde då raketerna började falla tillbaka nedåt. Datorn programmerades så att när höjdmätaren registrerade en höjdminskning på 2 meter inom 0,5 sekunder skickades en styrsignal till

servomotorn, som frigjorde noskonen och därmed möjliggjorde fallskärmens utlösning.

Elektroniken monterades på ett 3D-printat fäste i noskonen för att begränsa rörelser och vibrationer under uppskjutningen. Eftersom vattenraketer utsätts för höga accelerationer under uppskjutningsfasen var det viktigt att komponenterna fixerades ordentligt för att undvika mekaniska skador eller oavsiktlig separation av elektriska anslutningar. Samtidigt behövde konstruktionen hållas så lätt som möjligt eftersom elektronikens massa direkt påverkar raketens flyghöjd.

Det inbyggda systemet programmerades för autonom drift, vilket innebar att ingen extern kommunikation eller styrning krävdes efter uppskjutning. Detta förenklade systemet och minskade behovet av ytterligare elektronik såsom radiosändare eller fjärrstyrning, men krävde dock en manuell påslagning innan raketerna kunde monteras ihop precis innan avfyrning. Fokus låg istället på att skapa ett robust och lätt system som kunde genomföra höjdmätning och fallskärmsutlösning på ett tillförlitligt sätt under flygningen.

3.9 Design av startramp

Att utveckla en helt ny startramp från grunden bedömdes vara utanför arbetets omfattning, då det skulle kräva omfattande iterativa tester utan att nödvändigtvis tillföra något till raketens funktion. U.S. Water Rockets dokumenterar sina lösningar för olika steg i raketutvecklingen på sin hemsida, vilket inkluderar en utförlig guide för konstruktion av startramp. Av de beskrivna alternativen valdes "Cable Tie Style Water Rocket Launcher" (se figur 26), som enligt U.S. Water Rockets är den mest pålitliga konstruktionen (U.S. Water Rockets, u. å)



Figur 26: Referensbild över startramp för vattenraket (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0)

Startrampen baserades på U.S. Water Rockets design, där tryckluft förs in i flaskan genom

en starttub. En o-ring placerad mellan flaskan och starttuben förhindrar läckage under trycksättning. Buntband placerades runt flaskans mynning (se figur 27) för att hålla flaskan på plats, och en kort tub placerades runt buntbanden för att hålla dem på plats. När tuben dras ned frigörs buntbanden och raketerna avfyras. En ventil fästes i starttuben för att möjliggöra tillförsel av tryckluft, och starttuben monterades i en bas för att hålla raketerna upprätt inför uppskjutning (U.S. Water Rockets, u. å)



Figur 27: Referensbild över anordning för avfyrning av vattenraket (Bild: U.S. Water Rockets / CC BY-NC 3.0)

Simuleringar i Water Rocket Simulator visade att ett längre starttrör ger en längre drivkraftsfas och därmed högre flyghöjd, även om den initiala kraften är lägre. En större diameter på starttröret genererar däremot en högre initial kraft (Wojtek Jackiewicz, u. å). Starttröret konstruerades därför med maximal längd och diameter.

3.10 Fälttest

Fälttesterna genomfördes för att utvärdera den samlade raketkonstruktionen under verkliga uppskjutningsförhållanden. Till skillnad från lastcellstester och vindtunneltester testades här hela systemet samtidigt, det vill säga flaskan, noskon, mittparti, fenor, elektronik, kamera och fallskärmssystem. Syftet var att undersöka raketens flyghöjd, stabilitet, återhämtningssystem och återanvändbarhet.

Fälttestet genomfördes på en äldre friidrottsbana med gräsyta i mitten. Platsen valdes eftersom den gav ett öppet område med relativt mjukt underlag vid landning. Innan uppskjutning kontrollerades att inga personer befann sig i närheten av uppskjutningsområdet och att raketerna kunde skjutas upp i en riktning som bedömdes säker utifrån vindförhållandena. Vindriktning och vindstyrka beaktades därför vid val av placering och uppskjutningsriktning.

Vid fälttesterna användes den slutliga raketkonfigurationen med en Premier Cola-flaska som tryckbehållare. Flaskan fylldes med 550 ml vatten, vilket motsvarar cirka 37 % av flaskans volym. Vattenmängden mättes upp i milliliter före fyllning. Raketen trycksattes därefter till 6,9 bar med en bärbar kompressor, där trycket avlästes på kompressorns display. Denna trycknivå valdes eftersom den motsvarar den maximalt tillåtna trycknivån inom WRA2 klass D. Raketens torrmasa före uppskjutning var 408 g.

Samma startramp som vid lastcellstesterna användes vid fälttestet. Detta innebar att raketen monterades på en startramp med en styrstång som gick upp i flasköppningen under den första delen av uppskjutningen. Fenorna var 3D-printade och konstruerade så att de kunde fästas vid flaskans gängor. Noskonen och mittpartiet innehöll kamera, höjdmätare och övrig elektronik för datainsamling. Höjden mättes med en altitudmätare av typen NAVN, och flygningen dokumenterades med både markvideo från mobilkamera och onboard-video från en liten kamera placerad i raketens nos.

Fallskärmssystemet packades i mittpartiet före uppskjutning. Packningen gjordes enligt en strukturerad vikning för att minska risken för trassel mellan linorna och för att fallskärmen skulle kunna frigöras efter separation mellan noskon och mittparti. Vid den första versionen av systemet var separationen passiv, vilket innebar att noskonen skulle separera från mittpartiet efter att raketen passerat sin högsta höjd. Vid ett senare test planerades systemet att kompletteras med en servomotor som hjälper till att trycka ut noskonen när raketen börjar tappa höjd.

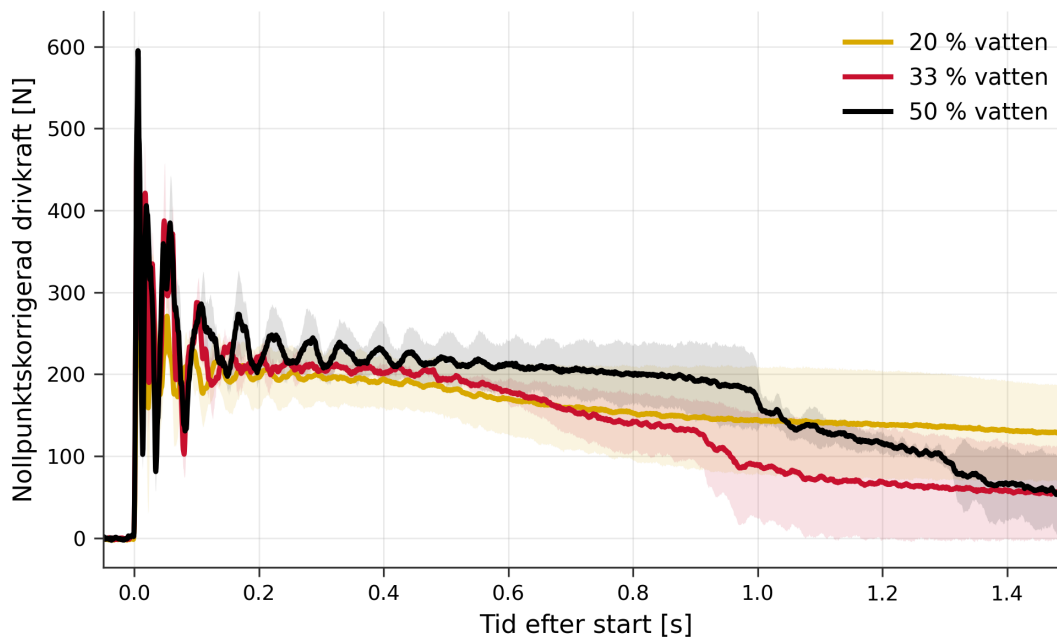
Målet var att genomföra flera uppskjutningar under en tvåtimmarsperiod, eftersom detta motsvarar tidsramen för ett rekordförsök enligt WRA2:s regler (WRA2, u. å-c). Efter varje uppskjutning skulle maximal höjd, flygstabilitet, noskonseparation, fallskärmsutlösning och eventuella skador på raketen utvärderas. Resultaten från fälttesterna användes därefter som underlag för att bedöma om konstruktionen fungerade som avsett och om några ändringar behövde göras inför kommande uppskjutningar.

4 Resultat

Resultaten presenteras i tre delar i enlighet med metodens upplägg. Först redovisas utfallet från lastcellstesterna, där drivkraftsprofiler för tre flaskor vid olika vattenandelar jämförs. Därefter presenteras vindtunneltesterna mätdata för de fem noskonformerna samt de tre flaskorna. Avslutningsvis redovisas den ballistiska modellens höjdprediktion tillsammans med resultatet för fälttestet, vilket ger underlag för slutgiltig konfiguration.

4.1 Lastcellstester

Lastcellstesterna visade att både vattenmängd och flasktyp hade tydlig påverkan på drivkraftskurvans form. I figur 28 visas en jämförelse mellan 20%, 33% och 50% vatten för Premier Cola-flaskan, som senare användes i den slutliga raketdesignen. Samtliga kurvor hade ett tydligt kraftpåslag direkt efter start, följt av en avtagande drivkraftsfas där kraften successivt minskade över tid.

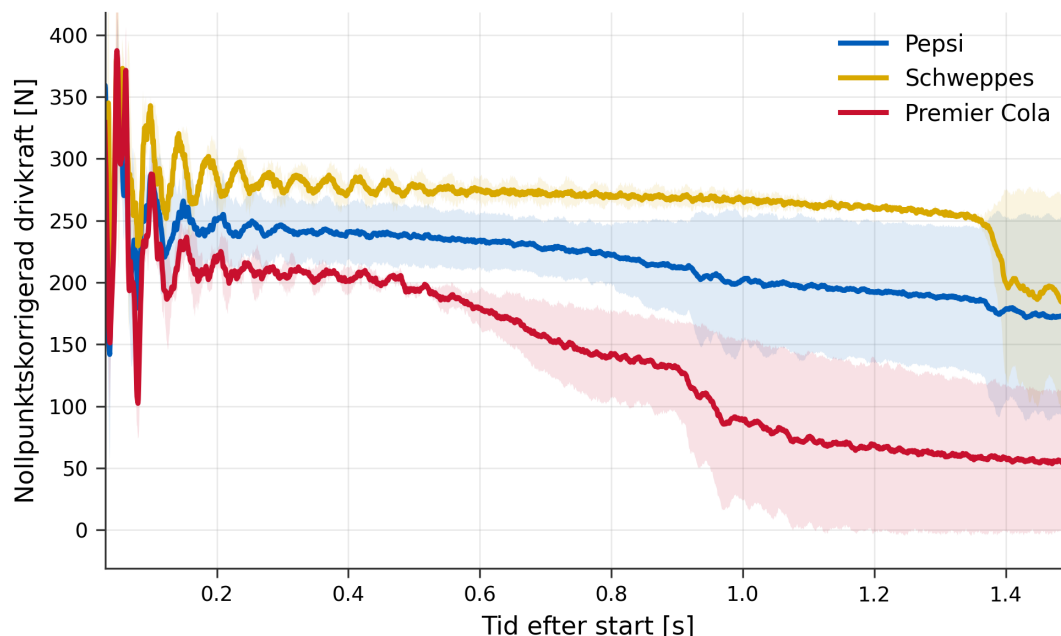


Figur 28: Medelvärde av nollpunktskorrigerad drivkraft som funktion av tid för Premier Cola-flaskan vid 20%, 33% och 50% vattenandel. De skuggade områdena visar \pm en standardavvikelse mellan upprepade försök.

Utifrån de uppmätta kurvorna bedömdes 33% vatten ge den mest gynnsamma drivkraftsprofilen för Premier Cola-flaskan. Denna vattenmängd gav en tydlig drivkraftsfas med relativt hög kraftnivå under en stor del av förloppet. Vid 20% vatten blev den tillgängliga reaktionsmassan mindre, vilket gav en kortare och mindre gynnsam drivkraftsfas. Vid 50% vatten ökade mängden reaktionsmassa, men samtidigt ökade även raketens startmassa. Resultatet visar därför att valet av vattenmängd är en avvägning mellan drivkraft,

verkningstid och total massa. För den fortsatta designen användes därför 33% vatten som en lämplig kompromiss.

Även flasktypen påverkade kraftutvecklingen tydligt. I figur 29 jämförs Pepsi, Schweppes och Premier Cola vid 33% vattenandel. Figuren är zoomad för att tydligare visa drivkraftsförloppet efter den initiala transienten vid start.



Figur 29: Medelvärde av nollpunktskorrigerad drivkraft som funktion av tid för Pepsi, Schweppes och Premier Cola vid 33% vattenandel. De skuggade områdena visar \pm en standardavvikelse mellan upprepade försök.

Av de testade flaskorna gav Schweppes den mest fördelaktiga drivkraftskurvan vid 33% vattenandel. Kurvan låg på en högre kraftnivå under större delen av den studerade drivkraftsfasen jämfört med Pepsi och Premier Cola. Detta innebar att Schweppes framstod som det bästa alternativet om endast den genererade drivkraften betraktades. Eftersom samtliga tester genomfördes med samma avfyrningsramp bedöms resultaten främst vara användbara för relativa jämförelser mellan olika flaskor och vattenmängder. Valet av slutlig flaska baserades därför inte enbart på lastcellstesterna, utan även på aerodynamik, montering och raketens totala utformning.

4.2 Vindtunneltester: Noskon och flaska

Fem noskonformer testades vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s. I tabell 4 redovisas uppmätt luftmotståndskraft (N) vid varje noskonform vid respektive vindhastighet, tillsammans med medelvärde och spridning över de testade hastigheterna. Ogive R30 uppvisade det lägsta medelvärdet på 0,806 N, följt av Ogive R15 (0,820 N), Ellipse (0,826 N), Von Karman (0,855 N) och Circle (0,897 N). Spridningen var låg för samtliga noskonformer, med värden mellan 0,006 och 0,019 N.

Tabell 4: Uppmätt luftmotståndskraft (N) för fem noskonformer vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s, med medelvärde och spridning.

Noskon	15 [m/s]	30 [m/s]	45 [m/s]	60 [m/s]	Medelvärde [N]	Spridning [N]
Ogive R30	0.093	0.422	0.970	1.740	0.806	0.019
Ogive R15	0.108	0.435	0.980	1.758	0.820	0.013
Ellipse	0.104	0.432	0.973	1.795	0.826	0.016
Von Karman	0.135	0.466	1.011	1.806	0.855	0.006
Circle	0.146	0.489	1.044	1.908	0.897	0.011

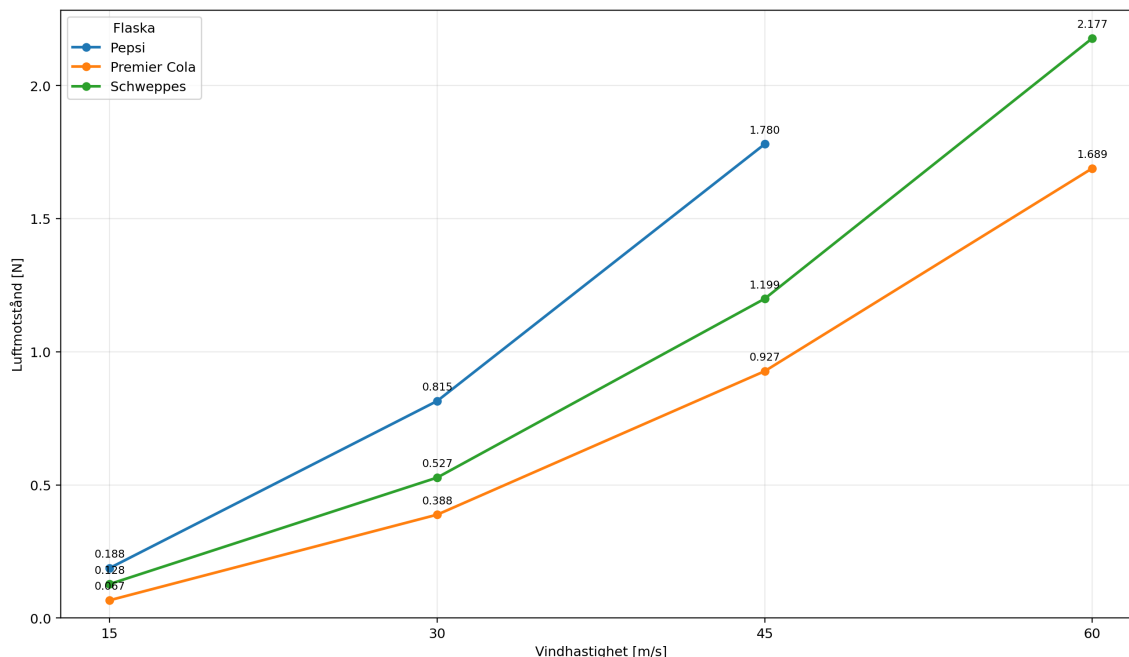
I tabell 5 redovisas beräknade luftmotståndskoefficienter C_d för respektive noskonform. Ogive R30 uppvisade lägsta C_d -värden vid samtliga testade hastigheter, med värden mellan 0,0835 och 0,0927. Circle uppvisade genomgående de högsta värdena, mellan 0,0991 och 0,1308. Skillnaden i C_d -medelvärde mellan den bäst och sämst presterande noskonformen uppgår till cirka 10 %.

Tabell 5: Beräknade luftmotståndskoefficienter C_d för fem noskonformer vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s.

Noskon	15 [m/s]	30 [m/s]	45 [m/s]	60 [m/s]
Ogive R30	0.0835	0.0927	0.0922	0.0903
Ogive R15	0.0967	0.0953	0.0932	0.0914
Ellipse	0.0926	0.0946	0.0926	0.0931
Von Karman	0.1210	0.1024	0.0961	0.0939
Circle	0.1308	0.1072	0.0991	0.0992

Därefter testades de tre flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes, alla monterade med Ogive R30. I figur 30 visas luftmotståndskraften (N) som funktion av vindhastighet för de tre flaskorna. Premier Cola uppvisade lägst luftmotstånd vid samtliga mätpunkter, med värden från 0,067 N vid 15 m/s till 1,689 N vid 60 m/s. Schweppes och Pepsi uppvisade högre dragkraft, där Schweppes nådde 2,177 N och Pepsi 1,780 N vid 45 m/s. Mätvärde för Pepsi vid 60 m/s saknas på grund av för kraftiga vibrationer under testet.

Tabell 6 redovisar luftmotståndskraften i tabellform, och i tabell 7 redovisas motsvarande C_d -värden. Premier Cola uppvisade lägst C_d -medelvärde (0,0758), följt av Schweppes (0,1081) och Pepsi (0,1628).



Figur 30: Uppmätt luftmotståndskraft (N) som funktion av vindhastighet för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes, monterade med Ogive 30°. Mätvärde vid 60 m/s saknas för Pepsi på grund av kraftiga vibrationer vid 55 m/s.

Tabell 6: Uppmätt luftmotståndskraft (N) för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes med Ogive R30 vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s.

	15 m/s	30 m/s	45 m/s	60 m/s	Medelvärde	Spridning
Pepsi	0.188	0.815	1.780		0.928	0.061
Premier Cola	0.067	0.388	0.927	1.689	0.768	0.060
Schweppes	0.128	0.527	1.199	2.177	1.008	0.027

Tabell 7: Beräknade C_d -värden för flaskorna Pepsi, Premier Cola och Schweppes med Ogive R30 vid vindhastigheter 15, 30, 45 och 60 m/s.

	15 m/s	30 m/s	45 m/s	60 m/s	Medelvärde	Spridning
Pepsi	0.159	0.169	0.160		0.163	0.051
Premier Cola	0.057	0.081	0.083	0.083	0.076	0.050
Schweppes	0.108	0.110	0.108	0.107	0.108	0.019

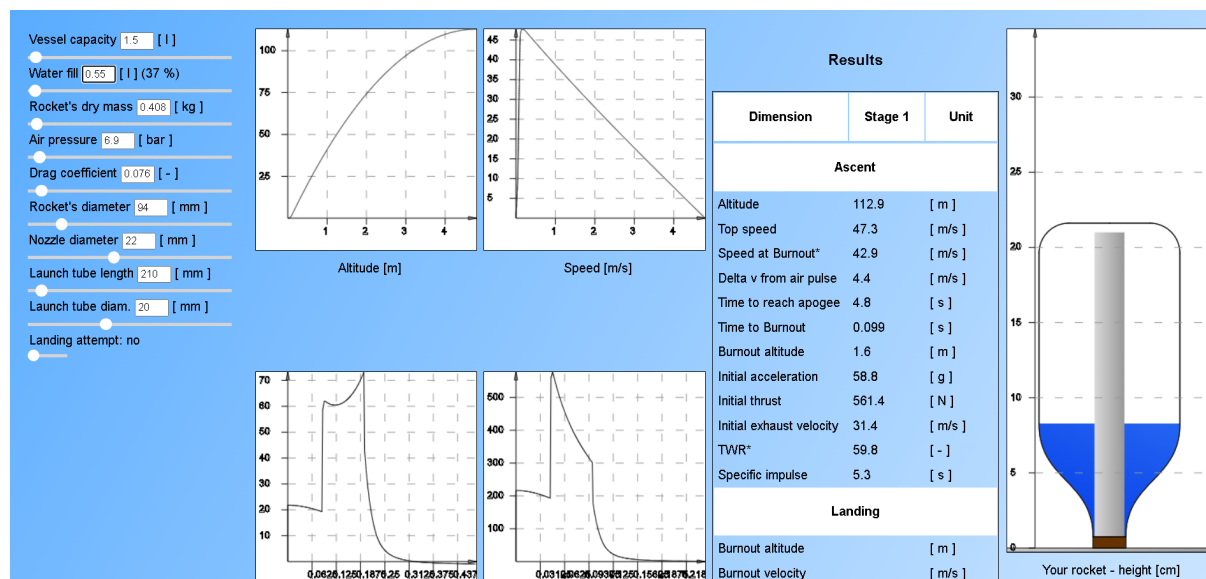
4.3 Fälttest och höjdprediktion

Utifrån de resultat vindtunneltesterna gav beräknades vattenraketens luftmotståndskoefficient (C_d) till 0.076 och vikten på första framtagna vattenraketten mättes upp till 408 gram. Vikten är något för stor för att gruppen ska vara nöjd med designen därav kommer ytterligare en design tas fram där mittpartiet kortats ner med målet att halvera vikten i denna delen av raketkroppen.

Viktigt att förstå är att simuleringarna som utförts förutsätter ideella väder förhållanden, ideell utformning av flaskhalsen för att generera så stor kraft som möjligt och de tar inte hänsyn till raketens längd. Den vattenraket som tagits fram kommer inte vara utformad för optimal kraftgenerering då gruppen valt att fokusera mer på de aerodynamiska egenskaperna då de anses vara mer fördelaktigt och väderförhållandena kan inte garanteras vara optimala under fälttesterna.

4.3.1 Simulerings förutsägan

Enligt simuleringsverktyget Water Rocket Simulator (Wojtek Jackiewicz, u.å.) når vattenraketen en höjd på 112.9 meter och en topphastighet av 47.3 m/s. Med detta resultat är det tydligt att den framtagna raketdesignen inte har möjligheten att slå det nuvarande rekordet i tävlingsklassen WRA2 D vilket är 127.1 meter. Men om andra iterationen lyckas minska vikten med 100 gram skulle det resultera i en höjd på 148.5 meter och en topphastighet på 56.5 m/s. Om andra iterationen fortsatt är stabil och får lyckade flygtester så finns chansen att den kan slå rekordet inom tävlingsklassen. Men på grund av tidsbrist hinner gruppen inte genomföra något fälttest med denna lättare designen, utan dess resultat kommer endast kunna diskuteras i avsnitt 5.5.



Figur 31: Data från första iterationen av vattenraketen, Källa: Water Rocket Simulator, (Wojtek Jackiewicz), u.å.

4.3.2 Fälttest 1

Första fälttestet resulterade i endast en uppskjutning av vattenraketen då fallskärmssystemet inte löstes ut under fallskärmslandningen. Raket kraschlandade i hög hastighet vilket resulterade i att mätutrustningen gick sönder. Därav fick första fälttestet inget analyserbart resultat. Däremot filmades uppskjutningen vilket gav gruppen en god vi-

suell illustration på vattenraketens beteende under dess flykt. Från denna uppskjutning var det tydligt att vattenraketen inte flög stabilt, utan när den började tappa hastighet började den även rotera okontrollerat runt sin tyngdpunkt. Dessa rotationer inducerade mycket luftmotstånd vilket tydligt påverkade hur högt vattenraketen flög. För att den andra iterationen skulle flyga mer stabilt togs beslutet att öka fenornas ytarea, vilket gjordes genom att förlänga fenornas längd och bredd med en centimeter vardera. Dessa justeringar på fenorna ökade deras ytarea med knappt en tredjedel.

Då fälttestet inte gav något resultat då mätutrustningen gick sönder gjordes grova estimate-ringar baserat på tiden det tog för vattenraketen att falla fritt från dess högsta position på videon tills det att den slog i marken. Det fria fallet uppskattades till omkring tre sekunder och utifrån det nyttjades följande formel för att beräkna höjden raketerna nådde.

$$h = \frac{g \cdot t^2}{2} \quad (20)$$

Denna formel beräknar sträckan ett objekt faller i vakuum, alltså utan luftmotstånd. Detta anser gruppen vara en okej förenkling då detta endast är en grov uppskattning av höjden. Med ekvation 20, tiden tre sekunder och tyngdaccelerationen $g = 9.82$ beräknades höjden till $h = \frac{9.82 \cdot 3^2}{2} = 44,2$ meter. Med tanke på raketens beteende under flykten känns detta som en rimlig höjd.

4.3.3 Fälttest 2

Med de justerade fenorna gjordes ett nytt fältförsök med samma design på raketerna för att validera att vattenraketen nu flög stabilt. Fälttestet var lyckat i mån om att raketerna flög stabilt och denna gång löstes fallskärmen ut, men alldeles för sent på grund av dålig programmering av raketens separationsmekanism. Detta resulterade återigen att raketerna kraschlandade och mätutrustningen gick sönder, men denna gång flög raketerna stabilt under hela flykten och det syntes tydligt på videon att raketerna nådde högre höjder jämfört med första fälttestet. På grund av att mätutrustningen gick sönder gjordes samma estimate-ring som för första fälttestet men denna gång uppskattades tiden för fallet vara ungefär 4 sekunder. Med ekvation 20 beräknades höjden till $h = \frac{9.82 \cdot 4^2}{2} = 78,6$ meter. Alltså flög raketerna 34,4 meter högre under andra fälttestet, enligt estimate-ringarna, vilket är en stor förbättring jämfört med första fälttestet. Däremot är det fortfarande långt kvar till simuleringens förutsägelse på 112,9 meter. Men som nämnt i början av delkapitlet 4.3 så är estimate-ringarna ett teoretiskt optimum medans den framtagna raketerna är främst optimerad för aerodynamisk prestation, därav den stora skillnaden mellan simuleringen och fälttestet. Fler felkällor och förklaringar på varför resultaten skiljer sig åt diskuteras i delkapitel 5.5.

4.3.4 Fälttest 3

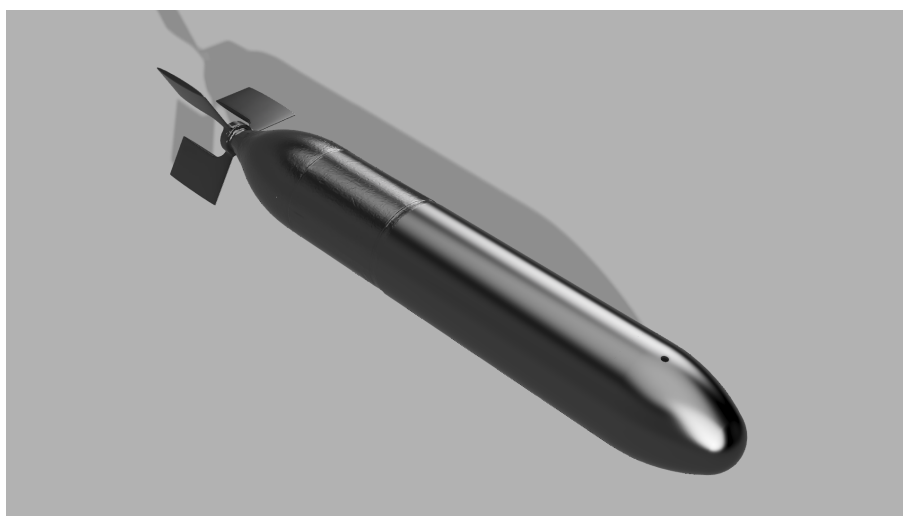
Till sist gjordes ett tredje försök till uppskjutning där raketen fylldes med skumplast i noskonen för att skydda de elektriska komponenterna. Detta för att minska potentiella kollisionkrafter med marken om även detta försök skulle resultera i en krasch. Inför det tredje fälttestet modifierades även fallskärmen till en starkare design, eftersom nyckelringarna i fälttest 2 gick sönder under raketens fall. Bortsett från den tillagda skumplasten och den starkare fallskärmen såg raketen identisk ut med raketen i fälttest 2. Detta för att gruppen ansåg det mer relevant att jämföra potentiell mätdata för två identiskt utformade raketer. Testet utfördes även under snarlika väderförhållanden, vilket medför att lufttrycket var ungefär detsamma.

Det tredje fälttestet visade sig vara lyckat då elektroniken i noskonen gav mätdata trots ytterligare en kraschad raket. Den data som kunde avläsas indikerade att raketen flög 70,6 meter. Sett till den tillagda vikten med skumplasten och den förstärkta fallskärmen anses då estimeringen från fälttest två vara validerad.

Jämfört med simuleringarna som gjordes för raketen i fälttest 2 där de indikerade en maximal höjd på 112,9 meter så är de verkliga uppskjutningarna fortsatt långt ifrån. Anledningen till detta diskuteras i delarna 5.4 och 5.5.

4.4 Val av slutlig konfiguration

Efter alla tester kunde gruppen sammanställa en slutgiltig konfiguration baserat på resultaten samt kompromisser mellan olika design krav för att ta fram optimal design. Diskussion kring dessa kompromisser och beräkningar erhålls senare under diskussions delen. Nedan följer den slutgiltiga konfigurationen som användes vid den färdigställda raket.



Figur 32: Perspektiv vy av raket (Fusion)

4.4.1 Flaska

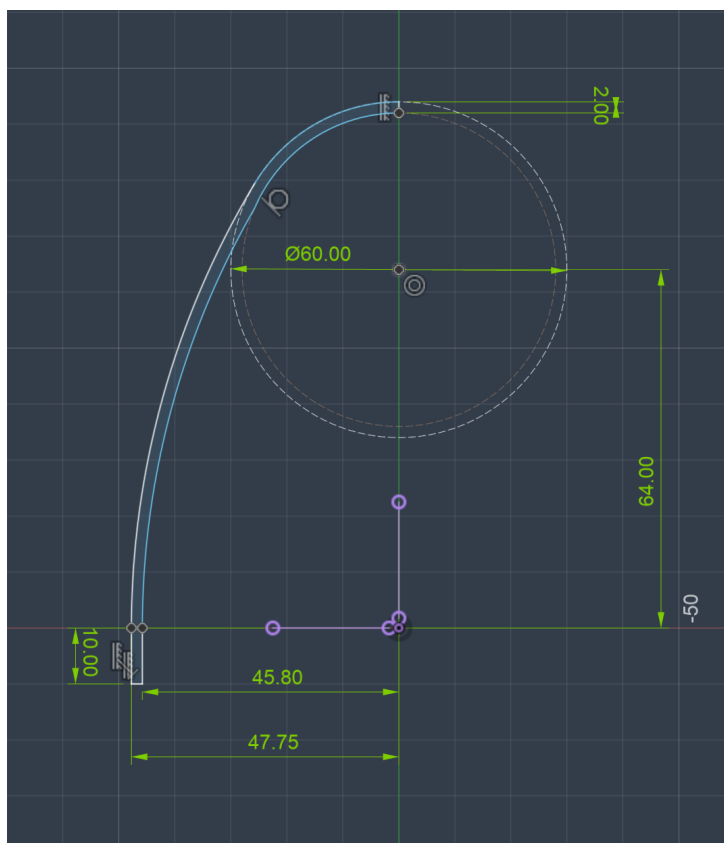
Här valdes Premier Cola på grund av dess låga luftmotstånd, vilket lyckades överväga dess mindre imponerande kraftgenerering. Samtidigt visade denna flaska ett mycket stabilare beteende vid vindtunneltesterna jämfört med de andra troligtvis på grund av dess simplistiska form med en svepande och avtagande svans.

4.4.2 Vattenmängd

Vid lastcellstesterna påvisades 33% tydligt som den mest effektiva av de testade vattenmängderna. För att få ett ännu precisare värde så användes Water Rocket Simulator, som tydliggjorde att 37% är den optimala avvägningen mellan vikt, kraftgenerering samt drivfasens varaktighet (Wojtek Jackiewicz, u. å).

4.4.3 Noskon

Valet av noskon gick helt ut på att välja den med lägst luftmotstånd enligt vindtunneltesterna, då viktskillnaden mellan de olika konorna var försumbart. Därmed valdes "Ogive R30" då den presterade bäst vid alla uppmätta hastigheter. Denna noskon är en tangentiell "ogive" med en nosradie på 30mm. Den är dessutom lika lång som bred vilket gruppen förmodar kan vara suboptimalt men i tidsbrist så fick detta vänta till senare projekt. Den totala bredden valdes till samma diameter som mittpartiet för att ge en fin övergång mellan dessa delar.



Figur 33: Måttsättning av noskonen Ogive R30 (Fusion)

4.4.4 Mittparti

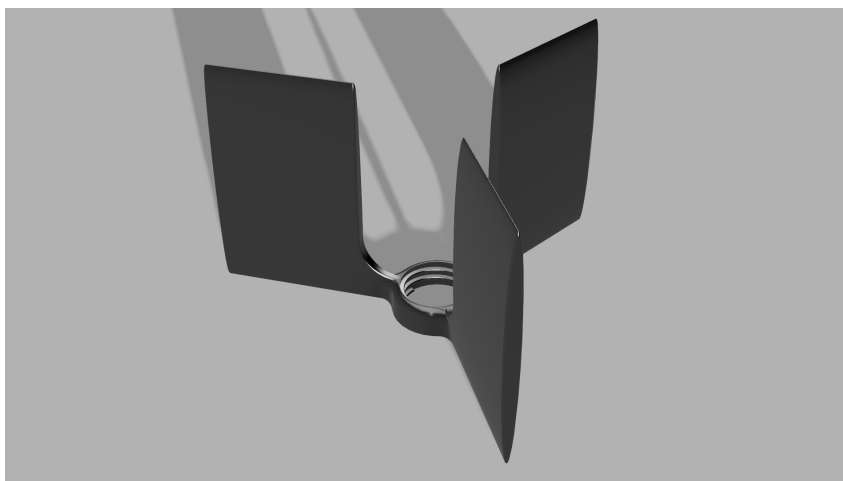
Denna del är till utsidan bara en cylinder med samma diameter som flaskans fot (95.5 mm). Detta för att ge en len övergång från mittpartiet till flaskans sida. Cylinderns längd valdes för att precis kunna stabilisera raketens färd utan att vara överdrivet lång. Detta för att ge en lättare konstruktion med mindre ytareal och därmed mindre ytfriktionsmotstånd. Dess längd valdes därför till 245 mm.



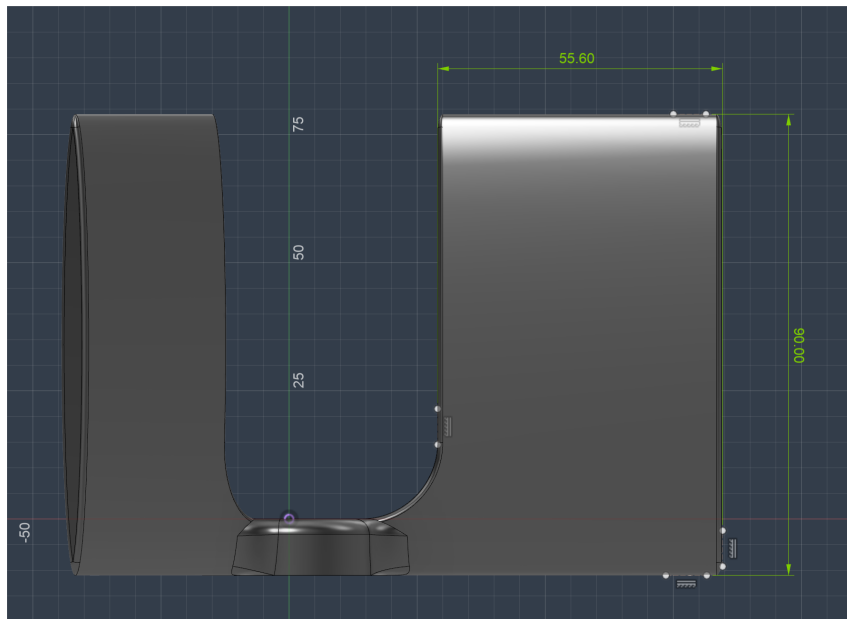
Figur 34: Perspektiv vy av mittparti (Fusion)

4.4.5 Fenor

Fen-konfigurationen som valdes var att använda tre stycken raka vingar med en vingprofil, inspirerad av profilen i figur 9. Att använda en vingprofil var enbart på grund av att det är en mycket vanligt profil för att minimera luftmotståndet. Arbetet utförde inga tester för att jämföra olika konfigurationer men detta ansågs ha näst intill obetydlig påverkan. Detta eftersom en sådan standardprofil ger bra nog resultat och att optimeringar på så små delar inte tillför mycket. Att använda tre fenor ansågs vara det enkla valet för att minimera frontal area samtidigt som raketens stabiliseras åt alla riktningar då vid mindre än tre fenor så finns det alltid en vinkel som inte stabiliseras. Vingarnas höjd och bredd var 45,6 samt 80 mm. Efter ett första fältförsök upptäcktes det att raketens var lite ostabil speciellt vid de långsammare hastigheter och därmed ökades båda mått med 10 mm, vilket, vid nästa fältförsök gav en mycket stabilare och rakare färd för raketens. Därmed blev den optimala bredd och längd på fenorna 55,6 samt 90 mm.



Figur 35: Perspektiv vy av fenor (Fusion)



Figur 36: Måtsättning av fenor (Fusion)

5 Diskussion

Resultaten från projektet visar att vattenraketens prestanda inte kan bedömas utifrån enskilda deltester, utan måste förstås som ett samspel mellan drivkraft, aerodynamik, stabilitet, massa och återhämtningssystem. Lastcellstesterna och vindtunneltesterna gav viktiga underlag för valet av flaska, vattenmängd och noskon, medan fälttesterna visade hur dessa val fungerade tillsammans under verkliga uppskjutningsförhållanden. Diskussionen fokuserar därför på hur tillförlitliga resultaten är, vilka kompromisser som påverkade slutdesignen och vilka begränsningar som återstår inför vidare utveckling av konstruktionen.

5.1 Metodens tillförlitlighet

Projektets metod byggde på en kombination av experimentella tester, teoretiska beräkningar och fälttest. Detta gav ett brett underlag för att utvärdera raketens olika delsystem, men innebar samtidigt att resultaten behövde tolkas med hänsyn till respektive metods begränsningar. Lastcellstesterna gav information om hur olika flaskor och vattenmängder påverkade drivkraftsprofilen, medan vindtunneltesterna användes för att jämföra luftmotstånd mellan olika flask- och noskonfigurationer. De teoretiska beräkningarna användes främst för att ge en uppskattning av vad raketerna kan prestera.

En viktig styrka med metoden var att flera olika typer av data kunde kombineras vid valet av slutlig konfiguration. En flaska eller komponent som presterade väl i ett enskilt test behövde inte nödvändigtvis vara bäst för raketerna som helhet. Exempelvis behövde drivkraft, luftmotstånd, massa, stabilitet och praktisk monterbarhet vägas samman. Detta gjorde att designarbetet i stor utsträckning handlade om kompromisser snarare än att optimera en enskild parameter.

Samtidigt fanns tydliga begränsningar i metoden. Lastcellstesterna genomfördes med en launcher där en stång satt kvar i flasköppningen under mätningen, vilket gjorde att utströmningen inte helt motsvarade en verklig uppskjutning. Vindtunneltesterna genomfördes dessutom på förenklade uppställningar där montering, vibrationer och stativets påverkan kunde påverka mätresultaten. Fälttesterna gav därför ett viktigt komplement, eftersom de visade hur den samlade konstruktionen fungerade under verkliga förhållanden.

5.2 Tolkning av lastcellstester

Lastcellstesterna visade att vattenmängden hade stor betydelse för drivkraftsprofilens form. Detta var väntat, eftersom vattenmängden påverkar både mängden reaktionsmassa och raketens startmassa. En låg vattenandel ger en lättare raket, men innebär samtidigt att mindre vatten finns tillgängligt för att generera drivkraft. En hög vattenandel ger mer reaktionsmassa, men ökar också den massa som måste accelereras under uppskjutningen. Resultaten visar därför att valet av vattenmängd inte enbart kan baseras på maximal kraft, utan behöver ses som en avvägning mellan kraftnivå, drivkraftstid och total massa.

Utifrån de uppmätta drivkraftskurvorna bedömdes 33% vatten vara den mest gynnsamma kompromissen. Denna vattenandel gav en tydlig drivkraftsfas utan att raketens startmassa blev lika hög som vid 50% vatten. Vid 20% vatten blev raketen lättare, men den kortare drivkraftsfasen gjorde att lösningen bedömdes som mindre gynnsam. Detta visar att den mest lämpliga vattenmängden inte nödvändigtvis är den som ger högst momentan kraft, utan den som ger bäst samspel mellan drivkraft, massa och flygtid.

Flasktypen påverkade också resultaten. Schweppes-flaskan gav den mest fördelaktiga drivkraftskurvan i lastcellstesterna, vilket tyder på att flaskans geometri kan ha påverkat vattenutströmningen på ett gynnsamt sätt. Om endast den genererade drivkraften hade betraktats hade Schweppes därför varit ett starkt alternativ för slutdesignen. Samtidigt behövde flaskvalet vägas mot andra faktorer, framför allt luftmotstånd, montering av noskon och mittparti samt den samlade raketgeometrin. Lastcellstesterna kunde därför inte ensamt avgöra vilken flaska som var bäst för den slutliga raketten.

Resultaten från lastcellstesterna bör därför tolkas som ett jämförande underlag snarare än som en fullständig beskrivning av raketens drivkraft under fri flygning. En viktig aspekt var att samma startramp användes som vid fälttesterna, vilket gör att testuppställningen är relevant för den första delen av uppskjutningen. I båda fallen påverkas flaskan inledningsvis av starttuben på liknande sätt. Efter att raketten lämnar startrampen skiljer sig däremot lastcellstestet från en verklig uppskjutning, eftersom flaskan i testet bromsas av lastcellen istället för att fortsätta accelerera fritt. Den senare delen av mätningen bör därför tolkas med försiktighet. Eftersom samma testuppställning användes för samtliga flaskor och vattenmängder bedöms resultaten ändå vara användbara för relativa jämförelser mellan olika konfigurationer.

Testuppställningen innebar dock vissa begränsningar. Eftersom starttuben satt kvar i flasköppningen under mätningen motsvarade utströmningen inte ett verkligt uppskjutningsscenario, vilket diskuteras vidare i avsnitt 5.6. Då samma testuppställning användes för samtliga flaskor och vattenmängder bedöms resultaten ändå vara användbara för jämförelse mellan olika konfigurationer.

5.3 Tolkning av vindtunneltester

Vindtunneltesterna visade att valet av noskonform har en mätbar påverkan på luftmotståndet, även om skillnaderna mellan noskonformerna var relativt små vid lägre hastigheter. Den uppmätta skillnaden i C_d -medelvärde mellan den bäst presterande noskonen (Ogive R30) och den sämst presterande (Circle) uppgick till ungefär 10%. Vid de hastigheter raketten når, upp till 60 m/s, ger detta en betydande skillnad i luftmotståndskraft, vilket gör valet av noskon en viktig designparameter.

Att Ogive R30 presterade bäst stämmer överens med teorin för subsoniska hastigheter. En gradvis övergång från noskonens spets till raketkroppens diameter minimerar tryckökningen längs ytan och reducerar motståndet (Gary A. Crowell Sr., 1996; Mathew m. fl., 2021). Dessa studier visar också att Ogive- och elliptiska former presterar bäst subsoniskt, medan konisk och cirkulär form uppvisar det högsta luftmotståndet. Detta är förenligt

med att Circle-noskonen, som liknar en konisk form i sin branta övergång, gav de högsta C_d -värdena i testerna.

En intressant observation är att skillnaderna i luftmotståndskraft mellan noskonformerna växer markant med vindhastigheten. Vid 15 m/s uppmättes en skillnad i luftmotstånd på 0,053 N mellan Ogive R30 och Circle, medan motsvarande skillnad vid 60 m/s uppgick till 0,168 N. Detta är väntat eftersom luftmotståndet skalar med U^2 enligt ekvation (4) - en fördubbling av hastigheten ger alltså fyra gånger så stor kraftskillnad mellan noskonformerna. Detta innebär att noskonsvalet blir allt viktigare om raketerna i framtida iterationer konstrueras för högre topphastigheter.

C_d -värdena varierar även med vindhastigheten, vilket framgår av tabell 5. Exempelvis sjunker Ogive R30:s C_d från 0,0927 vid 30 m/s till 0,0903 vid 60 m/s. Detta är förenligt med gränsskiktsteori: vid högre Reynoldstal kan separationspunkten förskjutas bakåt längs ytan, vilket reducerar det totala motståndet (Chalmers tekniska högskola, u. å; Hall, 2024).

Mätningarnas reproducerbarhet bekräftas av den genomgående låga spridningen, med värden mellan 0,006 och 0,019 N för noskonform (tabell 4). Den något förhöjda spridningen för Ogive R30 (0,019 N) jämfört med exempelvis Von Kármán (0,006 N) kan möjligen härledas till att Ogive-formens böjda yta är mer känslig för små variationer i infallsvinkel mot luftflödet. Då spridningen i samtliga fall är liten relativt de uppmätta kraftnivåerna bedöms den inte ha någon avgörande inverkan på slutsatserna.

I flasktesterna var Premier Cola det mest fördelaktiga alternativet med ett C_d -medelvärde på 0,076, jämfört med 0,108 för Schweppes och 0,163 för Pepsi. Bilden kompliceras dock av att Schweppes uppvisade den gynnsammaste drivkraftsprofilen i lastcellstesterna. Flaskvalet föll ändå på Premier Cola efter sammanvägd bedömning, där den aerodynamiska fördelen ansågs viktigare än drivkraftsfasen.

Pepsi-flaskan uppvisade kraftiga vibrationer redan vid 55 m/s, vilket omöjliggjorde mätning vid 60 m/s, och är i sig ett talande resultat. Beteendet tyder på att flaskans geometri är mer vibrationskänslig än de övriga, sannolikt till följd av ytprofilens oregelbundenheter, som vid höga hastigheter kan ge upphov till virvelavlösning och aeroelastiska vibrationer (Mathew m. fl., 2021). En raket med sådana egenskaper riskerar att påverkas negativt av aerodynamiska krafter under flygning, vilket utgör ett ytterligare argument mot Pepsi som flaskval.

Testuppställningen hade vissa begränsningar som bör beaktas vid tolkning av resultaten, vilka diskuteras utförligt i avsnitt 5.6. Det bör dock noteras att testerna genomfördes med noll anfallsvinkel, det vill säga med raketerna parallell med luftflödet. Under verklig flygning kan raketerna avvika från sin bana på grund av vindpåverkan och instabilitet, vilket innebär att noskonen utsätts för luftflöde från en liten vinkel. Detta utgör en potentiell felkälla som inte fångades upp av testuppställningen.

5.4 Fälttest och återhämtningssystem

Fälttesterna var avgörande eftersom de visade hur raketens delsystem fungerade tillsammans under verkliga uppskjutningsförhållanden. Till skillnad från lastcellstester och vind-tunneltester, där drivkraft och luftmotstånd undersöktes separat, påverkades fälttesterna av hela raketens samlade utformning. Detta innebar att faktorer som stabilitet, massa, montering, separation, fallskärmssystem och praktisk hantering behövde fungera samtidigt för att uppskjutningen skulle bli lyckad.

Vid det första fälttestet uppstod flera praktiska problem redan före uppskjutningen. Raketen välte under förberedelserna, vilket ledde till att en av de 3D-printade fenorna gick av. Fenan kunde repareras med lim och lösningen fungerade tillräckligt bra för att testet skulle kunna genomföras, men händelsen visade att fenorna var känsliga för yttre belastning vid hantering. Ett annat problem var passformen mellan raketen och startrampen. Fenorna var monterade vid flaskans gängor, vilket påverkade hur flaskmynningen placerades på startrampen. Detta gjorde att flaskan till en början inte tätade helt, och ett mindre läckage uppstod när vatten fylldes i. Efter justeringar kunde problemet lösas tillräckligt för att uppskjutningen skulle kunna genomföras.

Vid trycksättning upptäcktes även ett litet hål i flaskan. Hålet uppstod troligen i samband med att limrester vid infästningen mellan flaska och mittparti hade slipats med sandpapper. Hålet tätades provisoriskt med lim, men flaskan förblev läckande och kunde inte hållas helt tät. Raketen kunde därför trycksättas till 6,9 bar under en längre tid, och kravet på att klara fullt uppskjutningstryck i minst 10 minuter enligt (WRA2, u. å-c) kunde inte verifieras vid detta test.

Under själva flygningen i det första fälttestet separerade inte noskonen från mittpartiet som planerat. Detta gjorde att fallskärmen inte frigjordes och att fallskärmens bromsförmåga därför inte kunde utvärderas. Resultatet bör därför inte tolkas som att själva fallskärmen hade för liten area, utan snarare att den passiva separationslösningen inte var tillräckligt tillförlitlig. Den troliga orsaken var att spåret mellan noskon och mittparti var för djupt, vilket gjorde att noskonen inte kunde separera. Detta visade att återhämtningssystemets funktion inte enbart beror på fallskärmens storlek och packning, utan även på att noskonen kan separera på ett kontrollerat och repeterbart sätt.

Inför det andra fälttestet genomfördes två centrala förbättringar av konstruktionen. Fenorna förlängdes för att förbättra stabiliteten, och återhämtningssystemet kompletterades med en servomotor som aktivt skulle trycka ut noskonen. Resultatet visade att den större fenytan förbättrade raketens stabilitet, då raketen hade en betydligt rakare och mer kontrollerad flygbana än vid det första fälttestet. Detta är en viktig observation eftersom den visar att instabiliteten från den första uppskjutningen inte främst berodde på flaskval eller noskon, utan på att fenorna inte gav tillräcklig stabiliserande effekt i den första iterationen.

Servolösningen innebar en förbättring jämfört med det första fälttestet, eftersom noskonen faktiskt separerade från mittpartiet. Separationen skedde dock alldeles för sent, uppskattningsvis cirka 5 m över marken, vilket innebar att fallskärmen inte hann bromsa raketen på ett kontrollerat sätt innan markkontakt. Problemet hade därmed förskjutits

från utebliven separation till försenad separation. Vid den sena utlösningen hade raketen fortfarande en hög nedåtriktad hastighet, vilket gav upphov till en stor transient öppningslast i fallskärmssystemet. Belastningen blev så hög att två av fallskärmens linor gick av, samtidigt som nyckelringen där linorna var samlade plastiskt deformerades och rätades ut, se figur 37. Följden blev att noskonen och raketkroppen separerade från fallskärmen, vilket gjorde att återhämtningssystemet inte kunde bromsa raket som avsett. Raketerna kraschlandade därför även vid det andra fälttestet.



Figur 37: Deformerad nyckelring från fallskärmssystemet efter fälttest nr. 2, jämförd med en ny nyckelring. Deformationen visar att öppningslasten vid den sena fallskärmsutlösningen översteg infästningens hållfasthet.

Det andra fälttestet visade därmed att återhämtningssystemets dimensionerande problem inte enbart är terminalhastigheten efter att fallskärmen har öppnat sig. I teoridelen dimensionerades fallskärmen utifrån en önskad terminalhastighet, vilket är relevant för den stationära nedstigningen. Fälttestet visade däremot att den kritiska lasten i praktiken uppstod vid själva öppningsförloppet. Om fallskärmen vecklas ut sent, när raketerna redan har hög hastighet, kan öppningslasten bli betydligt större än den statiska last som motsvarar jämn nedstigning vid terminalhastighet.

En viktig slutsats från fälttesterna är därför att återhämtningssystemet måste dimensioneras både för rätt utlösningstidpunkt och för de dynamiska laster som uppstår när fallskärmen öppnas. Servomotorn löste en del av problemet genom att möjliggöra aktiv separation, men utlösningsskriteriet behöver justeras så att separationen sker nära raketens högsta punkt, där hastigheten är låg. Samtidigt behöver infästningen mellan fallskärm, linor och raket förstärkas. En liten nyckelring och tunna linor var tillräckliga för låg statisk belastning, men inte för den öppningslast som uppstod vid sen utlösning.

Fälttesterna visade därmed att ett fungerande återhämtningssystem inte enbart kräver att fallskärmen har tillräcklig area, utan också att separationen sker vid rätt tidpunkt och att infästningen klarar de dynamiska laster som uppstår vid öppning. Det andra fälttestet visade att servolösningen förbättrade separationsfunktionen jämfört med den passiva lösningen, men att systemet fortfarande inte var tillräckligt tillförlitligt för en kontrollerad landning.

Sett till varför de verkliga uppskjutningarna skiljer sig från simuleringarna har troligen att göra med simuleringens antaganden om ideella förhållanden och ideell flykt. Alltså att raketerna flyger helt rakt utan att förlora kraft i sidled och att inga yttre krafter så som vindbyar, regn eller temperaturskillnader inträffar under raketens flykt. Detta är inte realistiskt att förvänta sig vid uppskjutning utomhus då man inte kan kontrollera vädret mer än att välja en dag med fördelaktiga väderprognoser.

5.5 Slutdesign och tekniska kompromisser

Den slutliga raketdesignen baserades inte på att en enskild komponent presterade bäst inom varje testområde, utan på en avvägning mellan flera konkurrerande krav. Målet var att maximera flyghöjden inom de regelverk som anges av WRA2, vilket innebar att parametrar såsom luftmotstånd, stabilitet, massa och återanvändbarhet behövde balanseras mot varandra. Resultaten från lastcellstester, vindtunneltester och fälttester visade att förbättring av en egenskap ofta innebar försämring av en annan.

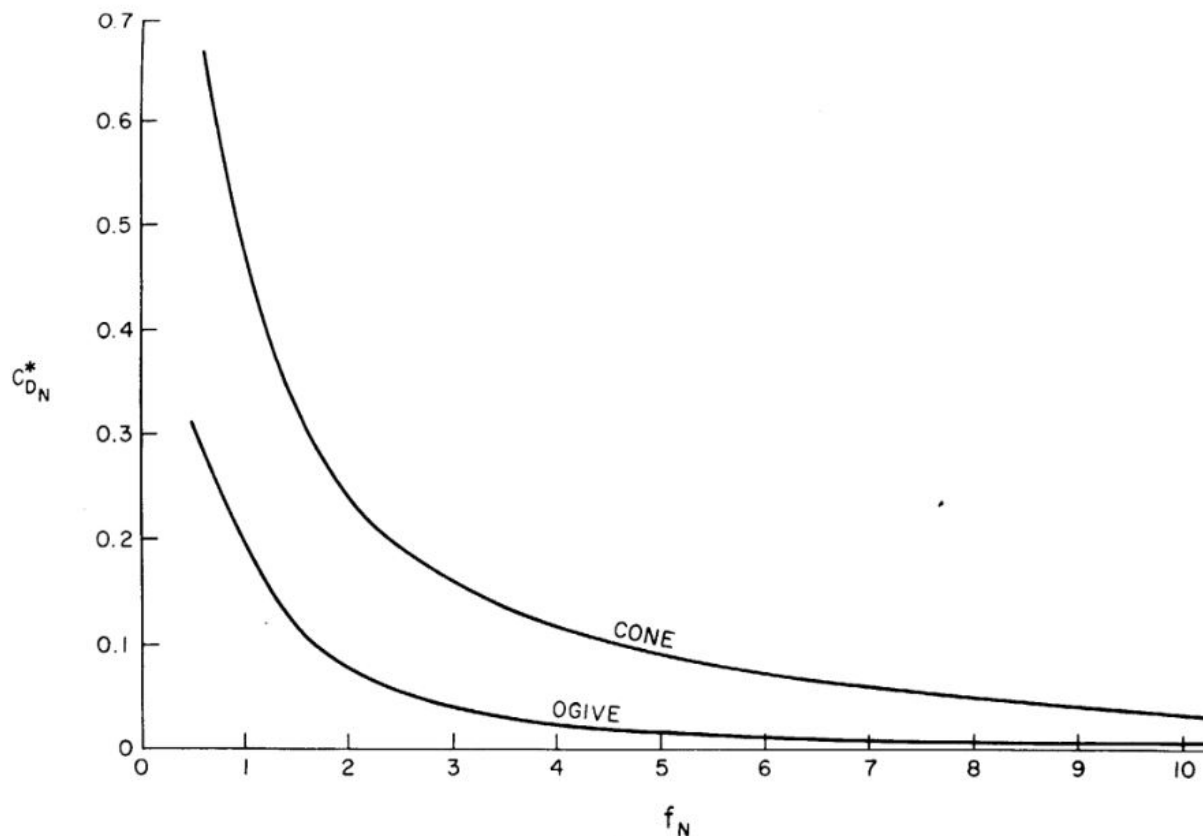
En central kompromiss i projektet var valet mellan hög drivkraft och lågt luftmotstånd. Lastcellstesterna visade att Schwepes-flaskan genererade den mest gynnsamma drivkraftskurvan vid 33% vattenandel, medan vindtunneltesterna samtidigt visade att Premier Cola-flaskan hade betydligt lägre luftmotståndskoefficient. Eftersom raketens flygning till stor del sker efter att drivkraftsfasen avslutats bedömdes luftmotståndet ha större betydelse för maximal flyghöjd än en marginellt högre initial kraft. Valet av Premier Cola-flaskan illustrerar därför hur aerodynamisk effektivitet i detta fall prioriterades framför maximal drivkraft.

5.5.1 Inbyggd dator

Valet av elektroniska komponenter styrdes av en kompromiss mellan massa och regelkrav. Eftersom WRA2-reglerna kräver vissa elektriska komponenter för mätning och återhämtning kunde elektroniken inte uteslutas helt, trots att den adderar massa. Komponenterna valdes därför med fokus på minimal vikt, placerades så långt fram i raketerna som möjligt för att bidra positivt till tyngdpunktens läge relativt tryckcentrum och därmed förbättra stabiliteten.

5.5.2 Noskon

Noskonen valdes utifrån vindtunneltesterna, där Ogive R30 uppvisade den lägsta luftmotståndskoefficienten. I den slutgiltiga konfigurationen är konens totala längd densamma som dess bredd, ett förhållande som valdes som en första iteration utifrån tillgänglig tillverknings tid. Enligt data från (Barrowman & Washington, u. å), se figur 38, ger ett större förhållande mellan längd och bredd en mer gradvis tryckökning längs konens yta och reducerar därmed tryckmotståndets bidrag till det totala luftmotståndet, vilket motiverar vidare optimering av detta förhållande i framtida iterationer.



Figur 38: Pressure drag vid Mach 1 för olika längd–bredd-förhållanden. Från *The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles* av J. S. Barrowman, 1967, NASA.

Där

$$f_N = \frac{L_N}{d_N} \quad (21)$$

Varav:

- L_N är Noskonens längd
- d_N är Noskonens största diameter

5.5.3 Mittparti

Mittpartiets längd och väggtjocklek valdes för att rymma fallskärmssystemet samt säkerställa tillräcklig strukturell styvhet. Interna förstärkningsribbor inkluderades för att kompensera för den valda längden vid 5% infill av PETG. Kompromissen innebar ett

viktmässigt tillägg, men bedömdes nödvändig för att säkerställa konstruktionens integritet under uppskjutning.

5.5.4 Fenor

Fenornas storlek och placering valdes utifrån stabilitetsbehovet i förhållande till raketens tyngdpunkt och trycksentrum. De placerades så långt bak på raketten som möjligt utan att påverka vattenutflödet från munstycket, och dimensionerades för att ge tillräcklig stabiliserande effekt med minimal viktökning. Erfarenheten från det första fälttestet visade att den ursprungliga fenarean var otillräcklig, varför arean ökades inför det andra fälttestet med tydligt förbättrad stabilitet som resultat.

5.6 Felkällor och förbättringsmöjligheter

Under lastcellstesterna påverkades mätningarna av att starttuben satt kvar i flasköppningen, vilket innebar att utströmningen inte motsvarade ett verkligt uppskjutningsscenario. Vid en verklig uppskjutning lämnar starttuben flaskan, varpå vatten och luft strömmar ut i betydligt högre takt. Dessutom måste raketten röra sig förbi O-ringen innan utströmningen påbörjas, vilket innebär att lastcellen bromsade raketten under den inledande kraftfasen. Detta kan ha medfört att riggen absorberade en del av kraften och att de uppmätta kraftvärdena därför är något lägre än de verkliga.

Vindtunneltesterna påverkades av flera felkällor. Stativet som höll raketten på plats utsattes för luftflödet, vilket bidrog till det uppmätta värdet. En vindprofil konstruerades för att skärma stativet, vilket reducerade detta fel avsevärt, men ett kvarstående fel kan inte uteslutas eftersom en liten del av stativet förblev exponerad. Utöver detta ökade lufttemperaturen i tunneln under testets gång, vilket påverkade luftens densitet och därmed den uppmätta luftmotståndskraften F_D . Eftersom samtliga konfigurationer testades under liknande temperaturförhållanden bedöms denna effekt ha påverkat de absoluta kraftvärdena i högre utsträckning än rangordningen mellan konfigurationerna. Slutligen bidrog mätutrustningen med en viss mätosäkerhet. Eftersom stativets påverkan, temperaturvariationen och mätosäkerheten var likvärdiga för samtliga konfigurationer bedöms rangordningen mellan noskonformerna och flaskalternativen ändå vara tillförlitlig, även om de uppmätta kraftvärdena i Newton har viss osäkerhet.

Vid fälttesterna gick höjdmätningen förlorad eftersom raketten kraschlandade vid båda uppskjutningarna. Vid det första fälttestet uteblev fallskärmsutlösningen helt, medan det andra fälttestet visade att utlösningen skedde för sent. Därför kunde ingen exakt maximal höjd registreras. För att ändå kunna jämföra fälttesterna uppskattades höjden med hjälp av falltiden från videomaterialet och formeln för fritt fall. Denna metod är grov, eftersom den inte tar hänsyn till luftmotstånd, vindpåverkan eller osäkerhet i när fallet faktiskt påbörjades. Höjderna bör därför endast ses som uppskattningar och inte som verifierade mätvärden.

En ytterligare felkälla vid fälttesterna var att återhämtningssystemet inte hade testats

tillräckligt innan uppskjutning. Fallskärmen var dimensionerad utifrån önskad terminalhastighet, men öppningslasten vid sen utlösning blev betydligt större än den stationära lasten vid jämn nedstigning. Detta gjorde att två linor gick av och att nyckelringen deformationerades. Separata falltester eller dragtester hade kunnat ge bättre data om infästningens hållfasthet och fallskärmens öppningsförlopp innan systemet användes i ett fullskaligt fälttest.

5.7 Framtida arbete

Om projektet hade fortsatt under en längre tidsperiod hade nästa steg varit att genomföra fler fälttester med samma grundkonfiguration. Fälttesterna är viktiga eftersom de visar hur raketerna fungerar som ett helt system, vilket inte kan bedömas fullt ut från lastcellstester, vindtunneltester eller simuleringar var för sig. Fler uppskjutningar hade gjort det möjligt att utvärdera flyghöjd, stabilitet och återhämtningssystem med större säkerhet, samt skilja enskilda testproblem från mer återkommande konstruktionsbrister.

Ett prioriterat utvecklingsområde är återhämtningssystemet. Fälttesterna visade att systemet behöver förbättras både med avseende på utlösningstidpunkt och mekanisk hållfasthet. Separationsstyrningen bör justeras så att noskonen frigörs tidigare, helst nära raketens högsta punkt där hastigheten är låg. Samtidigt bör fallskärmsystemet förstärkas genom starkare linor, bättre lastfördelning och en styvare kopplingspunkt än den nyckelring som användes.

Det nuvarande systemet aktiverar fallskärmen då höjdminskningen överstiger 2 m på 0,5 sekunder, ett kriterium som visade sig utlösa separationen för sent, vilket bidrog till haveriet vid det andra fälttestet. Känsligare inställningar riskerar dock att utlösa fallskärmen för tidigt eller av misstag. Framtida projekt bör därför överväga ett manuellt aktiverat system via radiosändare, där operatören kan utlösa fallskärmen från marken i det ögonblick raketerna nått sin högsta punkt.

Det hade även varit fördelaktigt att testa fallskärmsystemet separat före uppskjutning. På så sätt kan både öppning, infästning och lastfördelning undersökas utan att riskera hela raketerna vid ett fullskaligt fälttest. Detta skulle ge ett säkrare underlag för nästa iteration av återhämtningssystemet.

Efter det andra fälttestet konstruerades en ny fallskärm med förstärkt infästning. Den hann dock inte testas innan rapportens inlämning och kan därför inte användas som ett verifierat resultat. Konstruktionen visar däremot en möjlig vidareutveckling av återhämtningssystemet, där fokus ligger på ökad hållfasthet och bättre lastfördelning vid öppning.

Konstruktionens robusthet är också ett område som bör förbättras. Fälttesterna visade att raketerna är känsliga för skador vid hantering, särskilt vid fenor, infästningar och övergången mellan flaska och mittparti. Vid framtida tester bör extra reservdelar finnas tillgängliga på testplatsen för att raketerna ska kunna repareras provisoriskt.

Ytterligare ett utvecklingsområde är munstyckets och startrörets utformning. I detta pro-

jekt användes flaskans befintliga öppning tillsammans med startrampens starttub, men flödet genom öppningen har stor betydelse för både drivkraftens storlek och varaktighet. Framtida arbete bör därför undersöka öppningsarean experimentellt för att hitta en bättre balans mellan hög initial kraft och längre drivkraftsfas.

Noskonen bör också optimeras vidare i framtida iterationer. Den slutgiltiga konfigurationen hade ett förhållande mellan längd och bredd på 1:1, men som framgår av figur 38 kan ett större förhållande reducera tryckmotståndets bidrag till det totala luftmotståndet. Det bör dock beaktas att en längre noskon även adderar massa, varför en viktanalys bör ingå i optimeringen.

Mittpartiet står för det största viktbidraget bland de 3D-printade komponenterna och bör viktoptimeras i framtida iterationer. En kortare längd och tunnare väggtjocklek skulle minska den totala massan, och efter fälttesterna bedöms de interna förstärkningsribborna möjligen ha varit onödiga då mittpartiet visade sig vara betydligt styvare än resten av konstruktionen. Vid en kortare längd bör dock stabilitetseffekten beaktas, eftersom ett kortare mittparti påverkar tyngdpunktens läge och därmed fenornas dimensionerande krav.

Slutligen bör sambandet mellan simulering och fälttest utvecklas vidare. Med mer mätdata från verkliga uppskjutningar kan den ballistiska modellen kalibreras utifrån faktisk massa, uppmätt luftmotstånd och höjddata. En mer kalibrerad modell skulle möjliggöra ett mer systematiskt arbete med nästa designiteration och minska behovet av att testa varje förändring direkt i fält.

6 Slutsats

I genomförandet av detta projekt har en vattenraket framgångsrikt konstruerats och ingenjörsmässiga principer har tillämpats för att optimera för maximal flyghöjd. Studiens resultat visar en klar framgång tack vare både teoretiska simuleringar och experimentella tester. Särskilt stor inverkan på prestandan uppvisas av fenornas utformning, vilket orsakade en avsevärt förbättrad flygning på fälttest 2. Vidare så har flertalet andra viktiga komponenter identifierats och optimerats.

Då simuleringarna är baserade på teoretiskt optimallägen så når raketerna inte upp till förväntade höjder, men i övrigt så har raketerna agerat i linje med teorin. Vid det första fälttestet så upptäcktes instabilitet i raketens bana, men genom att använda systematiska ingenjörsmetoder så klargjordes en lösning och vid nästa iteration var problemet eliminerat. Arbetet har resulterat i en teknisk design som teoretiskt uppfyller samtliga krav och restriktioner för tävlingsklassen WRA2 klass D. Vid praktiska tester av den fysiska prototypen identifierades dock behov av vidareutveckling, främst gällande tryckhållfasthet över tid samt precision i fallskärmssystemets utlösningssystem, för att kunna genomföra ett validerat tävlingsförsök.

Användning av AI-verktyg

I detta arbete har AI-baserade språkmodeller, specifikt ChatGPT, Gemini och Claude, använts som stöd under arbetsprocessen. Verktögen har använts för generering av grafer, omformulering och språklig bearbetning av text, översättning samt strukturering av innehåll. Allt tekniskt innehåll, samtliga beräkningar, experimentella resultat och slutsatser har tagits fram och granskats av författarna. AI-verktygen har inte använts för att självständigt analysera data eller dra slutsatser i arbetet.

Arbetsfördelning

Arbetet har genomförts som ett gemensamt konstruktions- och testprojekt där gruppens medlemmar bidragit till planering, praktiskt genomförande, analys och rapportskrivning. I projektets inledande fas arbetade gruppen med att tolka regelverket för WRA2 klass D, formulera mål och avgränsningar samt skapa en gemensam förståelse för vilka tekniska parametrar som påverkar raketens prestanda. Därefter fördelades arbetet mellan olika delområden, såsom teoretisk bakgrund, konstruktion, experimentella tester och simuleringar. De praktiska momenten omfattade främst undersökningar av raketens drivkraft, aerodynamik och flygstabilitet, medan analysarbetet fokuserade på att väga samman resultaten till en slutlig konstruktion. Rapporten har skrivits kontinuerligt under projektets gång, där gruppmedlemmarna ansvarat för olika delar men samtidigt bidragit till gemensam granskning och bearbetning av texten. Centrala beslut, exempelvis kring designval, tolkning av testresultat och möjliga förbättringar, har i huvudsak tagits gemensamt genom diskussion i gruppen.

Referenser

- Barrowman, J. S., & Washington, D. C. (u. å). *THE PRACTICAL CALCULATION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SLENDER FINNED VEHICLES* (tekn. rapport).
Chalmers tekniska högskola. (u. å). *Fluid Mechanics MTF053* (tekn. rapport). Department of Mechanics och Maritime Sciences.
- Finney, G. A. (2000). Analysis of a water-propelled rocket: A problem in honors physics. *American Journal of Physics*, 68(3), 223–227. <https://doi.org/10.1119/1.19415>
- Gary A. Crowell Sr. (1996). *THE DESCRIPTIVE GEOMETRY OF NOSE CONES* (tekn. rapport). https://web.archive.org/web/20110411143013/http://www.if.sc.usp.br/~projetosulfos/artigos/NoseCone_EQN2.PDF
- Hall, N. (2024 juli). Boundary Layer | Glenn Research Center | NASA. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/boundary-layer/#reynolds-number>
- Hibbeler, R. C. (2023). *Engineering mechanics : Dynamics, SI Units / R.C. Hibbeler ; SI conversion by Jun Hwa Lee*. Pearson. <https://openurl.ebsco.com/contentitem/cat09075a:clpc.oai.edge.chalmers.folio.ebsco.com.fs00001000.90cd8cf3.3a5e.43ca.966a.2b8d999f916a?sid=ebsco:plink:crawler&id=ebsco:cat09075a:clpc.oai.edge.chalmers.folio.ebsco.com.fs00001000.90cd8cf3.3a5e.43ca.966a.2b8d999f916a&crl=c>
- Joey Roulette. (2026 februari). SpaceX grounds Falcon 9 flights after second-stage issue | Reuters. <https://www.reuters.com/business/aerospace-defense/spacex-grounds-falcon-9-flights-after-second-stage-issue-2026-02-03/>
- Mathew, B. C., Bandyo, O., Tomar, A., Kumar, A., Ahuja, A., & Patil, K. (2021). A review on computational drag analysis of rocket nose cone, 95–105.
- NASA Glenn Research Center. (u. å-a). Drag Equation | Glenn Research Center | NASA. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/>
- NASA Glenn Research Center. (u. å-b). Flight Equations with Drag | Glenn Research Center | NASA. <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/flight-equations-with-drag/>
- Stine, G. H., & Stine, B. (2007). *Handbook of Model Rocketry* (tekn. rapport).
Technical Publication 16 - What Type of Fin Shape is Best For Waterrockets. (u. å). https://apogeerockets.com/technical_publication_16
- U.S. Water Rockets. (u. å). How to build a Cable Tie Style Water Rocket Launcher. http://www.uswaterrockets.com/construction_&_tutorials/cable_tie_launcher/tutorial.htm
- Wojtek Jackiewicz. (u. å). Water Rocket Simulator. <https://waterrocketsimulator.github.io/>
- WRA2. (u. å-a). Water Rocket Forum - Water Rocket Altitude Records. https://www.wra2.org/WRA2_Standings
- WRA2. (u. å-b). Water Rocket Forum - WRA2. https://www.wra2.org/WRA2_History_Page
- WRA2. (u. å-c). Water Rocket Forum - WRA2 Class D Rules. https://www.wra2.org/WRA2_Class_D_Rules?sid=41596304c510800fa87749678d1bd1f8

Bilagor

A Regelverk för WRA2 klass D

1. Raketerna ska konstrueras inom tävlingsklassen WRA2 klass D, vilket innebär att tryckbehållaren och raketens huvudstruktur ska utgå från en omodifierad dryckesflaska.
2. Tryckbehållaren ska bestå av en enda omodifierad dryckesflaska.
3. Flaskans märkta volym får inte överstiga 2 liter.
4. Dryckesflaskan får inte modifieras på något sätt.
5. En bild på flaskan med originaletiketten synlig krävs som dokumentation för att visa att en godkänd dryckesflaska har använts.
6. Raketens torrsvikt får inte överstiga 1500 gram. Torrsvikten avser raketens totala vikt utan reaktionsmassa, men inklusive flygande komponenter såsom tryckbehållare, fenor, noskon, nyttolastdel, kamera, höjdmätare, elektronik, fallskärmssystem, batterier och munstycke.
7. Raketerna måste använda komprimerad atmosfärisk luft som energikälla.
8. Det maximala tillåtna trycket är 100 psi, motsvarande cirka 6,9 bar.
9. Raketerna ska kunna förbli trycksatta vid fullt uppskjutningstryck under minst 10 minuter innan uppskjutning.
10. Reaktionsmassan ska huvudsakligen bestå av vanligt kranvatten.
11. Vattenmängden ska motsvara minst 20 procent av tryckbehållarens volym.
12. Drivkraften ska genereras genom att reaktionsmassan pressas ut ur raketerna, inte genom enbart luftutströmning.
13. Raketerna ska skjutas upp från stillastående position på en fast startramp.
14. Startsystem som ger extra hastighet vid uppskjutning, exempelvis slangbello, katalpult, trebuchet eller kanon, är inte tillåtna.
15. Metallkomponenter får inte fästas på trycksatta delar av raketerna.
16. Tryckbehållaren och raketens yttre delar får inte tillverkas av metall.
17. Alla delar av raketerna som når en höjd över 6 meter ska ha ett återhämtningssystem.
18. Återhämtningssystemet ska begränsa landningshastigheten till högst 10 m/s vid markkontakt.
19. Om någon del av raketerna separeras under flygning gäller kravet på begränsad landningshastighet även för denna del.

20. Fel i återhämtningssystemet innebär att rekordflygningen inte godkänns.
21. Samma raket ska användas för de flygningar som ingår i rekordförsöket.
22. Resultatet baseras på medelvärdet av de två bästa flygningarna inom en tidsperiod på två timmar.
23. Flygningarna ska dokumenteras enligt WRA2:s krav, bland annat genom videomaterial, bilder på raketerna och uppgifter om tidpunkt för respektive flygning.

DEPARTMENT OF SOME SUBJECT OR TECHNOLOGY
CHALMERS UNIVERSITY OF TECHNOLOGY
Gothenburg, Sweden
www.chalmers.se



CHALMERS