



UNIVERSITATEA DIN BUCUREȘTI
Facultatea de Fizică
Școala Doctorală de Fizică



Mirela-Mădălina TRELIA

DETERMINING THE ROTATIONAL PROPERTIES OF
ARTIFICIAL SPACE OBJECTS

REZUMAT AL TEZEI DE DOCTORAT

Conducător științific
Prof. dr. Mirel BÎRLAN

București, 2026

1. Introducere

Studiul mișcării obiectelor în spațiul cosmic are la bază astrodinamica, ramură a fizicii aplicate și a ingineriei aerospațiale dedicată descrierii traiectoriilor corpurilor naturale și artificiale. Această disciplină furnizează cadrul teoretic, modelele matematice și metodele computaționale necesare pentru determinarea, predicția și controlul traiectoriei și atitudinii vehiculelor spațiale, sateliților și altor obiecte cerești. În formulările clasice, astrodinamica este asociată cu mecanica orbitală și cu studiul mișcării vehiculelor spațiale [Bate et al., 1971, Curtis, 2014], iar în accepțiunea modernă include determinarea orbitelor, proiectarea traiectoriilor, planificarea manevrelor și navigația spațială [Vallado, 2022].

Sateliții artificiali sunt obiecte construite de om și lansate în spațiul cosmic pentru misiuni de comunicații, navigație, meteorologie, observarea Pământului, cercetare științifică, explorare planetară sau aplicații de securitate. Ele pot fi împărțite, din punct de vedere dinamic, în sateliți care orbitează în jurul Pământului și sonde spațiale care părăsesc influența gravitațională dominantă a planetei noastre. Prezenta lucrare se concentrează asupra primei categorii, respectiv asupra sateliților artificiali ai Pământului, cu accent pe obiectele inactive aflate în regimul geosincron.

Mișcarea sateliților este guvernată de principiile dinamice formulate de Kepler și Newton. În cazul ideal, mișcarea kepleriană presupune corpuri sferice, distribuții uniforme de masă și absența forțelor externe [Vallado, 2022]. În realitate, mediul spațial nu satisface aceste ipoteze. Prin urmare, mișcarea reală a unui obiect spațial trebuie descrisă ca mișcare perturbată, în care apar deviații sistematice față de cazul ideal [Montenbruck et al., 2002].

Mediul spațial cuprinde toate condițiile fizice existente dincolo de atmosfera terestră. Deși nu există o limită fizică strictă între atmosferă și spațiul cosmic, linia Kármán, situată convențional la 100 km altitudine, este frecvent utilizată ca reper [Fédération Aéronautique Internationale (FAI), 2018]. La altitudini joase, sateliții sunt influențați de frânarea atmosferică și de neregularitățile câmpului gravitațional terestru. La altitudini mai mari, crește importanța perturbațiilor lunare și solare, a presiunii radiației solare, a radiațiilor cosmice, a centurilor Van Allen și a impacterilor cu micrometeoroizi sau deșeuri orbitale.

Forța gravitațională rămâne forța dominantă care controlează evoluția orbitală. Totuși, în afara problemei celor două corpuri, satelitul este supus unui ansamblu de perturbații: frânarea atmosferică, presiunea radiației solare, perturbațiile gravitaționale luni-solare, armonicile câmpului gravitațional terestru, manevrele propulsive și cuplurile forțelor externe care acționează asupra corpului satelitelui. Pentru sateliții geosincroni, frânarea atmosferică este neglijabilă, însă presiunea radiației solare și efectele gravitaționale lunare și solare devin elemente esențiale ale modelării pe termen lung.

Cunoașterea precisă a orbitelor este critică atât pentru aplicații civile, cât și pentru aplicații de securitate. În domeniul civil, orbitele precise permit planificarea observațiilor meteorologice sau de observare a Pământului. În domeniul Space Situational Awareness, determinarea corectă a stării orbitale este necesară pentru identificarea riscurilor de coliziune, evaluarea apropiierilor, monitorizarea obiectelor inative și protecția infrastructurii spațiale.

Un aspect central al acestei lucrări este acela că estimarea stării orbitale nu poate fi separată de starea rotațională a satelitelui. Pentru sateliții inactivi, lipsa controlului activ de atitudine conduce la evoluții rotaționale determinate de cupluri externe slabe, dar persistente. Curbele de lumină fotometrice oferă o metodă eficientă pentru caracterizarea rotației, deoarece variațiile de flux reflectat sunt legate de geometria obiectului, de unghiul de fază, de orientarea panourilor solare și de parametrii care descriu starea rotațională a obiectului - perioada de rotație și orientarea polului de rotație.

Lucrarea urmărește monitorizarea fotometrică pe termen lung a sateliților geosincroni inactivi, identificarea perioadelor rotaționale, analiza evoluției lor temporale și interpretarea mecanismelor dinamice care produc variații sezoniere și seculare. Rezultatele sunt integrate într-un cadru observațional și metodologic construit în jurul sistemului APSIS (Automated Photometric Survey of Inactive Satellites) și al observațiilor realizate la Observatorul Berthelot.

2. Orbitele geosincrone

Mediul spațial circumterestru a evoluat într-un sistem din ce în ce mai populat și mai dinamic, ca rezultat al activității spațiale desfășurate pe parcursul a peste șase decenii. De la lansarea primilor sateliți, numărul obiectelor plasate pe orbita Pământului a crescut constant, incluzând sateliți operaționali, vehicule spațiale inactive și deșeuri orbitale reprezentate de corpuri de rachetă și fragmente rezultate în urma evenimentelor de coliziune și fragmentare. Distribuția spațială a acestor obiecte nu este uniformă și reflectă atât cerințele operaționale impuse de misiuni, cât și caracteristicile dinamice ale diferitelor regimuri orbitale.

Pentru a fundamenta motivația acestui studiu, este necesară prezentarea cadrului orbital în care se află obiectele analizate. Regiunea geostaționară (Geostationary Earth Orbit - GEO) este adesea percepută simplificat ca o porțiune îndepărtată a spațiului în care sunt plasați sateliți meteorologici și de telecomunicații pentru a asigura acoperire globală. Deși această caracterizare este parțial corectă, mediul GEO susține o gamă mult mai largă de tipuri de misiuni și este considerabil mai complex din punctul de vedere al dinamicii orbitale și al evoluției induse de perturbații. Figura 2.1 prezintă distribuția pe altitudine a obiectelor orbitale până în anul 2025, clasificate în funcție de categoria funcțională: active și inactive (inclusiv deșeuri orbitale).

Regimul geosincron reprezintă una dintre cele mai importante regiuni orbitale pentru infrastructura spațială modernă. Un satelit geosincron are o perioadă orbitală apropiată de perioada de rotație a Pământului, astfel încât mișcarea sa orbitală este sincronizată cu rotația terestră. În cazul particular al orbitei geostaționare, obiectul are excentricitate și înclinație aproape nule și rămâne aparent aproape fix deasupra unui punct situat pe ecuatorul terestru la o longitudine determinată de parametrii orbitei sale. Această proprietate face ca orbitele GEO să fie esențiale pentru comunicații, meteorologie, televiziune, servicii de date și aplicații strategice.

Distribuția pe regimuri orbitale este sintetizată în Figura 2.2. Această reprezentare

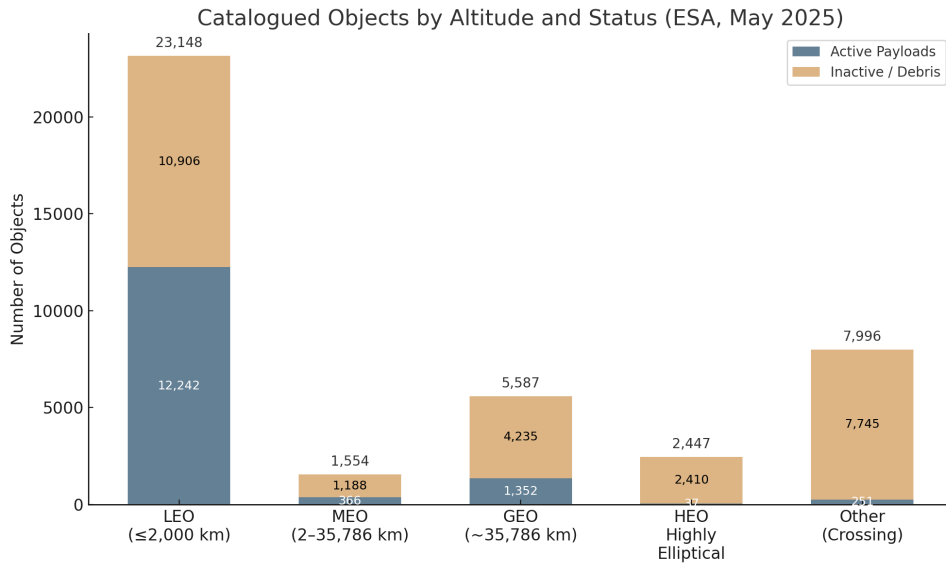


Figura 2.1: Obiecte spațiale rezidente aflate pe orbită în mai 2025, în toate regiunile orbitale, de la altitudini joase terestre până la altitudini geosincrone. Sursa datelor: www.space-track.org.

este importantă pentru poziționarea studiului în contextul mai larg al populației de obiecte artificiale. Regiunea GEO/GSO nu este cea mai densă în termeni absoluți, însă are o valoare operațională foarte ridicată, iar dinamica obiectelor inactive poate produce riscuri pentru sateliții activi.

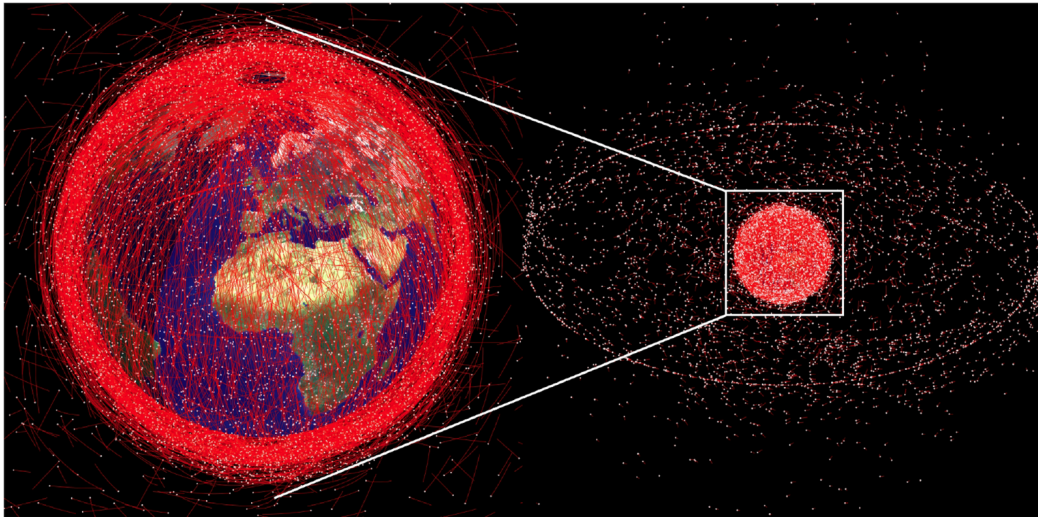


Figura 2.2: Distribuția obiectelor artificiale în funcție de regimul orbital.

În regimul geosincron există mai multe familii orbitale, diferențiate prin înclinație, excentricitate și mișcare aparentă. Figura 2.3 ilustrează aceste tipuri de orbite geosincrone, incluzând orbitele geostaționare și orbitele geosincrone înclinate. Reprezentarea evidențiază faptul că sateliții cu aceeași semiaxă mare (perioadă orbitală

identică) pot avea geometrii orbitale foarte diferite, ceea ce influențează atât planificarea observațiilor, cât și interpretarea seriilor fotometrice achiziționate.

Perturbațiile care acționează asupra sateliților depind puternic de altitudine.

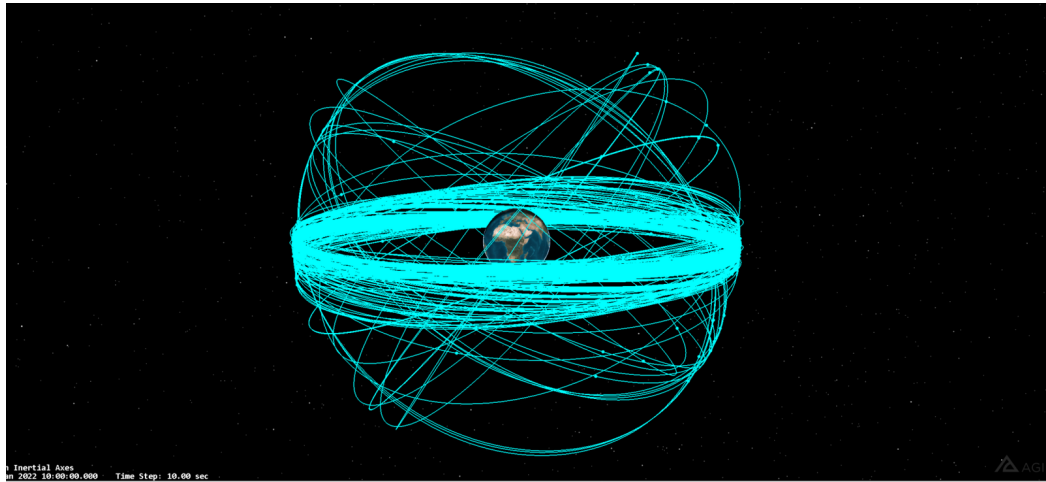


Figura 2.3: *Tipuri de orbite geosincrone caracterizate prin înclinății orbitale diferite, inclusiv orbite geostaționare. Figura prezintă sateliți reali și a fost generată pe baza elementelor orbitale extrase din seturi TLE disponibile public. Vizualizarea a fost realizată în software-ul STK, licență educațională, 2022.*

Figura 2.4 compară magnitudinea principalelor forțe perturbatoare. Pentru sateliții geosincroni, presiunea radiației solare, armonicile gravitaționale și perturbațiile produse de Lună și Soare devin mai importante decât frânarea atmosferică. Această observație este fundamentală pentru interpretarea evoluției orbitale a sateliților artificiali.

Prin urmare, regimul geosincron trebuie analizat simultan din perspectiva mecanicii orbitale, a mediului de deșeuri spațiale și a proprietăților fizice ale obiectelor. Sateliții inactivi nu mai au control activ al atitudinii, iar forma, masa, aria efectivă și raportul arie/masă devin parametri decisivi pentru răspunsul lor la presiunea radiației solare. Această legătură dintre arhitectura satelitului și comportamentul dinamic este una dintre ideile centrale urmărite în lucrare.

Capitolul de față introduce terminologia esențială, prezintă caracteristicile orbitale fundamentale ale geosincronicității, trece în revistă gama de misiuni susținute de acest regim orbital și prezintă statistici privind numărul și caracteristicile fizice ale obiectelor spațiale rezidente.

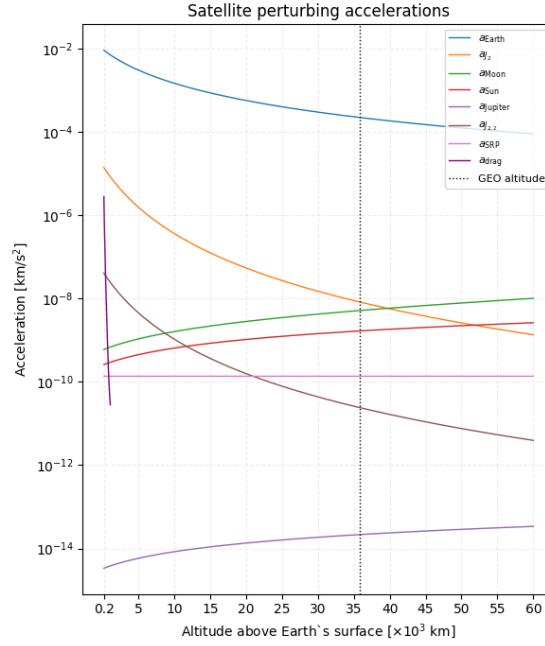


Figura 2.4: Magnitudinea principalelor forțe perturbatoare în funcție de altitudinea satelitelui: termenul central al atracției gravitaționale terestre, armonicile gravitaționale zonale și tesorale, perturbațiile gravitaționale produse de Lună, Soare și Jupiter, presiunea radiației solare și frânarea atmosferică.

2.1 Orbitele geostaționare

Din perspectivă dinamică, obținerea unei orbite geostaționare impune ca mișcarea satelitelui în sistemul de referință inerțial să coincidă cu rotația Pământului. Pentru ca satelitul să rămână fix în sistemul de referință legat de Pământ, vectorul de rotație al Pământului și vectorul vitezei unghiulare al satelitelui trebuie să fie egali atât ca modul, cât și ca direcție. Deoarece vectorul de rotație al Pământului este orientat de-a lungul axei polare, vectorul de rotație al satelitelui trebuie să fie coliniar cu acesta. Întrucât centrul de atracție se află în planul orbital, această condiție impune ca orbita să fie situată în planul ecuatorial al Pământului, necesitând o înclinație orbitală $i = 0$. Modulele acestor vectori sunt egale atunci când satelitul este sincronizat cu rata de rotație siderală a Pământului. Având în vedere că această rată este constantă, mișcarea satelitelui trebuie să fie uniformă pentru a menține staționaritatea, ceea ce impune o orbită circulară, cu altitudine constantă (h) și excentricitate $e = 0$. Din punct de vedere matematic, orbita geostaționară este definită prin realizarea simultană a condițiilor menționate anterior. În acest regim, satelitelui îi este atribuită o poziție orbitală specifică, denumită *slot orbital*, care definește poziția sa fixă în raport cu Pământul aflat în rotație, respectiv longitudinea punctului subsatelit.

Aspectul practic al orbitelor geostaționare constă în faptul că orice satelit rămâne fix în raport cu suprafața Pământului, observând continuu aceeași regiune geografică. Această proprietate este de importanță critică pentru sateliții de comunicații, deoarece permite menținerea unor legături neîntrerupte cu stația terestră fără necesitatea reorientării antenei, precum și pentru misiunile de observare a Pământului, cum sunt sateliții meteorologici, care pot monitoriza continuu procesele atmosferice deasupra unei regiuni geografice specifice. Există, desigur, și dezavantaje ale acestei orbite ideale, inclusiv acoperirea redusă la latitudini înalte. Pentru un observator aflat la nord de 81° N sau la sud de 81° S, centura ecuatorială GEO se află sub orizont. În plus, este necesară utilizarea mai multor sateliți distribuiți corespunzător în longitudine pentru a asigura acoperirea completă a suprafeței Pământului.

În timp ce orbita GEO reprezintă un inel idealizat unic, regimul GSO mai larg cuprinde un volum de spațiu mult mai extins, incluzând orbite înclinate și excentrice, denumite orbite geosincrone. Un satelit este clasificat ca geosincron dacă mișcarea sa medie este egală cu viteza unghiulară a Pământului. Deși acești sateliți efectuează o revoluție completă în același interval de timp în care Pământul efectuează o rotație completă, proiecțiile lor la sol nu sunt staționare. În schimb, un observator de pe Pământ ar percepe satelitul descriind un model periodic, adesea de forma cifrei opt, cunoscut sub numele de analemă, centrat pe o anumită longitudine.

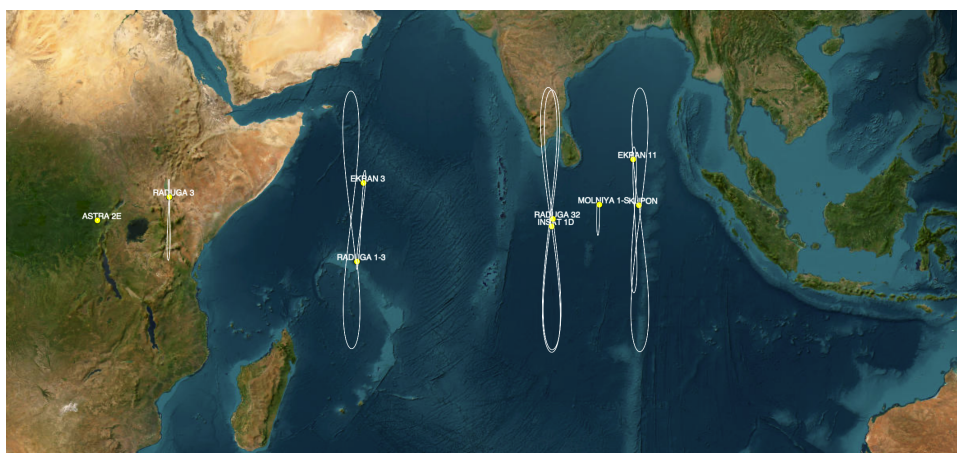


Figura 2.5: *Proiecția la sol a orbitelor geosincrone și geostaționare.*

O altă ilustrare a distincției dintre orbitele geosincrone și cele geostaționare este prezentată în Figura 2.5. Figura descrie orbitele a șase sateliți inactivi și ale unui satelit geostaționar operațional în proiecție la sol. În timp ce satelitul geostaționar își păstrează poziția fixă în raport cu Pământul, sateliții inactivi prezintă o deplasare

clară față de planul ecuatorial atunci când sunt analizați în sistemul de referință inerțial geocentric, *Earth-Centered Inertial* (ECI). Se observă modele caracteristice de tip analemă, centrate pe ecuator. Extensia nord-sud limitată a acestor analeme indică faptul că sateliții au înclinații mici, dar nenule, ceea ce produce o mișcare latitudinală periodică.

În concluzie, orice satelit geostaționar este geosincron, însă reciproca nu este valabilă. Pentru a susține această afirmație, trebuie analizat un caz particular al orbitelor geosincrone: orbitale de tip Tundra. Orbitale Tundra sunt orbite geosincrone puternic excentrice și înclinate, utilizate în principal pentru comunicații la latitudini înalte, unde sateliții geostaționari oferă vizibilitate limitată.

Aceste orbite sunt configurate în apropierea înclinației critice, care minimizează driftul pe termen lung al argumentului perigeului. În funcție de excentricitatea orbitală (e) și de altitudinea perigeului (h_p) și a apogeului (h_a), pot fi distinse două configurații principale: orbita Tundra, cu $e = 0.2668$, $h_p = 24\,536$ km și $h_a = 47\,034$ km, și orbita Supertundra, cu $e = 0.4230$, $h_p = 17\,950$ km și $h_a = 53\,620$ km [Capderou, 2005].

O aplicație interesantă a orbitelor de tip Tundra este utilizarea lor într-un sistem regional de navigație prin satelit pentru teritoriul Japoniei. Constelația *Quasi-Zenith Satellite System* (QZSS) este utilizată pentru îmbunătățirea semnalelor GPS în regiunile dens urbanizate ale Japoniei, denumite “canioane urbane”, precum și în zonele montane, unde recepția semnalelor este limitată la sateliții aflați la unghiuri mari de elevație [Choy et al., 2013]. Caracteristica definitorie a acestor orbite este aceea că, deși sateliții sunt geosincroni, având o perioadă orbitală de o zi siderală, ei nu sunt geostaționari. În schimb, punctul lor subsatelit descrie proiecții la sol ample, de forma cifrei opt, cu extensie nord-sud.

Există o categorie adițională de misiuni care valorifică regimul orbital geosincron. Sateliții cu aplicații militare și strategice specifice, în special cei dedicați avertizării timpurii asupra lansărilor de rachete balistice, sunt plasați pe orbită geostaționară pentru a asigura supravegherea continuă și detecția lansărilor în timpul sau imediat după fazele inițiale de zbor. Atunci când sunt combinate cu vehicule spațiale care operează pe orbite eliptice, *Highly Elliptical Orbits* (HEO), și pe orbite joase terestre (LEO), aceste sisteme asigură o acoperire stratificată și aproape globală. Un exemplu reprezentativ este *Space-Based Infrared System* (SBIRS), o constelație a Statelor Unite care dezvoltă capabilitățile programului *Defense Support Program*

și utilizează senzori geosincroni în domeniul infraroșu pentru a furniza capacități de avertizare privind lansările de rachete. Configurația actuală a segmentului GEO include șase sateliți geosincroni amplasați pe orbite aproape circulare, cu înclinații reduse de 2° – 4° , distribuiți în longitudine pentru a asigura acoperirea continuă a regiunilor de interes.

2.2 Zona protejată GEO și sustenabilitatea orbitală

Valoarea strategică și socio-economică unică a inelului geostaționar a impus definirea unei regiuni protejate, cu scopul asigurării sustenabilității orbitale pe termen lung. Conform definiției stabilite de *Inter-Agency Space Debris Coordination Committee* (IADC), zona protejată GEO nu reprezintă doar o linie matematică, ci un toroid operațional definit pentru prevenirea acumulării de deșeuri spațiale și pentru reducerea riscului de apariție a unor coliziuni în cascadă. Potrivit ghidurilor IADC [Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, 2025], această zonă este caracterizată de următoarele constrângeri spațiale: altitudine $h = h_{\text{GEO}} = 35\,786 \pm 200$ km și $|i| < 15^{\circ}$. Definirea acestui volum reflectă realitatea dinamică a regimului GSO. Constrângerea de latitudine asociată înclinației de 15° ține cont de evoluția pe termen lung a planului orbital indusă de perturbațiile luni-solare, în timp ce intervalul de siguranță de 200 km în altitudine oferă o marjă pentru menținerea activă a poziției orbitale și pentru manevrele de îndepărtare de la sfârșitul perioadei operaționale.

Pentru a vizualiza structura geometrică a regiunii protejate GEO, am generat o populație sintetică de poziții satelitare reprezentativă conform definițiilor date de IADC. Un număr total de 100 000 de obiecte artificiale a fost construit prin eșantionarea elementelor orbitale relevante în limite prescrise în jurul inelului geostaționar. Mai precis, semiaxa mare (a) a fost generată în intervalul de 200 km centrat la a_{GEO} , înclinația a fost restricționată la 15° în latitudine, iar ascensia dreaptă a nodului ascendent și anomalia medie (M) au fost eșantionate pe întregul interval $[0^{\circ}, 360^{\circ}]$. Distribuția rezultată oferă o reprezentare la scară a torului protejat GEO și permite analiza structurii tridimensionale din perspective complementare. Figura 2.6 arată fluxul real de obiecte spațiale existente care intersectează zilnic regiunea protejată GEO. Această figură justifică importanța monitorizării obiectelor inactive și a evaluării evoluției orbitale și rotaționale. Chiar dacă densitatea orbitală este mai redusă decât în regiunea LEO, consecințele unei coliziuni sau ale unei frag-

mentări la altitudinea orbitelor GEO pot fi de lungă durată.

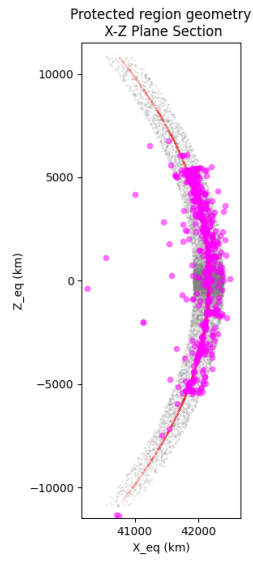


Figura 2.6: *Fluxul zilnic de obiecte spațiale reale care intersectează regiunea protejată GEO, reprezentat într-o secțiune transversală X-Z. Secțiunea rezultată este intersectată zilnic de aproximativ 450 de obiecte.*

3. Configurația observațională și achiziția datelor

3.1 Observatorul Berthelot

Datele analizate în acest studiu au fost obținute utilizând infrastructura Observatorului Berthelot (cod MPC IAU L54), aflat în proprietatea și operarea Institutului Astronomic al Academiei Române de la punerea sa în funcțiune în anul 2018 [Birlan et al., 2021]. Observatorul este localizat în comuna General Berthelot, județul Hunedoara, România, și cuprinde trei cupole individuale (Figura 3.1), fiecare dedicată unui domeniu specific din aria *Space Situational Awareness* (SSA). Telescopul Berthelot-T05 este orientat către studiul obiectelor apropiate de Pământ, *Near-Earth Objects* (NEOs), în timp ce sistemul dual compus din Berthelot-T04 și Haret-T02 este dedicat integral operațiunilor de *Space Surveillance and Tracking* (SST). În plus, un observator solar recent pus în funcțiune, aflat în prezent în faza de testare, susține cercetările din domeniul *Space Weather* (SWE) [Danescu et al., 2024].



Figura 3.1: Observatorul Berthelot (stânga) și sistemul dedicat SST (dreapta). Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Studiul fotometric realizat în această lucrare se bazează în întregime pe date

observaționale obținute cu ajutorul sistemului SST cu două telescoape (Berthelot-T04 și Haret-T02), proiectat de la început pentru supravegherea și urmărirea automată a sateliților artificiali pe orbite cuprinse între LEO, MEO și GEO.

Berthelot-T04 este un telescop Ritchey–Chrétien cu apertură de 0.4 m și raport focal $f/8$, configurat pentru urmărirea cu precizie a ȋintelor selectate. Cuplat cu o cameră Andor Marana 4.2B-11 (2048×2048 px; diagonală de 32 mm), această configurație oferă o scară a imaginii de $0.8'' \text{ px}^{-1}$ pentru un câmp vizual de $0.45^\circ \times 0.45^\circ$. Instalat în anul 2021 pe aceeași montură ecuatorială 10Micron GM4000 HPS II, Haret-T02 este un telescop de tip Riccardi–Honders cu apertură de 0.20 m și raport focal $f/3$, oferind un câmp vizual larg de $2.15^\circ \times 2.15^\circ$. Acesta utilizează un detector identic Andor Marana 4.2B-11, furnizând o scară a imaginii de $3.78'' \text{ px}^{-1}$.

Andor Marana este o cameră sCMOS pentru astronomie, caracterizată prin eficiență cuantică ridicată (95%), timp scurt de citire (0.3 s) și zgomot redus de citire ($1.6 e^-$). Datorită zgomotului redus de citire, aceasta poate atinge un raport semnal/zgomot mai mare decât camerele CCD performante pentru timpi scurți de expunere, de până la câteva secunde, înainte ca sursa dominantă de zgomot să devină curentul de întuneric. Aceste caracteristici o fac deosebit de potrivită pentru monitorizarea fotometrică la cadență ridicată a fenomenelor cu variații rapide. Sistemul de achiziție a imaginilor se bazează pe *Andor Software Development Kit* (SDK). Toate operațiunile elementare FITS (*Flexible Image Transport System*), precum crearea, deschiderea, actualizarea și procesarea aritmetică, sunt implementate utilizând *ESO Common Pipeline Library* – CPL [McKay et al., 2004].

Această combinație între un sistem cu câmp îngust de rezoluție înaltă și un instrument de supraveghere cu câmp larg, permite atât realizarea de măsurători de urmărire de precizie pentru sateliții selectați, cât și monitorizarea eficientă a unor regiuni extinse ale cerului, pentru detectarea și caracterizarea rapidă a mai multor ținte. O comparație între dimensiunile câmpurilor celor două telescoape este ilustrată în Figura 3.2.

Sistemul de urmărire (Berthelot-T04) și supraveghere (Haret-T02) face parte din consorțiul *European Union Space Surveillance and Tracking* (EU-SST) ¹ din 2019, respectiv 2022, furnizând date operaționale în conformitate cu programul rețelei. Ambele telescoape au finalizat cu succes toate campaniile interne de calibrare, demonstrând performanțe stabile ale senzorilor și o precizie ridicată a măsurătorilor,

¹<https://www.eusst.eu>

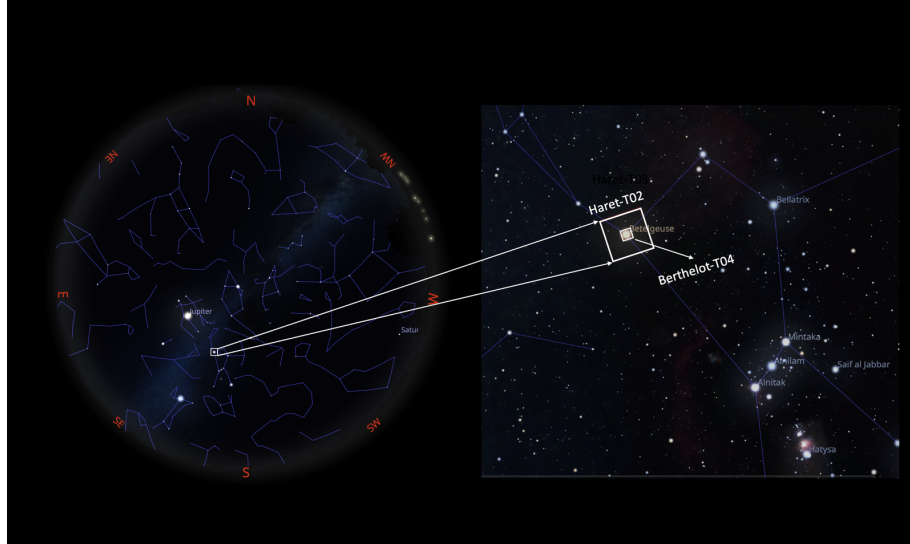


Figura 3.2: Ilustrarea câmpului imaginii (FoV) pentru cele două configurații de telescop utilizate în această lucrare. Panoul din stânga prezintă o captură all-sky a sferei cerești vizibile de la Observatorul Berthelot la data de 5 februarie 2026, 18:00 UTC, în timp ce panoul din dreapta prezintă o vedere mărită centrată pe Betelgeuse (α Ori), cu amprentele celor doi senzori suprapuse: configurația cu câmp larg Haret-T02 ($2.1^\circ \times 2.1^\circ$) și configurația cu câmp mai îngust Berthelot-T04 (cadrul interior de $0.45^\circ \times 0.45^\circ$).

incluzând stabilitatea bazei de timp, dar și un volum crescut de date astrometrice transmise pentru calculul de orbite [Hernández et al., 2023].

3.2 Strategia de achiziție a datelor

Achiziția și analiza datelor de observații pentru această teză este realizată folosind *Automated Photometric Survey of Inactive Satellites* (APSYS), un lanț de procesare complet automatizat, conceput pentru planificarea observațiilor în timp real, procesarea imaginilor și obținerea curbelor de lumină și a perioadelor de rotație. Procedura APSIS, dezvoltată pe parcursul tezei, este ușor adaptabilă la diferite configurații telescop-cameră, așa cum a fost demonstrat intern atât cu telescopul Berthelot-T04, cât și cu telescopul Haret-T02.

APSYS a fost proiectat să opereze în două moduri observaționale complementare. În modul de supraveghere, telescopul cu câmp larg (Haret-T02) scanează centura GEO pentru a furniza curbe de lumină pe intervale temporale scurte pentru un număr mare de sateliți și deșeuri spațiale, în timp ce, în modul de urmărire, telescopul de câmp îngust (Berthelot-T04) vizează obiecte selectate anterior pentru o monitorizare fotometrică de lungă durată.

Datele fotometrice, precum și datele astrometrice, sunt arhivate într-o bază de date internă pentru a susține monitorizarea pe termen lung a evoluției stării de rotație. Strategia prioritizează rezoluția temporală ridicată și monitorizarea fotometrică pe termen lung a obiectelor inactive GEO selectate, observându-le în configurații multiple pentru a permite o caracterizare completă a proprietăților rotaționale. Regiunile vizate în principal au fost regiunile MEO și GEO, cu accent pe deșeurile spațiale și sateliții inactivi care pot reprezenta un risc potențial pentru vehiculele spațiale operaționale.

Începând cu anul 2023, observațiile sistematice ale centurii GEO au fost realizate într-un mod de scanare continuă, pentru identificarea și clasificarea sateliților inactivi prin analiza caracteristicilor fotometrice. Supravegherea acoperă arcul orbital GEO vizibil de la Observatorul Berthelot (Figura 3.3). Adoptând o constrângere minimă de înălțime deasupra orizontului de 14° , aceasta corespunde unui interval vizibil de longitudini de aproximativ 110° . Arcul de vizibilitate al stației oferă acces la aproximativ o treime din populația globală GEO dintr-o singură locație terestră. Așa cum este prezentat în distribuția punctelor subsatelit (Figura 3.3), această acoperire longitudinală ($80^\circ \text{ E} - 30^\circ \text{ W}$) include un sector dens al inelului geostaționar.

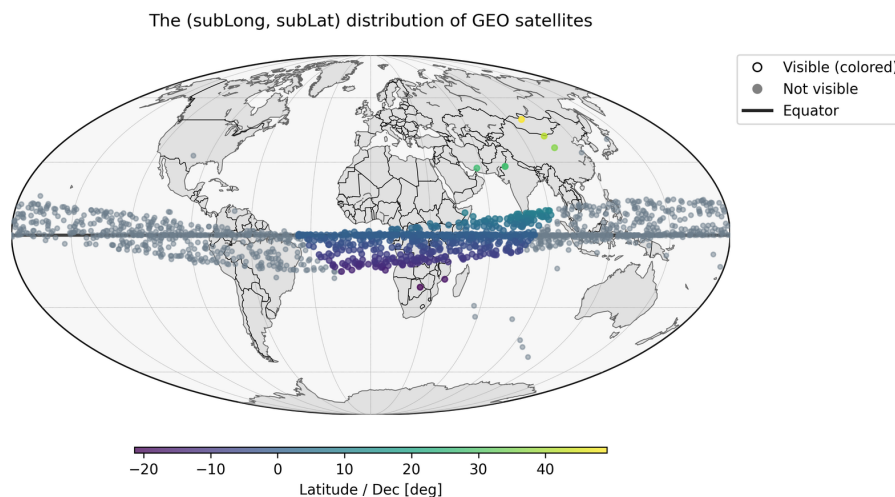


Figura 3.3: Distribuția globală a sateliților GEO/GSO catalogați, reprezentată prin sub-latitudine și sublongitudine în proiecție Mollweide. Linia continuă marchează referința GEO nominală ($i = 0$). Obiectele care îndeplinesc constrângerile de vizibilitate la epoca de planificare sunt reprezentate prin puncte colorate, în timp ce obiectele care nu îndeplinesc criteriile de vizibilitate sunt reprezentate cu gri. Ecuatorul Pământului este suprapus ca referință. Sateliții sunt reprezentați pentru data de 6 ianuarie 2026, 18:00:29 UTC ($JD = 2461078.250336$).

Supravegherea a fost extinsă pentru a include 2° de declinație în jurul centurii GEO ($i = 0$), pentru a ține cont de driftul înclinației și pentru a crește probabilitatea de detectare a obiectelor inactive. Modelul de urmărire al telescopului pentru o supraveghere completă este prezentat în Figura 3.4. Această figură prezintă distribuția Țintelor telescopului în coordonate locale orizontale, la data de 6 ianuarie 2026, 18:00:29 UTC (JD = 2461078.250336).

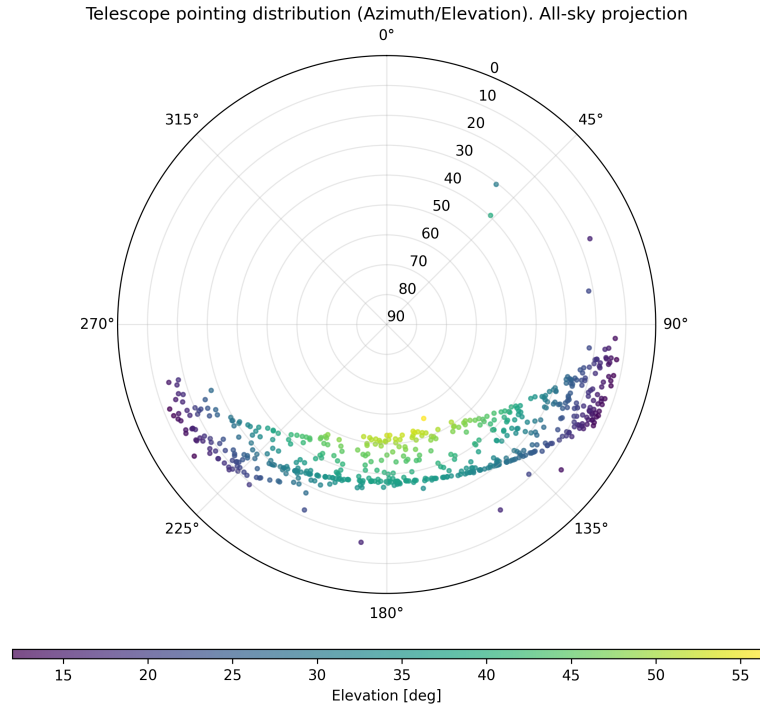


Figura 3.4: Modelul de pointing al telescopului la începutul sesiunii de observații din data 6 Ianuarie 2026, reprezentat în coordonate orizontale. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Aceeași distribuție a fost reprezentată în proiecție Mollweide (Figura 3.5), utilizând ascensia dreaptă (α) și declinația (δ). Atunci când este proiectată în coordonate ecuatoriale topocentrice, această populație formează o bandă continuă deplasată către declinații negative ($\delta = -6^\circ$), din cauza paralaxei topocentrice. Această deplasare este o consecință directă a latitudinii stației ($\phi = 45.6^\circ$). Capacitatea de a monitoriza simultan aproape o treime din centura GEO permite sistemului APSIS să mențină o populație statistic reprezentativă de obiecte inactive și proprietăți rotaționale asociate.

Pentru configurarea sistemului și evaluarea performanțelor, am compilat o listă inițială de sateliți pentru monitorizare fotometrică (Figura 3.6), identificând în catalogul SATCAT (www.space-track.org) obiectele situate în regiunea protejată GEO.

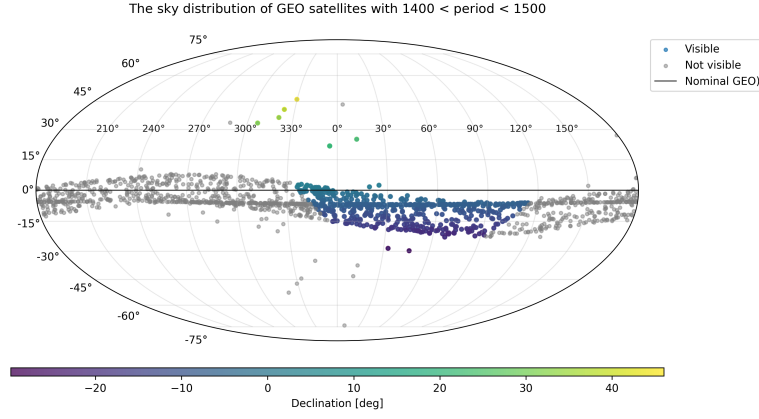


Figura 3.5: Modelul de pointing al telescopului la începutul sesiunii de observații din data 6 Ianuarie 2026. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

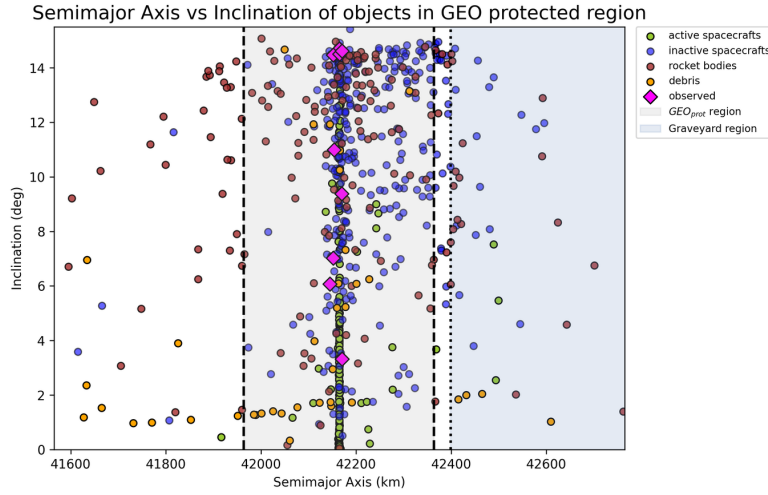


Figura 3.6: Distribuția semiaxei mari în funcție de înclinație pentru obiectele catalogate pe orbite geosincrone. Obiectele sunt reprezentate pe clase distincte: sateliți activi, vehicule spațiale inactive, corpuri de rachetă și deșeurile orbitale. Țintele observate în această lucrare sunt evidențiate. Regiunea GEO protejată este indicată prin limitele de la $a_{\text{GEO}} \pm 200$ km, iar regiunea cimitir, sau de îndepărtare, este prezentată în dreapta liniei verticale de la $a_{\text{GEO}} + 235$ km. Clasificarea obiectelor în funcție de tip a fost preluată de pe www.celestrack.org, în timp ce datele de catalog (elementele orbitale) au fost descărcate de pe www.space-track.org în august 2025. Figură adaptată după [Trelia et al., 2026].

Observațiile au fost programate conform următoarelor criterii: o înălțime minimă a obiectului de 14° , un unghi de fază mai mic de 60° , cel puțin 30 de minute până la intrarea în umbra Pământului precum și o separație unghiulară minimă de 10° atât față de Lună, cât și față de planul galactic, pentru reducerea fondului cerului și evitarea câmpurilor stelare dense care ar putea contamina măsurătorile fotometrice.

Target Monitor

Object Ephemeris Map Windows Sky sCMOS Telescope

JD 2460471.38672, 2024-06-09 21:16:53 UTC

Satellite	Category	Name	Az	Alt	Ph	Sh	Alt	Expire
22011A	Catalog	COSMOS 2553	035.0	-57.0	126	0	01998.1	NEVER
24092A	Catalog	COSMOS 2576	151.8	-45.4	065	1	00462.3	NEVER
23031A	Catalog	LUCH (OLYMP) 2	205.1	+34.6	039	0	35788.2	NEVER
20005D	Alert	ARIANE 5 R/B	103.5	+07.4	058	0	21359.8	2024/06/10
84063A	Alert	RADUGA 15	185.0	+26.6	021	0	35786.2	2024/06/15
13006B	Alert	AZERSPACE 1	149.5	+32.9	017	0	35792.3	2024/06/11
10037B	Alert	RASCOM QAF 1R	207.3	+34.0	041	0	35806.2	2024/06/10
01037A	Alert	COSMOS 2379	168.6	+26.1	008	0	35792.9	2024/06/09
81069A	Alert	RADUGA 9	159.5	+29.1	010	0	35813.0	2024/06/10
81102F	Alert	SL-12 R/B(2)	209.0	+24.0	042	0	35792.2	2024/06/08
94030A	Alert	GORIZONT 30	208.4	+22.4	042	0	35785.2	2024/06/08
00011A	Photometry	GARUDA 1	212.5	+37.6	046	0	35893.3	VARIABIL
70032A	Photometry	INTELSAT 3-F7	210.3	+33.7	044	0	35797.2	NEREDUS
71095B	Photometry	OPS 9432 (DSCS 2-2)	196.8	+33.6	033	0	35781.2	NEVARIABIL
09010A	Photometry	RADUGA 1-8	189.1	+36.0	028	0	35963.7	VARIABIL
01037A	Photometry	COSMOS 2379	168.6	+26.1	008	0	35792.9	VARIABIL
14008A	Alert	NAVSTAR 69 (USA 248)	008.6	+83.7	076	0	20352.0	CAL
14026A	Alert	NAVSTAR 70 (USA 251)	198.0	-13.8	047	0	20186.8	CAL
14045A	Alert	NAVSTAR 71 (USA 256)	113.9	+22.5	045	0	20139.9	CAL
14068A	Alert	NAVSTAR 72 (USA 258)	143.2	-37.3	059	0	20338.6	CAL
15013A	Alert	NAVSTAR 73 (USA 260)	017.7	-41.2	143	0	20346.3	CAL
15033A	Alert	NAVSTAR 74 (USA 262)	062.7	+12.6	095	0	19965.2	CAL
15062A	Alert	NAVSTAR 75 (USA 265)	359.0	-49.4	147	0	20373.7	CAL
16002A	Alert	JASON 3	022.2	-58.6	131	0	01340.0	CAL
16007A	Alert	NAVSTAR 76 (USA 266)	279.9	-77.7	114	0	20115.1	CAL
16007A	Alert	NAVSTAR 76 (USA 266)	279.9	-77.7	114	0	20115.1	CAL
17047A	Alert	TDRS 13	222.6	+25.3	054	0	35810.0	CAL

Figura 3.7: Interfața de planificare APSIS cu lista de ținte și ferestrele de vizibilitate.

Ferestrele de vizibilitate care îndeplinesc toate criteriile au fost calculate în avans pentru fiecare obiect și ulterior integrate în planul observațional general (Figura 3.7). Utilizând catalogul SATCAT actualizat zilnic, APSIS calculează, pentru fiecare țintă, ferestrele de vizibilitate pe un interval de 48 de ore, coordonatele ecuatoriale topocentrice (α , δ) și unghiul de fază. Intern, APSIS utilizează biblioteca NOVAS C [Bangert et al., 2011] pentru efectuarea calculelor astrometrice de înaltă precizie și modelele de propagare orbitală SGP4/SDP4 [Vallado et al., 2006, Gray, 2019] pentru propagarea precisă a orbitelor sateliților.

Prioritate a fost acordată sateliților care urmau să iasă din fereastra de vizibilitate în decurs de o oră de la începerea observațiilor și celor cu un unghi de fază în creștere în timpul sesiunii observaționale, deoarece aceasta corespunde unor condiții de iluminare mai puțin favorabile. Figura 3.8 ilustrează variația unghiului de fază în timpul sesiunilor fotometrice în funcție de unghiul de fază inițial. Eșantionul este împărțit aproape uniform între cazuri cu unghi de fază în creștere (roșu) și în scădere (verde).

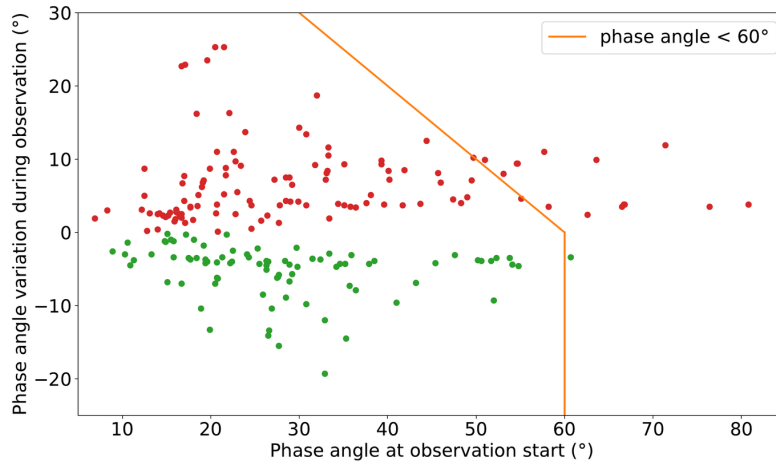


Figura 3.8: Variația unghiului de fază în timpul observațiilor fotometrice ale sateliților monitorizați pe termen lung. Fiecare punct corespunde unei sesiuni observaționale, de aproximativ 30 de minute. Unghiul de fază de la începutul secvenței este reprezentat pe axa Ox , în timp ce axa Oy indică variația netă a unghiului de fază în timpul sesiunii observaționale. Punctele roșii indică faptul că unghiul de fază Soare-satelit-observator a crescut în timpul observațiilor, iar punctele verzi indică o scădere a unghiului de fază. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Se poate observa că, deși o fracție substanțială a observațiilor a fost obținută în timpul creșterii unghiului de fază, valorile maxime atinse au rămas sub pragul adoptat de 60° , asigurând astfel o geometrie favorabilă de iluminare pe parcursul sesiunilor observaționale. În plus, intervalul larg de unghiuri de fază acoperit de observații oferă constrângeri geometrice importante pentru caracterizarea obiectelor urmărite, deoarece variațiile geometriei de iluminare și observare contribuie la separarea efectelor de formă, atitudine și reflectanță ale suprafeței în curbele de lumină.

Driftul longitudinal și timpul de revizitare au fost, de asemenea, utilizate drept criterii de selecție pentru a asigura o monitorizare continuă în vederea caracterizării evoluției atitudinii. Figura 3.9 ilustrează driftul sateliților selectați în funcție de distanța față de altitudinea GEO nominală, împreună cu timpul de revizitare corespunzător, definit ca numărul de ani necesar pentru ca un satelit să revină la longitudinea orbitală inițială. Deoarece observatorul monitorizează un arc longitudinal de 110° , sateliții reintră în regiunea observabilă după ce parcurg 250° în longitudine, reducând timpul efectiv de revizitare în raport cu o rotație completă de 360° . Trebuie menționat, totuși, că unii sateliți pot deveni captivi în regiunile de echilibru longitudinal stabil, produse de geopotențialul terestru. În aceste cazuri, drift est-vest poate fi puternic redus sau chiar înlocuit de o librație în jurul longitudinii de

echilibru, astfel încât obiectul poate rămâne permanent în afara arcului monitorizat.

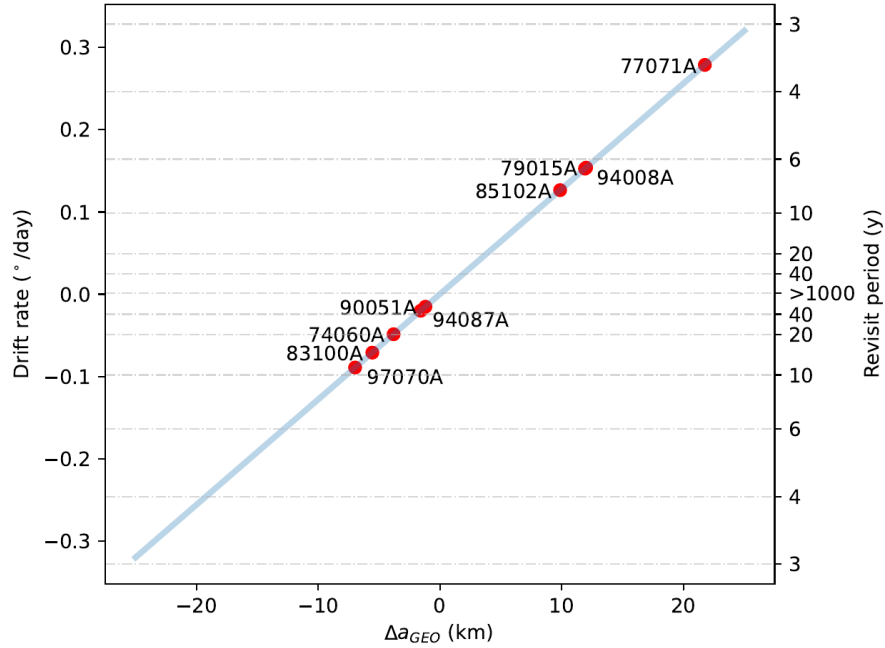


Figura 3.9: Rata de drift și timpul de revizitare pentru sateliții studiați. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Pentru maximizarea acoperirii observaționale, obiectele sunt urmărite imediat ce intră în arc longitudinal accesibil de la Observatorul Berthelot, adică atunci când sateliții cu drift estic, subsincroni, și cei cu drift vestic, suprasincroni, ating longitudinile orbitale de 30° W și, respectiv, 110° E. Pentru unghiuri de fază optime, primii sunt observați cel mai bine târziu în timpul nopții, în timp ce ultimii sunt observați cel mai bine la scurt timp după apus. Această strategie asigură observații la un unghi de fază optim pentru obiectele care, deși au un drift important, vor rămâne în capacitatea de urmărire a observatorului pentru perioade extinse de timp. Pe baza criteriilor discutate mai sus, sistemul compilează la începutul fiecărei nopți o listă de ținte observabile, identificate anterior ca variabile în timpul fazei de supraveghere, și o transmite planificatorului telescopului pentru faza de execuție.

Populația studiată a fost restrânsă la nouă sateliți dezafectați, prioritizați pentru monitorizare sistematică pe termen lung. Cu toate acestea, APSIS identifică, urmărește și generează automat curbe de lumină pentru orice obiect care traversează sau se află deja în câmpul obiectului țintă. Prin urmare, baza de date include clase diverse de obiecte spațiale, inclusiv sateliți activi, stabiliizați în atitudine, cât și corpuri de rachetă și fragmente de sateliți. Aceste cazuri servesc drept referință pentru

evaluarea stabilității soluției fotometrice pe parcursul nopții.

APSIS integrează programe software dezvoltate intern în C și Python pentru gestionarea întregului flux de date, de la achiziția și reducerea imaginilor până la generarea curbelor de lumină și extragerea perioadelor (Figura 3.10). Lanțul de procesare prezentat efectuează calibrarea automată a imaginilor, reducerea acestora și analiza fotometrică a datelor observaționale. În Figura 3.11 este prezentat rezultatul procesării imaginilor prin identificarea și marcarea tuturor obiectelor din câmp.

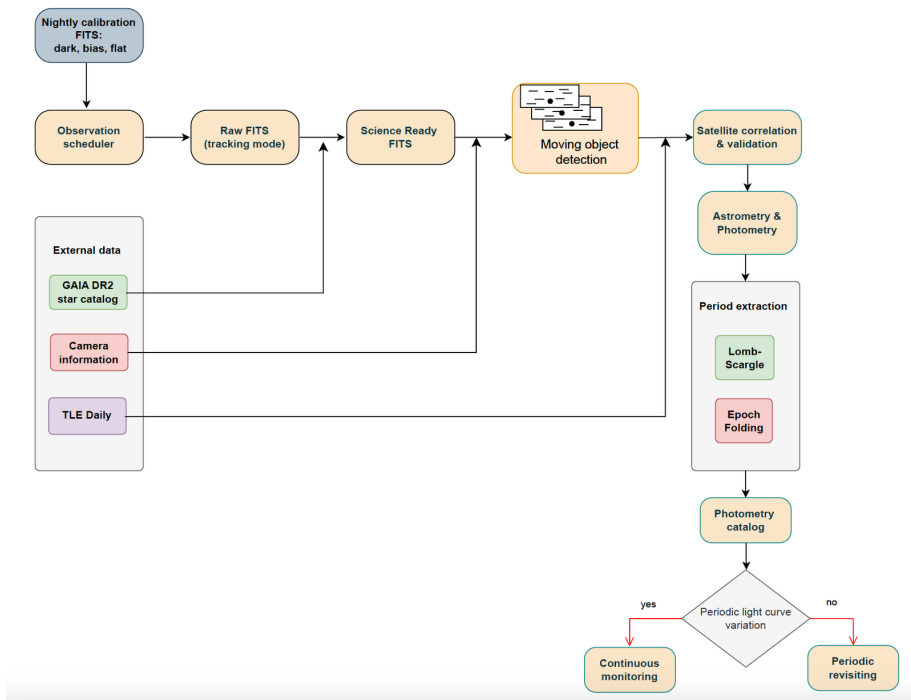


Figura 3.10: Diagrama operațională a procedurii automate APSIS. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

În cadrul strategiei de achiziție a datelor, APSIS utilizează patru interfețe operaționale complementare. Interfața de supraveghere oferă acces în timp real la lista de obiecte, la planul observațional activ și la procedura de detecție și urmărire a obiectelor selectate. Aceasta este utilizată pentru prioritizarea dinamică a țintelor, monitorizarea ferestrelor de vizibilitate și evaluarea distribuției pe cer a obiectelor țintă. Interfața integrează, de asemenea, imagini all-sky în timp real pentru evaluarea rapidă a condițiilor atmosferice și a calității cerului, relevante pentru observațiile fotometrice. Panoul de planificare listează obiectele incluse în planul observațional zilnic și afișează, pentru fiecare țintă, azimutul, înălțimea și condiția de iluminare. Acești parametri sunt actualizați continuu și utilizați la evaluarea condițiilor optime pentru monitorizarea fotometrică a sateliților de interes. Fiecare sesiune observațio-

nală începe cu achiziția automată de imagini de calibrare de către ambele telescoape, respectiv *bias*, *dark* și *flat*, utilizate în procedurile standard de calibrare pentru eliminarea zgomotului electronic și a zgomotului termic al camerei sCMOS, precum și pentru compensarea iluminării neuniforme a detectorului. Aceste seturi de imagini de calibrare sunt achiziționate în fiecare noapte pentru monitorizarea și corectarea eventualelor modificări ale performanței detectorului în timp.

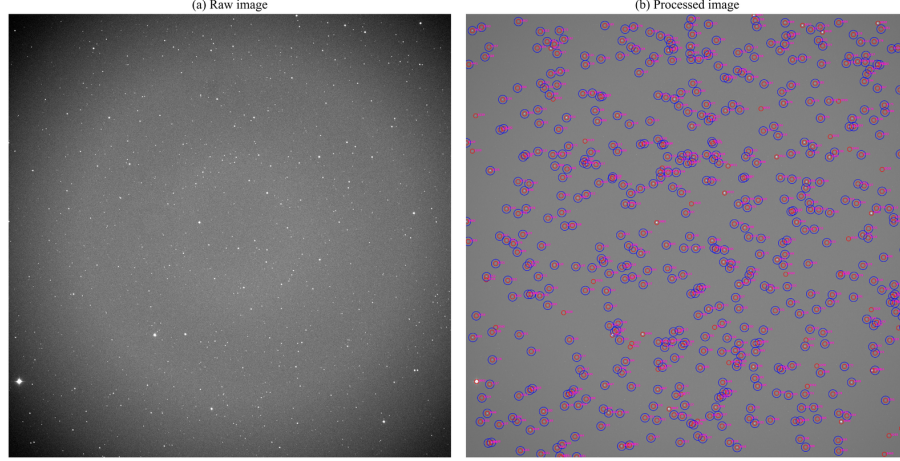


Figura 3.11: *Exemplu de cadru obținut cu telescopul Haret-T02. Data: 2025-04-09T22:17:06.971 UTC / Coordonatele centrului: $\alpha = 248.083$, $\delta = -7.116$ / $T_{\text{exp}} = 1.5$ s. Imagine brută (a) și imagine calibrată (b), indicând stelele utilizate pentru determinarea soluției astrometrice (plate solving), marcate prin cercuri concentrice albastre și roșii, și obiectele marcate ca posibili sateliți, indicate numai prin cercuri roșii. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].*

Atât strategia de supraveghere, cât și cea de urmărire au fost testate în diferite configurații experimentale ale timpului de expunere, numărului de imagini și timpului de revizitare pentru a obține imagini cu un raport semnal-zgomot (SNR) adecvat și măsurători fotometrice care eșantionează corespunzător curba de lumină chiar în cazul obiectelor cu rotație rapidă. Un exemplu tipic de mozaicuri de imagini de supraveghere obținute utilizând $T_{\text{exp}} = 1$ s pentru obiecte detectate atât variabile, cât și nevariabile, este reprezentat în Figura 3.12 și Figura 3.13.

După mai multe teste în diferite configurații ale programului de supraveghere, am constatat că 60 de imagini consecutive cu timp de expunere $T_{\text{exp}} = 1$ s au fost suficiente pentru a surprinde întreaga perioadă de rotație pentru majoritatea țintelor sau cel puțin pentru a evidenția variații semnificative de strălucire în cazul sateliților cu perioada lungă de rotație. După finalizarea secvenței de 60 de imagini, telescopul se deplasează automat către următorul câmp pentru continuarea supravegherii. Această strategie s-a dovedit eficientă pentru caracterizarea fotometrică a unui număr mare de obiecte într-un interval scurt de timp. Odată detectate și

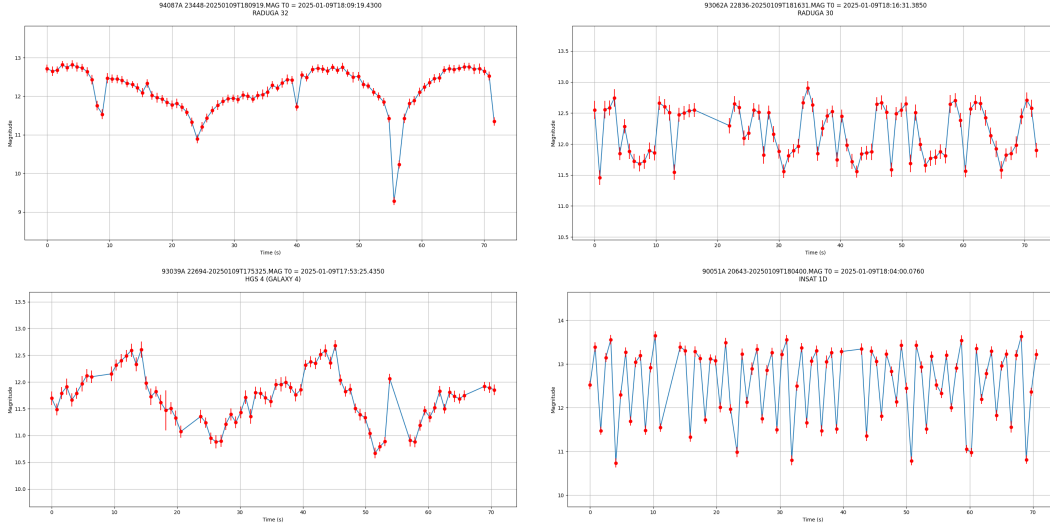


Figura 3.12: Mozaic reprezentând un set tipic de sateliți inactivi detectați în timpul supravegherii. Parametrii strategiei de achiziție a imaginilor au fost 70 de imagini cu $T_{\text{exp}} = 1$ s.

curbele de lumină confirmate vizual, obiectele cu o perioadă de rotație bine determinată au fost programate pentru observații dedicate de urmărire.

Pentru obținerea măsurătorilor fotometrice precise, telescopul T04 a fost operat în modul de urmărire a obiectului, cu corecțiile în ascensie și declinație obținute din efemeride, menținând astfel ținta ca sursă punctuală staționară în centrul câmpului vizual, în timp ce stelele de fundal au apărut sub formă de dâre. Având în vedere natura geosincronă a sateliților de interes, rata de urmărire a fost de aproximativ $15''/\text{s}$. Această viteză aparentă relativ redusă a produs dâre stelare scurte, ceea ce a îmbunătățit semnificativ precizia fotometriei de apertură. Ratele de urmărire ale fiecărei ținte au fost calculate în timp real utilizând cele mai recente TLE-uri și au fost aplicate continuu pentru actualizarea monturii telescopului în timpul sesiunii.

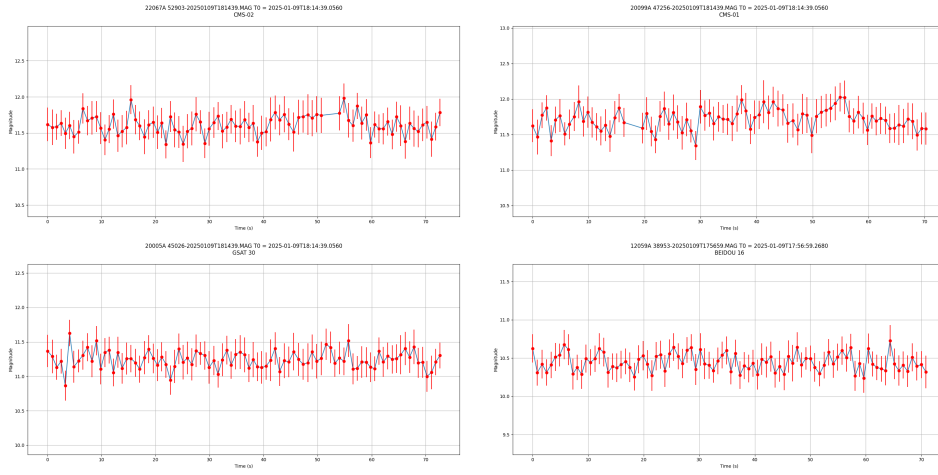


Figura 3.13: *Mozaic reprezentând un set tipic de sateliți activi detectați în timpul supravegherii. Parametrii strategiei de achiziție a imaginilor au fost 60 de imagini cu $T_{\text{exp}} = 1$ s.*

4. Analiza seriilor temporale fotometrice

4.1 Periodograma Lomb–Scargle (LS)

Periodograma Lomb–Scargle este o metodă utilizată pentru detectarea și caracterizarea periodicității în datele de tip serie temporală [VanderPlas, 2018]. Aceasta este potrivită pentru observații eşantionate neuniform, ceea ce o face un instrument adecvat pentru analiza datelor fotometrice ale sateliților artificiali obținute pe intervale temporale lungi.

Periodograma LS aparține clasei metodelor bazate pe analiza Fourier utilizate pentru analiza periodicității în seriile temporale. Aceasta se bazează pe descompunerea semnalului în componente de frecvență prin transformata Fourier, în timp ce spectrul de putere evidențiază contribuția fiecărei frecvențe la semnalul total. Metoda este deosebit de utilă în studiul curbelor de lumină ale sateliților artificiali, unde variațiile fotometrice sunt generate de rotația obiectului și pot fi interpretate ca o combinație de componente periodice. Identificarea frecvențelor dominante face astfel posibilă estimarea perioadelor caracteristice de rotație.

În practică, însă, transformata Fourier calculată din date observaționale nu reflectă numai semnalul fizic propriu-zis, ci este influențată și de distribuția temporală a observațiilor. Din acest motiv, monitorizarea pe termen lung a sateliților artificiali este deosebit de importantă, deoarece permite obținerea observațiilor într-un interval mai larg de geometrii de observare și iluminare. Monitorizarea obiectului în configurații observaționale diferite îmbunătățește eşantionarea variațiilor sale de strălucire, reduce ambiguitățile asociate cu acoperirea incompletă a fazei și crește precizia determinării perioadei de rotație. O astfel de monitorizare extinsă este valoroasă pentru obiectele cu stări rotaționale complexe sau proprietăți reflectorizante neomogene, precum sateliții prezentați în acest studiu, pentru care arcurile observaționale scurte pot furniza doar o reprezentare parțială sau incorectă a comportamentului rotațional real. În consecință, periodograma reflectă atât periodicitatea intrinsecă a semnalului, cât și efectele ferestrei observaționale, respectiv mod-

elul specific de eşantionare al măsurătorilor. Pentru date eşantionate neuniform, acest lucru poate introduce caracteristici suplimentare în spectrul de frecvență, care trebuie analizate cu atenție pentru identificarea perioadei reale de rotație.

Analiza LS a fost efectuată pe date fotometrice exportate din lanțul de procesare APSIS detaliat anterior. Fișierul de intrare pentru aceasta conține timpul UTC al observațiilor, magnitudinea relativă a satelitului și incertitudinea acesteia (1σ). Aceste valori au constituit seria temporală fotometrică de bază utilizată pentru identificare perioadei de rotație.

Anterior analizei LS, seria temporală fotometrică a fost corectată pentru termenul liniar în timp, suprimându-se astfel variația graduală a strălucirii indusă de schimbarea unghiului de fază în timpul observațiilor (*detrend*). Deși variațiile unghiului de fază în timpul unui singur set observațional au fost mai mici de 30° datorită intervalului scurt de achiziție de aproximativ 1500 s, am aplicat această corecție, reținând pentru analiza LS doar componenta periodică a curbei de lumină.

Perioadele de rotație au fost ulterior determinate din aceste serii fotometrice corectate utilizând periodograma *Generalized Lomb–Scargle* (GLS) [Zechmeister and Kürster, 2009], care furnizează o soluție în sensul celor mai mici pătrate pentru modelarea sinusoidală în condiții de eşantionare temporală neuniformă. Această etapă a fost realizată în Python utilizând implementarea Lomb–Scargle disponibilă în pachetul `astropy.timeseries`. În model au fost incluși până la trei termeni armonici, ceea ce s-a constatat că oferă o sensibilitate adecvată la forme care nu sunt strict sinusoidale ale curbelor de lumină, evitând în același timp ajustarea excesivă a datelor și apariția unor maxime artificiale în seriile temporale slab eşantionate [VanderPlas, 2018]. Intervalul de frecvențe scanat a fost de la 5×10^{-4} Hz până la 1 Hz, corespunzând unor perioade de rotație între 1 s și 2000 s, interval care include valorile tipice pentru sateliți geostaționari inactivi sau aflați în rotație necontrolată [Earl and Wade, 2015]. Frecvența corespunzătoare puterii maxime a periodogramei a fost considerată drept estimarea inițială. Pentru o determinare exactă a maximumului principal al periodogramei, am extras un interval de ± 3 frecvențe adiacente centrat pe frecvența de putere maximă. Profilul local rezultat a fost apoi ajustat cu o funcție gaussiană rezultând astfel perioada de rotație finală și incertitudinea asociată acesteia.

Implementarea realizată în Python generează, pentru fiecare curbă de lumină procesată, un set de patru grafice diagnostice care susțin determinarea și verificarea

perioadei de rotație: (a) curba de lumină brută (magnitudine în funcție de timp), (b) spectrul de putere cu maximul de frecvență identificat, (c) o aproximare cu o funcție gaussiană a maximului pentru estimarea rafinată a perioadei și a incertitudinii asociate și (d) curba de lumină redusă la perioadă. Un exemplu de rezultat pentru satelitul 1977-071A (Raduga 3), una dintre țintele monitorizate pe cel mai lung interval de timp și reprezentativă pentru fotometria multi-epocă, de cadență ridicată, obținută cu APSIS, este prezentat în Figura 4.1.

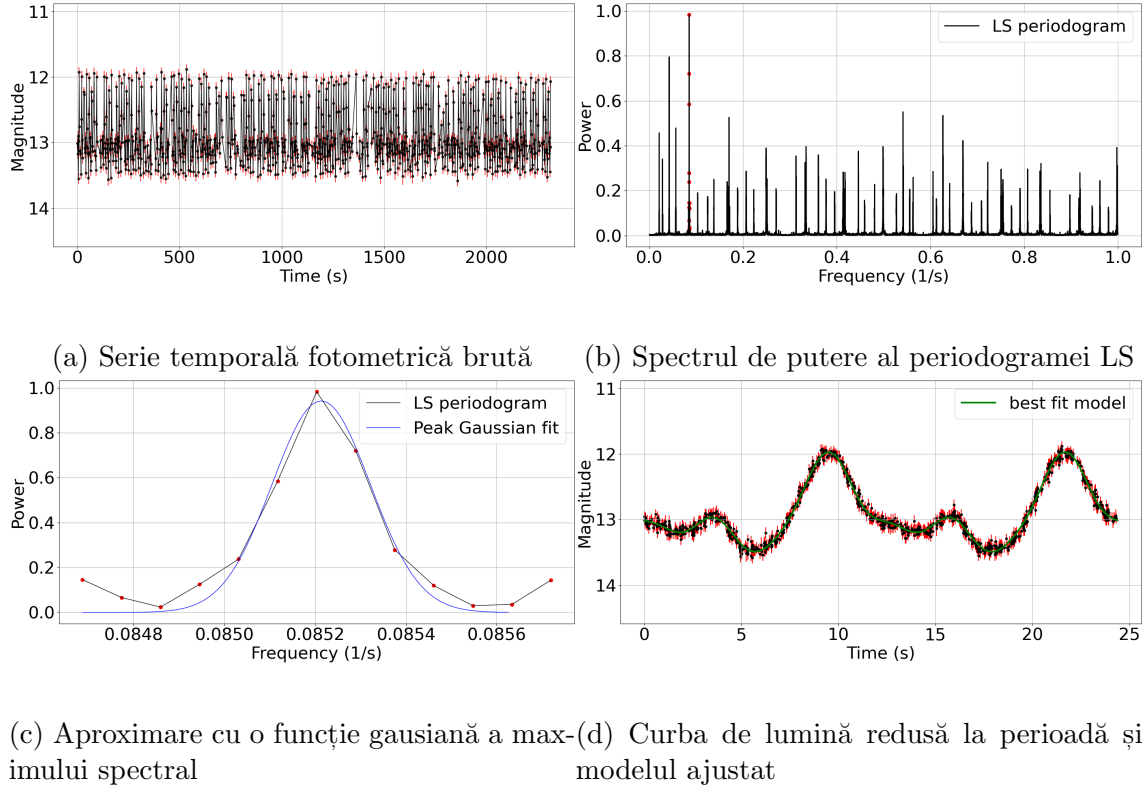


Figura 4.1: Analiza fotometrică a perioadei pentru obiectul GEO 1977-071A. (a) Curba de lumină brută, indicând variația magnitudinii în timp. (b) Spectrul de putere Lomb–Scargle generalizat, cu frecvența dominantă identificată. (c) Model gaussian ajustat pe maximul principal, utilizat pentru rafinarea frecvenței și estimarea incertitudinii de 1σ . (d) Curba de lumină redusă pe baza soluției finale a perioadei, suprapusă peste modelul multi-armonic ajustat. Date obținute la 2023-07-15. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026]

O limitare cunoscută a metodei LS este tendința de a returna o frecvență de două ori mai mare decât frecvența reală de rotație atunci când curba de lumină prezintă o simetrie cu două maxime. Această situație este comună pentru obiectele cu două fațete reflectorizante similare, separate la 180° , care produc maxime de strălucire aproape identice la fiecare jumătate de rotație. În astfel de cazuri, puterea periodogramei la $2f_{\text{true}}$ poate depăși puterea la f_{true} , conducând la o perioadă aparentă de rotație $P_{\text{obs}} = P_{\text{true}}/2$ [VanderPlas, 2018]. Un exemplu este prezentat

în Figura 4.2, unde cel mai puternic maxim din periodograma Lomb–Scargle apare la o perioadă de 6.1 s, în timp ce perioada reală este 12.2 s. Acest caz ilustrează dominanța armonică în curbele de lumină cu două maxime, unde prima armonică poate depăși fundamentală. Pentru a reduce acest efect, toate perioadele candidate sunt verificate vizual prin verificarea curbei de lumină reduse la perioadă atât la P_{obs} , cât și la $2P_{\text{obs}}$.

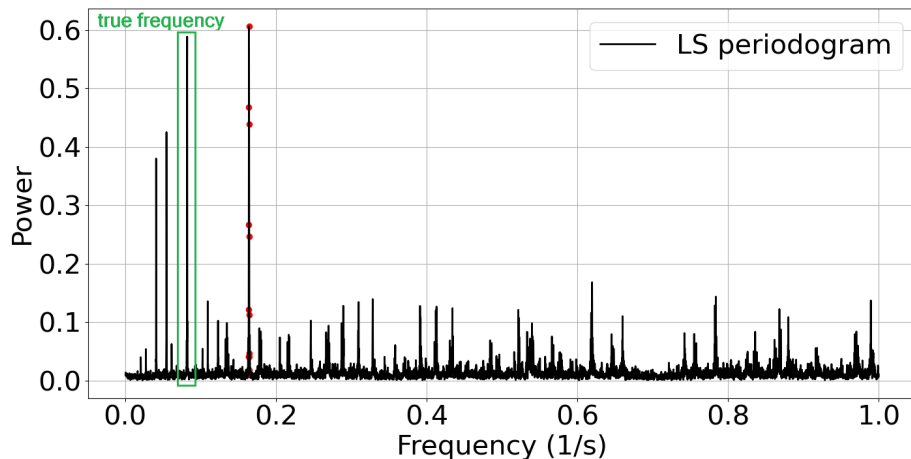


Figura 4.2: Periodograma Lomb–Scargle indicând un maxim dominant la $2f_{\text{true}}$, corespunzător unei perioade de 6.1 s. Perioada reală este de 12.2 s. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

4.2 Reducerea la epocă a observațiilor fotometrice

O metodă secundară și independentă de determinare a perioadei, bazată pe reducerea la epocă utilizând un algoritm de minimizare a dispersiei de fază [Stellingwerf, 1978], a fost aplicată pentru validarea și, dacă era necesar, rafinarea perioadelor candidate derivate din analiza LS. În această abordare, curba de lumină corectată pentru termenul liniar este redusă la perioadă folosind valori de test ale acesteia în intervalul 2–200 s, cu un pas de 0.001 s. Pentru fiecare perioadă de probă P , timpii de observație au fost reduși modulo- P , astfel încât toate măsurătorile au fost raportate la un singur ciclu și sortate în ordinea crescătoare a fazei de rotație. Pentru inspecția vizuală, curba de lumină finală a fost reprezentată pentru două faze consecutive de rotație ceea ce îmbunătățește lizibilitatea acesteia și facilitează recunoașterea caracteristicilor repetitive necesare pentru determinarea perioadei adevărate. Curba de lumină rezultată a fost apoi eșantionată în 100 de grupuri consecutive în intervalul de fază $[0,1]$, dispersia locală, pentru fiecare grup, fiind calculată ca diferența dintre

valoarea minimă și cea maximă a magnitudinii. Dispersia totală asociată unei perioade de probă date a fost obținută prin însumarea acestor contribuții locale pentru întregul set de date redus la perioada de probă. Soluția optimă a fost identificată ca perioada care minimizează această funcție de dispersie, corespunzând celei mai compacte și coerente curbe de lumină reduse la perioadă.

Un exemplu al procedurii de validare este prezentat în Figura 4.3. Panoul (a) arată funcția de dispersie în raport cu perioada de probă, minimumul identificând soluția preferată de 11.735 s. Panoul (b) prezintă curba de lumină redusă cu această perioadă, care formează un model compact și coerent, în timp ce panoul (c) ilustrează rezultatul obținut pentru o perioadă incorectă, de 99.510 s, caracterizată printr-o dispersie crescută și pierderea coerenței de fază. Compararea evidențiază faptul că soluția corectă produce un model periodic compact și coerent din punct de vedere fizic, în timp ce o perioadă incorectă conduce la o curbă de lumină invalidă.

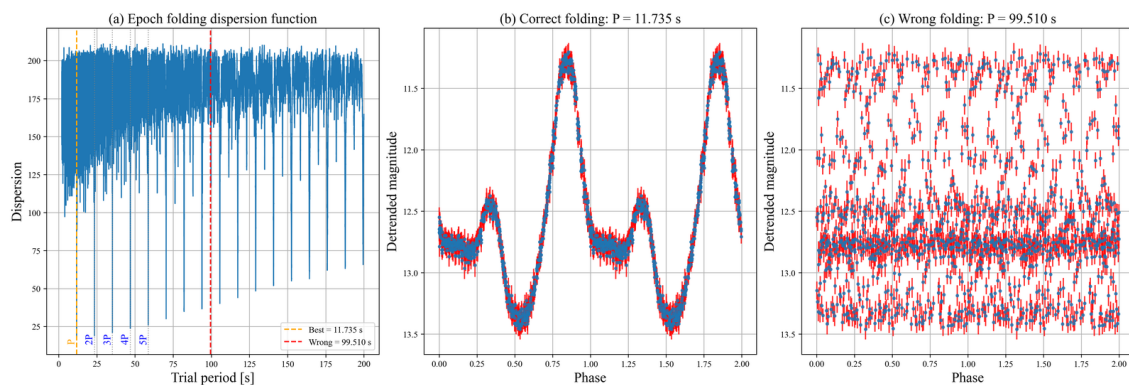


Figura 4.3: Exemplu al procedurii de validare prin reducerea la epocă. (a) Funcția de dispersie în funcție de perioada de rotație, valoarea minimă identificând soluția preferată de 11.735 s. Sunt indicate, de asemenea, pozițiile perioadei fundamentale și ale multiplilor acesteia, $2P$, $3P$ etc. (b) Curba de lumină redusă la perioadă obținută cu valoarea perioadei de rotație care a generat dispersia minimă. (c) Curba de lumină redusă, obținută utilizând o perioadă de rotație incorectă de 99.510 s, ilustrând creșterea dispersiei și pierderea coerenței de fază.

5. Rezultate

Analiza și rezultatele prezentate în acest capitol se bazează pe curbele de lumină și perioadele de rotație pe care le-am obținut pentru un set de sateliți inactivi monitorizați pe o perioadă de peste trei ani. Caracteristicile fizice ale acestor ținte sunt prezentate în Tabelul 5.1. Acești parametri au fost extrași din ESA DISCOS (*Database and Information System Characterizing Objects in Space*), ”o referință unică pentru informații despre lansări, detalii de înregistrare a obiectelor, descrieri ale vehiculelor de lansare, precum și informații despre vehicule spațiale pentru toate obiectele urmăribile, neclasificate”, disponibilă la <https://discosweb.esoc.esa.int> [Flohrer et al., 2013].

Tabelul 5.1: *Caracteristicile fizice ale sateliților monitorizați.*

Satelit	Formă	Masă	Diam.	Anv.	Înălțime	Lățime	Adâncime	Arie	A/m
Norad/COSPAR Nume		[kg]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m ²]	
7932/1974-060A	MOLNIYA 1-S	Cyl + 6 Pan	1650	1.4	8.6	4.4	–	–	37.84 0.0229
10159/1977-071A	Raduga 3	Cyl + 2 Pan	1947.47	2.5	9.5	5.0	–	–	47.5 0.0243
11273/1979-015A	Ekran 3	Cyl + 2 Pan + 1 Plate	1952.43	2.5	9.0	5.5	–	–	49.5 0.0253
14377/1983-100A	Ekran 11	Cyl + 2 Pan + 1 Plate	1952.43	2.5	9.0	5.5	–	–	49.5 0.0253
16199/1985-102A	Cosmos-1700	Cyl + 2 Pan + 3 Dish	1982.16	3.0	–	2.0	–	–	33.0 0.0166
20643/1990-051A	INSAT 1D	Hex Poly + 1 Pan	693.76	–	2.18	1.42	1.55	1.55	3.1 0.0044
22981/1994-008A	Raduga 1-3	Cyl + 2 Pan	1947.47	2.0	20.0	5.0	–	–	100.0 0.0513
23448/1994-087A	Raduga 32	Cyl + 2 Pan	1947.47	2.5	9.5	5.0	–	–	47.5 0.0243
25045/1997-070A	Kupon 1	Hex Poly + 2 Pan	2279.48	–	2.0	2.0	2.0	2.0	4.0 0.0017

Sateliții monitorizați prezentați în Tabelul 5.1 nu sunt uniformi din punctul de vedere al formei și structurii, reprezentând abordări tehnologice diverse. Înțelegerea geometriei lor fizice este factorul principal pentru interpretarea variațiilor rotaționale

observate. Setul de sateliți monitorizați poate fi încadrat în trei grupuri structurale distincte:

- Configurație radial simetrică de tip *petală*: platforma Molniya-1S (74060A) este unică în setul de date, având un corp cilindric cu șase panouri solare dispuse radial (Figura 5.1). Acest grad ridicat de simetrie radială tinde să echilibreze distribuția presiunii radiației solare (SRP). Această caracteristică fizică explică stabilitatea rotațională observată în Figura 5.4, unde Molniya-1S prezintă cea mai mică variație seculară.



Figura 5.1: *Reprezentare artistică a platformei Molniya. Sursa datelor: Gunter's Space Page (<https://space.skyrocket.de>.)*

- Configurații cilindrice cu două panouri și corpuri de tip *box*: majoritatea țințelor, inclusiv seriile Raduga, Ekran și Kupon (Figura 5.2), utilizează un corp central echipat cu două panouri solare mari. Platformele rusești KAUR-3 și KAUR-4, respectiv Raduga și Ekran, prezintă în mod obișnuit rapoarte A/m ridicate, în special Raduga 1-3 care are o anvergură de 20 m. Aceste configurații acționează ca "vele solare" eficiente, în care orice mic decalaj între centrul de presiune și centrul de masă generează un cuplu important.
- Arhitecturi foarte asimetrice și complexe: ținte precum Cosmos-1700 și INSAT 1D reprezintă cele mai complexe geometrii pentru modelarea atitudinii. INSAT 1D este caracterizat printr-o arhitectură "Hex Poly +1 Pan", cu un singur panou solar echilibrat de o velă solară montată pe o tijă lungă (Figura 5.3).

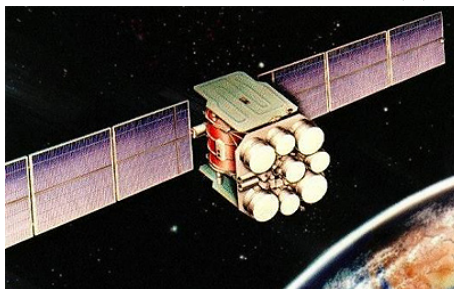
Așa cum se arată în Tabelul 5.1, masele obiectelor selectate variază de la aproximativ 700 kg până la peste 2200 kg. Cu toate acestea, pentru modelarea dinamică, raportul A/m este parametrul mai relevant. În cadrul eșantionului analizat, acest raport variază cu un ordin de mărime, de la 0.0017 m²/kg pentru Kupon 1 până la



(a) *Ekran platform.*



(b) *Raduga (gran) platform.*



(c) *Kupon platform.*

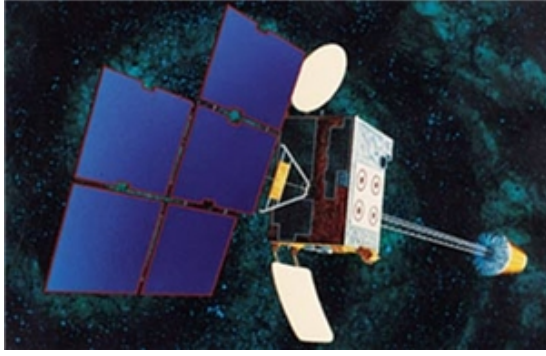
Figura 5.2: *Reprezentare artistică a platformelor Ekran, Raduga și Kupon. Sursa datelor: Gunter's Space Page (<https://space.skyrocket.de>).*

0.0513 m²/kg pentru Raduga 1-3.

APSYS este capabil să monitorizeze un număr mare de obiecte din regimurile MEO și GEO, actualizând continuu perioadele lor de rotație și furnizând date precise și actualizate pentru modelarea dinamică. Această capacitate permite construirea unor serii temporale omogene, pe termen lung, pentru o gamă largă de obiecte țintă.

Pentru investigarea dinamicii rotaționale pe termen lung, evoluția temporală a perioadei de rotație a fost monitorizată pentru eșantionul reprezentativ de sateliți inactivi geosincroni (Figura 5.4) prezentați în Tabelul 5.1. Spre deosebire de rezultatele anterioare [Benson et al., 2017], printre obiectele pe care le-am monitorizat, nu am identificat obiecte aflate în rotație necontrolată de tip *tumbling*.

Seriile temporale rezultate au evidențiat o evoluție rotațională complexă pentru majoritatea obiectelor, caracterizată printr-o modulație sezonieră clară suprapusă peste o tendință seculară distinctă. În majoritatea cazurilor, evoluția seculară a corespuns unei accelerații nete a ratei de rotație, respectiv unei scăderi a perioadei. În mod remarcabil, magnitudinea acestei accelerații pare să coreleze cu rapoartele arie-masă prezentate în Tabelul 5.1. De exemplu, Raduga 1-3 (1994-008A), care are un raport A/m ridicat de 0.0513 m²/kg, prezintă una dintre cele mai pronunțate



(a) *Insat 1D platform.*



(b) *Luch (Cosmos) platform.*

Figura 5.3: *Reprezentare artistică a platformelor Insat 1D și Luch (Cosmos). Sursa datelor: Gunter's Space Page (<https://space.skyrocket.de>).*

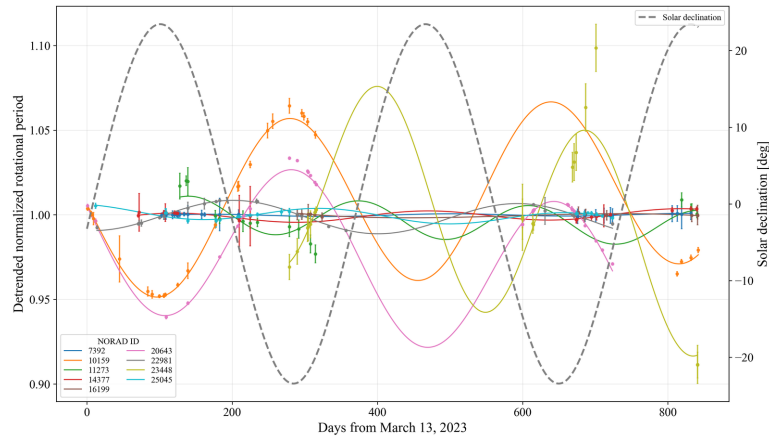


Figura 5.4: *Evoluția corectată pentru termenul liniar și normalizată a perioadei de rotație pentru sateliții inactivi analizați, prezentată împreună cu variația corespunzătoare a declinației solare pe același interval temporal. Pentru fiecare obiect, punctele reprezentate indică valorile observaționale corectate pentru termenul liniar, iar curbele colorate reprezintă modelul ajustat utilizat pentru caracterizarea modulației sezoniere. Data de 13 martie 2023 reprezintă T_0 al monitorizării sistematice APSIS.*

pante seculare. În schimb, pentru 1994-087A și, într-o măsură mai mică, pentru 1977-071A, a fost observată o decelerare graduală (Figura 5.4). Deși aceste obiecte împart configurația "Cyl + 2 Pan" cu sateliții care decelerează, acest comportament divergent poate sugera că direcția cuplului indus de presiunea radiației solare depinde puternic de orientarea inițială a vectorului momentului cinetic în raport cu vectorul solar.

Aceste modificări observate ale perioadelor de rotație sunt în concordanță cu cercetări anterioare, care atribuie asemenea variații unor cupluri externe slabe care acționează asupra structurii vehiculului spațial [Papushev et al., 2009]. În mod specific, oscilațiile periodice observate în setul de date studiat, cele mai evidente în

configurația asimetrică "Hex Poly + 1 Pan" a satelitului Insat 1D, sunt în acord cu efectele cuplurilor generate de SRP care acționează asupra panourilor solare cu suprafață mare [Earl and Wade, 2015].

Modificări ale perioadelor de rotație ale sateliților GEO au fost raportate anterior și atribuite fie unor mecanisme disipative interne, fie unor forțe externe slabe care acționează asupra sateliților [Papushev et al., 2009]. Variațiile ciclice ale perioadei de rotație au fost atribuite cuplurilor induse de presiunea radiației solare care acționează asupra panourilor solare cu suprafață mare [Earl and Wade, 2015]. Oscilații periodice similare ale perioadei de rotație au fost raportate și pentru sateliți GLONASS defecțuoși și atribuite presiunii radiației solare care acționează asupra panourilor solare înclinate [Rachman et al., 2025], în timp ce corpurile de rachetă și deșeurile spațiale din regiunea MEO nu prezintă variații detectabile ale perioadei de rotație [Cimmino et al., 2025]. În concordanță cu aceste rezultate, monitorizarea continuă realizată în acest studiu confirmă acest efect pentru mai multe obiecte și epoci. Caracterizarea sistematică furnizată de setul de date obținut întărește concluzia că diversitatea în formă și structură a sateliților monitorizați, respectiv rapoartele A/m identificate în Tabelul 5.1 sunt determinanții principali ai instabilității rotaționale pe termen lung. Această bază observațională servește drept fundament pentru modelarea analitică a cuplurilor produse de presiunea radiației solare, prezentată în secțiunea următoare.

5.1 Presiunea radiației solare și evoluția perioadei

Pentru caracterizarea cantitativă a dinamicii rotaționale, evoluția temporală a perioadei de rotație este descompusă în două componente principale: o modulație periodică, sezonieră, și un drift liniar, secular. Aceste perioade măsurate sunt modulate utilizând următoarea expresie analitică:

$$P(t) = P_0 + A \cos(\omega t + \phi) + B(t - t_0) \quad (5.1)$$

unde P_0 (perioada inițială) și B descriu tendința seculară a datelor, în timp ce A, ω , și ϕ caracterizează amplitudinea, perioada și faza variației. Tabelul 5.2 sintetizează parametrii obținuți prin modelarea evoluției temporale a perioadelor de rotație măsurate pentru populația eșantionată.

Rezultatele ajustării indică o periodicitate de aproximativ un an a evoluției perioadelor de rotație a sateliților. Această aliniere temporală sugerează existența unui cuplu care este corelat cu variația anuală a poziției aparente a Soarelui în raport cu

Satelit	Decalaj de fază (zile)	Perioada (zile)	Amplitudinea sezonieră (s)	Panta (ms/zi)
1974-060A	38.12 ± 1.86	347.3 ± 12.8	0.020	-0.02
1977-071A	170.92 ± 2.04	360.4 ± 1.40	0.610	0.92
1979-015A	-8.04 ± 1.45	350.9 ± 43.2	1.070	-25.64
1983-100A	0.34 ± 1.49	348.7 ± 3.00	0.039	-0.56
1985-102A	131.16 ± 1.98	349.4 ± 23.6	0.060	-0.11
1990-051A	-181.15 ± 2.11	361.5 ± 1.50	0.479	-1.67
1994-008A	92.61 ± 1.98	364.2 ± 2.40	0.080	-1.16
1994-087A	-133.94 ± 1.97	342.9 ± 13.6	3.360	43.55
1997-070A	-143.35 ± 1.99	328.4 ± 4.20	0.045	-1.11

Tabelul 5.2: *Decalajul de fază al modulației sezoniere, perioada caracteristică a variației, amplitudinea sezonieră și panta seculară a evoluției perioadei de rotație. Data source: [Trelia et al., 2026].*

sistemul de referință legat de corpul satelitului. O astfel de periodicitate aproape anuală este interpretată ca manifestare a cuplurilor produse de presiunea radiației solare, a căror magnitudine și direcție sunt modulate de geometria variabilă Soare–satelit pe parcursul revoluției orbitale a Pământului.

Dominanța acestei variații anuale este evidentă la sateliții cu seturi de date pe intervale temporale lungi, precum 1977-071A și 1990-051A. În aceste cazuri, amplitudinea sezonieră A depășește semnificativ drift-ul secular B , indicând faptul că starea rotațională este foarte sensibilă la unghiul de fază solar. Pentru 1990-051A (INSAT 1D), amplitudinea pronunțată este compatibilă cu asimetria produsă de configurația cu un singur panou descrisă în secțiunea anterioară, care generează un cuplu important ce variază pe măsură ce Soarele traversează planul ecuatorial al satelitului.

În schimb, termenul secular B reprezintă un transfer net de moment cinetic. Pentru țintele care prezintă o scădere persistentă a perioadei de rotație ($B < 0$), precum Raduga 1-3, cuplul SRP acționează ca un accelerator rotațional continuu. Acest efect poate fi prezent, cel mai probabil, din cauza unui decalaj între centrul de presiune și centrul de masă.

Pentru a verifica dacă variațiile rotaționale observate sunt compatibile cu presiunea radiației solare, este realizată o estimare a ordinului de mărime asociat acesteia. Această analiză compară cuplul necesar pentru a reproduce variația observată a perioadei cu valoarea teoretică a cuplului generat de fluxul solar asupra geometriei specifice a satelitului. Am realizat acest calcul pentru satelitul Raduga 3 (1970-

071A), pe baza parametrilor obținuți din date reale și a mai multor ipoteze privind reflectivitatea materialului, poziția centrului de presiune și aria suprafeței expuse radiației.

Pe baza monitorizării pe termen lung, în cazul satelitului Raduga 3 se observă o creștere a perioadei de rotație de la $T_0 = 11.6$ s la $T_f = 13.1$ s pe un interval de $t = 180$ zile. Modificarea vitezei unghiulare ($\Delta\omega$) este determinată ca:

$$\Delta\omega = 2\pi \left(\frac{1}{T_f} - \frac{1}{T_0} \right) \approx -0.0620 \text{ rad/s} \quad (5.2)$$

Momentul de inerție I este estimat considerând arhitectura platformei KAUR-3, aproximată ca un corp cilindric având diametrul de 2.5 m, și două panouri solare simetrice, cu anvergura de 9.5 m. Utilizând teorema axelor paralele pentru panouri și o formulare standard pentru corpul cilindric, momentul total de inerție este calculat ca:

$$I_{\text{total}} = I_{\text{body}} + 2 \cdot I_{\text{panel}} \approx 13\,800 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (5.3)$$

Cuplul mediu (τ_{req}) necesar pentru a produce decelerarea observată este, prin urmare:

$$\tau_{\text{req}} = I \times \left| \frac{\Delta\omega}{\Delta t} \right| \approx 5.5 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m} \quad (5.4)$$

În continuare, am calculat capacitatea teoretică a cuplului SRP, utilizând câteva ipoteze. Presiunea radiației solare la 1 UA (Unitate Astronomică) este aproximativ $P_{\text{SRP}} = 4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$. Pentru un satelit cu o arie medie expusă $A = 47 \text{ m}^2$ și un coeficient de reflectivitate ($C_R = 2$), forța totală exercitată este:

$$F_{\text{SRP}} = P_{\text{SRP}} \cdot A \cdot C_R \approx 4.29 \times 10^{-4} \text{ N} \quad (5.5)$$

Cuplul rezultat (τ_{SRP}) depinde de brațul forței (L_{arm}) creat de decalajul dintre centrul de presiune și centrul de masă. Presupunând o valoare conservatoare a acestui braț de forță (L_{arm}) de 1.0 m:

$$\tau_{\text{SRP}} = F_{\text{SRP}} \cdot L_{\text{arm}} \approx 4.29 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m} \quad (5.6)$$

Valoarea estimată a cuplului produs de presiunea radiației solare este de aproape opt ori mai mare decât cea necesară pentru a reproduce creșterea observată a perioadei de rotație, de 1.5 s. Această marjă indică faptul că presiunea radiației solare poate explica decelerarea rotațională observată. În consecință, rezultatele confirmă

ipoteza conform căreia SRP rămâne principalul factor dinamic pentru populația inactivă GEO caracterizată în acest studiu. Este important de menționat că această analiză nu ia în considerare efectul de auto-umbrire. Conform definiției din [Balmino and Marty, 2018], auto-umbrirea reprezintă ocultarea unor elemente de suprafață orientate către o direcție dată, de exemplu către presiunea directă a radiației solare, de către alte elemente. Acest fenomen poate influența semnificativ valoarea totală a forțelor de suprafață și, implicit, acuratețea determinării unor parametri dinamici specifici. Totuși, având în vedere marja substanțială identificată, concluzia principală privind SRP ca factor dominant rămâne validă chiar și fără modelarea complexă a acestor ocultări reciproce.

Pentru investigarea suplimentară a legăturii dintre modulația sezonieră și efectul presiunii radiației solare, am calculat decalajul de fază dintre variațiile corectate pentru termenul liniar ale perioadei și declinația Soarelui. După eliminarea termenului liniar din valorile perioadelor, componenta periodică rămasă a fost corelată cu seria temporală a declinației solare. Poziția maximului funcției de corelație temporală oferă o estimare a întârzierii dintre variațiile perioadei de rotație și variațiile declinației solare. Metoda permite determinarea robustă a acestui decalaj temporal chiar și în cazul seriilor de date eșantionate neuniform. Decalajul cuantifică modul în care răspunsul perioadei de rotație urmează ciclul anual al declinației solare, iar rezultatele pentru fiecare obiect sunt raportate în Tabelul 5.2. Perioadele corectate pentru termenul liniar și declinația Soarelui sunt prezentate în Figura 5.5.

Analiza de corelație arată că faza modulației sezoniere variază între obiecte. De exemplu, în cazul 1977-071A și 1990-051A, decalajul este de aproximativ 180 de zile, extremele perioadei de rotație apărând aproape de solstiții și fiind aliniate cu extremele declinației Soarelui. Aceasta corespunde unei anticorelații aproape perfecte între variațiile perioadei de rotație și efectul anual al presiunii radiației solare. În schimb, pentru 1994-008A, a fost identificat un decalaj de aproximativ 90 de zile, astfel încât extremele perioadei de rotație se află aproape de echinocții, atunci când Soarele traversează planul ecuatorial. Aceste modele demonstrează că modificările periodice sunt strâns legate de geometria iluminării solare, dar cu un răspuns dinamic inversat sau întârziat față de poziția Soarelui.

Cel mai plauzibil candidat pentru acest efect este presiunea radiației solare, care exercită un cuplu asupra sateliților cu forme asimetrice atunci când lumina solară incidentă nu trece prin centrul de masă. De exemplu, cuplul dominant produs de presiunea radiației solare își poate inversa semnul între emisfera nordică și cea su-

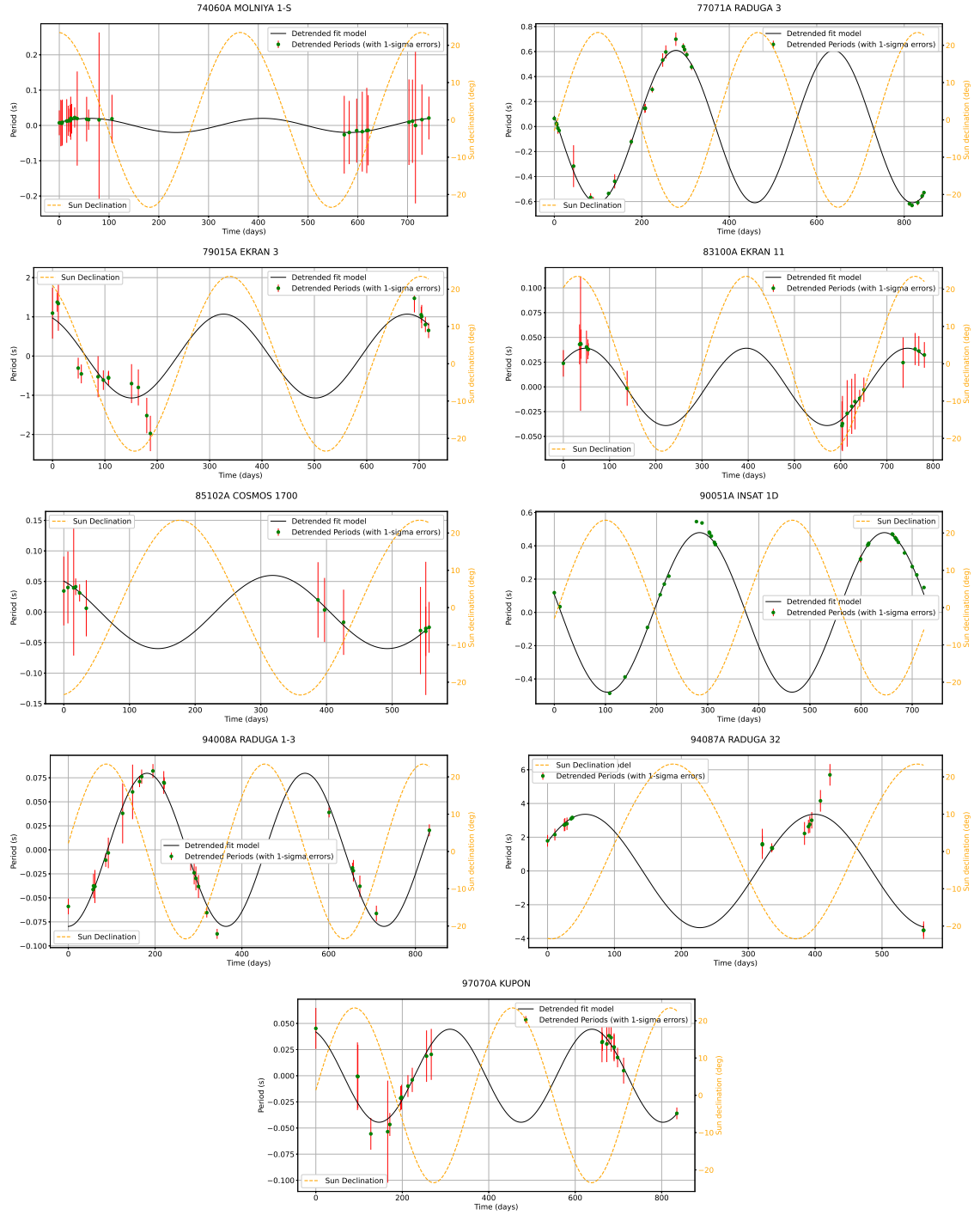


Figura 5.5: *Perioada de rotație după eliminarea termenului liniar și declinația Soarelui. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].*

dică, în funcție de orientarea suprafețelor reflective. Alternativ, comportamentul observat poate indica un răspuns dinamic întârziat al satelitului, determinat de modificări ale distribuției interne de masă, de deplasarea combustibilului rămas în rezervoare sau de acțiunea unor sisteme de control al atitudinii, precum roțile de reacție. Chiar și pentru sateliții ale căror roți de reacție au fost dezactivate de mult timp, componentele aflate în rotație sau elementele interne libere pot produce un

răspuns întârziat la cuplurile externe. Roțile de reacție se pot chiar reporni spontan în condiții favorabile de iluminare a panourilor solare [Papushev et al., 2009] și pot genera modificări abrupte ale perioadei de rotație.

Pentru majoritatea sateliților inactivi, nu există informații actualizate privind structura lor internă: distribuția masei, combustibilul rămas în rezervoare, dimensiunea și localizarea roților de reacție sau orientarea finală a panourilor solare. Factorii interni menționați pot introduce răspunsuri complexe și uneori întârziate, dificil de modelat fără cunoașterea directă a obiectului.

În schimb, influența geometriei Soare–satelit–observator, definită de mișcarea sa aparentă în raport cu axa de rotație a satelitului, este predictibilă. O parte critică a analizei constă, prin urmare, în separarea contribuției acestui factor extern predictibil de efectele interne necunoscute. Prin considerarea explicită a geometriei solare și a periodicității acesteia, se poate evalua cât din modulația observată este explicată de poziția Soarelui în raport cu satelitul și se poate izola orice comportament rezidual care poate proveni din dinamica internă a satelitului.

5.2 Evoluția perioadei de rotație și orientarea axei de rotație

Evoluția perioadei de rotație poate fi modelată ca răspuns la cuplurile produse de presiunea radiației solare. În această abordare, variația perioadei este descrisă printr-un termen dependent de geometria Soare–satelit–axă de rotație și printr-un termen secular liniar:

$$P(t) = P_0 + A \cos \psi(t) + B(t - t_0), \quad (5.7)$$

unde $\psi(t)$ este unghiul dintre axa de rotație a satelitului și vectorul satelit–Soare. Amplitudinea A include factorii fizici relevanți, precum aria efectivă, reflectivitatea și brațul cuplului, iar termenul B descrie evoluția seculară a perioadei de rotație.

Dacă axa de rotație este exprimată prin coordonatele ecuatoriale $(\alpha_{\text{pole}}, \delta_{\text{pole}})$, iar poziția Soarelui la momentul t prin $(\alpha_{\odot}(t), \delta_{\odot}(t))$, atunci dependența geometrică este dată de:

$$\cos \psi(t) = \sin \delta_{\text{pole}} \sin \delta_{\odot}(t) + \cos \delta_{\text{pole}} \cos \delta_{\odot}(t) \cos (\alpha_{\odot}(t) - \alpha_{\text{pole}}) \quad (5.8)$$

Pentru identificarea orientărilor posibile ale polului de rotație, a fost explorat întreg domeniul $\alpha_{\text{pole}} \in [0^\circ, 360^\circ]$ și $\delta_{\text{pole}} \in [-90^\circ, +90^\circ]$, cu pas de 0.5° . Pentru fiecare valori din acest domeniu a fost calculată funcția $\cos \psi(t)$, iar parametrii P_0 , A și B au fost reajustați prin metoda celor mai mici pătrate ponderate, considerând erorile în determinarea perioadei de rotație. Soluția optimă a fost identificată prin minimizarea funcției:

$$\chi^2 = \sum_i \left[\frac{P_i - P(t_i)}{\sigma_i} \right]^2, \quad (5.9)$$

unde P_i sunt perioadele de rotație măsurate, $P(t_i)$ valorile furnizate de model, iar σ_i incertitudinile asociate.

Evaluarea incertitudinilor a fost realizată prin generarea a 100 de soluții aleatorii, sau *clone*, în interiorul regiunii de încredere de 6σ . Pentru fiecare clonă, parametrii P_0 , A și B au fost reajustați individual. Rezultatele sunt prezentate în Figura 5.6. Panourile superioare compară valorile observaționale ale perioadei, după eliminarea termenului liniar, cu modelul cel mai bine ajustat și cu evoluția corespunzătoare a funcției $\cos \psi(t)$. Panourile inferioare prezintă hărțile χ^2 , pozițiile cele mai probabile ale polilor și contururile regiunii de încredere de 6σ .

În majoritatea cazurilor, suprafețele χ^2 prezintă domenii înguste, separate cu aproximativ 180° în ascensie dreaptă. Această structură reflectă simetria intrinsecă a modelului din Ecuația (5.7). Prin urmare, mai multe orientări ale polului pot produce ajustări statistic echivalente atunci când amplitudinea și termenul secular sunt reoptimizate. Metoda nu furnizează, așadar, o orientare unică a axei de rotație, ci familii de soluții admisibile.

Un rezultat important este acela că soluțiile nu sunt distribuite aleatoriu pe sfera cerească, ci tind să se grupeze la declinații mari și în vecinătatea direcțiilor polilor eclipticii. Un comportament similar a fost raportat de Earl et al. [2018] pentru satelitul GEO inactiv Echostar-2, ale cărui soluții ale polului au fost, de asemenea, limitate la regiuni restrânse de valori mari ale declinației. Această similitudine sugerează că, deși orientarea exactă a polului rămâne dificil de estimat, evoluția pe termen lung a axei de rotație poate fi dictată de configurații geometrice preferențiale impuse de variația anuală a geometriei solare. Rezultatele susțin, astfel, compatibilitatea dintre efectele presiunii radiației solare și periodicitățile observate, dar evidențiază și necesitatea unor constrângeri suplimentare, precum modelarea formei curbei de lumină, pentru determinarea mai precisă a geometriei reale a axei de rotație.

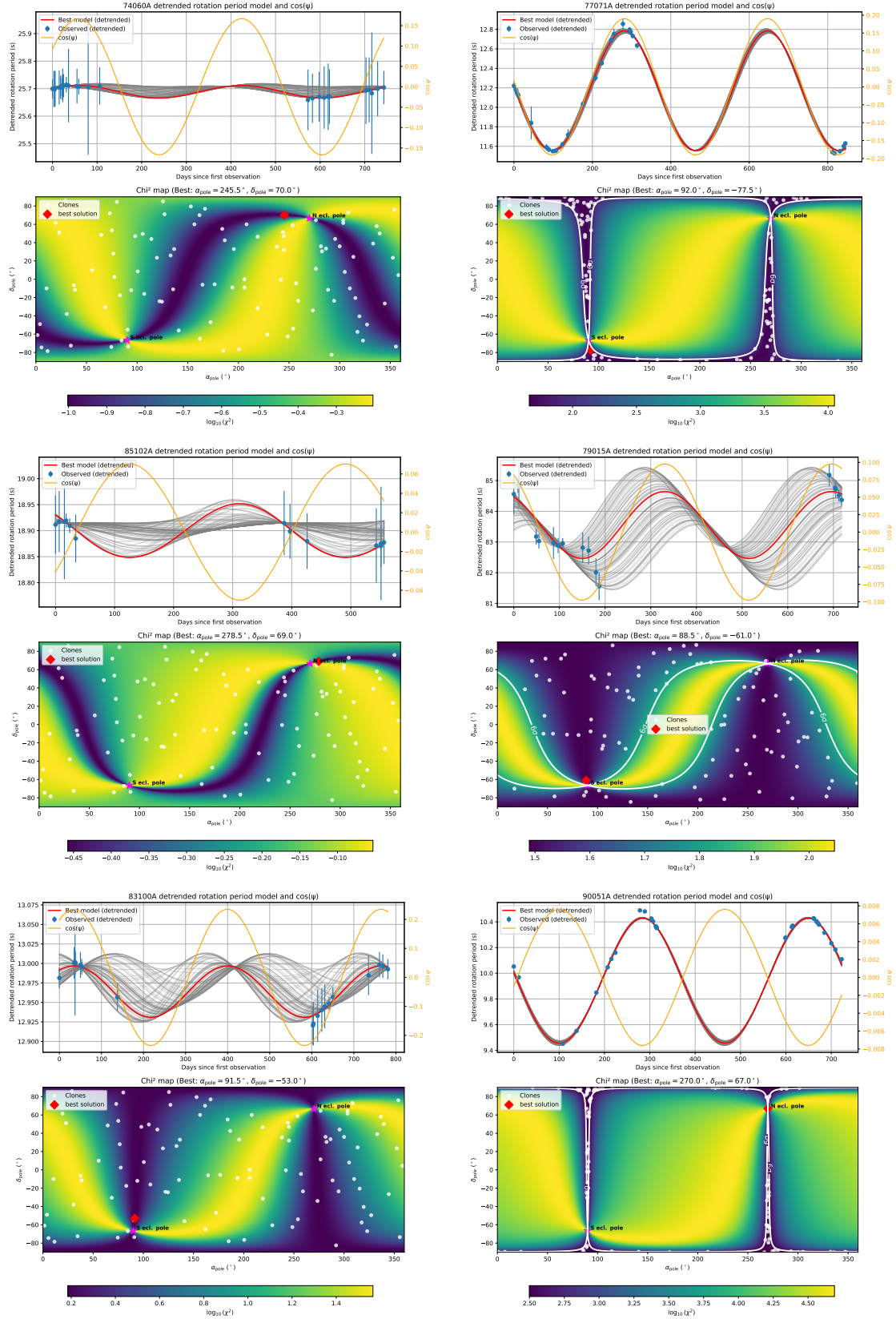


Figura 5.6: Modelarea evoluției perioadei de rotație și spațiul soluțiilor pentru orientarea polului de rotație, partea I. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

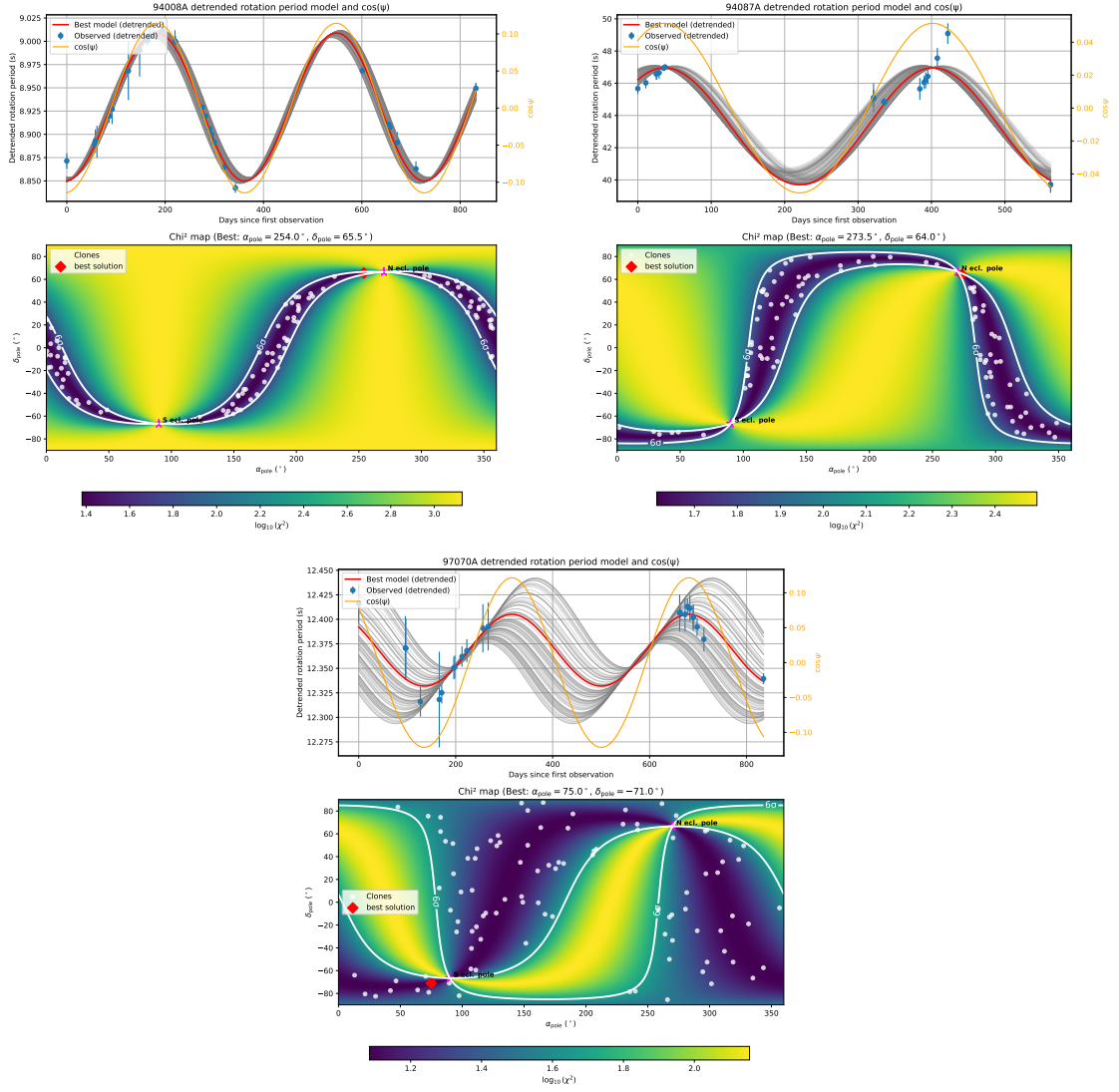
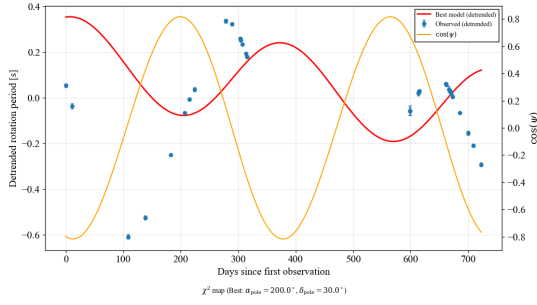
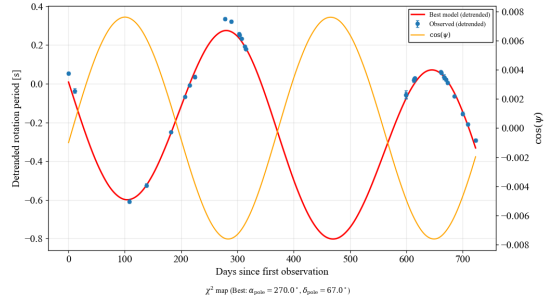


Figura 5.6: Modelarea evoluției perioadei de rotație și spațiul soluțiilor pentru orientarea polului de rotație, partea II. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Pentru a evidenția capacitatea modelului de a reproduce observațiile, Figura 5.7 compară o soluție adecvată pentru orientarea polului cu o soluție nefavorabilă. Soluția preferată, de coordonate $\alpha_{\text{pole}} = 270.0^\circ$ și $\delta_{\text{pole}} = 67.0^\circ$, reproduce satisfăcător evoluția măsurată a perioadei de rotație. În schimb, soluția alternativă și arbitrar aleasă, $\alpha_{\text{pole}} = 200.0^\circ$ și $\delta_{\text{pole}} = 30.0^\circ$, nu descrie corespunzător modulația observată.



(a) Modelare imprecisă.



(b) Modelare corectă.

Figura 5.7: Comparație între o soluție favorabilă și una nefavorabilă pentru orientarea polului de rotație al satelitului INSAT-1D. Panoul din dreapta prezintă valorile perioadei de rotație, după eliminarea termenului liniar, împreună cu modelul corespunzător soluției preferate $\alpha_{\text{pole}} = 270.0^\circ$, $\delta_{\text{pole}} = 67.0^\circ$. Panoul din stânga prezintă aceleași date comparate cu un model calculat pentru orientarea alternativă $\alpha_{\text{pole}} = 200.0^\circ$, $\delta_{\text{pole}} = 30.0^\circ$, care nu reproduce adecvat modulația observată. În ambele panouri, curba portocalie indică evoluția corespunzătoare a funcției $\cos\psi$.

Această analiză se concentrează asupra relației geometrice dintre Soare și axa de rotație a satelitului, fără a include un model structural detaliat al obiectului. Alegerea este justificată de faptul că, pentru mulți sateliți inactivi, informațiile privind forma exactă, distribuția masei sau configurația finală a panourilor solare sunt incomplete, indisponibile sau clasificate.

Prin utilizarea unui număr redus de parametri fizic relevanți, APSIS permite caracterizarea rapidă a unei populații extinse de obiecte. Semnăturile principale urmărite sunt evoluția perioadei de rotație, modulația sezonieră și forma curbelor de lumină. Aceste informații pot fi utilizate pentru clasificarea sateliților inactivi în familii dinamice sau morfologice, pentru diagnosticarea stabilității rotaționale și pentru estimarea comportamentului viitor sub acțiunea cuplurilor produse de presiunea radiației solare.

5.3 Inversia curbei de lumină

Inversia curbei de lumină, dezvoltată inițial pentru determinarea formelor și a stărilor de rotație ale asteroizilor observați ca surse punctiforme (imagini nerezolvate spațial) [Bowell et al., 1989, Magnusson et al., 1989, Kaasalainen and Torppa, 2001, Kaasalainen et al., 2001], poate fi aplicată aceluiași tip de observații efectuate asupra sateliților artificiali. În ambele cazuri, curba de lumină conține informații despre geometria obiectului, proprietățile reflective ale suprafeței și evoluția atitudinii

în timp. Această abordare permite analizei fotometrice să furnizeze constrângeri asupra formei și orientării obiectului, fără a fi necesară imagistica directă. Metode similare au fost utilizate pentru estimarea formei poliedrale de bază a sateliților [Fulcoly et al., 2012], pentru estimarea atitudinii obiectelor cu geometrii complexe [Piergentili et al., 2017], precum și pentru determinarea proprietăților optice și dinamice ale obiectelor spațiale rezidente [Clark et al., 2020, 2022, Burton et al., 2024].

Pentru analiza volumelor mari de date fotometrice obținute prin metode automate de observare și analiză, în această lucrare am utilizat un model de satelit simplificat, dar motivat fizic. Satelitul este reprezentat printr-un corp rectangular compus din 6 fațete cu reflexie difuză ce urmează legea Lommel–Seeliger [Lumme and Bowell, 1981, Hapke, 1993]. Acest corp este completat de unul sau mai multe panouri cu reflexie speculară, generatoare de *glint*, care pot reprezenta panouri solare, radiatoare sau alte componente puternic reflectice. Modelul nu include auto-umbrirea și ocultările reciproce dintre componente, astfel încât nu urmărește reconstruirea exactă a geometriei reale a satelitului, ci identificarea configurațiilor dominante responsabile pentru formele curbilor de lumină observate.

Geometria corpului central este parametrizată prin rapoartele relative ale axelor b/a și c/a , unde a , b și c reprezintă dimensiunile de-a lungul axelor x , y și z ale sistemului de referință legat de corpul satelitului. Axa z este aliniată cu axa de rotație, iar panoul specular este definit prin colatitudinea θ_g și azimutul ϕ_g , exprimate în sistemul de referință al satelitului. Parametrul A_{box} reprezintă factorul global de scalare al fluxului difuz, astfel încât dimensiunile a , b și c sunt interpretate ca dimensiuni relative, nu ca valori fizice absolute. Această separare între forma relativă și scalarea fluxului este frecvent utilizată în modelarea fotometrică a obiectelor nerezolvate spațial și permite constrângerea parametrilor geometrici independent de albedoul absolut [Kaasalainen, 2001].

Fluxul total modelat este suma dintre contribuția difuză a corpului și contribuția speculară a panoului:

$$F_{\text{total}} = F_{\text{diffuse}} + F_{\text{glint}} \quad (5.10)$$

Fluxul difuz este calculat prin însumarea contribuțiilor celor șase fețe ale corpului:

$$F_{\text{diffuse}} = \sum_{i=1}^6 A_{\text{box}} S_i \begin{cases} \frac{\mu_{\odot,i} \mu_{\text{o},i}}{\mu_{\odot,i} + \mu_{\text{o},i}}, & \mu_{\odot,i} > 0 \text{ și } \mu_{\text{o},i} > 0, \\ 0, & \text{în caz contrar,} \end{cases} \quad (5.11)$$

unde S_i este factorul relativ de arie al feței i , cu $S_i \in \{1, b/a, c/a\}$, în funcție de orientarea feței. Mărimile $\mu_{\odot,i} = \hat{\mathbf{s}}_{\odot} \cdot \mathbf{n}_i$ și $\mu_{o,i} = \hat{\ell} \cdot \mathbf{n}_i$ reprezintă cosinusurile unghiului de incidență solară, respectiv al unghiului de emergență către observator pentru fața i . Vectorul $\mathbf{n}_i$ este normala la suprafața i . $\hat{\mathbf{s}}_{\odot}$ și $\hat{\ell}$ sunt vectorii unitari orientați de la satelit către Soare și, respectiv, de la satelit către observator, calculați din efemeride la epoca fiecărei curbe de lumină. Vectorii normali ai suprafețelor sunt definiți inițial în sistemul de referință al corpului și sunt transformați ulterior în sistemul inerțial, pentru faza de rotație corespunzătoare.

Contribuția speculară este modelată prin:

$$F_{\text{glint}} = \begin{cases} G \exp\left[-\frac{\psi^2}{2\sigma^2}\right], & \mu_{\odot,g} > 0 \text{ și } \mu_{o,g} > 0, \\ 0, & \text{în caz contrar,} \end{cases} \quad (5.12)$$

unde G este amplitudinea maximă a componentei de *glint*, iar σ descrie lățimea unghiulară a reflexiei speculară. Unghiul ψ reprezintă abaterea unghiulară dintre direcția ideală de reflexie speculară și direcția către observator $\hat{\ell}$. Direcția ideală de reflexie este:

$$\mathbf{r}_{\text{spec}} = 2(\mathbf{n}_g \cdot \hat{\mathbf{s}}_{\odot})\mathbf{n}_g - \hat{\mathbf{s}}_{\odot}, \quad (5.13)$$

iar unghiul ψ este definit prin:

$$\cos \psi = \mathbf{r}_{\text{spec}} \cdot \hat{\ell}. \quad (5.14)$$

Ecuațiile (5.10)–(5.12) definesc fluxul modelat pentru o geometrie de observare și o fază de rotație date. Transformarea vectorilor normali în sistemul inerțial (ICRF) presupune alinierea axei z a corpului cu axa de rotație definită prin α_{pole} și δ_{pole} , urmată de rotația în jurul acestei axe. În analiza de față, axa de rotație este considerată fixă în spațiul inerțial, adică α_{pole} și δ_{pole} rămân constante pe intervalul de modelare.

Ajustarea modelului este realizată folosind curbele de lumină normalizate, astfel încât analiza să fie dominată de modulația rotațională și nu de calibrarea absolută a strălucirii. Pentru reducerea costului computațional, fiecare curbă de lumină este grupată în 100 de intervale de fază înainte de ajustare. Parametrii modelului includ orientarea polului de rotație, rapoartele axelor corpului, orientarea panoului specular și parametrii de scalare fotometrică. Problema este neliniară și admite soluții multiple, deoarece configurații geometrice diferite pot produce semnături fotometrice asemănătoare. Astfel, pentru optimizarea parametrilor modelului, am utilizat

o strategie în două etape: algoritmul *Differential Evolution* (DE) pentru explorarea globală a spațiului parametrilor [Storn and Price, 1997], urmat de algoritmul Levenberg–Marquardt (LM) pentru rafinarea locală a soluției [Moré, 1978]. Implementările numerice au fost realizate utilizând biblioteca `SciPy` [Virtanen et al., 2020].

Funcția de cost utilizată în optimizare este forma redusă a lui χ^2 :

$$\chi^2_{\nu}(\mathbf{p}) = \frac{1}{N_{\text{DOF}}} \sum_{i=1}^N \left[\frac{M_{\text{m},i} - M_{\text{s},i}(\mathbf{p})}{\sigma_i} \right]^2, \quad (5.15)$$

unde $M_{\text{m},i}$ și $M_{\text{s},i}(\mathbf{p})$ sunt magnitudinile observate și cele prezise de model pentru intervalul de fază i , σ_i este incertitudinea asociată observațiilor, iar $N_{\text{DOF}} = N - N_{\text{par}}$ este numărul gradelor de libertate.

Metoda modelează simultan mai multe curbe de lumină obținute la epoci diferite, utilizând un singur set de parametri globali, dar atribuind fiecărei curbe un offset de fază separat. Această alegere este necesară deoarece, chiar dacă perioada de rotație este cunoscută cu precizie ridicată, acumularea erorilor pe un număr mare de rotații face ca faza absolută la începutul fiecărei epoci să fie necunoscută. Faza rotațională instantanee este scrisă ca:

$$\theta_{k,j} = 2\pi \varphi_{k,j} + \Delta\phi_k, \quad (5.16)$$

unde $\varphi_{k,j}$ este faza fracționară a punctului j din curba k , iar $\Delta\phi_k$ este offsetul de fază asociat acelei curbe de lumină.

Figura 5.8 ilustrează rolul offsetului de fază pentru satelitul 1977-071A. Curbele de lumină obținute la epoci diferite au morfologii similare, dar nu sunt aliniate automat în fază. După introducerea offseturilor individuale, curbele pot fi comparate direct, evidențiind diferențele produse de geometria Soare–satelit–observator și de orientarea suprafețelor reflective.

Ca studiu de caz am selectat satelitul Raduga 3 (1977-071A), una dintre țintele cu acoperire observațională extinsă. Raduga 3 aparține platformei KAUR-3, având un corp cilindric și două panouri solare. Această configurație îl face potrivit pentru testarea modelului, deoarece variațiile fotometrice pot fi asociate atât contribuției difuze a corpului, cât și reflexiilor produse de panourile solare.

Modelările individuale ale celor patru curbe de lumină selectate sunt prezentate în Figura 5.9. Modelul simplificat, compus dintr-un corp difuz și un panou specular,

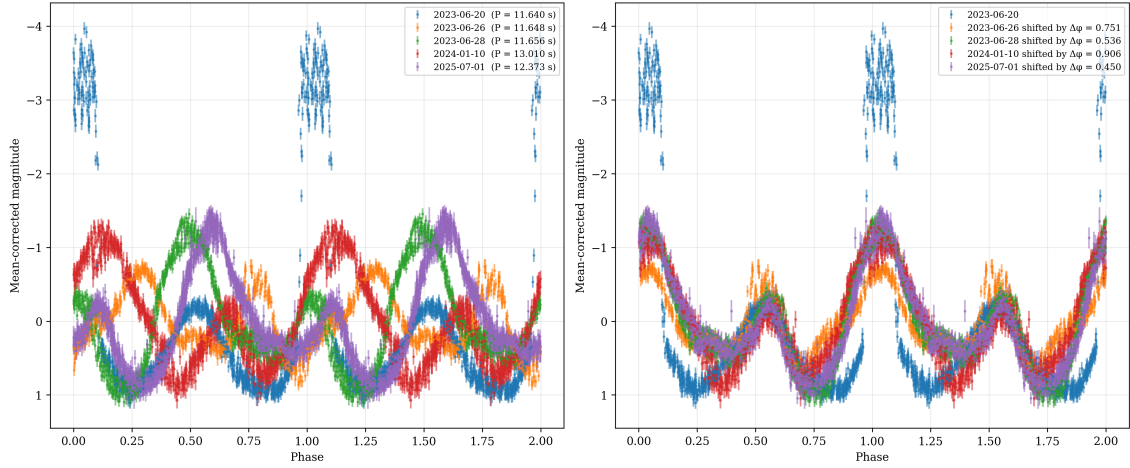


Figura 5.8: Curbe de lumină multiple ale satelitului 1977-071A (*Raduga 3*), obținute la epoci diferite. Panoul din stânga prezintă curbele de lumină reduse la perioadă, iar panoul din dreapta prezintă aceleași curbe suprapuse după eliminarea decalajului de fază.

reproduce caracteristicile asimetrice principale ale curbelor de lumină. Modelarea globală a curbelor din iunie și iulie, prezentată în Figura 5.10, rămâne satisfăcătoare, dar reziduurile indică existența unor structuri periodice, asociate probabil cu geometrii reflective nemodelate. Modelarea simultană a tuturor celor patru curbe de lumină, prezentată în Figura 5.11, arată că un model cu patru panouri reflective reproduce mai bine complexitatea fotometrică observată decât modelul cu un singur panou.

Stabilitatea soluției globale a fost evaluată prin analiza DE a populației finale în spațiul parametrilor. Figura 5.12 prezintă distribuția soluțiilor pentru orientarea polului de rotație în spațiul $(\alpha_{\text{pole}}, \delta_{\text{pole}})$. Soluțiile se grupează în jurul valorilor $\alpha_{\text{pole}} \approx 330^\circ$ și $\delta_{\text{pole}} \approx 75^\circ$, iar rafinarea LM conduce la valorile $\alpha_{\text{pole}} = 331.7 \pm 2.4^\circ$ și $\delta_{\text{pole}} = 74.8 \pm 0.5^\circ$. Se poate observa că regiunea de încredere de 80% a soluțiilor orientării polului este compatibilă parțial cu estimările independente obținute din modelarea evoluției perioadei de rotație.

Orientarea panoului specular este analizată prin distribuția colatitudinii θ_g și a azimutului ϕ_g , prezentate în Figura 5.13. Gruparea soluțiilor la colatitudini mici indică un panou orientat aproape perpendicular pe axa de rotație. Rapoartele de formă obținute pentru corpul satelitului indică o geometrie alungită, compatibilă cu specificațiile cunoscute ale platformei KAUR-3.

Figura 5.14 prezintă forma generică derivată pentru satelitul 1977-071A. În cazul modelului cu un singur panou, suprafața speculară este localizată la colatitudine

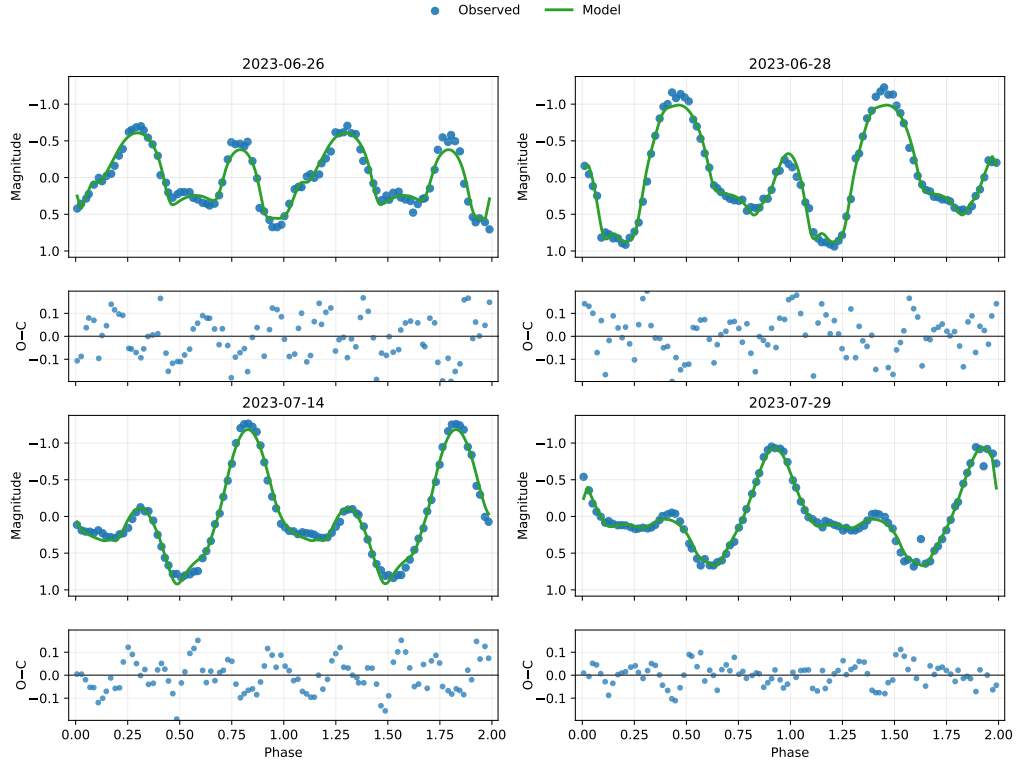


Figura 5.9: Modelări individuale ale celor patru curbe de lumină ale satelitului 1977-071A. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

mică, aproape perpendicular pe axa de rotație. Dimensiunile relative ale corpului central au fost estimate din rapoartele b/a și c/a . Pentru modelul cu un singur panou, rapoartele normalizate obținute sunt $a : b : c = 3.0 : 1.0 : 7.2$. În această configurație, dimensiunea c , cea mai mare, este paralelă cu axa de rotație, iar fețele $\pm Z$, perpendiculare pe axa de rotație, formează capetele corpului central. Geometria rezultată este compatibilă cu interpretarea unui panou generator de *glint* aflat la colatitudine mică și orientat aproape perpendicular pe axa de rotație, în acord general cu specificațiile cunoscute ale platformei KAUR-3.

Extinderea la patru panouri reduce reziduurile și conduce la dimensiuni normalizate mai apropiate de platforma KAUR-3, având valorile $a : b : c = 2.0 : 1.0 : 5.2$. Modelul cu patru panouri indică trei suprafețe reflective cu proprietăți fotometrice similare, localizate la colatitudini mici, de aproximativ 20° și o patra suprafață cu o contribuție speculară puternică, localizată la o colatitudine de aproximativ 160° , orientată spre direcția $-Z$. Rezultatul sugerează existența unor structuri reflective multiple, posibil asociate panourilor solare, radiatoarelor sau altor elemente extinse ale satelitului. Deși modelul cu patru panouri reproduce mai fidel structura curbelor de lumină, are un cost computațional mai ridicat, deoarece introduce doisprezece parametri liberi suplimentari față de modelul cu un singur panou.

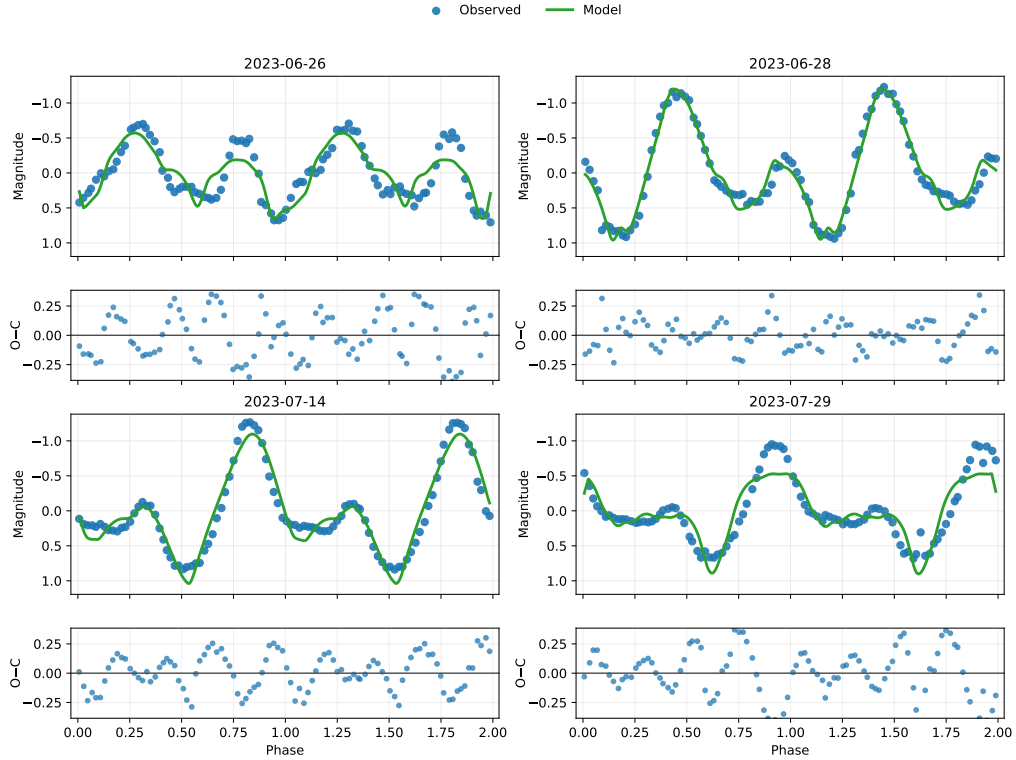


Figura 5.10: Modelarea globală a curbelor de lumină din iunie, panoul superior, și iulie, panoul inferior. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

Pentru verificarea efectului geometriei de observare asupra curbelor de lumină, am realizat un test complementar prin randarea unui model 3D simplificat de tip *box-wing*. Scopul acestui test nu este modelarea directă a observațiilor, ci evaluarea modului în care morfologia curbei de lumină se modifică în funcție de unghiul de fază ϕ și de înclinarea de observare i . Exemple de randări pentru configurații diferite sunt prezentate în Figura 5.15.

Curbele de lumină sintetice au fost generate pentru două cazuri reprezentative: $\phi = 0^\circ$ și $\phi = 90^\circ$, cu înclinarea axei de rotație în raport cu axa de vizare între 0° și 90° . Pentru fiecare configurație, am considerat două perioade de rotație, iar fluxul sintetic a fost calculat prin însumarea intensităților pixelilor din imaginea randată. Rezultatele, prezentate în Figura 5.16, arată că morfologia și amplitudinea curbelor de lumină depind puternic de geometria de observare. Pentru înclinații mari, amplitudinea modulației scade semnificativ, iar răspunsul fotometric se poate apropia de o variație aproape plată.

Aceste rezultate arată că inversia curbei de lumină poate furniza constrângeri relevante asupra geometriei și orientării sateliților artificiali inactivi, chiar dacă soluțiile

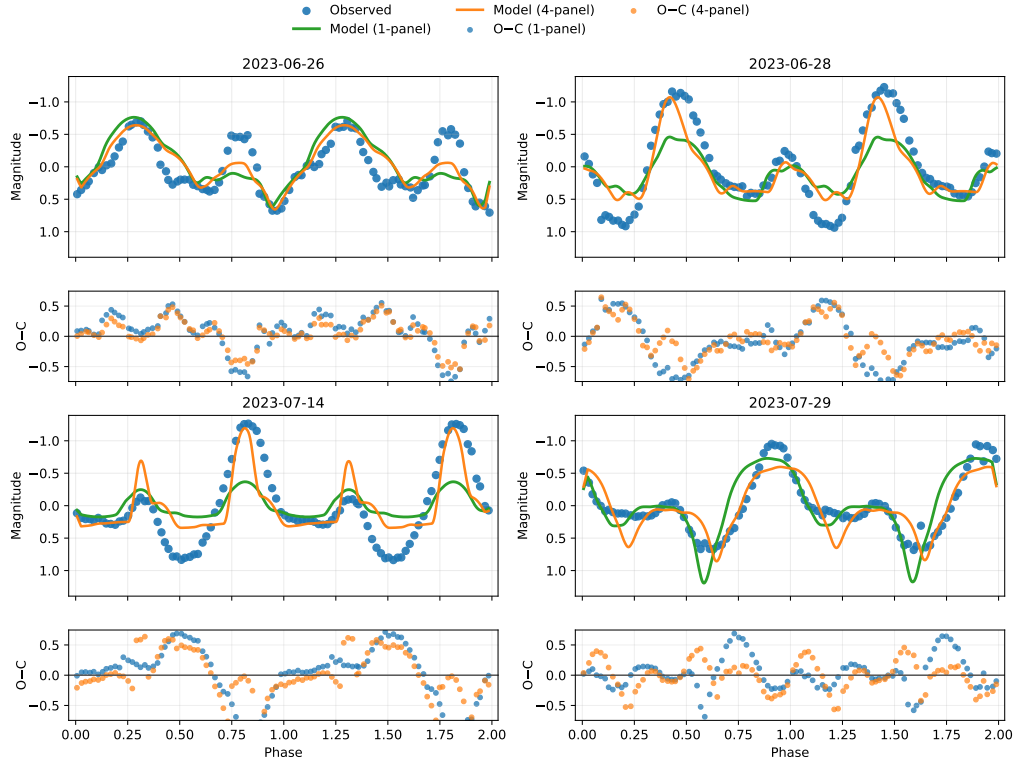


Figura 5.11: Modelarea globală a tuturor celor patru curbe de lumină utilizând modelele cu un panou (verde) și patru panouri (portocaliu). Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

obținute nu sunt unice. Modelul simplificat permite identificarea unor familii de configurații fizic admisibile, iar combinarea mai multor curbe de lumină obținute în geometrii diferite reduce ambiguitatea soluțiilor modelului. Prin urmare, metoda oferă un cadru util pentru caracterizarea fotometrică și dinamică a sateliților artificiali observați ca surse punctuale în datele optice obținute de la sol.

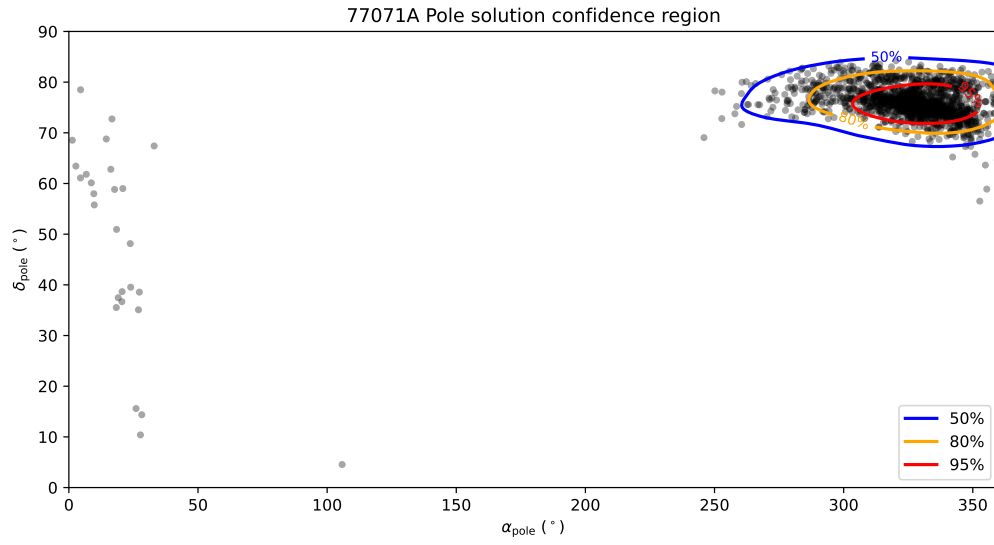


Figura 5.12: Regiunile de încredere pentru soluția polului de rotație al satelitului 1977-071A, derivate din gruparea populației finale DE în spațiul $(\alpha_{\text{pole}}, \delta_{\text{pole}})$. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].

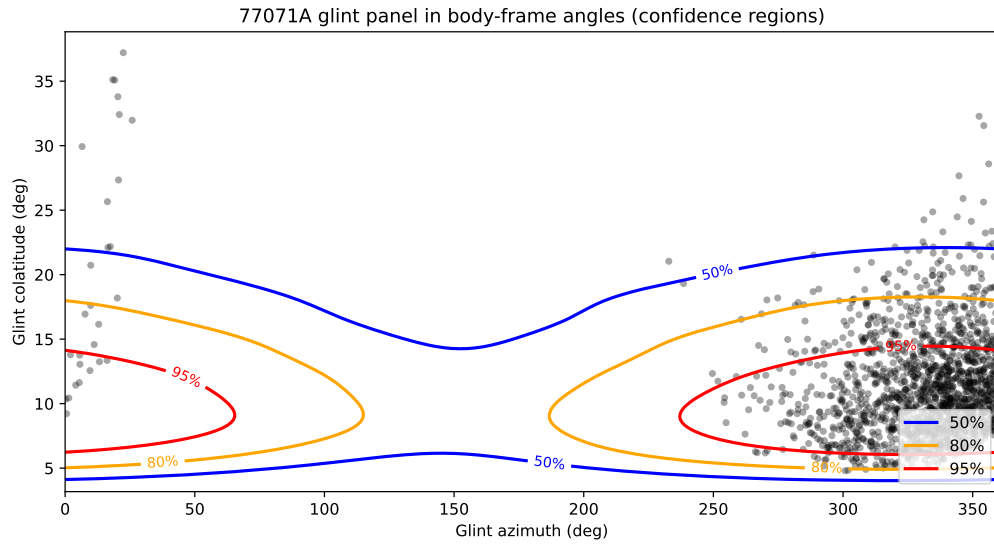
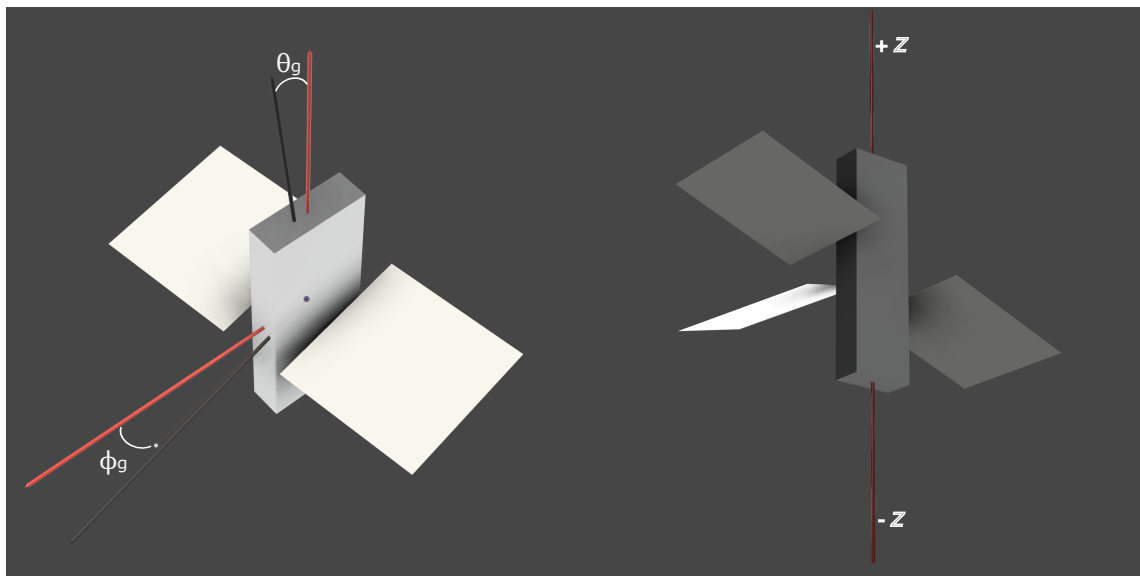


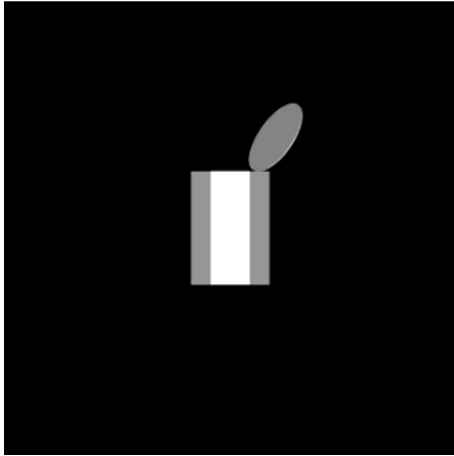
Figura 5.13: Regiunile de încredere pentru orientarea panoului specular al satelitului 1977-071A în sistemul de referință al corpului, derivate din gruparea populației finale DE în spațiul (θ_g, ϕ_g) . Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].



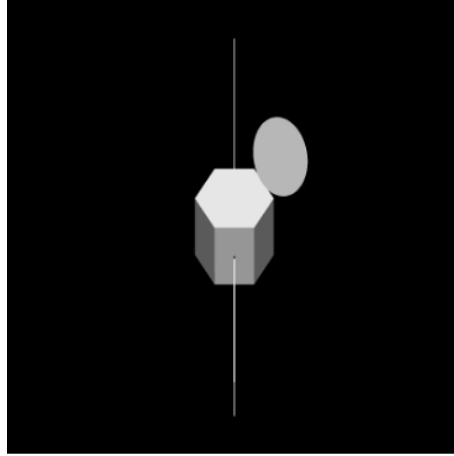
(a) Model cu un panou

(b) Model cu patru panouri

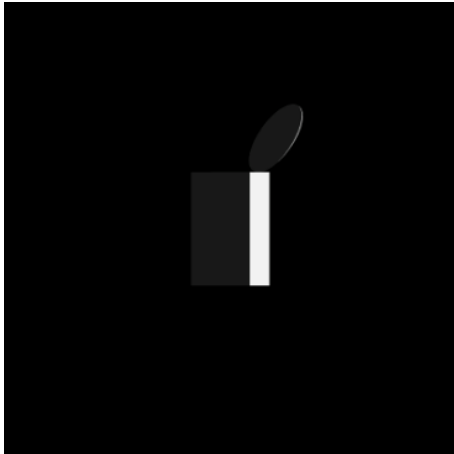
Figura 5.14: Forma generică derivată pentru satelitul 1977-071A prin inversia fotometrică a curbei de lumină. Modelul cu un panou are $\theta_g = 7^\circ$ și $\phi_g = 351^\circ$, iar modelul cu patru panouri include trei panouri la colatitudini mici și o componentă speculară puternică orientată spre direcția $-Z$, cu $\theta_g = 158^\circ$. Numai dimensiunile corpului sunt reprezentate la scară. Sursa datelor: [Trelia et al., 2026].



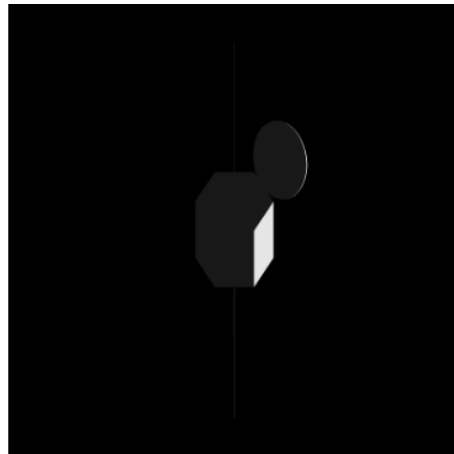
(a) $i = 0^\circ, \phi = 0^\circ$.



(b) $i = 60^\circ, \phi = 0^\circ$.

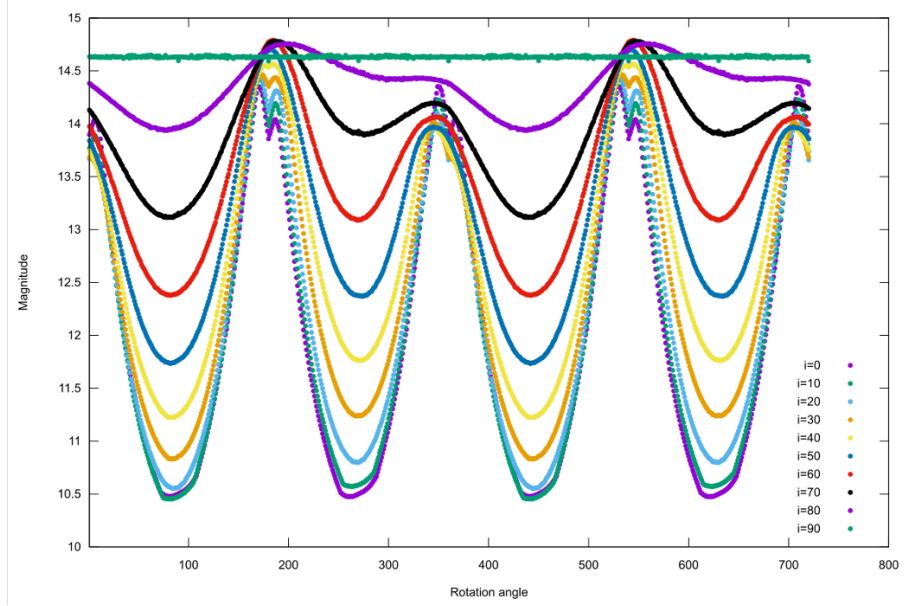


(c) $i = 0^\circ, \phi = 90^\circ$.

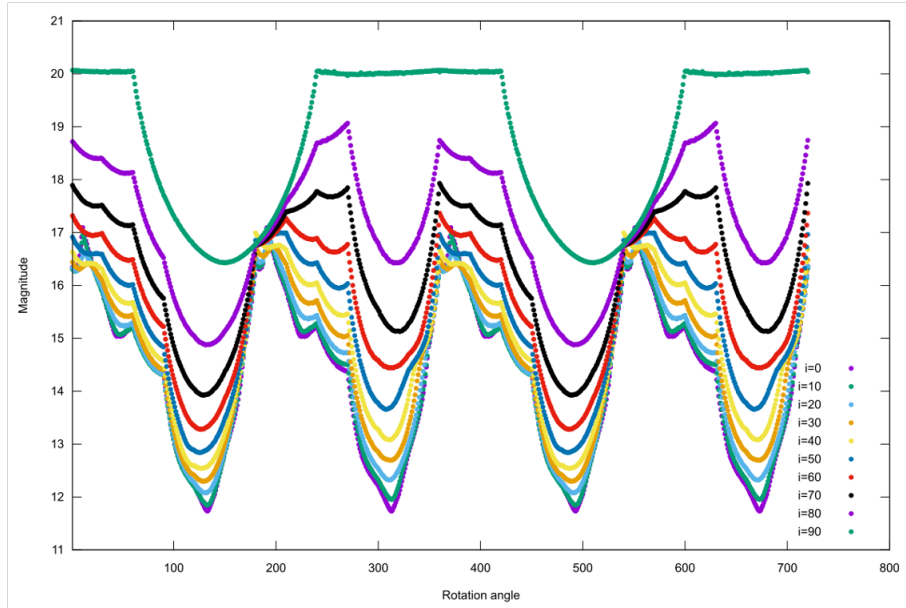


(d) $i = 60^\circ, \phi = 90^\circ$.

Figura 5.15: Model 3D al satelitului prezentat în condiții diferite de iluminare și observare. Unghiurile de fază mai mici permit colectarea unui flux mai mare de la satelit și evidențierea mai clară a detaliilor structurale.



(a) Curbe de lumină sintetice obținute pentru $\phi = 0^\circ$ și $i \in [0^\circ; 90^\circ]$.



(b) Curbe de lumină sintetice obținute pentru $\phi = 90^\circ$ și $i \in [0^\circ; 90^\circ]$.

Figura 5.16: Curbe de lumină sintetice obținute pentru două rotații complete, în configurații diferite de iluminare și observare ale aceluiași model 3D de satelit de tip box-wing.

6. Concluzii

În cadrul acestei cercetări doctorale, am dezvoltat programul APSIS ca o abordare completă pentru achiziția, procesarea, analiza și interpretarea datelor de observații fotometrice. APSIS a fost dezvoltat pentru monitorizarea pe termen lung a atitudinii și a perioadei de rotație pentru sateliții inactivi situați în orbite de tip MEO și GEO, fiind capabil să genereze parametri de intrare pentru modelările complexe ale domeniului de *Space Situational Awareness*. În centrul APSIS se află un lanț de procesare complet automatizat, care gestionează întregul flux, de la achiziția imaginilor până la produse pregătite pentru analiză științifică. Sistemul planifică observațiile, detectează și urmărește obiecte, calibrează imaginile FITS brute, realizează reducerea astrometrică și fotometrică, producând curbe de lumină calibrate și astrometrie de înaltă precizie aproape în timp real. Perioadele de rotație sunt calculate și arhivate automat, asigurând actualizarea continuă a setului de date fără necesitatea intervenției manuale. Acest nivel ridicat de automatizare permite APSIS să mențină o calitate constantă pentru volume mari de date, făcând posibilă monitorizarea unei game largi de ținte pe scări temporale multi-anuale. Pentru un subset de nouă sateliți pe care i-am monitorizat continuu pe durata studiului, am identificat variații periodice ale perioadelor lor de rotație, cu o periodicitate cvasi-anuală. Am interpretat aceste variații ca fiind produse de modificarea anuală a cuplurilor generate de presiunea radiației solare, a căror magnitudine depinde de geometria dintre Soare și axa de rotație a satelitului. Prin modelarea evoluției observate a perioadei de rotație în raport cu geometria Soare-satelit, am obținut familii de soluții admisibile pentru orientarea axei de rotație. Deși simetriile intrinseci ale problemei împiedică determinarea unică a orientării polului, analiza arată că dinamica rotațională observată este compatibilă cantitativ cu efectele presiunii radiației solare și restrânge orientarea axei de rotație la regiuni bine definite pe cer.

În plus, o parte a acestui studiu a constatat în dezvoltarea și aplicarea unui cadru de inversie a curbei de lumină, motivat fizic, pentru caracterizarea geometriei sateliților din fotometrie optică nerezolvată spațial. Modelul descrie satelitul ca un corp rectangular cu reflexie difuză, având șase fețe care urmează legea Lommel–Seeliger, com-

pletat de un singur panou specular cu profil gaussian de reflectanță bidirecțională. Geometria este definită printr-un set minimal de parametri interpretabil fizic: orientarea polului de rotație, rapoartele axelor corpului, orientarea panoului care produce glint-ul și termenii de scalare fotometrică. Utilizând o procedură de optimizare în două etape, *Differential Evolution* (DE) pentru explorare globală, urmată de o ajustare locală Levenberg–Marquardt (LM), au fost modelate simultan mai multe curbe de lumină normalizate, obținute la epoci diferite. Populația finală generată de algoritmul DE oferă informații asupra incertitudinilor parametrilor și evidențiază structura spațiului soluțiilor, indicând atât parametrii bine constrânși, cât și ambiguitățile introduse de simetriile geometrice ale modelului.

Aplicat asupra unui set de patru curbe de lumină ale satelitului inactiv 1977-071A, din clasa Raduga/KAUR-3, modelul a reprodus principalele caracteristici asimetrice ale curbelor de lumină observate. Parametrii determinați prin ajustarea optimă indică un panou generator de *glint* aproape perpendicular pe axa de rotație și rapoarte ale axelor corpului compatibile cu un corp alungit, $a : b : c = 3.0 : 1.0 : 7.2$. Aceste valori sunt compatibile cu dimensiunile cunoscute ale platformei KAUR-3: lungime de 5.5 m și diametru de 2.5 m. Extinderea modelului la patru panouri generatoare de *glint* a redus reziduurile curbelor de lumină. Soluția obținută indică o dispunere aproape simetrică a suprafețelor reflective, compatibilă cu panouri solare, radiatoare sau alte elemente structurale cu simetrie axială. Orientarea polului și dimensiunile generale ale corpului rămân apropiate de cele obținute în modelul cu un singur panou.

În ciuda simplității sale, modelul reușește să coreleze curbe de lumină obținute la distanță de săptămâni, reziduurile sistematice reflectând absența modelării unor efecte complexe precum auto-umbrirea, ocultarea reciprocă a fațetelor și prezența elementele speculare multiple. Includerea acestor elemente în extensii viitoare ar putea îmbunătăți acuratețea modelării și reduce reziduurile sistematice, sporind astfel capacitatea diagnostică a fotometriei sateliților pe baza imaginilor nerezolvate.

Lucrările viitoare se vor concentra pe extinderea studiului de față în mai multe direcții. În primul rând, este necesară monitorizarea unui eșantion mai amplu de sateliți inactivi, pentru a obține o perspectivă statistică mai reprezentativă asupra modului în care sateliții sunt influențați de presiunea radiației solare. În al doilea rând, capacitatea APSIS de a produce date astrometrice precise va fi valorificată pentru determinarea directă a raportului A/m prin calcule de orbită și pentru corelarea acestuia cu evoluția atitudinii și a perioadei de rotație. În plus, continuarea

observațiilor asupra sateliților analizați în această teză este necesară pentru confirmarea persistenței pe termen lung a comportamentelor rotaționale identificate până în prezent. O direcție suplimentară de dezvoltare o reprezintă extinderea aplicării APSIS către regimurile orbitale MEO și LEO. Această extindere, fără a avea limitări importante de natură tehnică, presupune adaptarea analizei la un mediu dinamic mai complex decât cel GEO. În aceste regimuri, pe lângă presiunea radiației solare, evoluția orbitală și cea rotațională sunt influențate de perturbații suplimentare și variații geometrice mai ample și mai rapide ale condițiilor de iluminare.

Bibliografie

- G Balmino and JC Marty. Self-shadowing of a spacecraft in the computation of surface forces. an example in planetary geodesy. *Artificial Satellites*, 53(1):1, 2018.
- J. Bangert, W. Puatua, G. Kaplan, J. Bartlett, W. Harris, A. Fredericks, and A. Monet. User’s guide to novas version c3.1. Technical report, United States Naval Observatory, Washington, DC, 2011.
- Roger R. Bate, Donald D. Mueller, and Jerry E. White. *Fundamentals of Astrodynamics*. Dover Publications, New York, 1971.
- Conor Benson, Daniel Scheeres, and Nicholas Moskovitz. Light curves of retired geosynchronous satellites. In *7th European Conference on Space Debris*, volume 7, page 04, 2017.
- M Birlan, A Sonka, O Badescu, A Nedelcu, P Paraschiv, V Turcu, S Anghel, D Besliu-Ionescu, I Boaca, M Trelia, et al. Berthelot, the new astronomical station in romania. *Romanian Astronomical Journal*, 31(1):41–56, 2021.
- E. Bowell, B. Hapke, D. Domingue, K. Lumme, J. Peltoniemi, and A. W. Harris. Application of photometric models to asteroids. In R. P. Binzel, T. Gehrels, and M. S. Matthews, editors, *Asteroids II*, pages 524–556. University of Arizona Press, Tucson, AZ, USA, 1989.
- Alexander Burton, Liam Robinson, and Carolin Frueh. Light curve attitude estimation using particle swarm optimizers. *Advances in Space Research*, 74(11): 5619–5638, 2024.
- Michel Capderou. *Satellites: Orbits and missions*. Springer, 2005.
- Suelynn Choy, Ken Harima, Yong Li, Yaka Wakabayashi, Hiroaki Tateshita, Satoshi Kogure, and Chris Rizos. Real-time precise point positioning utilising the japanese quasi-zenith satellite system (qzss) lex corrections. 2013.

- Nicola Cimmino, Alessandro Vananti, and Thomas Schildknecht. Comparing the spin period evolution of inactive box-wing satellites and rocket bodies. In *Proceedings of the 11th European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS)*, 2025. doi: ADD_DOI_HERE. Conference dates: 30 June–4 July 2025. Corresponding author: Nicola Cimmino.
- Ryan Clark, Sidharth Dave, Jack Wawrow, and Regina Lee. Performance of parameterization algorithms for resident space object (rso) attitude estimates. *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies, Maui, HI, USA*, pages 15–18, 2020.
- Ryan Clark, Yanchun Fu, Siddharth Dave, and Regina SK Lee. Resident space object (rso) attitude and optical property estimation from space-based light curves. *Advances in Space Research*, 70(11):3271–3280, 2022.
- Howard D. Curtis. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Elsevier, Oxford, 3 edition, 2014.
- Cristian Adrian Danescu, Octavian Blagoi, and Liliana Dumitru. The New Remote Solar Observatory at General Berthelot. *Romanian Astronomical Journal*, 34(3): 123–136, January 2024.
- Michael A Earl and Gregg A Wade. Observations of the spinperiod variations of inactive box-wing geosynchronous satellites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 52(3):968–977, 2015.
- Michael A Earl, Philip W Somers, Konstantin Kabin, Donald Bédard, and Gregg A Wade. Estimating the spin axis orientation of the echostar-2 box-wing geosynchronous satellite. *Advances in Space Research*, 61(8):2135–2146, 2018.
- T Flohrer, S Lemmens, B Bastida Virgili, H Krag, H Klinkrad, E Parrilla, N Sanchez, J Oliveira, and F Pina. Discos-current status and future developments. In *Proceedings of the 6th European Conference on Space Debris*, volume 723, pages 38–44, 2013.
- Daniel O. Fulcoy, Katharine I. Kalamaroff, and Francis K. Chun. Determining Basic Satellite Shape from Photometric Light Curves. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 49(1):76–82, January 2012. doi: 10.2514/1.A32002.
- Fédération Aéronautique Internationale (FAI). Statement about the kármán line. <https://www.fai.org/news/statement-about-karman-line>, November 2018. Accessed: 2025-11-01.

- Bill Gray. `sat_code`: C implementation of sgp4/sdp4 satellite motion models. Project Pluto, GitHub repository, 2019. https://github.com/Bill-Gray/sat_code.
- Bruce Hapke. *Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy*. Cambridge University Press, Cambridge, 1993. ISBN 978-0521331743.
- Cristina Pérez Hernández, KM Cáceres Mosqueira, Cassien Jobic, Francesc Vilardell Sallés, Alfredo M Antón, and David Moreno-Espinosa. Eusst sensor calibration procedure. In *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance (AMOS) Technologies Conference*, page 114, 2023.
- Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. Iadc space debris mitigation guidelines. <https://www.iadc-home.org>, 2025. IADC-02-01, Revision 4.
- M. Kaasalainen and J. Torppa. Optimization Methods for Asteroid Lightcurve Inversion. I. Shape Determination. , 153(1):24–36, September 2001. doi: 10.1006/icar.2001.6673.
- M. Kaasalainen, J. Torppa, and K. Muinonen. Optimization Methods for Asteroid Lightcurve Inversion. II. The Complete Inverse Problem. , 153(1):37–51, September 2001. doi: 10.1006/icar.2001.6674.
- Mikko Kaasalainen. Interpretation of lightcurves of precessing asteroids. *Astronomy & Astrophysics*, 376(1):302–309, 2001.
- K. Lumme and E. Bowell. Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies. i – theory. *The Astronomical Journal*, 86:1694–1704, 1981. doi: 10.1086/113054.
- P. Magnusson, M. A. Barucci, J. D. Drummond, K. Lumme, S. J. Ostro, J. Surdej, R. C. Taylor, and V. Zappalà. Determination of pole orientations and shapes of asteroids. In R. P. Binzel, T. Gehrels, and M. S. Matthews, editors, *Asteroids II*, pages 66–97. University of Arizona Press, Tucson, AZ, 1989.
- Derek J. McKay, Pascal Ballester, Klaus Banse, Carlo Izzo, Yves Jung, Michael Kiesgen, Nick Kornweibel, Lars K. Lundin, Andrea Modigliani, Ralf M. Palsa, and Cyrus Sabet. The common pipeline library: standardizing pipeline processing. In Peter J. Quinn and Alan Bridger, editors, *Optimizing Scientific Return for Astronomy through Information Technologies*, volume 5493 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, pages 444–452, September 2004. doi: 10.1117/12.551214.

- Oliver Montenbruck, Eberhard Gill, and FH Lutze. *Satellite orbits: models, methods, and applications*, volume 55. 2002.
- Jorge J. Moré. The levenberg-marquardt algorithm: Implementation and theory. In G. A. Watson, editor, *Numerical Analysis*, pages 105–116, Berlin, Heidelberg, 1978. Springer Berlin Heidelberg. ISBN 978-3-540-35972-2.
- P Papushev, Yu Karavaev, and M Mishina. Investigations of the evolution of optical characteristics and dynamics of proper rotation of uncontrolled geostationary artificial satellites. *Advances in Space Research*, 43(9):1416–1422, 2009.
- Fabrizio Piergentili, Fabio Santoni, and Patrick Seitzer. Attitude determination of orbiting objects from lightcurve measurements. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 53(1):81–90, 2017.
- Abdul Rachman, Alessandro Vananti, and Thomas Schildknecht. Spin period evolution of decommissioned glonass satellites. *Aerospace*, 12(4), 2025. ISSN 2226-4310. doi: 10.3390/aerospace12040283. URL <https://www.mdpi.com/2226-4310/12/4/283>.
- R. F. Stellingwerf. Period determination using phase dispersion minimization. , 224: 953–960, September 1978. doi: 10.1086/156444.
- R. Storn and K. Price. Differential evolution – a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces. *Journal of Global Optimization*, 11(4):341–359, 1997. doi: 10.1023/A:1008202821328.
- Mădălina Treliă, Dan Alin Nedelcu, and Mirel Birlan. APSIS: Automated Photometric Survey of Inactive Satellites for rotational dynamics and lightcurve characterization. *Acta Astronautica*, 242:85–106, May 2026. doi: 10.1016/j.actaastro.2026.01.031.
- David A. Vallado. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Microcosm Press, Hawthorne, CA, USA, 5th edition, 2022. ISBN 978-1881883227.
- David A. Vallado, Paul Crawford, Richard Hujsak, and T.S. Kelso. Revisiting space-track report #3: Rev 2. AIAA Astrodynamics Specialist Conference Paper, 2006. AIAA-2006-6753.
- Jacob T VanderPlas. Understanding the lomb–scargle periodogram. *The Astrophysical Journal Supplement Series*, 236(1):16, 2018.

Pauli Virtanen, Ralf Gommers, Travis E Oliphant, Matt Haberland, Tyler Reddy, David Cournapeau, Evgeni Burovski, Pearu Peterson, Warren Weckesser, Jonathan Bright, Stéfan J van der Walt, Matthew Brett, Joshua Wilson, K Jarrod Millman, Nikolay Mayorov, Andrew R J Nelson, Eric Jones, Robert Kern, Eric Larson, CJ Carey, İlhan Polat, Yu Feng, Eric W Moore, Jake VanderPlas, Denis Laxalde, Josef Perktold, Robert Cimrman, Ian Henriksen, E A Quintero, Charles R Harris, Anne M Archibald, Antônio H Ribeiro, Fabian Pedregosa, Paul van Mulbregt, and SciPy 1.0 Contributors. Scipy 1.0: fundamental algorithms for scientific computing in python. *Nature Methods*, 17:261–272, 2020. doi: 10.1038/s41592-019-0686-2.

M. Zechmeister and M. Kürster. The generalised lomb-scargle periodogram. a new formalism for the floating-mean and keplerian periodograms. *Astronomy and Astrophysics*, 496(2):577–584, 2009. doi: 10.1051/0004-6361:200811296.