

Utvärdering av en Active Debris Removal-metod

Grupp 2

Alexander Gutell (agutell@kth.se), Johannes Pape (jpape@kth.se),

Ludvig Skare (lskare@kth.se), Erik Åkerberg (eakerb@kth.se)

Handledare: Christer Fuglesang

December 2022

Abstract

As near Earth space continues to be filled with man-made satellites, rocket boosters, and other space objects and debris, the probability of a runaway collision spree, known as the Kessler syndrome, consistently increases. Thus the need to actively remove space debris is a modern problem of great significance. This article discusses the feasibility of one suggested Active Debris Removal (ADR) method where space debris is de-orbited with the help of a mechanically generated impulse delivered by a clean-up satellite. The clean-up satellite interacts with a desired space debris object where a generated mechanical impulse transfers the space debris into a lower orbit where it eventually falls into Earth's atmosphere due to the low atmospheric drag found in Low Earth Orbits. At the same time, the clean-up satellite will be moved to a higher orbit by the impulse. The feasibility of this method is analysed by using orbital and structural mechanics to determine if a mechanical impulse can transfer debris to a lower orbit without the risk of instead resulting in more uncontrolled debris. During the study it was found that for a space debris object with a mass of 1000kg orbiting at an altitude of 800km, a Δv velocity change of 121m/s had to be applied in order to obtain an elliptical orbit with a perigee of 351km from the Earth's surface. This resulted in a new lifetime expectancy for the space debris of roughly 1 year. The applied impulse consisted of a force of 12.1kN applied over a time period of 10 seconds.

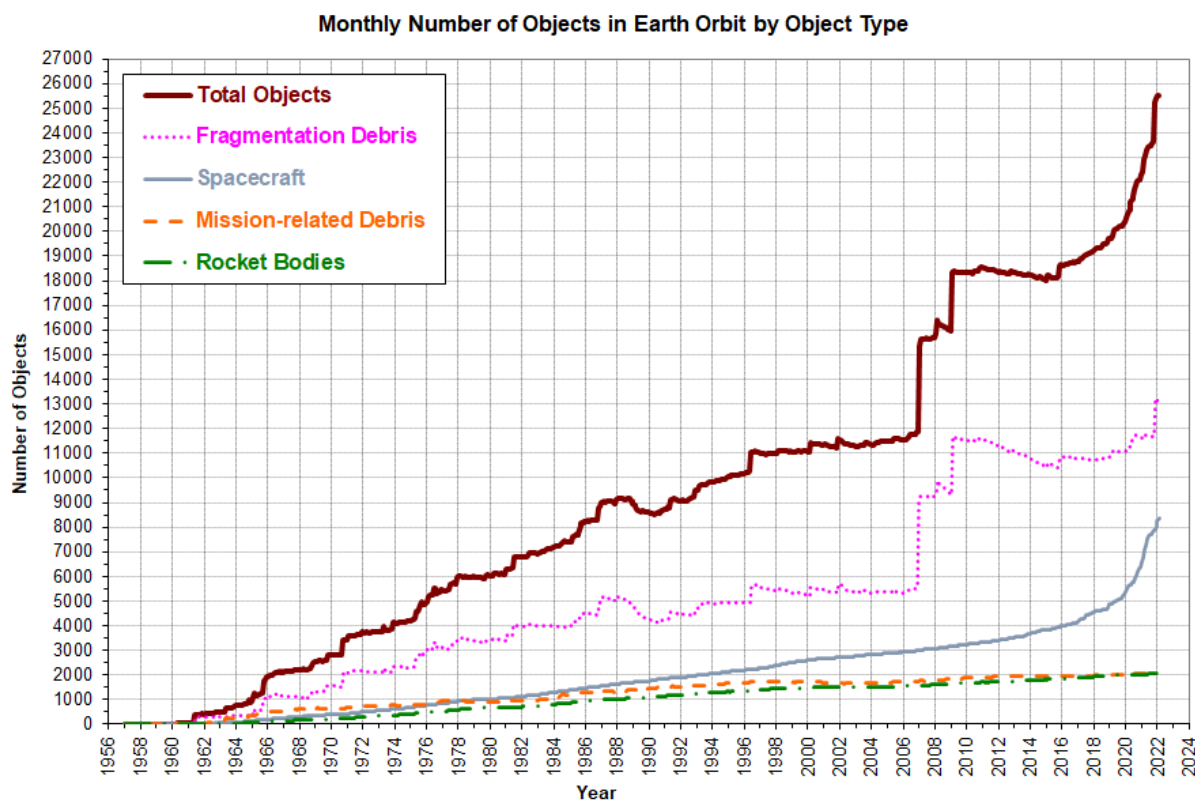
1 Inledning

Syftet med denna rapport var att undersöka en möjlig metod för att avlägsna rymdskrot från jordens omloppsbana. Metoden går ut på att skicka upp en farkost med en frånskjutningsanordning som kan ge rymdskrotet en impuls. På grund av rörelsemängdens konservering kan därmed radien på skrotets omloppsbana minskas samtidigt som farkostens ökas. Därigenom kan skrotets livstid i omloppsbana kring jorden minskas. Farkosten kan därefter besöka ett nytt rymdskrot.

Fördelen med denna metod är att farkosten kan stanna i omloppsbana medan den städar bort rymdskrot, till skillnad från övriga metoder där farkosten samt skrotet faller ned i atmosfären. Därmed kan den postulerade metoden potentiellt vara fördelaktig ur en kostnadssynpunkt. Målet med projektet var således att undersöka metoden fysikaliskt och utvärdera om den är praktiskt genomförbar.

2 Bakgrund

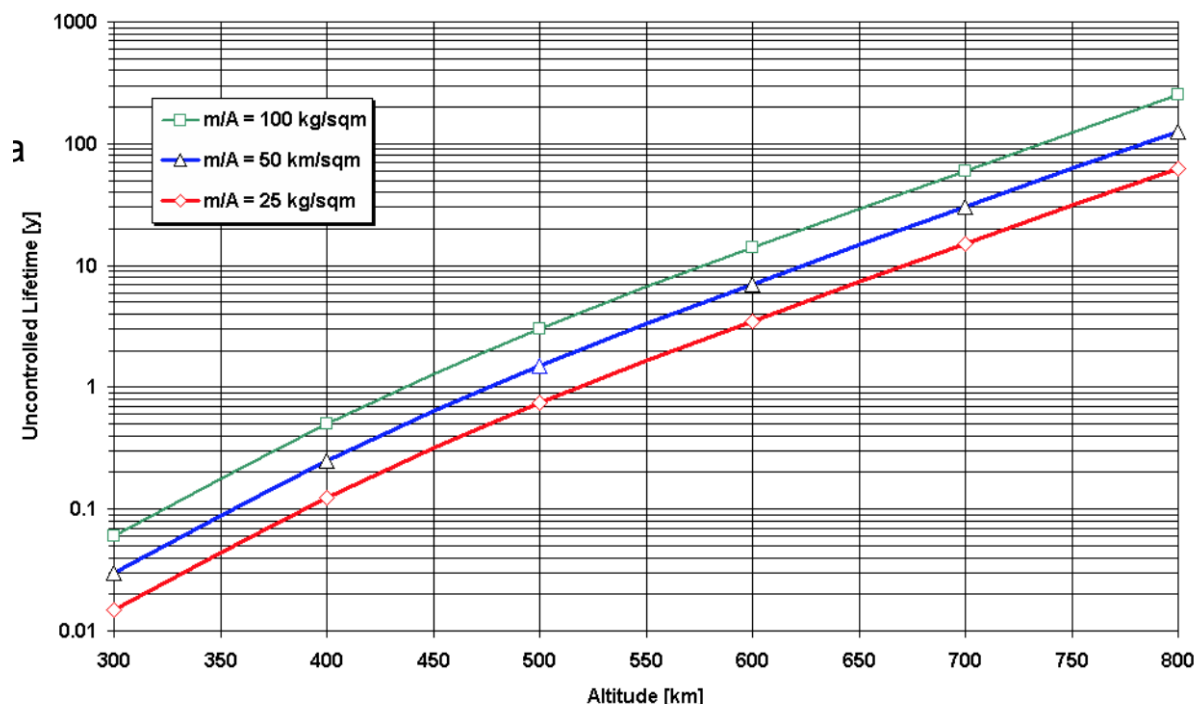
Med ökad rymdaktivitet de senaste årtionden har mängden skrot i omloppsbana kring jorden även ökat. Figur 1 visar hur mängden rymdskrot har ökat i omloppsbana över tid. Idag bevakas drygt 30 000 objekt i varierande storlekar (mellan 5 cm och 1 m beroende på omloppsradie). Risken för kollision är idag relativt låg, men om utvecklingen försätter i samma takt kan problemet komma att växa. Det är därmed ett gemensamt globalt intresse att hålla mängden skrot i omloppsbana låg. Således behövs metoder för att avlägsna skrot från omloppsbana kring jorden, s.k. Active Debris Removal (ADR).



Figur 1: Mängd rymdskrot i omloppsbana över tid [1]

2.1 Kessler-syndromet

Ett av de största problemen relaterade till rymdskrot idag är det s.k. Kessler-syndromet. Detta är ett teoretiskt scenario där kretsande objekt i rymden kolliderar med och slår sönder varandra vilket resulterar i bildandet av ett moln av mindre partiklar med nya omloppsbanor. Dessa finare kollisionspartiklar fortsätter sedan på sina nya omloppsbanor och ökar därmed sannolikheten för nya kollisioner. Bidragande faktorer till den högre kollisionsrisken är just den ökade mängden partiklar samt att dessa mindre partiklar är svårare att spåra. Kollisioner har tidigare hänt [2] utan större märkbara effekter men det Kessler-syndromet innebär är en fjärilseffekt där en kollision leder till ett exponentiellt ökande antal kollisioner som i slutändan resulterar i att den närliggande rymden utanför jordens atmosfär blir obrukbar från ett mänskligt perspektiv.



Figur 2: Livslängden för en satellit i cirkulär omloppsbana för olika höjder [3]

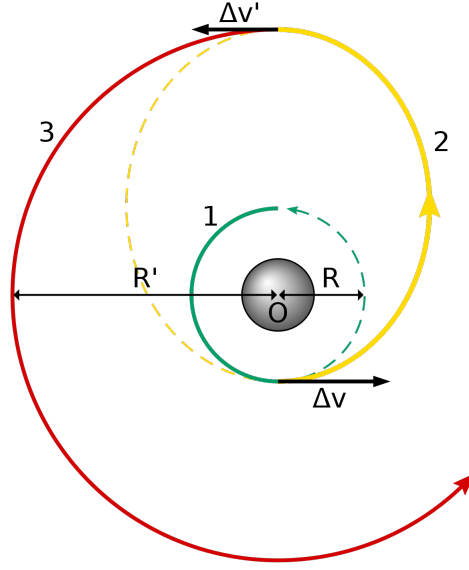
2.2 Rymskrots livslängd

Majoriteten av allt rymdskrot kommer komma ned till slut, men i många fall är tiden det tar för lång för att låta det ske självant. Densiteten av jordens atmosfär avtar exponentiellt med höjden över ytan [4] och detta medför att den närliggande rymden utanför jordens atmosfär fortfarande har luftmotstånd som över längre tider kan ackumulera till märkbara förändringar av satelliters omloppsbana. Detta medför att efter längre tider kommer satelliter att naturligt falla in mot jorden, men tiden det tar varierar kraftigt med höjden för omloppsbanan.

I figur 2 kan det avläsas att satelliter med en altitud på 500km över havet har en livslängd på cirka 1 år vid avsaknad av eventuella styrregleringssystem. För satelliter på 800 km altitud är den förväntade livstiden å andra sidan cirka 100 år. Om omloppsbanan på en satellit således kan minskas till en höjd på 500 km - 600 km kommer de utan mer mänsklig påverkan falla in mot jorden efter 1 till 10 år.

2.3 Hohmann-övergång

En Hohmann-övergång är en metod för att ändra omloppsbana hos ett rymdobjekt. Metoden innefattar en övergång från en cirkulär bana med en viss radie till en med större eller mindre radie. Hohmann-övergången är den vanligaste metoden som används då den är en bra avvägning mellan färdsträcka (tid) och bränsleförbrukning.



Figur 3: Hohmann-övergången [5]

Vi ser i figur 3 att Hohmann-övergången påbörjas från nedersta punkten av den gröna cirkulära banan med en hastighetsförändring Δv för att hamna på den gula elliptiska banan. Om inget mer görs kommer objektet att fortsätta på denna bana. Det enklaste och effektivaste sättet att övergå till den röda cirkulära omloppsbanan är att genomföra en till hastighetsförändring $\Delta v'$ vid korspunkten mellan de gula och röda omloppsbanorna. Om den första hastighetsförändringen kallas Δv_{start} och den andra kallas Δv_{slut} gäller följande formler för Hohmann-övergången [5]:

$$\Delta v_{start}(r_a, r_b) = v_{tx,start}(r_a, r_b) - v(r_a) \quad (1)$$

$$\Delta v_{slut}(r_a, r_b) = v_{tx,slut}(r_a, r_b) - v(r_b) \quad (2)$$

$$v_{tx,start}(r_a, r_b) = \sqrt{\frac{GM}{r_a}} \left(\sqrt{\frac{2r_b}{r_a + r_b}} - 1 \right) \quad (3)$$

$$v_{tx,slut}(r_a, r_b) = \sqrt{\frac{GM}{r_b}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_a}{r_a + r_b}} \right) \quad (4)$$

$$v(r) = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (5)$$

där G är den allmänna gravitationskonstanten ($6.6743 \cdot 10^{-11} \text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$) och M jordens massa ($5.972 \cdot 10^{24} \text{kg}$).

3 Metod

3.1 Förenklingar och begränsningar av problemet

Kinematiken undersöktes ur ett makroskopiskt perspektiv, d.v.s enbart banmekaniskt utan hänsyn till mindre rörelsejusteringar som till exempel behövs för att koppla ihop städpatrullen med rymdskrotet. Den gjorda uppskattningen av rymdskrotets livslängd som en funktion av altitud beskrevs i avsnitt 2.2. Detta är som angivet för cirkulära banor. Eftersom rymdskrotet sätts i elliptisk bana gäller inte detta mer än som en approximation. För elliptiska banor kan förhållandena för s.k. orbital decay se väldigt olika ut beroende på eccentriciteten. För elliptiska banor med $0.1 \geq e \geq 0$ och en periapsis h så kan dess livslängd approximeras till att vara lika med livslängden för ett rymdskrot i cirkulär bana på en höjd $h + 900 \cdot e^{0.6}$ [6].

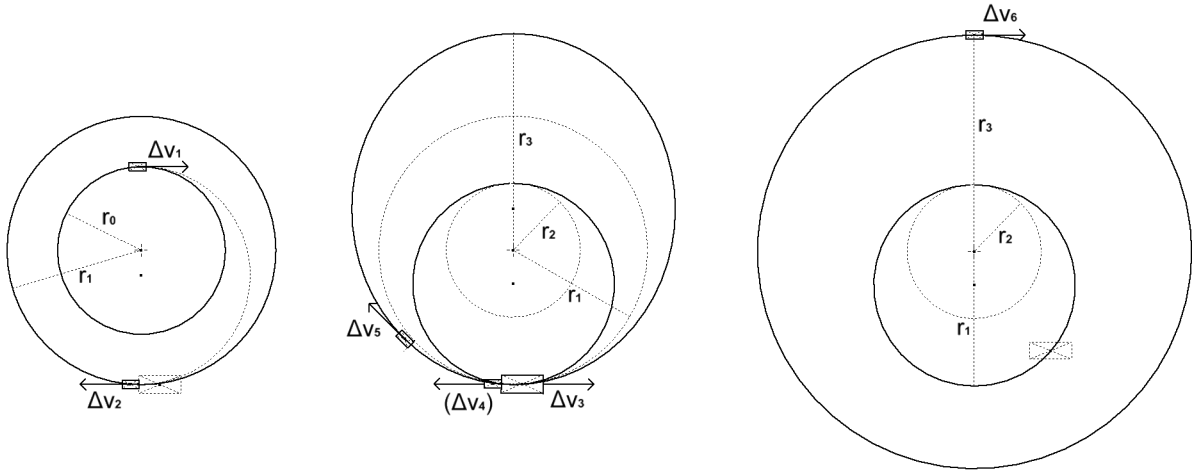
Eftersom fullständig konstruktion av städpatrullen inte rymdes inom omfattningen av denna rapport kunde massan inte undersökas utförligt. Det har därmed antagits en specifik massa för städpatrullen som är rimlig för en satellit av denna typ. För rymdskrotet antogs det att massan begränsas av städpatrullens teoretiska förmåga att ge tillräcklig stor impuls för att justera sin omloppsbana märkvärt. Dessa två massor benämns $m_{patrull}$ och m_{skrot} .

De parametrar relaterade till motorn som användes för manövrering av städpatrullen togs direkt från de för NEXT Ion Thruster som användes i DART-uppdraget. De parametrar som användes är bränsleförbrukning β , kraften vid denna bränsleförbrukning F_{motor} och effekt P . En förenkling som gjordes är även att patrullens massa förblir konstant hela tiden, d.v.s att bränsleförbränning inte resulterar i massminskning. Detta bygger på att bränsleåtgången är tillräckligt låg [7].

Den producerade effekten av en solcell approximerades till 272 W/m^2 . Detta baserades på att det årliga genomsnittet av solens intensitet vid atmosfärens slut är 1361 W/m^2 [8]. En solpanel på 1 m^2 med 20% effektivitet genererar således 272 W .

3.2 Härledning av Δv för manövrering

Först bestäms den totala Δv som behövs för att rymdpatrullen ska kunna manövrera till och från rymdskrotet. Nedan syns en figur som i tre steg beskriver den nedtagningscykel som denna metod bygger på.



Figur 4: Nedtagningscykeln i tre steg. Lilla rektangeln är städpatrullen och stora rektangeln är skrotet.

Städpatrullen börjar i någon bana r_0 och behöver först ta sig till samma omloppsbana som rymdskrotet r_1 . Formlerna i 4.2 för Hohmann-övergång ger:

$$\Delta v_1 = \Delta v_{start}(r_0, r_1)$$

$$\Delta v_2 = \Delta v_{slut}(r_0, r_1)$$

Δv_3 är den Δv som frångjutningen ger skrotet och beräknas i 4.4. Efter denna kommer skrotet att hamna på en elliptisk bana med periapsis r_2 och apoapsis r_1 . Med denna beräkning fås sedan att:

$$\Delta v_4 = \frac{m_{skrot}}{m_{patrull}} \Delta v_3$$

Δv_4 är den motsvarande Δv som patrullen får genom att ge skrotet Δv_3 . Denna kommer försätta patrullen på en elliptisk bana med periapsis r_1 . För att patrullen ska kunna ta sig till en ny omloppsbana r_3 där nästa skrot befinner sig så görs en till justering Δv_5 kort inpå frånskjutningen, vilket avgör den elliptisk banans apoapsis r_3 . r_3 är känd, och Δv_5 blir:

$$\Delta v_5 = v_{tx,start}(r_1, r_3) - v(r_1) - \Delta v_4$$

Slutligen görs en justering Δv_6 så att den nya cirkulära banan r_3 fås. Denna justering är sista steget i en Hohmann-övergång och blir:

$$\Delta v_6 = \Delta v_{slut}(r_1, r_3)$$

Den totala Δv som behövs för manövreringen av städpatrullen blir:

$$\begin{aligned} \Delta v_{tot} &= \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_5 + \Delta v_6 = \\ &= \Delta v_{start}(r_0, r_1) + \Delta v_{slut}(r_0, r_1) + v_{tx,start}(r_1, r_3) - v(r_1) - \frac{m_{skrot}}{m_{patrull}} \Delta v_3 + \Delta v_{slut}(r_1, r_3) \end{aligned}$$

Här är alltså Δv_3 det Δv som skrotet får från frånskjutningens impuls.

3.3 Härledning av Δv för frånskjutning

För att bestämma det Δv som skrotet får av frånskjutningen, Δv_3 , måste det först bestämmas vilken bana som är önskvärd för skrotet. Det kommer hamna på en elliptisk bana med apoapsis r_1 och målet är att avgöra vilken periapsis r_2 som banan bör ha. Detta innebär en avvägning mellan att lägga skrotet tillräckligt långt in i atmosfären så att det inom rimlig tid faller ned ur omloppsbana, och samtidigt så långt ut så möjligt för att minimera resursåtgång.

Utifrån det som beskrivits i 3.1 kan r_2 bestämmas från:

$$r_2 + 900e^{0.6} = r' \Rightarrow r_2 = r' - 900e^{0.6}$$

Här är r' den höjd som för en cirkulär omloppsbana motsvarar en viss livstid τ , och kan avläsas ur figur 1 för önskad livstid. e är elliptiska banans eccentricitet och beräknas som:

$$e = \frac{r_1 - r_2}{r_1 + r_2}$$

Eftersom Δv_3 är början på en Hohmann-övergång från r_1 till r_2 ges då Δv_3 av:

$$\Delta v_3 = \Delta v_{start}(r_1, r_2)$$

Här blir Δv_3 negativ eftersom skrotet övergår från en högre till en lägre bana.

3.4 Beräkning av impuls, kraft och energi för frånskjutning

Impulsen I som frånskjutningen behöver ge bestäms direkt från:

$$I = m_{skrot} \Delta v_3$$

För att åstadkomma en sådan impuls över en tid t_I så behövs kraften F där:

$$F = \frac{I}{t} = \frac{m_{skrot} \Delta v_3}{t_I}$$

Newtons andra lag ger då accelerationen a enligt:

$$a = \frac{F}{m_{skrot}} = \frac{\Delta v_3}{t_I}$$

Det relativa avståndet d mellan skrotet och patrullen som kommer bildas under impulsen blir då:

$$d = \frac{at_I^2}{2} = \frac{\Delta v_3 t_I}{2}$$

Frånskjutningen behöver alltså vara utformad på så sätt att den kan under en viss tid t_I över en viss sträcka d verka med kraften F . Energin E för en sådan frånskjutning blir:

$$E = Fd = \frac{m_{skrot} \Delta v_3^2}{2}$$

3.5 Beräkning av krävd bränslemängd för manövrering

Det totala Δv_{tot} som beräknades i 3.2 för att manövrera farkosten kommer motsvara en viss mängd energi i form av bränsle. Eftersom patrullens massa approximeras som konstant, som diskuterats i 3.1, blir den totala motsvarande impulsen:

$$I_{tot} = m_{patrull} \Delta v_{tot}$$

Motorn verkar med kraften F_{motor} och har då bränsleförbrukningen β [kg/s]. Detta ger att för en given tid t som motorn är igång så förbrukas βt mängd bränsle. Om den totala impulsen som ska kunna ges är I_{tot} , bör alltså bränslemängden m_b vara:

$$m_b = \beta t = \beta \frac{I_{tot}}{F_{motor}} = \beta \frac{m_{patrull} \Delta v_{tot}}{F_{motor}}$$

4 Resultat

Följande resultat byggde på de parametervärderna angivna i nedanstående tabeller. R är jordradien (6371 km).

Tabell 1: Parametervärde för banor

$m_{patrull}$ [kg]	m_{skrot} [kg]	r_0 [km]	r_1 [km]	r_3 [km]	τ [år]	r' [km]
1000	1000	R+500	R+800	R+1000	1	R+500

Tabell 2: Parametervärde för impuls och motor [7]

t_I [s]	F_{motor} [N]	β [kg/s]	P [W]
10	0.2	0.005	6900

Tabell 3: Resultat av beräkningar för manövrering

e	r_2 [km]	Δv_3 [m/s]	Δv_{tot} [m/s]	m_b [kg]
0.05	R+351	121	7390	185

Tabell 4: Resultat av beräkningar för impuls

F [kN]	d [m]	E [MJ]
12.1	610	7.38

5 Analys

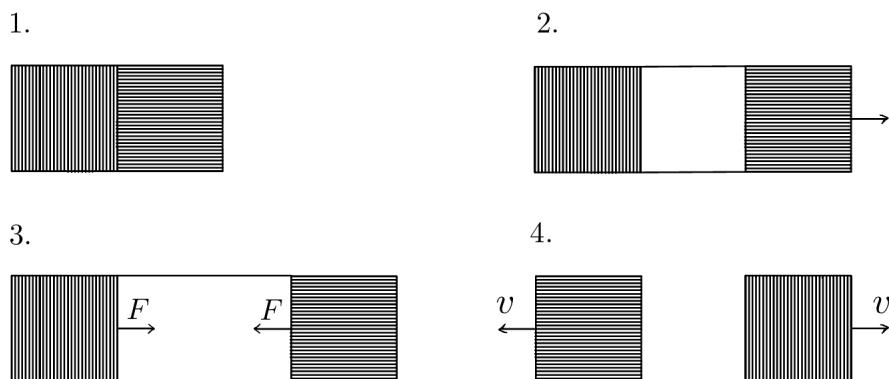
Utifrån resultaten kunde ett flertal frågor kring konstruktionen analyseras. Resultaten som erhöles verkade inte helt orimliga konstruktionsmässigt, om än med vissa utmaningar.

5.1 Uppladdning av frånskjutningsmekanism

För att kunna skapa impulsen flera gånger, behövs en frånskjutningsmekanism utrustad med en uppladdningsbar energikälla. Om det antas att en solcellspanel på 1 m^2 producerar 272 W som diskuterats i 3.1, så ger detta en uppladdningstid på ca åtta timmar. Detta är rimligt konstruktionsmässigt, då patrullen troligtvis också kan konstrueras med mer än 1 m^2 solceller.

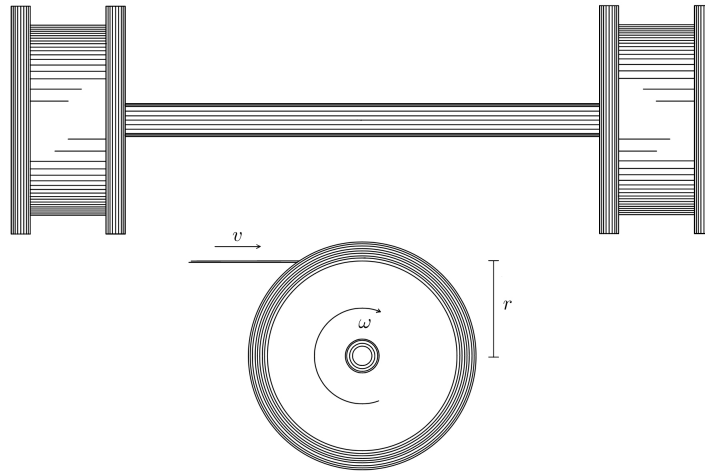
5.2 Utformning av frånskjutningsanordning

För att överkomma det relativt stora accelerationsavståndet d (se tabell 4) föreslås en lösning med linor som kan ge skrotet dess impuls. Rymdskrotet kapslas först in i ett hölje, med vilket två linor kopplas samman till städpatrullen (steg 1, figur 5). Linorna löper sedan ut mellan städpatrullen och rymdskrotet under tiden deras inbördes avstånd ökas till önskad accelerationssträcka d för impulsen (steg 2, figur 5). Linorna viras sedan in med en spolanordning och rymdskrotet accelereras till givet Δv (steg 3 och 4, figur 5).



Figur 5: Frånskjutningsförlopp

Vinkelhastigheten ω för en spolanordning som virar in linorna snabbt är intressant ur ett konstruktionsmässigt perspektiv. Om exempelvis en radie på 2 m undersöks, blir vinkelhastigheten $\approx 10 \text{ varv/s}$. Detta kräver mycket starka motorer, då momenten är ca 12 kNm . Konstruktionsmässigt är detta svårt att uppnå.



Figur 6: Exempelskiss på spolanordning

5.3 Kraften på städpatrullen

Kraften som städpatrullen utsätts för är ≈ 12 kN, vilket för patrullen motsvarar ca 1.2 G. Om detta jämförs med exempelvis en raketuppskjutning som kan uppnå 4 G, så är denna kraft inte ur ett konstruktionsmässigt perspektiv orimligt.

6 Diskussion

6.1 Praktisk implementering och ansvar

Att använda ADR metoder för att ta bort rymdskrot är nödvändigt utifrån många aspekter som diskuterats tidigare i rapporten. En övrig viktig aspekt av problemet är att behandla grundproblemet istället för symptomen. I detta fall är grundproblemet att vi skickar upp saker i omloppsbana utan en plan för hur man ska oskadliggöra dem när de inte längre används. Problemet i sig är inte att vi skickar upp satelliter och rymdfarkoster, utan snarare att saker som inte längre används förblir kvar i rymden. Således bör man införa någon form av reglering som innebär krav på inbyggda system i t.ex. en uppskjuten satellit som vid slutet av sin livstid överför satelliten till en lägre omloppsbana/in i jordens atmosfär för att oskadliggöra den. Det är troligtvis både effektivare, billigare och enklare att implementera sådana självhanterande system på jorden och ha dem inbyggda i det man skjuter upp, jämfört med att ha städpatruller som behöver åka runt i rymden, genskjuta ett objekt och sen överföra den till en lägre omloppsbana. Utan reglering och implementering kommer problemet endast växa då det är betydligt svårare att ta bort rymdskrot än att tillföra det.

Ett exempel på ett självreglerande system är att varje objekt som tillförs till rymden (satellit, raketsteg, rymdfarkost osv) har en proportionellt stor inbyggd motor som är tillräckligt stark att få ned objektet till åtminstone en höjd där objektet får en naturlig livslängd på < 5 år (eller motsvarande siffra som ger effekt inom våra liv). Oavsett vem, vilka eller vilket land som inför reglering av rymdobjekt så är det gynnsamt för alla parter, företag, och länder att ha en rymdmiljö som går att använda till kommunikation, forskning och rymdresor av olika slag.

6.2 Felkällor och brister

En av de största felkällorna som vi har i denna undersökning och artikel är tillgången till korrekt och representativ data. Då vi själva inte jobbar inom rymdrelaterade yrken har vi förlitat oss på den material vi erhållit från vår handledare samt information från olika trovärdiga hemsidor och myndigheter (NASA, ESA osv). Genom detta har vi erhållit en tillräcklig bra uppfattning för att genomföra en generell övergripande studie av vår metod.

I vår metod och beräkningar har vi begränsat oss till det två-dimensionella fall där vår städpatrull och dess mål befinner sig på samma omloppsplan, d.v.s har samma inklinations. Det innebär att våra modeller, beräkningar och samband är förenklade. I det tre-dimensionella fallet kan det tillkomma flera Δv för att få städpatrullen på en korrekt omloppsbanas som inte riskerar att slå sönder sig själv eller det aktuella rymdskrotet.

6.3 Förbättringspunkter

En förbättringsmöjlighet som skulle ge oss en djupare förståelse och inblick i hur vår metod i praktiken kan appliceras och optimeras är att genomföra en numerisk datasimulering av systemet. Att simulera hur vår städpatrull kan genskjuta det önskade rymdskrotet och hur våra satelliters omloppsbanor sedan påverkas av den mekaniska frångjutnings-impulsen skulle ge oss en värdefull inblick i de begränsningar som vår metod har. Exempelvis begränsar objektens hållfasthet vilka impulser som de kan utsättas för vilket kan medföra en begränsning av vilka altituder och objekt vi kan överföra till lägre omloppsbanor. En simulation med riktiga omloppsbanor för satelliter och rymdskrot skulle även ge oss möjligheten att optimera antalet objekt vi kan städa upp.

Ad Tellus Per Aspera

Källor

- [1] NASA. *LEGEND : 3D/OD Evolutionary Model*. URL: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/modeling/legend.html>. (accessed: 30.11.2022).
- [2] Wikipedia. *2009 satellite collision*. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/2009_satellite_collision. (accessed: 22.11.2022).
- [3] Michael Khan. *Orbital Lifetime as Function of Orbital Altitude and m/A ratio on Circular Earth Orbits*. URL: http://www.scilogs.com/go_for_launch/esa-envisat-negligence-or-not/. (accessed: 30.11.2022).
- [4] National Aeronautics och Space Administration. *Earth Atmosphere Model*. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/atmosmet.html>. (accessed: 22.11.2022).
- [5] Wikipedia. *Hohmann transfer*. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Hohmann_transfer_orbit. (accessed: 12.11.2022).
- [6] Australian Government Bureau of Meteorology. *Satellite Orbit Decay Calculations*. URL: <https://www.sws.bom.gov.au/Category/Educational/Space%5C%20Weather/Space%5C%20Weather%5C%20Effects/SatelliteOrbitalDecayCalculations.pdf>. (accessed: 22.11.2022).
- [7] NEW ATLAS. *NASA's NEXT ion thruster clocks up continuous operation world record*. URL: https://www.sws.bom.gov.au/Category/Educational/Space%5C%20Weather/Space%5C%20https://newatlas.com/next-ion-record/25570/?itm_source=newatlas%5C&itm_medium=article-body. (accessed: 22.11.2022).
- [8] Wikipedia. *Solar irradiance*. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_irradiance. (accessed: 12.11.2022).