

JON TEGNÉR



FOI

Jon Tegnér

Utvärdering av prestandaverktyg för robotar

Titel	Utvärdering av prestandaverktyg för robotar
Title	Evaluation of a performance tool for missiles
Rapportnummer	FOI-R--4902--SE
Månad	December
Utgivningsår	2019
Antal sidor	28
ISSN	ISSN-1650-1942
Uppdragsgivare	Försvarsmakten
Projektnummer	E60935
Godkänd av	Lars Höstbeck Chef, Försvars- och säkerhetssystem
Ansvarig avdelning	Försvars- och säkerhetssystem
FoT-område	Vapen och skydd

FOI Totalförsvarets forskningsinstitut

Detta verk är skyddat enligt lagen (1960:729) om upphovsrätt till litterära och konstnärliga verk. All form av kopiering, översättning eller bearbetning utan medgivande är förbjuden

Sammanfattning

I denna rapport presenteras erfarenheter från arbete med ett prestandaverktyg som använder förenklade metoder för att beräkna aerodynamiska data, samt antar en flygbana med konstant flyghöjd. Dessa antaganden gör att verktyget ögonblickligen ger svar på frågor som räckvidd, tid till mål och hastighet.

I rapporten presenteras resultat för en fiktiv robotmodell. Den använder två olika motorer, en "boost motor" som accelererar upp motorn till önskad hastighet, och därefter en "sustain motor" för att hålla en konstant hastighet under sustain-fasen. I den första fasen är en raketmotor modellerad, och i den senare fasen utvärderas både raketmotor och scramjetmotor. Resultaten från denna övning visar att en nära nog tiofaldig ökning av räckvidden kan uppnås genom att byta raketmotorn till en scramjetmotor i sustain-fasen.

Dessa resultat måste betraktas med försiktighet; i samband med studien av prestandaverktyget har det framgått att i de modeller som används för luftförbrukande motorer så beräknas ej dragkraften, utan det är endast den specifika impulsen som uppskattas. Vad gäller räckvidden används sedan den specifika impulsen i ett uttryck där det *förutsätts* att motorns dragkraft balanserar farkostens motstånd, vilket innebär att resultaten kan bli helt felaktiga om detta antagande inte är uppfyllt – något som också illustreras i en ramjetdriven farkost där bränsle/luft-förhållandet varierar.

Nyckelord

Prestandaanalys, ramjet, scramjet, turbojet, raket.

Abstract

In this study a performance tool using simplified methods for evaluating the aerodynamic coefficients as well as assuming a constant flight path angle has been evaluated. These design choices make it possible to instantaneously obtain, among other things, range, time to target, and maximum velocity.

Results are presented for an academic missile using two different engines, a boost engine bringing up the missile to a desired speed, and a sustain engine for keeping that speed under the sustain phase. During the boost phase a rocket is modeled; in the sustain phase both a rocket and a scramjet are evaluated. The results from this exercise show that a near ten fold increase in range can be achieved by going from a rocket to a scramjet in the sustain phase.

However, the results have to be considered with care; it has become apparent that in the models for air breathing engines the thrust is never calculated, the only measure of the performance of the engine being calculated is the specific impulse. When estimating the range of the vehicle an expression is used where it is *assumed* that the thrust exactly balances the drag of the vehicle, something which implies that the results can be completely wrong if that assumption is not fulfilled – which is also illustrated when the fuel air ratio of a ramjet driven missile is varied.

Keywords

Performance analysis, ramjet, scramjet, turbojet, rocket.

Innehåll

1 Inledning	7
2 Aerodynamik	9
3 Framdrivning och räckvidd	15
4 Prestandauppskattningar	19
5 Slutsatser/fortsatt arbete	23
Appendix	25
A Räckvidd för boostfasen	25
B Breguet Range Equation	25
Litteraturförteckning	27

1 Inledning

Syftet med denna rapport är studera det prestandaverktyg, *Tactical Missile Design spreadsheet*, som utvecklats av Gene Fleeman, och som följer med hans bok *Missile Design and System Engineering*, [1].

En av de uttalade målsättningarna med verktyget är att det ska gå snabbt att erhålla resultat för den robot man undersöker. Detta innebär att de olika modeller som används av verktyget med nödvändighet måste vara väldigt förenklade. I Fleemans bok beskrivs teorin bakom en del av de förenklade metoder som används. Dock är det svårt att – utan omfattande jämförelser, (varav denna studie är ett första steg) – uttala sig om hur väl verktyget fungerar. Detta gäller speciellt motorer av mindre "mognadsgrad", som till exempel scramjet-motorer. Dock presenteras i en studie (i form av en artikel, till vilken ingen referens har hittats) som följer med verktyget en jämförelse där resultat från en raketdriven robot jämförs med data från både vindtunneltest och från praktiska skjutningar. Den robot som används vid jämförelsen är: "Sparrow, Medium-Range Air-to-Air Missile (MRAAM)". Denna robot är raketdriven, och data som beskriver den följer med verktyget. Erhållna värden på flygtid, motståndskoefficient samt hastighet och räckvidd visar på acceptabel överensstämmelse med de testdata som redovisas i studien.

Data beskrivande en annan robot, denna med ramjetmotor, "Advanced Strategic Air-Launched Missile (ASALM)", följer också med verktyget. Till sammans med den ovan beskrivna MRAAM representerar dessa bägge två olika typer vilka kan användas som utgångspunkt för modifieringar av en uppsättning viktiga parametrar.

Det aktuella prestandaverktyget har målsättningen att:

- Kunna variera för systemet relevanta parametrar.
- Kunna fänga effekterna av dessa variationer.
- Utnyttja effektiva och snabba metoder, så att resultat för en stor variation av parametrar snabbt kan erhållas.

Ett grundläggande förenkling är antagandet om konstant flygbana ("constant flight path angle"). Flygbanan är uppdelad i tre delar: "boost", "sustain" och "coast".

Verktyget består av flera olika moduler, varav de viktigaste är "Aerodynamics", "Propulsion" och "Trajectory", vilka behandlas i mer detalj nedan.

Robotarna som studeras kan utrustas med två motorer ("boost" och "sustain"). De motorer som finns modellerade i verktyget är:

- Fastbränsleraket, där bränsle, brännkammartryck, brinntid och expansionsförhållande kan varieras.
- Luftförbrukande. Turbofan, turbojet, ram och scram.

Vad gäller farkostens aerodynamiska egenskaper finns flera möjligheter till konfigurering, som tex: längd, diameter, antal vingar, sidoförhållande för vingarna, "taper ratio", area. Förenklade (och snabba) metoder används för att beräkna bland annat lyftkraft, motstånd och tryckcentrum som funktion av machtalet.

De viktigaste resultaten som genereras är räckvidd, maximal hastighet, och tid till målet.

Som ett led för att utvärdera verktyget kommer olika motorkoncept för två olika typer av taktiska missiler att jämföras.

Arbetet är pågående, så resultaten/erfarenheterna är preliminära. Trots den under året blygsamma insatsen görs bedömningen att verktyget har förutsättningen att vara ett viktigt hjälpmedel för att snabbt kunna bilda sig en uppfattning om olika robotsystem, samt hur dessa robotars egenskaper kan påverkas genom att ändra vissa parametrar. Genom att verktyget är så snabbt (på grund av de förenklade modeller som används) kan det till exempel användas för att optimera något godhetstal (tid till mål, svängradie, räckvidd, ...). Vidare är det enkelt att jämföra effekten av vilket bränsle som används (vilket kan väljas från en i programmet uppsättning fördefinierade bränslen), och det är också enkelt att jämföra effekten av att byta motortyp. Till exempel finns i verktyget två enkla modeller av scramjet-motorer, men i det begränsade arbete som genomförts under året har dessa modeller inte validerats mot mer detaljerade motormodeller.

Verktyget föreligger i form av ett Excel-dokument, och det utnyttjar amerikanska måttenheter. För att blir riktigt användbart behöver följande göras:

- Konvertera till strukturerat programmeringsspråk.
- Konvertera till SI-enheter.
- Studera i mer detalj den uppsättning förenklade uttryck som används vid uppskattningen av de prestandamått som levereras.
- Validera verktyget mot robotar där data och prestanda finns dokumenterat.

2 Aerodynamik

Parametrar av betydelse för att beräkna aerodynamiska data är: robotens längd och diameter, antalet vingar samt form och typ av stjärtfenor.

Motståndet beräknas genom att addera de individuella komponenterna: friktions- och vågmotstånd från kroppen, vingen och stjärtfenorna, samt basmotstånd från kroppen. I verkligheten förekommer interferenseffekter mellan de olika komponenterna, men dessa försummas i detta fall.

De metoder som används för att beräkna de olika motståndskomponenterna finns till viss del beskrivna i Fleemans bok, [1]. Andra referenser, vilka dock ej har hunnit studeras under arbetet med denna rapport, är [2, 3, 4, 5, 6].

Vad gäller normalkrafterna som verkar på vingar och stjärtfenor används "linear wing theory", "slender wing theory" samt "Newtonian impact theory". "Linear wing theory" och "slender wing theory" är båda förenklade modeller vilka leder till enkla uttryck för krafterna. Vilken specifik modell som används beror på machtalet, och i programmet sker det valet automatiskt. "Slender wing theory" används vid lägre machtal, och förutsätter att vingarna har ett lågt sidoförhållande, "Linear wing theory" används i stället vid högre machtal. Båda metoderna finns beskrivna i [7]. "Newtonian impact theory" finns beskrivet i [5], och är en metod för att uppskatta trycket på kroppen – och därmed kraften som verkar på farkosten (för härledningen av dessa uppskattningar används antagandet att machtalet är oändligt, samt att $\gamma \approx 1$). Även detta ger upphov till enkla uttryck, vilka lämpar sig väl för det aktuella verktyget, då det går snabbt att erhålla den efterfrågade kraften.

För kroppen används "slender body theory", [4], och "crossflow theory", [5] för att uppskatta normalkraften. Inte heller i detta fall har referenserna studerats, men de aktuella uppskattningarna har i flera fall visat god överensstämmelse med testdata, och även i detta fall är uttrycken ytterst enkla, och lämpar sig väl för att snabba uppskattningar.

Parametrar vilka används för att beskriva robotens form är:

- Längd.
- Form, kan vara elliptisk, och specificeras genom längden på ellipsens bägge axlar.
- Nosens längd, och hur skarp den är (det sista specificeras genom en "Bluntness factor", där 0 representerar helt spetsig, och 1 är hemisfärisk).

Data läses in i tabellen i figur 2.2.

För vingarna finns följande konfigureringsmöjligheter:

- Antalet vingar kan vara 0, 2 eller 4 (motsvarande $N \in (0, 1, 2)$, se figur 2.2).
- Vingarnas area.
- "Leading edge thickness angle".
- Hur tjock ("thickness") vingen är.
- Vingens sidoförhållande ("aspect ratio"), spännvidden i kvadrat dividerat med vingens area.
- Vingen/vingarnas placering på kroppen.
- "Taper ratio", vilket i verktyget definieras som förhållandet mellan kordlängden vid vingpetsen och vid roten av vingen.

Gränssnittets utseende rörande aerodynamiska indata visas i figur 2.2. I den figuren syns även hur antalet vingar kan varieras.

Missile Characteristics							
Description	Variable Name	Value	ROCKET	RAMJET	Units	Additional Information	
Launch Mach Number	M	0.8	0.8	0.8		DO NOT USE M=0.0	
Launch Altitude	h	40000	20000	40000	ft		
Missile Weight at Launch	W _{Launch}	2230	500	2230	lbm		
Weight of Cruise/Sustain Propellant	W _{Cruise}	800	48.2	476	lbm		
Weight of Boost Propellant	W _{Boost}	1000	84.8	449	lbm		
Weight of Booster Ejectables	W _{ejectables}	50	0	42.5	lbm		
Missile Center of Gravity	X _{CG}	82.5	76.2	82.5	inches	Zero defaults to length/2	
Flight termination Mach Number	M	1.5	1.5	1.5		DO NOT USE M=0.0	
Acceleration of Gravity	g	32.2	32.2	32.2	ft/sec ²		
Air Specific heat ratio	γ	1.40	1.4	1.4			
Air Density	ρ	5.87E-04			slugs/ft ³	Turn rate	
Speed of Sound	a	968.1			ft/sec	Time	
Air Temperature	T _{Ambient}	390			Rankine	Range	
Atmospheric Pressure	P _{Ambient}	2.73			psi	Obj Func:	
Air Density at Sea Level	ρ _{sea-level}	2.38E-03			slugs/ft ³		
Speed of Sound at Sea Level	a _{sea-level}	1.12E+03			ft/sec	Turn rate constraint	
						4000	

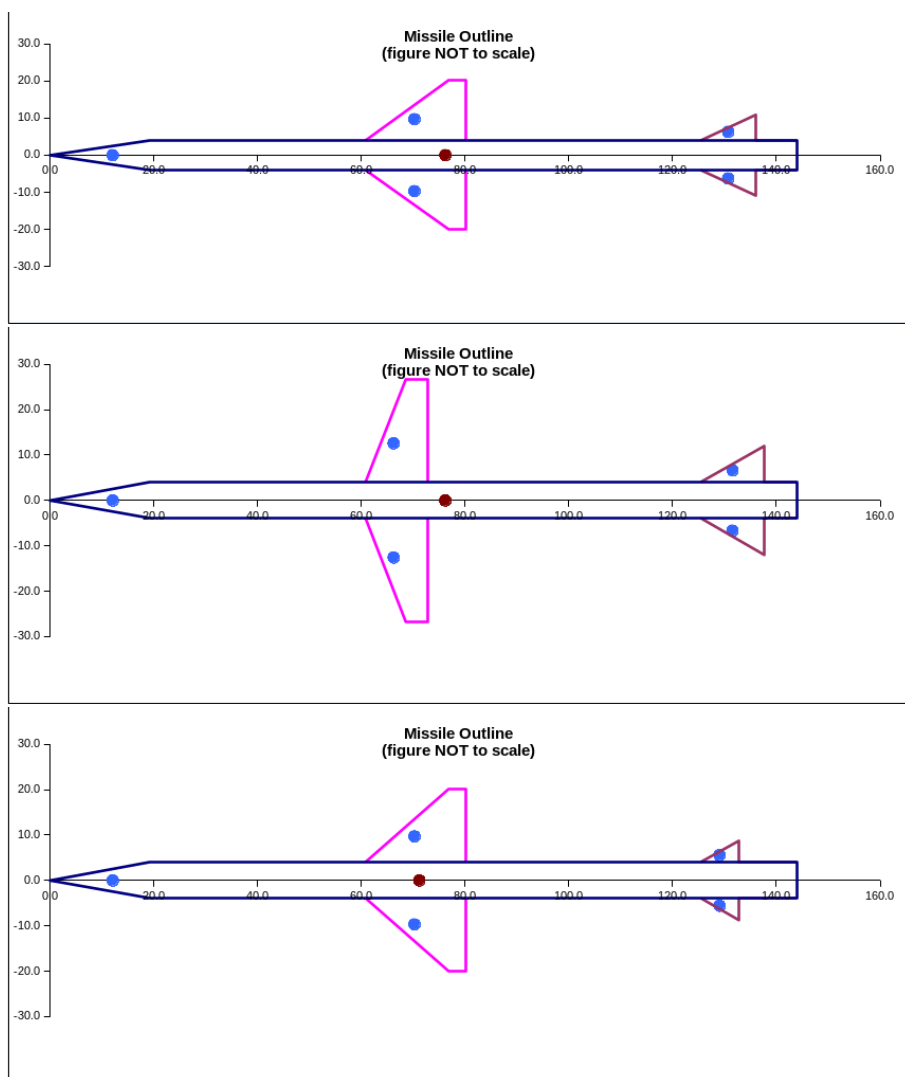
Figur 2.1 – Flygbana och massdata för roboten. Kolumnerna "ROCKET" och "RAMJET" innehåller data för de två robotsystemen ASALM respektive MRAAM vilka är inkluderade i paketet.

Aerodynamics			ROCKET		RAMJET		
Description	Variable Name	Value	Default Value	Units	Additional Information		
Missile Body Input							
Missile Length	I	171.00	143.90	inches			
Missile Body Major Diameter	2a	20.38	8.00	inches			
Missile Body Minor Diameter	2b	0.00	0.00	inches			
Nose Length	L _N	23.50	19.20	inches			Zero defaults to circular cross-section
Nose Bluntness (0 = sharp nose, 1 = hemispherical nose)	D _{Hemi}	5%	5%				
Missile Wing/Canard Input							
Number of wings (0,1,2)	N	0	2	integer			
Wing Area	S _W	0	367.2	inches ²			2 panels per wing
Wing LE Thickness Angle		0	10	deg			N=1 is a straight wing
Wing Airfoil Thickness to Cord, max	t/c,max	4.40%	4.40%	%			N=2 is a cruciform wing
Wing Incident Angle	Waoa	0.0	0.0	deg			
Wing Aspect Ratio	War	2.82	2.82				
Station of Wing leading edge	Wle	60.8	60.8	inches			
Wing taper ratio	Wtr	0.175	0.175				
Missile Tail Input							
Number of Tail Wings		2	2	integer			
Mach Number for Tail Sizing	Mtail	1.5	1.5				
AOA for Tail Sizing	Taoa	0.0	0	deg			
Tail Aspect Ratio	Tar	1.64	2.59				
Tail Taper Ratio	Ttr	0.7	0				
Station of Tail LE	Tle	150.33	125.4	inches			
Tail Thickness-to-Chord, max	t/c,max	4.0%	2.7%				
Tail LE Thickness Angle		9.1	6.2	deg			

Figur 2.2 – Geometrisk data för bestämning av aerodynamik.

Med ett undantag gäller samma inställningsmöjligheter för stjärtfenorna; i stället för att ange arean för dessa så anges anfallsvinkel och machtal där roboten är på gränsen till statiskt instabil ("zero static margin"). Exempel på olika vingformer som kan åstadkommas med de parametrar som står till buds visas i figur 2.3. Dessa bilder är en del av de resultat som skapas av programmet, där de blå punkterna visar tryckcentrum för vingarna och kroppen, och den bruna punkten illustrerar tyngdpunkten för roboten (och denna måste alltså anges). Den översta visar utseendet med de inställningar som representerar MRAAM-roboten. I mitten illustreras effekten av fördubblade värden på sidoförhållande, vilket gör vingarna slankare, och "taper ratio" vilket gör vingen mindre "deltaformad". Noterbart är att detta ökar lyftkraften för vingarna, och detta gör (något som också kan ses i figuren) att arean på stjärtfenorna blir större för att uppnå stabilitetskriterierna. I den nedersta bilden används igen originalinställningarna, men här har tyngdpunkten för roboten flyttats fram, och i detta fall gör de inbyggda stabilitetskraven att stjärtfenornas area minskar.

De förenklade metoderna används för att beräkna de aerodynamiska koefficienter som behövs, som till exempel C_{D_0} (motståndskoefficienten vid 0 anfallsvinkel) och C_N (normalkraftskoefficienten). Som jämförelse anges i [1] att jämfört med vindtunneldata för MRAAM-roboten som hänvisats till tidigare så ger TMD ett fel om 14% för C_{N_α} (derivatan av normalkraftskoefficienten).



Figur 2.3 – Exempel på variationer i vingarnas geometri. Överst: originalkonfigurationen för MRAAM. I mitten: fördubblade värden på både sidoförhållande och “taper ratio”. Nederst: originalgeometrin med framflyttad tyngdpunkt (mörkröd prick), vilket leder till mindre fenor. I indata måste det machtal vid vilket fenorna dimensioneras anges (i detta fall används $Ma=1.5$).

3 Framdrivning och räckvidd

Något som kan vara förvirrande till en början är att motorerna i “sustain-fasen” behandlas olika. För raketmotorer anges typ och mängd av bränsle, expansionsförhållande, brännkammарtryck och brinntid för att sedan använda raketekvationerna för att beräkna bland annat dragkraft och specifik impuls. Vidare beräknas aerodynamiska data enligt kapitel 2 ovan, och beroende på om dragkraften är större eller mindre än det uppskattade motståndet så accelererar eller retarderar roboten. Därefter används ekvationen nedan:

$$\Delta u = -I_{sp} \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right) \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) \quad (3.1)$$

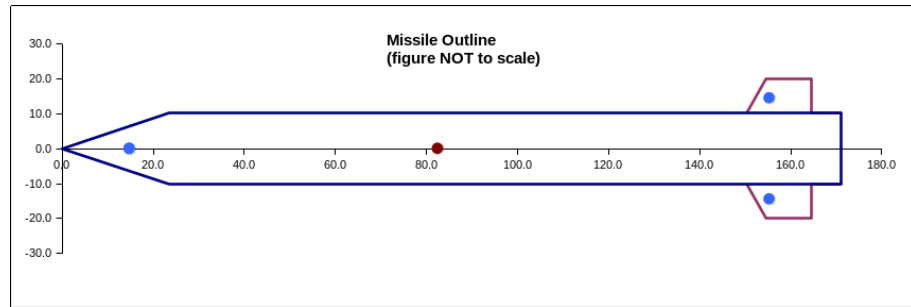
för att uppskatta räckvidden under raketdrift. I detta uttryck representerar Δu hastighetsökningen som tillförs farkosten under den tid raketten är tänd, I_{sp} är motorns specifika impuls, T är dragkraften, D_{avg} är ett medelvärde på motståndet, m_p är drivmedlets massa, och m_L är robotens startvikt (Launch). Denna ekvation kan enkelt härledas ur Newtons andra lag, se appendix A. I koden antages att roboten flyger på konstant höjd, samt att anfallsvinkeln kan approximeras med 0. Följande steg används för att erhålla uppskattningen av räckvidden (där aerodynamikmodulen bidrar med de aerodynamiska data som krävs):

1. Antag att roboten flyger utan motstånd, och använd ekvationen ovan (med $D_{avg} = 0$) för att beräkna det hastighetstillskottet motorns dragkraft ger upphov till.
2. Baserat på de tidigare framtagna aerodynamiska data beräknas motståndet vid dels hastigheten beräknad i punkten ovan (med $D_{avg} = 0$), och dels vid den hastighet som råder när farkosten släpps, och boost-motorn tänds. Ur dessa bägge framräknade motstånd beräknas ett medelvärde.
3. Med detta motståndsmedelvärde beräknas därefter det hastighetstillskott (igen ekvation 3.1), Δu , som används i de fortsatta beräkningarna.
4. Brinntiden är känd (eftersom den i detta fall är given i indata, annars kan den erhållas om specifik impuls, dragkraft, och mängd bränsle är kända).
5. Från hastighet och brinntid erhålles slutligen boost-fasens räckvidd.

Vad gäller “sustain-fasen”, används samma metod som ovan igen om raketmotor används. Detta innebär att om man vill använda en raketmotor i en “sustain-fas” där det antages att höjd och hastighet är konstanta behöver de parametrar som karakteriserar raketmotorn (expansionsförhållande, brännkammарtryck eller brinntid) anpassas så att dragkraften precis balanserar det från aerodynamikmodulen uppskattade motståndet.

I det fall något av de luftförbrukande alternativen används är beräkningsproceduren dock annorlunda. I det fallet används robotens tyngd, för att tillsammans med de tidigare beräknade aerodynamiska data – vid den hastighet boost-fasen bringat upp farkosten i – ta fram den anfallsvinkel som leder till att tyngden balanseras av robotens lyftkraft. Aerodynamiska data ger vidare farkostens glidtal, L/D , vid de aktuella värdena på anfallsvinkel och hastighet. Slutligen används detta i “Breguets räckviddsekvation”:

$$R = t_{final} u = \frac{(L/D) I_{sp} u}{g} \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) \quad (3.2)$$



Figur 3.1 – ASALM, “Advanced Strategic Air-Launched Missile”.

vilken på samma sätt som ekvation 3.1 är enkel att härleda, se appendix B. Till skillnad från raketer uppskattas för luftförbrukande motorer *endast* den specifika impulsen, dragkraften tas ej fram.

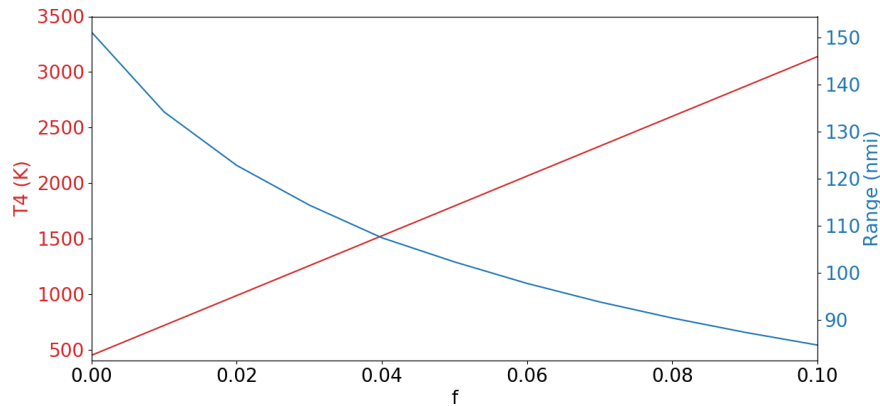
Det är viktigt att poängtera att härledningen av denna ekvation kräver att farkosten rör sig med konstant hastighet, och håller en konstant flyghöjd. Detta antagande innebär att metoden ställer två implicita krav:

- Motorn har kapacitet att generera en dragkraft vilken är större än eller lika med det uppskattade motståndet vid de aktuella tillstånden.
- Dragkraften kan reduceras till att balansera motståndet, samt att den uppskattade specifika impulsen vid denna reduktion bibehålls. Ett sätt att uppnå detta vore att tänka sig att motorns dimensioner minskas.

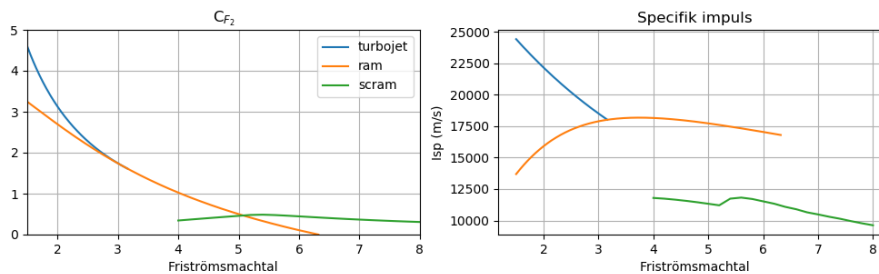
Till skillnad från vid hanteringen av raketmotorer (där alltså brinntiden måste ges), beräknas för luftförbrukande motorer den brinntid som den givna bränslemängden “räcker till” vid en dragkraft som precis balanserar motståndet.

Dock, i det fall det ej kan garanteras att motorns dragkraft kan balansera motståndet kommer metoden att generera orimliga resultat. Ett exempel på detta som har identifierats är då en ramjetmotor används vid sustain-fasen, och då bränsle/luft-förhållandet, f varieras (bränsle/luft-förhållandet är kvoten mellan massflödena av bränsle och luft). För att illustrera detta studeras den modell av den supersoniska, ramjetdrivna roboten som följer med paketet paketet; ASALM (“Advanced Strategic Air-Launched Missile”), se figur 3.1. I den medföljande modellen är $f = 0.06$. I figur 3.2 visas kurvor över räckvidden under “sustain-fasen” (som drivs av ramjetmotorn) och den framräknade brännkammartemperaturen som funktion av bränsle/luft-förhållandet. Såsom kan utläsas ur figuren ökar brännkammartemperaturen med bränsle/luft-förhållandet, vilket är rimligt. Något som däremot är uppenbart orimligt är att motorns räckvidd når sitt maximum när bränsle/luft-förhållandet är 0. Detta beteende är en följd av att dragkraften ej beräknas för luftförbrukande motorer, och då dragkraften minskar med minskande f är det uppenbart att antagandet om att dragkraften kan balansera motståndet vilket ligger bakom ekvation 3.2 ej kommer att vara uppfyllt för små värden på f .

Problematiken med metoden som är implementerad i koden, och som ovan illustreras av att maximala räckvidden uppnås då bränsle/luft-förhållandet f är noll, är en följd av att dragkraften är låg. Ett annat tillfälle där detta kan vara ett problem är för scramjetmotorer. Betrakta figur 3.3 där dragkraftskoefficienten, $C_{F_2} = \frac{T}{0.5\rho_0 v_0^2 A_I}$, och specifika impulsen illustrerade för generiska motorer av typen turbojet, ramjet och scramjet. I detta uttryck är v_0 friströmshastigheten, och A_I den effektiva inloppsarean. Dessa kurvor är



Figur 3.2 – Räckvidd och brännkammartemperatur (T_4) för ASALM.



Figur 3.3 – Dragkraftskoefficient och specifik impuls för generiska motorer.

erhållna med väldigt förenklade prestandamodeller, se [8], men de illustrerar att dragkraftskoefficienten för scramjet är tämligen låg, varför det speciellt för denna typ av motorer är tveksamt att använda en prestandamodell vilken inte tar hänsyn till dragkraften.

Den viktigaste faktorn som reducerar prestandan för en ramjet vid högre hastigheter är den ökande temperaturen i brännkammaren vilken är en konsekvens av den ökande flyghastigheten (och det är också detta som är den bakomliggande motivationen till scramjet-konceptet – genom att låta förbränningen äga rum i överljud reduceras temperaturen i brännkammaren). Ett sätt att öka en ramjetdriven farkosts räckvidd är att använda värmetåligare material i brännkammaren, något som studeras av Bauer m.fl. i [9]. I den studien undersöks effekterna av att använda kerammaterial (CMC, Ceramic Matrix Composites) i brännkammaren.

4 Prestandauppskattningar

För att illustrera hur programmet kan användas, samt för att ge exempel på de data som kan erhållas kommer tre olika konfigurationer att testas. Samtliga fall utgår från den supersoniska ASALM-roboten, där data för denna har modifieras så att boost-fasen tar upp farkosten till $Ma=6$; vid denna hastighet utvärderas nedan tre olika sustain-faser:

- Fastbränsleraket.
- Scramjet, lågprestanda.
- Scramjet, högprestanda.

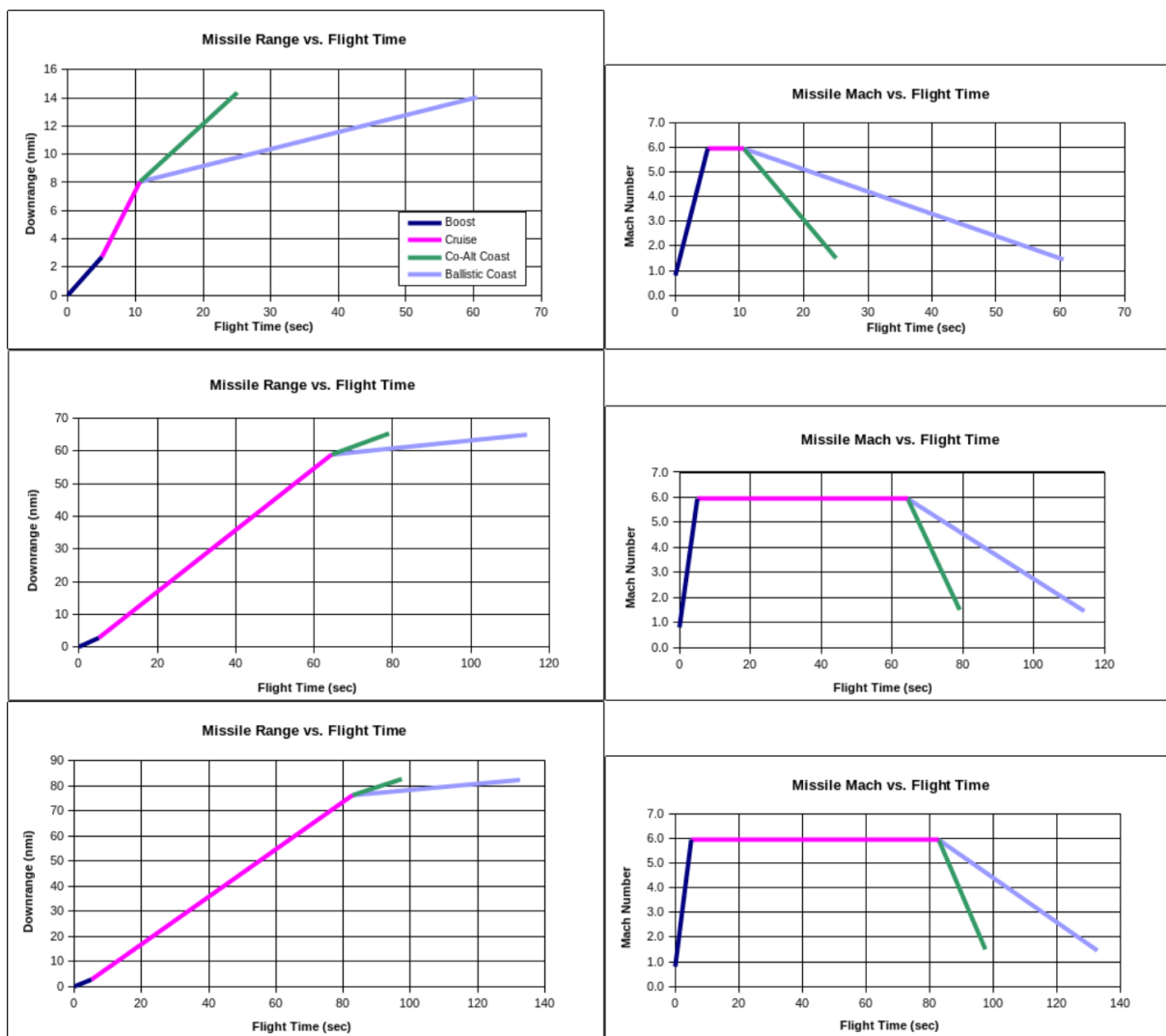
Scramjetdrift är modellerad med ett andragsuttryck i machtalet för den specifika impulsen, och uttrycket är olika beroende på om man väljer alternativen "high" eller "low performance", men ej beroende på vilket bränsle som valts. Som nämnts tidigare tas ingen hänsyn till dragkraften. För raketmotorn beräknas både dragkraft och specifik impuls baserat på de parameterintervall som gjorts (expansionsförhållande, brännkammtryck och brinntid).

För att få hastigheten till $Ma=6$ när sustain-fasen ska inledas har vikten för boost-bränslet ökat från 449 lbm (motsvarar 204 kg) i originaldata till 1000 lbm (454 kg). Förutom bränslevikten så har även expansionsförhållandet ökat från 6 till 15. Med dessa modifieringar genererar dragkrafts-modulen de data för boost-raketen som visas i tabell 4.1.

Vidare har mängden sustain-bränsle ökat från 476 lbm (216 kg) till 800 lbm (363 kg). Några av de resultat som erhålles för de olika motoralternativen visas i figur 4.1. I figuren visas kurvor av räckvidd och machtal som funktion av

Boost Interim Input Values				
Description	Variable	Value for calc	Default Value	Units
Alt @ launch	Alt_t	40000	20000	feet
Wt. booster propellant	W_prop_boost	1000	84.8	lbm
Reference Area	Sref_b	326.21	50.27	inches^2
Boost Interim Calculation Values				
Description	Variable	Value for calc	Default Value	Units
Specific Heat Ratio	γ_b	1.217	1.236	no units
Atmos. Prssure	Pa_b	2.73	6.75	psi
Thrust Coeff.	Cf_b	1.757	1.638	no units
Chara. Exit Velocity	c_star_b	5298	5258	ft/sec
mass flow	mdot_b	198.020	26	lbm/sec
Exit Pressure Ratio	Pe_Pc_b	0.006986923	0.024	no units
Exit Pressure	Pe_b	13.9738	45.79	psi
Booster Throat Area	A_throat_b	16.291	2.419	inches^2
Booster Exit Area	A_exit_b	244.36	14.52	inches^2
Boost Output Values				
Description	Variable	Value for calc	Default Value	Units
Booster thrust	Thrust_b	57308	7000	lbf
Booster Isp	Isp_b	289	268	sec

Tabell 4.1 – Data för boostraket med sluthastighet $Ma=6$.



Figur 4.1 – Räckvidd (range) och machtal för, uppifrån och ner, raket, scramjet-låg prestanda och scramjet-hög prestanda.

flygtiden, och dessa kurvor visas för: raket (högst upp i bilden), lågprestanda scramjet, och högprestanda scramjet.

Dessa kurvor illustrerar den uppenbara vinsten i räckvidd som uppnås genom att gå från raketdrift till att använda en luftförbrukande motor i sustain-fasen; raketmotorn måste medföra oxidationsmedlet där den luftförbrukande – i detta fall scramjet – använder syret i luften. På grund av detta blir den specifika impulsen högre för den luftförbrukande motorn, och därmed blir bränsleförbrukningen lägre och räckvidden längre. I detta fall uppnås nära nog en 10 gånger längre räckvidd när raketmotorn i sustain-fasen ersätts med en scramjet motor (high performance)! Dock, de kurvor som presenteras ovan måste betraktas med stor försiktighet av åtminstone följande skäl:

- Modellen som används utgår från de data som beskriver ASALM-roboten, och dessa data har naivt modifierats med enda syfte att få upp hastigheten på roboten för att kunna använda scramjet i sustain-fasen. Eventuella negativa konsekvenser av modifikationen har ej beaktats.

- Författaren har inte lyckats hitta några referenser till motormodellen för scramjet; den som används består av ett andragradsuttryck i machtalet för att beräkna den specifika impulsen, och uttrycken är olika beroende på om man använder "high performance scramjet" eller "low performance scramjet". Scramjet-motorns prestanda är beroende av utformningen av luftintagen, och de förluster som kan uppstå i samband med dessa. Det är osäkert om de uttryck som finns implementerade i programpaketet tar hänsyn till dessa.
- En viktigare invändning – av mer principiell karaktär – är att för luftförbrukande motorer undersöks inte om dragkraften överhuvudtaget är stor nog för att balansera motståndet vid den aktuella hastigheten (något som illustrerades tidigare, för ramjet-drift, där den största räckvidden uppnåddes då mängden bränsle närmade sig 0). Det finns anledning att vara extra försiktig i detta hänseende vad gäller scramjet-motorer, då dessa typiskt har låga värden på dragkraftskoefficienten, se figur 3.3.
- I den idealiserade studie som har gjorts har ej hänsyn tagits till hur volymen på farkosten påverkas av de olika ingående delsystemen. En luftförbrukande farkost blir i regel mer komplicerad, på grund av de tillkommande delsystem som krävs: bränsletank, luftintag, och eventuellt mer än en boost-motor. De är inte orimligt att anta att ett sådant system kräver större volym än vad som krävs av en raketdriven farkost. Den typ av modifieringar som krävs för att till fullo analysera detta är användarens ansvar, och kräver mer detaljerade modeller än vad som använts i denna, preliminära studie.

5 Slutsatser/fortsatt arbete

En utvärdering av ett prestandaverktyg för robotar har genomförts. Det aktuella verktyget använder approximativa, äldre metoder för att uppskatta de aerodynamiska koefficienterna. Verktöget innehåller också modeller för motorer av olika typer: fastbränsleraket, ramjet, scramjet, turbojet och turbofläkt. För raketmotorn anges expansionförhållande, brännkammарtryck och brinntid, varefter raketekvationerna beräknar dragkraft och specifik impuls (bland annat). För ramjet-motorn används "cykel-analys" för att beräkna specifik impuls. För bägge dessa motortyper kan olika bränslen väljas och data för en uppsättning olika bränslen finns inlagda i verktyget. För scramjet, turbojet och turbofan används i stället polynom i machtalet för att beräkna den specifika impulsen, dvs. för dessa spelar val av bränsle ingen roll, och författaren har inte lyckats utröna vilket bränsle som använts för att ta fram de ovan nämnda modellerna.

Noterbart är att det endast är för raketmotorn som dragkraften beräknas; för de luftförbrukande alternativen beräknas *endast* den specifika impulsen, varefter Breguets ekvation för beräkning av räckvidden används. Den metoden (Breguet) *förutsätter* att dragkraften kan balansera motståndet vid den aktuella hastigheten, om detta inte kan uppfyllas så ger – såsom visats ovan, när bränsle/luft-förhållandet varierats – metoden orimliga resultat.

Detta är speciellt viktigt att förhålla sig till för motorer där dragkraftskoefficienten är åt det lägre hållet, eftersom detta innebär en risk att dragkraften inte kan balansera motståndet då. Detta gäller till exempel scramjetmotorer, såsom illustrerats ovan, se figur 3.3, där enkla modeller använts för att uppskatta både dragkraftskoefficient och specifik impuls för tre olika motortyper. Modellerna som använts i studien som ligger bakom dessa uppskattningar är väldigt förenklade, och speciellt i fallet med scramjet är osäkerheten stor. Detta gäller saker som osäkerhet i hur luftintag ska utformas, men en än större osäkerhet är förknippad med själva förbränningen i motorn. Överljudsförbränning (vilket är själva poängen med scramjet-motorn) är en oerhört komplex process, vilken är ytterst komplicerad att studera experimentellt, det krävs speciella vindtunnlar för detta, där den höga hastigheten gör att luften måste hettas upp till höga temperaturer. Numeriska metoder är en annan angreppspunkt varmed dessa problem kan studeras, även detta är ett komplicerat område; förloppen är snabba, ofta instabila, och kräver komplexa modeller och massiva beräkningsresurser för att modellera förbränningen. FOI har erfarenhet av detta, och har i olika projekt utfört simuleringar där resultat från ett antal olika konfigurationer validerats mot experimentella data.

Förhoppningen bakom denna studie var att det aktuella prestandaverktyget skulle möjliggöra en snabb evaluering av hur en robotens prestanda påverkas av variationen av en mängd olika variabler. Som nämnts ovan tar programmet ej hänsyn till dragkraften för luftförbrukande motorer, och då detta under vissa förutsättningar kan leda till orimliga resultat, begränsar detta tillämpbarheten hos verktyget. Verktöget använder amerikanska enheter, något som försvårar användandet, och vidare är all programmering gjord i Excel, vilket innebär att det är svårt att genomskåda och utvidga verktyget.

Grundtanken är lovande, speciellt gör de förenklade och snabba metoderna för att ta fram aerodynamiska data att verktyget har stor potential för att utvärdera effekten av en mängd olika variabler. Dock, för att bli riktigt användbart görs bedömningen att följande åtgärder bör övervägas:

- Gör om koden till att använda SI-enheter.

- Skriv om koden i ett mer modernt, och översådligt programmeringsspråk, som till exempel Python.
- Lägg in dragkraftsuppskattningar även för de luftförbrukande motorerna.
- Tag hänsyn till dragkraften vid framtagandet av räckvidden även för de luftanande motorerna.

Appendix

A Räckvidd för boostfasen

Newtons andra lag, plus diverse antaganden:

$$m \frac{du}{dt} = T - D_{avg} = T \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right) \quad (5.1)$$

använd definitionen av I_{sp} :

$$m \frac{du}{dt} = -I_{sp} \frac{dm}{dt} \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right) \quad (5.2)$$

eller:

$$\frac{d}{dt} \ln(m) = - \frac{1}{I_{sp} \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right)} \frac{du}{dt} \quad (5.3)$$

eller:

$$\ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) = - \frac{1}{I_{sp} \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right)} \Delta u \quad (5.4)$$

Slutligen:

$$\Delta u = -I_{sp} \left(1 - \frac{D_{avg}}{T} \right) \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) \quad (5.5)$$

I koden används ekvation 5.5 för att ta fram en hastighet baserat på att motståndet (D_{avg}) i denna ekvation är 0. Sedan beräknas motståndet (från aerodynamikmodulen) vid denna hastighet samt vid den hastighet som råder när raketen tänds. Därefter tas ett medelvärde på dessa bägge motstånd, och detta används slutligen i ekvation 5.5 för att erhålla en uppskattning på "hastighetstillskottet" för roboten under boost-fasen.

Brinntiden för boost-fasen erhålles från ekvation 5.6 och med hjälp av denna och robotens medelhastighet som erhålles från ekvation 5.5 kan sedan räckvidden enkelt beräknas.

B Breguet Range Equation

$$-\frac{dm}{dt} = \dot{m}_f = \frac{T}{I_{sp}} \quad (5.6)$$

ANTAG flygning vid konstant hastighet och på samma höjd:

$$gm = L = D \frac{L}{D} = T \frac{L}{D} \quad (5.7)$$

Stoppa in i uttrycket ovan:

$$\frac{dm}{dt} = - \frac{T}{I_{sp}} = - \frac{gm}{(L/D)I_{sp}} \quad (5.8)$$

eller:

$$\frac{1}{m} \frac{dm}{dt} = - \frac{g}{(L/D)I_{sp}} \quad (5.9)$$

eller:

$$\frac{d}{dt} \ln m = - \frac{g}{(L/D)I_{sp}} \quad (5.10)$$

Integrera:

$$\ln \left(\frac{m_1}{m_0} \right) = \frac{gt_{final}}{(L/D)I_{sp}} \quad (5.11)$$

sålunda:

$$t_{final} = \frac{(L/D)I_{sp}}{g} \ln \frac{m_L - m_p}{m_L} \quad (5.12)$$

eller

$$t_{final} = \frac{(L/D)I_{sp}}{g} \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) \quad (5.13)$$

Sålunda blir räckvidden:

$$R = t_{final}u = \frac{(L/D)I_{sp}u}{g} \ln \left(1 - \frac{m_p}{m_L} \right) \quad (5.14)$$

Litteraturförteckning

- [1] E. L. Fleeman, *Missile Design and System Engineering*. Education Series, AIAA, 2012. ISBN 978-1-60086-908-2.
- [2] E. L. Fleeman, "Professional Development Short Course on Tactical Missile Design," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, October 2002.
- [3] E. L. Fleeman, "Tactical Missile Design," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series*, Reston, VA, 2001.
- [4] W. C. Pitts, J. N. Nielsen, and G. E. Kaattari, "Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds," *NACA Report 1307*, 1957.
- [5] L. H. Jorgensen, "Prediction of Static Aerodynamic Characteristic for Space-Shuttle-Like, and Other Bodies at Angles of Attack From 0 to 180," *NASA TND 6996*, January 1973.
- [6] J. J. Jerger, *Systems Preliminary Design Principles of Guided Missile Design*. D. Van Nostrand Company, Inc, Princeton, New Jersey, 1960.
- [7] D. E. Hoak, "USAF Stability and Control DATCOM," *AFWAL TR-83-3048, Global Engineering*, 1978.
- [8] C. Fureby and J. K. Tegnér, "Översiktlig studie av rotationsdetonationsmotorer samt prestandamodeller," *Base data report*, vol. FOA-R-4702-SE, 2019.
- [9] C. Bauer, T. Mayer, J. Ramsel, A. Thumann, and G. Kurt, "Development and Testing of a C/SiC Combustion Chamber for High Speed Throttleable Ducted Rocket Applications," *AIAA 2015-4232*, 2015.

FOI, Swedish Defence Research Agency, is a mainly assignment-funded agency under the Ministry of Defence. The core activities are research, method and technology development, as well as studies conducted in the interests of Swedish defence and the safety and security of society. The organisation employs approximately 1000 personnel of whom about 800 are scientists. This makes FOI Sweden's largest research institute. FOI gives its customers access to leading-edge expertise in a large number of fields such as security policy studies, defence and security related analyses, the assessment of various types of threat, systems for control and management of crises, protection against and management of hazardous substances, IT security and the potential offered by new sensors.



FOI
Defence Research Agency
SE-164 90 Stockholm

Phone: +46 8 555 030 00
Fax: +46 8 555 031 00

www.foi.se