

Универзитет у Београду
Математички факултет

Драган Јовановић

**ЗЕМЉИНА АТМОСФЕРА
И
СВЕМИРСКИ ОТПАД**

дипломски мастер испит из асторномије

2010, Београд

САДРЖАЈ

1	У в о д.....	2
2	Атмосфера.....	3
2.1	Састав ваздуха	5
2.2	Кретање Земљиних вештачких сателита (ЗВС).....	8
3	Сателити	14
3.1	Класификација сателита	14
3.2	Путањски елементи (орбитални елементи).....	15
3.3	Орбите сателита	19
3.4	Основни поремећаји сателитских путања.....	23
3.4.1	Пертурбације услед утицаја Земљиног гравитационог поља	24
3.4.2	Ефекат трења или атмосферски отпор.....	28
3.4.3	Утицај трећег тела, Сунца и Месеца	29
3.4.4	Утицај притиска Сунчевог зрачења/радијациони притисак ...	30
3.4.5	Електромагнетно трење	32
3.5	Лансирање сателита	33
4	Орбитални отпад.....	36
4.1	Дефиниција.....	36
4.2	Утицај орбиталног отпада на космичке летове	40
4.3	Одстрањивање орбиталног отпада.....	41
5	Мерење орбиталног отпада.....	43
5.1	Радарска мерења.....	44
5.2	Оптичка мерења	47
6	Моделирање акумулације орбиталног отпада	49
7	Закључак.....	56
8	Литература	57
9	Додатак 1. Физичка својства Земље и атмосфере до	
90 km		58
10	Додатак 2. Скала висина	60
11	Додатак 3. <i>Eumetsat</i>-ов сателит <i>Metop</i>	61

1 Увод

У последњих педесетак година, после лансирања Спутника 1957. године, свакодневно се отварају нове могућности истраживања и познавања Сунца, Земље, других планета и свемира, посебно и у целини.

Навешћу само неке почетке сателитских мерења и осматрања, чија примена је данас свакодневна. Већ 1959. године амерички сателит Експлорер 6 начинио је прва снимања Земље из свемира. Први метеоролошки сателит Метеосат лансиран је 1960. године, површина Земље осматра се помоћу сателита Лендсат од 1972. године, итд.

Појавом првих Земљиних вештачких сателита (**ЗВС**) започела је технолошки нова област истраживања атмосфере и најближих нам небеских тела и космичке средине. Сателити се крећу око Земље на различитим висинама по универзалном закону гравитације. Снимање и анализирање огромних површина, како на Земљи тако и у Сунчевом систему, као и прикупљање, мерење и трансмисија различитих података, основне су функције сателита. Данас се процењује да на орбитама око Земље има преко 800 сателита од чега 66% чине комуникациони сателити.

Циљ овог рада је да опише и оцени могућности отклањања негативних последица рапидног раста броја лансираних сателита и њиховог коришћења, са посебним освртом на стварање и контролу стварања свемирског отпада.

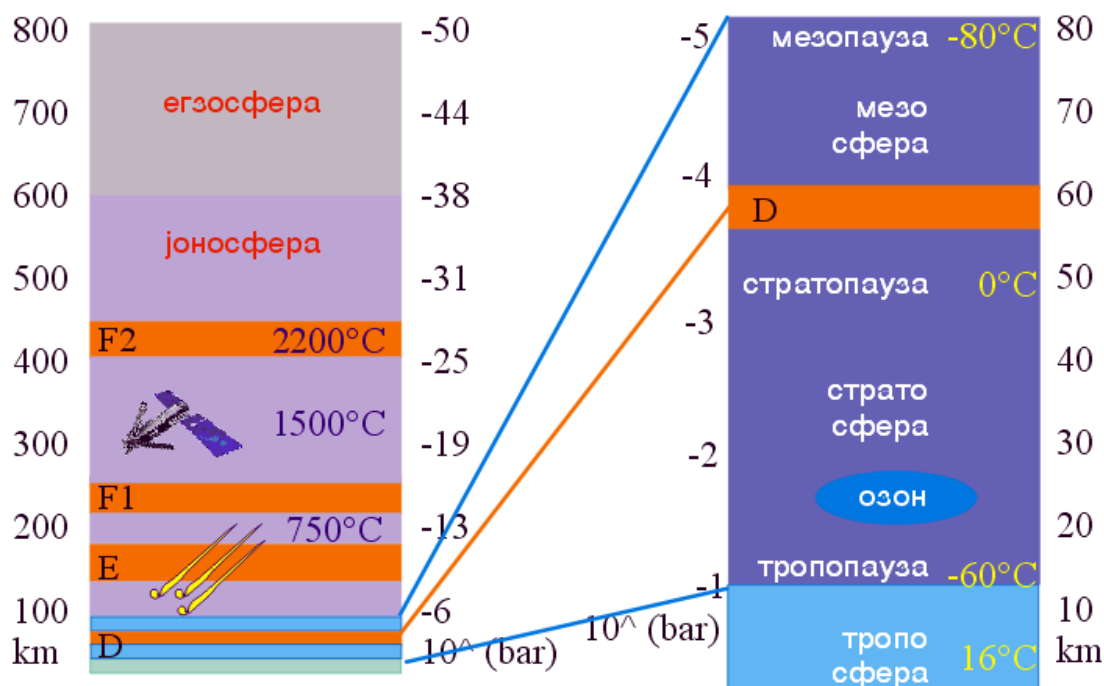
Отпад се дели на **природни** и **вештачки**. Природни отпад су астероиди и комете које пролазе близу планете Земље. Вештачки отпад или "орбитални отпад" сачињавају сви нефункционални предмети које је направио човек и који су на неки начин доспели у космос.

Сви сателити имају свој "животни век", после чега више нису употребљиви са становишта првобитне намене. При лансирању или по престанку рада сателита, у Земљиној орбити остаје орбитални отпад. Укупан број објеката у Земљиној орбити, према каталогу *US Space Surveillance Network*, нарастао је од 0 до 9000 комада у периоду од 1957. до 2005. године.

У раду ће бити приказана сазнања о проблему свемирског отпада, количини отпада, начину осматрања и утицаја на атмосферу и безбедност свемирских летова.

2 Атмосфера

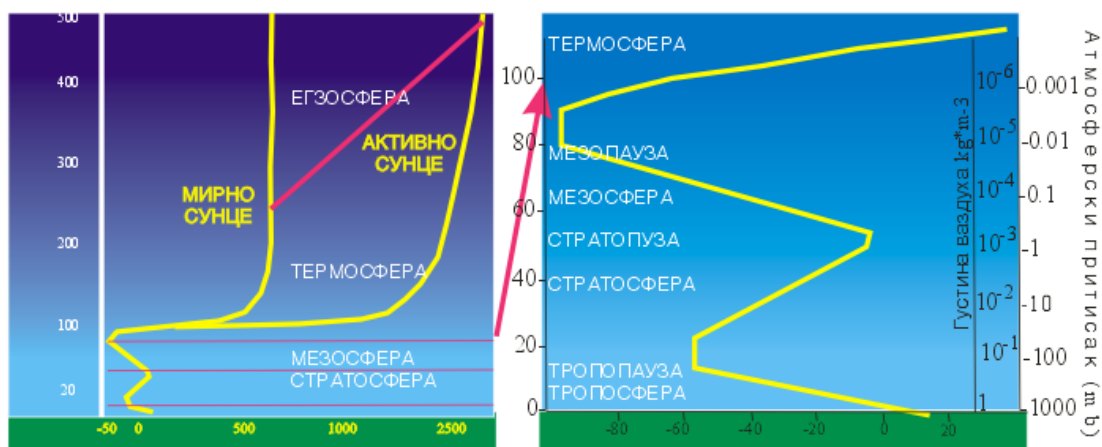
Атмосфера или гасовити омотач планете Земље простира се до висине од 800 km од површине Земље. Појединачни слојеви атмосфере издвајају се: својом дебљином, висином граница, расподелом температуре у слоју, садржајем хемијских елемената у ваздуху, количином водене паре и кретањем ваздушних маса. Атмосфера, у случају планете Земље назива се ваздушни омотач, према наведеним карактеристикама дели се на: тропосферу, стратосферу, мезосферу, термосферу, јоносферу и егзосферу, *Слика 1*. Према особинама које су карактеристичне за поједине слојеве атмосфере, можемо разликовати два основна слоја: до 80 km, доњи, и од 80 km до 800 km, горњи.



Слика 1. Основни слојеви атмосфере (лево-горњи слојеви и десно доњи) са назначеном висином, притиском и карактеристичном температуром ваздуха

Тропосфера је најнижи слој ваздуха, чија се висина горње границе мења у зависности од географске ширине. Гранични слој тропосфере је тропопауза: изнад екватора је на висини 16 до 18 km, изнад умерених ширина је од 9 до 14km, а према половима висина тропосфере се смањује на 6 – 7km. Висина тропопаузе осим промене са географском ширином, од 6 до 18 km, има и сезонску промену, која је највећа у умереним географским ширинама, где су и сезонске промене времена највеће. Температура ваздуха у тропосфери зависи од зрачења површине Земље и у просечној атмосфери опада са висином, од

температуре приземног слоја ваздуха (у нашем подручју средња годишња температура ваздуха је око 11°C на надморској висини од 100 метара) до око -50°C на врху тропосфере. Температура ваздуха у тропосфери опада са висином у просеку за 0,6°C на 100 метара висинске разлике. У тропосфери се налази $\frac{3}{4}$ укупне масе ваздуха у атмосфери и скоро целокупна количина водене паре. Следећа карактеристика тропосфере је појава кретања ваздуха; у овом слоју ваздух се креће, како у хоризонталном, тако и у вертикалном правцу. На горњем слоју тропосфере налази се слој који се зове тропопауза. У слоју тропопаузе температура се не мења са висином.



Слика 2. Промена температуре са висином у основним слојевима атмосфере

Следећи слој ваздушног омотача Земље је стратосфера; достиже висину у просеку до 50 km. Температура се у нижем слоју стратосфере, врло мало мења, затим, од висине 30 km расте са висином, на горњој површини износи од +7°C до +17°C (Слика 2. десно). Преовлађујуће ваздушно струјање у стратосфери је хоризонтално, нема вертикалних струјања. Стратосфера се завршава озонским слојем. Присуство озона у атмосфери је у основи последица фотохемијског процеса. У овом слоју, кисеоник (O_2) апсорбује велике количине ултраљубичастог зрачења, при чему долази до деобе молекула кисеоника на два атома $O-O$, тако ослобођени атоми спајају се са молекулима кисеоника у молекул озона, (O_3). Дебљина озонског слоја у атмосфери у поређењу са просечном дебљином атмосфере је незнатна, при нормалном притиску и температури, износи 2 до 6mm. У глобалним размерама, незнатни и локални извори озона постоје и близу земљине површине, као последица деловања ултраљубичастог зрачења на азотне оксиде и хлорофлуоро-угљоводонике, који настају процесом продукције гасова моторних возила.

Изнад озонског слоја, у слоју мезосфере, температура опада са висином до минималне вредности од око -80°C на висини од 80km.

У термосфери температура расте са висином. Температура на висини од 200 km је 750°C , на висини 400km је око 2200°C . Дневна промена температуре на висини изнад 200 km износи и до 2000°C , у зависности од активности Сунца, *Слика 2. лево*.

Састав ваздуха је приближно једнак до 80 km висине, мезосфере. Изнад ове висине, у термосфери (слој од 85 до 500 km), састав ваздуха почиње да се мења, смањује се количина кисеоника и азота, а повећава количина хелијума. У слоју од 300 km до 400 km, заступљени су следећи гасови: хелијум (**He**) 15%, кисеоник (**O**) 15% и азот (**N**) 70%. На највећим висинама, преко 600 km преовлађује водоник (**H**) 75%, а затим је следећи хелијум (**He**) са 25%. Атмосфера са горње стране није ограничена и постепено прелази у међупланетарни простор.

2.1 Састав ваздуха

Појава различитих гасова у атмосфери последица је 4,5 милијарди година дугог процеса у коме је Земља настајала. Процењује се да се кисеоник у количини довољној за настанак живота, појавио пре 400 милиона година. Мада се састав атмосфере стално мења (пример вулканских ерупција) ипак се доста добро може представити средњом концентрацијом сталних гасова. Под сталним гасовима подразумевају се гасови који имају приближно константну концентрацију у близини Земљине површине.

Табела 1. Стални гасови у близини Земљине површине

Гас	Хемијски симбол	Процент у запремини сувог ваздуха
Азот	N	78,09%
Кисеоник	O	20,95%
Аргон	Ar	0,93%
Неон	Ne	0,0018%
Хелијум	He	0,0005%
Ксенон	Xe	0,000009%
Водоник	H	0,00005%

Данас, 99,04% ваздуха чине два стална гаса: азот (78,09%) и кисеоник (20,95%). Преосталих 0,96% чине племенити гасови: аргон, неон, хелијум, ксенон као и водоник.

За разлику од сталних гасова, концентрација других бројних честица и гасова у атмосфери је променљива. Осим водене паре,

честице и остали гасови у атмосфери су заступљени у много мањој концентрацији. Како је концентрација осталих честица и гасова веома мала, ове величине се изражавају у јединицама: делова у милион (*ppm-parts per milion*) и делова у милијарду (*ppb-parts per bilion*) у запремини. Ваздух који дишемо није једноставан састав изолованих молекула; пре би се могло рећи, да је комплексна мешавина гасова, течних и чврстих материја. У Табели 2. дате су средње концентрације неких променљивих састојака у атмосфери. Променљиви састојци у атмосфери појављују се као природни гасови и као гасови који су последица различитих људских активности на Земљи.

Табела 2. Средње концентрације променљивих састојака у близини Земљине површине

Састојак	Хемијски састав	Процент у запремини сувог ваздуха	<i>ppm</i> (делића у милион)
Водена пара	H ₂ O	0 до 4	-
Угљен диоксид	CO ₂	0,035	350
Метан	CH ₄	0,00017	1,7
Азотни оксиди	N ₂ O	0,00003	0,3
Озон	O ₃	0,000004	0,04
Појединачне честице	-	0,000001	0,01
Хлорофлуороугљеници	CFCS	0,00000001	0,0001

Водена пара (H₂O)

Присуство воде у атмосфери, њена количина и промена агрегатног стања, је од посебног значаја за живот на Земљи. За све процесе у атмосфери најзначајнија је количина воде, у свим агрегатним стањима (водена пара, лед) и промена агрегатног стања воде. Водена пара је просторно и временски веома неравномерно распоређена. На површини Земље, количина водене паре у тропским пределима чини 4% простора, док је у области Антарктика незнатна. Водена пара има и временску променљивост, у процесу сталног кружења, из атмосфере се излучује у облику различитих падавина, али се и у атмосферу враћа. Присуство водене паре у атмосфери је последица процеса испаравања, транспирације и евапорације. Испаравање воде представља прелаз воде из течног или чврстог агрегатног стања у гасовито, и може бити са слободне водене површине, са копна и са биљног покривача. Процес испаравања из микроспора биљака, првенствено са лишћа, зове се транспирација. Евапорација се дешава када појединачни молекули воде на течној површини воде добије довољну количину енергије (често од Сунчевог зрачења) да прекине везу која држи молекуле заједно. Такви појединачни молекули воде стижу у атмосферу. За испаравање 1gr воде при температури од 100°C потребно је 536,2 cal/gram. У процесу транспирације, однос између раста биљке и испаравања са њене

површине је такав да је за образовање 1 грама биљног ткива потребно да испари 300-400 gr воде. У Табели 3. дата је количина воде која испари у току године под различитом вегетацијом на копну.

Табела 3. Годишња количина воде која испари на копну под различитом вегетацијом

Вегетација	Годишња количина воде
Тропске прашуме	80-150 cm
Саване	120-140 cm
Пустиње	10 cm
Јужноевропске шуме	50-70 cm
Средњоевропске шуме	37-45 cm
Мешовите шуме	40 cm
Четинарске шуме	20-30 cm
Сибирска тајга	5-10 cm

Азотни оксиди (NO_x)

Азотни оксиди (NO - азотоксид и NO_2 –азотдиоксид) су у атмосфери присутни као природни гас и као антропогени гас. Главни антропогени извор азотних оксида је висока температура сагоревања горива у аутомобилској индустрији и различите електране. Концентрација азотних оксида у урбаној средини је 10 до 100 пута већа од концентрације у природним, неурбаним срединама.

Појединачне честице - Аеросоли

Аеросоли или појединачне честице, укључују и течне и чврсте честице, суспендоване у атмосферу, као што су метали, прашина, дим и ситне капи сумпорне киселине. У анализама квалитета ваздуха обележавају се са ПМ-10 и ПМ2.5, као последица класификације појединачних честица по величини. ПМ-10 имају пречник 10 микрометара или мање, ПМ2.5 имају пречник 2,5 микрометара или мање. С обзиром на чињеницу да су поједини аеросоли веома мали, лако могу да путују дубоко у плућа и проузрокују респираторне проблеме.

Хлорофлуороугљеници CFCS

Хлорофлуороугљеници (CFCS) се користе у климатизацији/хлађењу, а јављају се и као нус-производ одређених хемијских процеса. Нема значајних природних извора ових једињења, њихово присуство у атмосфери је скоро у потпуности последица људских активности.

Данашња концентрација хлорофлуороугљеника је узрок нарушавања озонског слоја у стратосфери. Иако концентрација свих променљивих састојака атмосфере може изгледати мала, њихов значај за живот на Земљи је веома велики.

Табела 4. Извори променљивих састојака у атмосфери и ефекат на околину

Састојак	Природни извор	Антропогени извори	Ефекат на околину
Сумпор диоксид SO_2	вулканске ерупције	рафинерије нафте, енергане, челичане	киселе кише, оштећење вегетације, респираторне болести људи
Азотни оксиди NO_x	активност бактерија	моторна возила, енергане	респираторни проблеми код људи, нижа отпорност организма на инфекцију
Озон O_3	номиналан	секундарни полутант	постојање смога, смањује видљивост, штете на биљу, код људи мучнина, кашаљ
Аеросоли ПМ-10 (метали, азбест, прашина, дим)	ерозија ветра	пољопривреда, индустрија	смањује видљивост, респираторне болести

До сада нису разматране последице космичких летова и постојање орбиталног отпада на промену природних састојака атмосфере. Овај вид антропогеног утицаја је сматран занемарљивим у односу на друге антропогене изворе. Последњих година, како се број лансираних сателита и број орбиталног отпада повећао то се и потенцијални утицај не може занемарити.

2.2 Кретање Земљиних вештачких сателита (ЗВС)

Историјски развој науке у целини, а примењене математике и механике посебно, довео је до тога да је предмет и циљ небеске механике да објасни и предвиди положај и кретање сваког стварног (небеског) објекта у Свемиру (Шеган, 2007).

Орбитална механика или астродинамика, као део небеске механике, проучава кретање вештачких сателита у Свемиру. Почетак и основе разумевања положаја и кретање ЗВС, као и кретање осталих небеских тела може се описати Кеплеровим и Њутновим законима.

Њутнови закони кретања и Њутнов закон гравитације су основни закони астродинамике.

Њутнови закони кретања описују однос између кретања тела и сила које на њега делују. Прве две једначине описују везу и функције

основних физичких величина, према Њутновом закону кретања, једначина (1)

$$F = m \cdot a \quad [1]$$

где су: F - сила, a - убрзање и m - маса тела, и закону гравитације једначина (2)

$$F = G \cdot \left(\frac{m_1 m_2}{r^2} \right), \quad [2]$$

која даје силу између два тела масе m_1 и m_2 , на растојању r , где је G гравитациона константа чија је вредност $6,67259 \times 10^{-11} \text{Nm}^2/\text{kg}^2$.

Ако са M означимо масу Земље, а са m масу тела, изједначавањем једначине (1) и (2), следи

$$ma = mg = G \cdot \left(\frac{mM}{r^2} \right), \quad [3]$$

односно гравитационо убрзање.

$$g = \frac{GM}{r^2} \quad [4]$$

g на површини Земље ($r=R_{\oplus}$) има вредност $9,800665 \text{m/s}^2$.

Кружно кретање описано је са

$$a = \frac{v^2}{r} \quad [5]$$

где је r полупречник круга, а v брзина кретања тела. Изједначавањем центрипеталног убрзања (5), са гравитационим убрзањем (4), следи

$$\frac{v^2}{r} = \frac{GM}{r^2} \quad [6]$$

односно

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}. \quad [7]$$

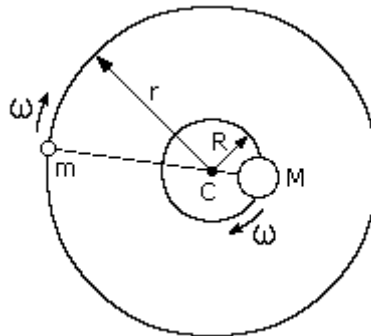
Једначином (7) представљена је брзина кретања тела око Земље, масе M , дуж кружне орбите полупречника r . Производ масе Земље и

гравитационе константе, GM (често се у литератури означава са μ) такође је константа чија је вредност $3,986005 \cdot 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$.

Кретање планета и сателита у Сунчевом систему описано је Кеплеровим законима:

- a. планете се око Сунца крећу по елиптичним путањама, а у једном од фокуса је Сунце
- b. радијус - вектори планета у кретању у истим временским интервалима пребришу једнаке површине
- c. квадрат периода обиласка планета око Сунца је пропорционалан кубу великих полуоса њихових путања

Основни закон кретања планета и сателита може се извести на примеру кретања тела маса m која се крећу по кружним путањама око заједничког центра масе C (Слика 3.). Орбите, тела веће масе M и тела мање масе m , су константног полупречника R и r , респективно. Оба тела имају исту угаону брзину ω . Центар масе система у коме се два тела међусобно привлаче својим гравитационим пољем је у тачки C , тако да је $m r = M R$.



Слика 3. Кретање два тела на кружној орбити

Центрипеталне силе морају бити исте али супротног смера, тада $m\omega^2 r$ мора бити једнако $M\omega^2 R$. Наведени специфични захтеви описани су једначином (8); гравитациона сила једнака је центрипеталној сили.

$$\frac{GMm}{(R+r)^2} = m\omega^2 r = M\omega^2 R \quad [8]$$

односно

$$\frac{GM}{(R+r)^2} = \omega^2 r \quad [9]$$

$$\frac{Gm}{(R+r)^2} = \omega^2 R. \quad [10]$$

Сабирањем једначина (9) и (10) добија се

$$G(M+m) = \omega^2 (r+R)^3. \quad [11]$$

Заменом угаоне брзине ($\omega = 2\pi/P$) периодом револуције, P , у једначини (11), следи

$$G(M+m) = \frac{4\pi^2 (r+R)^3}{P^2}, \quad [12]$$

а заменом $(R+r)$ великом полуосом (a), следи

$$P^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{G(M+m)}. \quad [13]$$

У небеској механици, често је случај да је маса једног тела значајно већа од масе другог, тада се маса другог тела може занемарити, и следи:

$$P^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{GM}. \quad [14]$$

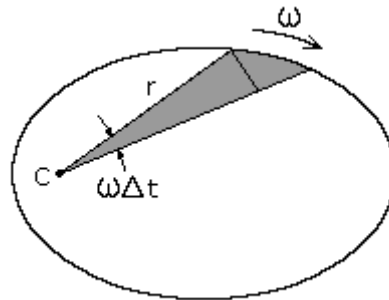
Једначина (14) представља основну једначину планетарног и сателитског кретања. Значајна последица једначине (14) је општи облик трећег Кеплеровог закона - квадрат периода обиласка планете око Сунца је пропорционалан кубу велике полуосе њене путање ($P^2 \propto a^3$).

Није неопходно да растојање R буде много веће од r , тако да се допринос r мора задржати и једначина (14) ће тада добити облик (15):

$$P^2 = \frac{4\pi^2 r \cdot (R+r)^2}{GM}. \quad [15]$$

Велика полуоса (a) у астрономији је увек растојање првог тела у односу на друго тело ($R+r$); у случају ЗВС то је геоцентрична велика полуоса. На пример, Месечево средње геоцентрично растојање (a) је 384403km. С друге стране, удаљеност Месеца од барицентра, r , је 379732km, тако да је разлика (384403-379732) од 4671 km.

Следеће једначине, које су директно или индиректно последица другог Кеплеровог закона, имају за циљ да уведу везу између параметара орбите Земљиних вештачких сателита: велике полуосе, перигеја, апогеја и ексцентрицитета. Код кружних орбита (ω) и (r) су константни, док су код елиптичних орбита (ω) и (r) функције времена.



Слика 4. Ознаке при кретању тела дуж елиптичне орбите

На Слици 4. осенчена је површина коју тело пређе за време Δt . Површина осенченог троугла је апроксимативно:

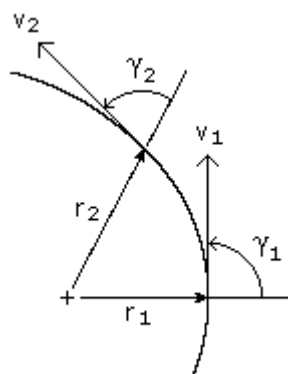
$$S = \frac{r(r\omega\Delta t)}{2} . \quad [16]$$

Када се вредност Δt приближава 0 тада из једначине (16) важи да је за кретање тела под утицајем центрифугалне силе (a), вредност ωr^2 константна.

$$\lim_{t \rightarrow 0} \left[\frac{r(r\omega\Delta t)}{2} \right] = \frac{\omega r^2}{2} . \quad [17]$$

Нека су две тачке P_1 и P_2 , на орбити са полупречницима r_1 и r_2 , и брзинама обележеним са v_1 и v_2 . Док је брзина увек тангента дуж линије кретања, угао између r и v обележимо са γ , тада следи:

$$v \sin \gamma = \omega r \quad [18]$$



Слика 5. Ознаке вектора

$$rv \sin \gamma = \omega r^2 = \text{const} \quad [19]$$

$$r_1 v_1 \sin \gamma_1 = r_2 v_2 \sin \gamma_2 \quad [20]$$

За крајње тачке на орбити, перигеј и апогеј, $\gamma = 90^\circ$, и тада важи једнакост:

$$R_p V_p = R_a V_a . \quad [21]$$

Ако су кинетичка енергија (E_k) и гравитациона потенцијална енергија (E_p) дате једначинама (22) и (23):

$$E_k = \frac{mv^2}{2} \quad [22]$$

$$E_p = -\frac{GMm}{r}, \quad [23]$$

примењујући закон одржања енергије, сумирањем кинетичке и потенцијалне енергије добићемо:

$$E_{k1} + E_{p1} = E_{k2} + E_{p2} \quad [24]$$

$$\frac{mv_1^2}{2} - \frac{GMm}{r_1} = \frac{mv_2^2}{2} - \frac{GMm}{r_2} \quad [25]$$

$$v_2^2 - v_1^2 = 2GM \left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1} \right). \quad [26]$$

Ако тачке 1 и 2 представљају перигеј, , и апогеј, , са растојањима R_p и R_a и брзинама V_p и V_a , из једначина (21) и (26) следи:

$$V_p = \sqrt{\frac{2GMR_a}{R_p(R_a + R_p)}} \quad [27]$$

$$V_a = \sqrt{\frac{2GM R_p}{R_a(R_a + R_p)}}. \quad [28]$$

Решењем једначина (27) и (28) следи да су растојања перигеја и апогеја дата једначинама

$$R_a = \frac{R_p}{\left(\frac{2GM}{R_p V_p^2} - 1\right)} \quad [29]$$

и

$$R_p = \frac{R_a}{\left(\frac{2GM}{R_a V_a^2} - 1\right)}. \quad [30]$$

Ексцентрицитет орбите је дефинисан са:

$$e = \frac{R_p V_p^2}{GM} - 1. \quad [31]$$

За познате величине велике полуосе (a) и ексцентрицитета орбите (e), растојања перигеја и апогеја могу се израчунати из једначина (32), односно (33); такође важи и једнакост (34), да је збир растојања перигеја и апогеја једнак двострукој величини велике полуосе (a).

$$R_p = a \cdot (1 - e) \quad [32]$$

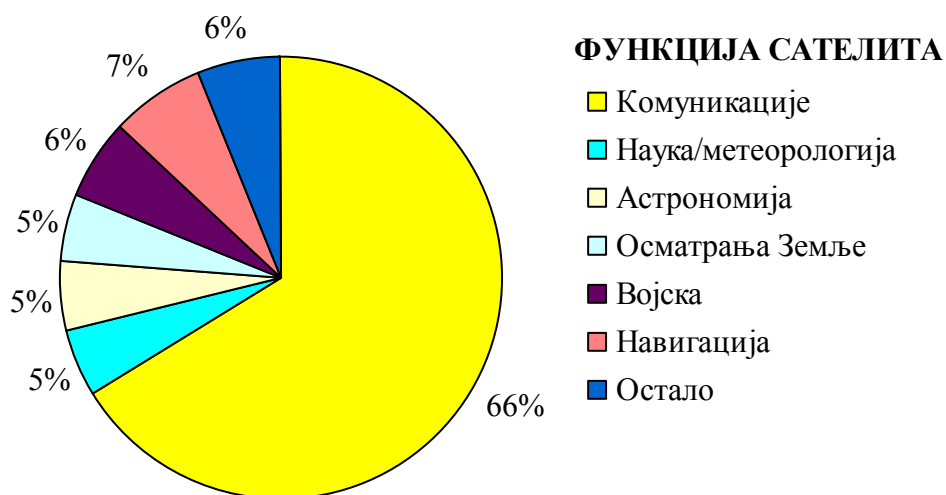
$$R_a = a \cdot (1 + e) \quad [33]$$

$$R_p + R_a = 2a. \quad [34]$$

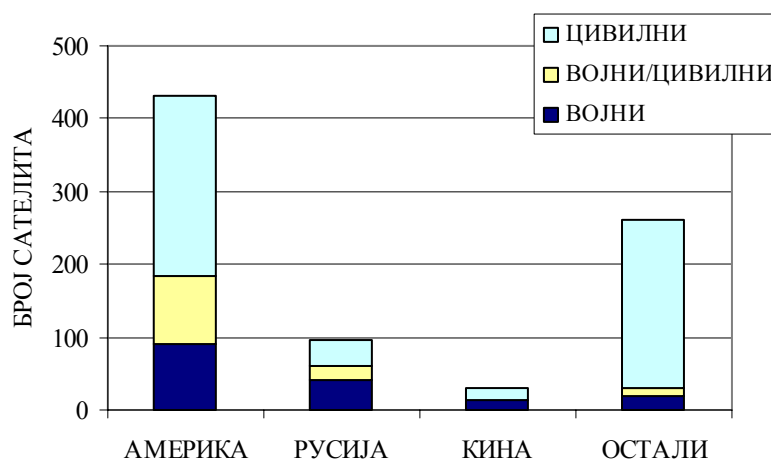
3 Сателити

3.1 Класификација сателита

Снимање и анализирање огромних површина, како на Земљи тако и у свемиру, као и прикупљање и мерење различитих величина основне су функције сателита. Најзаступљенији су данас комуникациони сателити (66%), затим војни, навигациони, метеоролошки сателити итд. На *Слици 6*. приказане су разне функције сателита, а на *Слици 7*. њихов број.



Слика 6. Основне функције сателита

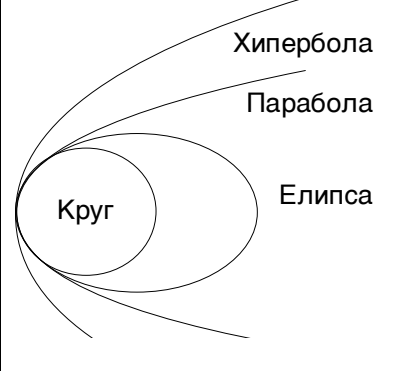


Слика 7. Број сателита

3.2 Путањски елементи (орбитални елементи)

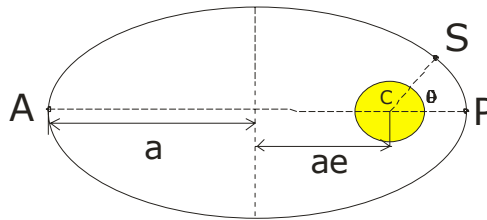
Орбите сателита могу имати облик: круга, елипсе, параболе и хиперболе. Мада је математички исправно кружница, користиће се уобичајен израз круг. У Табели 5. приказани су ексцентрицитети, велике полуосе и константе енергије за сваки облик орбите.

Табела 5. Ексцентрицитети, велике полуосе и константе енергије за одговарајући облик орбите

	Хипербола	Ексцентрицитет	Велика полуоса	Константа енергије
	Парабола	0	=r	<0
	Елипса	$0 < e < 1$	>0	<0
	Круг	1	∞	0
	Хипербола	>1	<0	>0

Орбита сателита, око изоловане сферне планете, требало би да буде елипса са фокусом у центру планете. Величина и облик елипсе су дефинисане великом полуосом (a) и ексцентрицитетом (e), *Слика 8*. Ако се сателит (S) креће дуж орбите, најближи је Земљи у тачки P , перигеј, за угао $\theta = 0$, а растојање од центра Земље (C) износи $a \cdot (1 - e)$. Најудаљенија тачка A , за $\theta = \pi$, је апогеј, са растојањем $a \cdot (1 + e)$ сателита (S) од центра Земље (C). Ексцентрицитет (e) може да има вредности $0 < e < 1$.

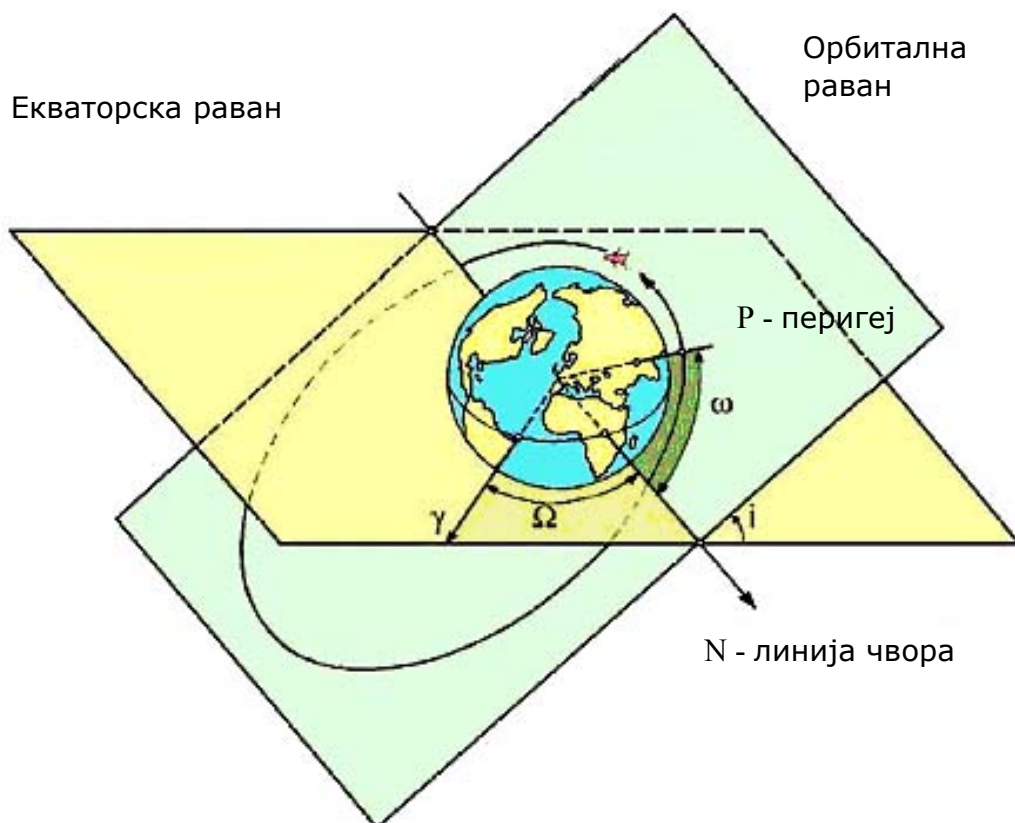
- P - перигеј
- C - Земља
- A - апогеј
- S - сателит
- e - ексцентрицитет
- a - велика полуоса



Слика 8. Елементи (a) и (e) елиптичне орбите сателита око Земље

Оријентација орбиталне равни у простору дефинисана је лонгитудом узлазног чвора (Ω) и инклинацијом (i), релативно у односу на екваторску раван Земље, *Слика 9*.

Пролећна равнодневица (еквинокциј), γ , је стална тачка на небу и има значај референтне тачке и у инерцијалним и у неинерцијалним системима, угао Ω има позитивну вредност у источном смеру дуж екватора од γ тачке до узлазног чвора N , тачке где путања сателита пресеца екватор при прелазу са јужне на северну полусферу.



Слика 9. Позиција орбите сателита у простору са означеним елементима: лонгитуда узлазног чвора (Ω), инклинација (i) и аргумент перигеја (ω)

Оријентација елиптичне орбите унутар орбиталне равни одређена је аргументом ω , углом $\angle NCP$ на Слици 9. При $\omega=0^\circ$ перигеј је на екватору, ако је $\omega=90^\circ$ перигеј је на максималној северној ширини, за $\omega=180^\circ$ перигеј је опет на екватору, а за $\omega=270^\circ$ перигеј је на максималној јужној ширини.

Ових пет параметара заједно са параметром који одређује положај сателита у орбити, комплетно описују кретање ЗВС по непоремећеним елиптичним орбитама. Позиција се може дефинисати ($\angle PCS$, обележен на Слици 9.) углом ν , и назива се права аномалија.

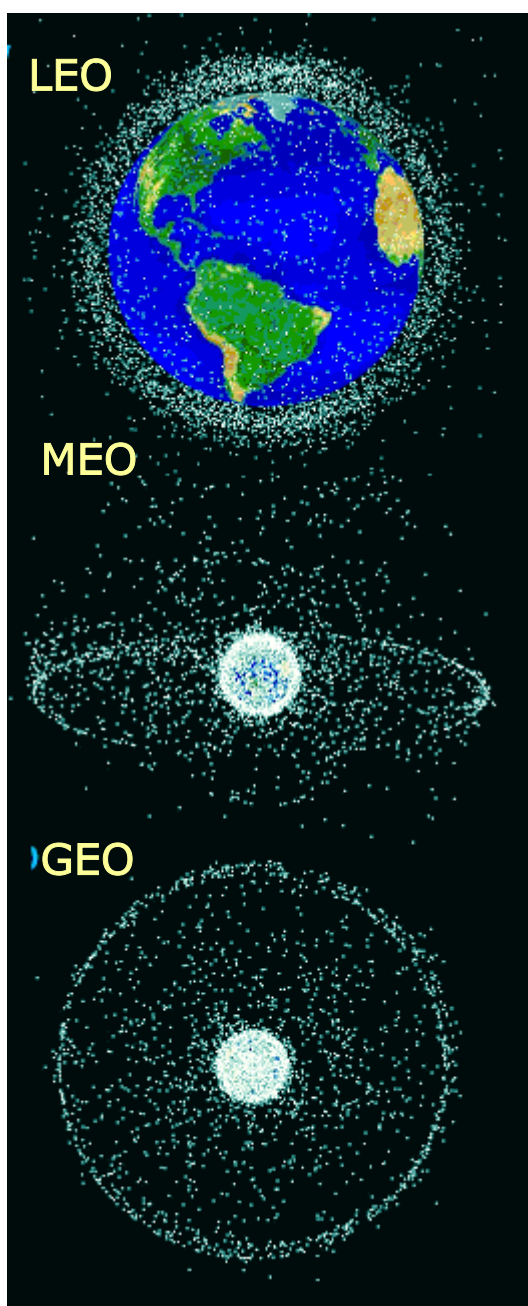
Пет параметара a , e , i , Ω , ω заједно са правом аномалијом, познати као елементи орбите сателита, са описом, дефиницијом и коментаром дати су у Табели 6.

Табела 6. Елементи орбите сателита a , e , i , Ω , ω и ν

<i>Е л е м е н т</i>	<i>Име</i>	<i>Опис</i>	<i>Дефиниција</i>	<i>Коментар</i>
a	велика полуоса	величина орбите	половина дужине осе елипсе	период и константа енергија зависе од величине орбите
e	ексцентритет	облик орбите	однос половине жижне даљине и велике полуосе	затворене орбите $0 \leq e < 1$ отворене орбите $1 \leq e$
i	инклинација	нагиб орбиталне равни	угао између орбиталне и екваторске равни	екваторска $i = 0^\circ$ или $i = 180^\circ$ проградна $0^\circ \leq i < 90^\circ$ поларна $i = 90^\circ$ ретроградна $90^\circ < i \leq 180^\circ$
Ω	лонгитуда узлазног чвора	ротација орбиталне равни око Земље	угао од пролећног еквинокција до узлазног чвора	$0^\circ \leq \Omega < 360^\circ$ недефинисан у екваторској орбити за $i = 0^\circ$ или $i = 180^\circ$
ω	аргумент перигеја	оријентација путање у орбиталној равни	угао, мера правца кретања сателита, од узлазног чвора до перигеја	$0^\circ \leq \omega < 360^\circ$ недефинисан у екваторској орбити за $i = 0^\circ$ или $i = 180^\circ$ или $e = 0$ (кружна орбита)
ν	права аномалија	положај сателита у орбити	угао, мера правца кретања сателита, од перигеја до положаја сателита	$0^\circ \leq \nu < 360^\circ$ недефинисан за $e = 0$ (кружна орбита)

3.3 Орбите сателита

Намена и употреба вештачких Земљиних сателита, чије кретање подлеже универзалним законима гравитације, захтева различите карактеристике орбите.



Према висини, орбите сателита око Земље се деле на:

Ниску (*Low Earth Orbit, LEO*) са висином до 2000 km, у домаћој литератури (Шеган, 2007) може се наћи скраћеница **НОС** – ниско орбитални сателити, у овом раду користиће се скраћеница **LEO**

Средњу (*Middle Earth Orbit, MEO*) са висином од 8000 до 20000 km

Геостационарну (*Geostationary Orbit, GEO*) са висином приближно 36000km, висина на којој сателит остаје изнад исте тачке на Земљиној површини у току периода ротације Земље од 24 сата.

Слика 10. Орбите (према висини) Земљиних вештачких сателита

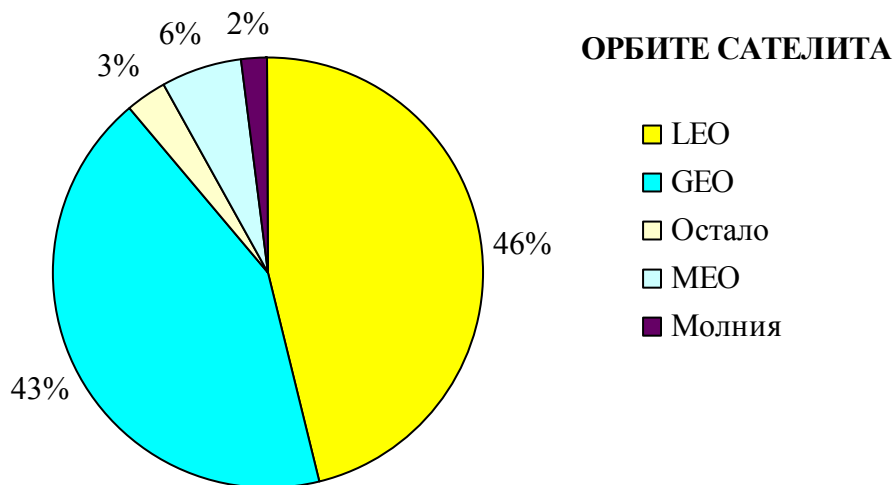
Сама инклинација дефинише четири основне класе орбита:

- екваторска : $i = 0^\circ$ или $i = 180^\circ$
- проградна : $0^\circ \leq i < 90^\circ$
- поларна : $i = 90^\circ$
- ретроградна : $90^\circ < i \leq 180^\circ$

Према периоду орбите могу бити:

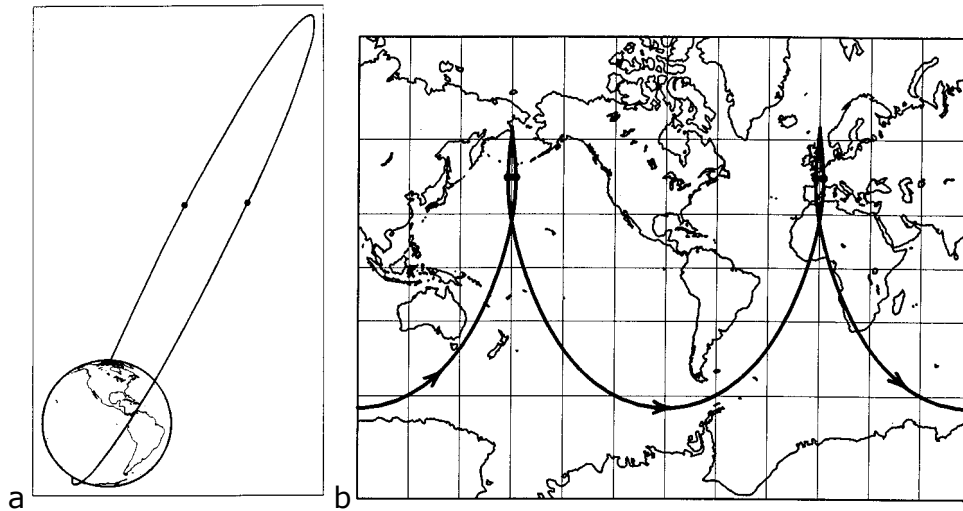
- геостационарне: период 23h 56min, $i = 0^\circ$, $e = 0$
- геосинхроне: период 23h 56min
- Молнија:** период 11h 58min, $i = 63,4^\circ$, $e = 0,72$
- синхронизоване Сунчеве орбите: период 1h 41min, $i = 98^\circ$
- Полу-синхронизоване: период 11h 58min

Геосинхроне орбите су кружне орбите око Земље са периодом од 24 сата. Геостационарна орбита, **GEO**, је специјални случај геосинхроне орбите када је инклинација једнака 0° . Космичке летелице у геостационарној орбити увек су изнад исте тачке на Земљином екватору и зато су идеалне за комуникационе и метеоролошке сателите. Заступљеност **GEO** орбита је око 43% (види Слику 11).

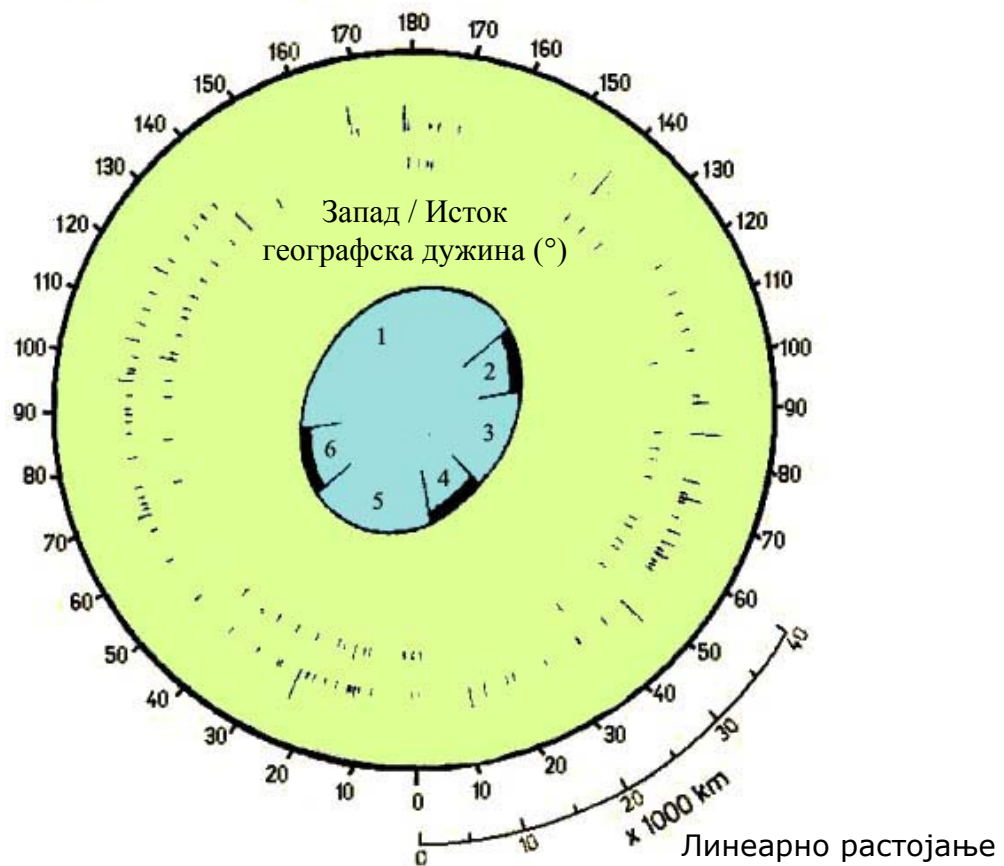


Слика 11. Заступљеност орбита Земљиних вештачких сателита

Молнија орбите су орбите са великим ексцентрицитетом и периодом од приближно 12 сати. Орбитална инклинација бира се тако да се положај апогеја и перигеја могу задржати изнад задате ширине. Инклинације $63,4^\circ$ и $116,6^\circ$ испуњавају наведени услов. За ове орбите типично место перигеја је на јужној хемисфери, тако да сателит остаје изнад северне хемисфере, близу апогеја, приближно 12 сати. Оваква оријентација може да обезбеди добру површинску покривеност високих северних ширина, *Слика 12*. Висина **Молнија** орбите је у распону од 360 до 42800km.

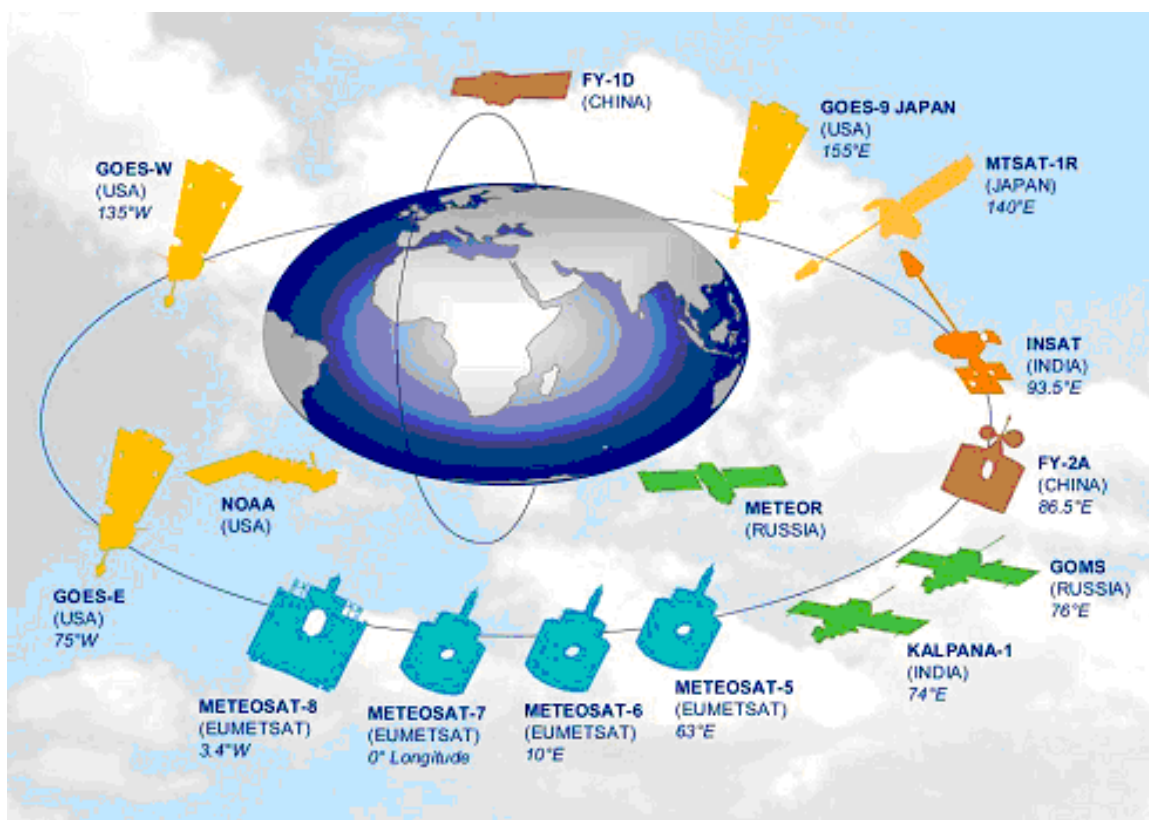


Слика 12. Молнија орбита сателита: тачкама су обележени положаји на 4 сата пре и 4 сата после апогеја, а) најбољи приказ региона Арктик/Северна хемисфера, б) пројекција путање на површини Земље, Kidder and Vonder Haar (1991)



Слика 13. Расподела сателита у геостационарном појасу: Пацифик(1), Индонезија (2), Индијски океан (3), Африка (4), Атлански океан (5) и Јужна Америка (6)

Географска дужина положаја где би требао да се налази геостационарни сателит да би покрио регионе: Пацифик, Индонезија, Индијски океан, Африка, Европа-Атлански океан и Јужна Америка, дата је на *Слици 13.*



Слика 14. Расподела метеоролошких сателита, извор: www.eumetsat.int

У метеорологији је веома широка примена сателитских осматрања и мерења. Карактеристике орбита метеоролошких сателита приказане су на *Слици 14*. Европска агенција за сателитску метеорологију **Eumetsat**, је задужена за развој и примену сателита у метеорологији. Као пример, карактеристике **Eumetsat**-овог сателита **Metop**: положај сателита, основни параметри орбите, положај и управљање окретањем, угаони коефицијенти и углови усмеравања, приказане су у Додатку 3.

3.4 Основни поремећаји сателитских путања

Општи израз који описује кретање вештачких сателита може се представити скупом обичних диференцијалних једначина у облику:

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{Kepler} + \mathbf{a}_{Geop} + \mathbf{a}_{Drag} + \mathbf{a}_{RP} + \mathbf{a}_{Sun} + \mathbf{a}_{Moon} + \dots$$

где је \mathbf{a} векторска величина убрзања, у правоуглом координатном систему, дата једначином:

$$\vec{a} = \frac{d^2x}{dt^2} \vec{i} + \frac{d^2y}{dt^2} \vec{j} + \frac{d^2z}{dt^2} \vec{k} = a_x \vec{i} + a_y \vec{j} + a_z \vec{k}$$

a индекси редом представљају чланове скупа: Кеплеровско кретање/пертурбације услед гравитационог поља, трења, радијационог притиска, Сунца и Месеца. Кеплеровско кретање (\mathbf{a}_{Kepler}) има највећи значај, док остали чланови представљају пертурбације.

Проблем може бити решен многим другим поједностављењима, тако пертурбација услед Земљиног гравитационог поља може се представити са:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{Geop} &= f (\sum J_n + \sum \sum (S, C)_{m,n}) \\ f &= J_2 + J_3 + J_4 + \dots \\ & (S, C)_{1,1} + (S, C)_{2,1} + (S, C)_{3,1} + (S, C)_{4,1} + \dots \\ & \quad (S, C)_{2,2} + (S, C)_{3,2} + (S, C)_{4,2} + \dots \\ & \quad \quad (S, C)_{3,3} + (S, C)_{4,3} + \dots \\ & \quad \quad \quad (S, C)_{4,4} \end{aligned}$$

где f представља функцију такозваних зоналних чланова J_n , зависних чланова $(S, C)_{m,n}$ који се називају тесерални и секторски. У многим аналитичким решењима чланови J_n се изнад одређеног степена занемарују. У Табели 7. је дат ред величине пертурбације за **LEO** и **GEO** сателите.

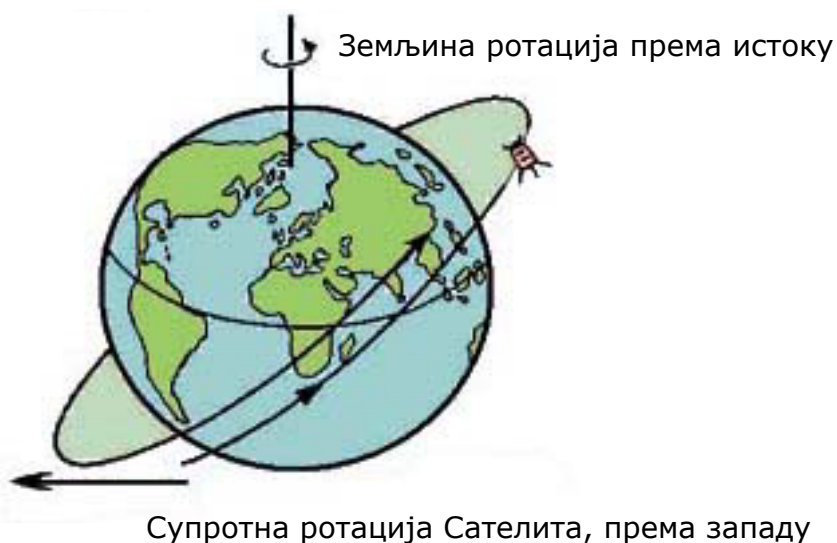
Табела 7. Релативне величине орбиталних пертурбација

Пертурбација	LEO секуларан	LEO кратак период	GEO секуларан	GEO кратак период
J_2	1	10^{-3}	10^{-3}	10^{-5}
C_{nm}	10^{-3}	10^{-6}	10^{-4}	10^{-8}
Сунца и Месеца	10^{-4}	10^{-7}	10^{-3}	10^{-5}
Трење	10^{-1}	10^{-7}	0	0
Радијациони притисак	10^{-5}	10^{-8}	10^{-4}	10^{-6}

3.4.1 Пертурбације услед утицаја Земљиног гравитационог поља

Земља није идеална сфера, осетно је спљоштена на половима. Екваторски полупречник износи 6378,14km, док је на половима 6356,78km. Услед спљоштености од око 21km, гравитациона привлачност реалне Земље је незнатно другачија него у случају да је Земља сфера, тако да и елиптична орбита сателита трпи извесне промене. Мада величина и облик орбите остају скоро исти (промене a , e и i су мале), орбита нема временски дугу сталност у простору. Орбитална равна ротира око Земљине осе, док инклинација остаје константна. Када сателит крене на исток, орбитална равна заљуља се на запад, стално смањујући угао узлазног чвора (Слика 15).

Када је висина на којој се сателит налази близу Земље наведени ефекти су велики. У геоцентричном референтном систему, с обзиром на кретање сателита, Земља ротира, а такође се креће и орбитална равна сателита. Осим тога, ротација Земље проузрокује привидно кретање Сунца, чија је брзина, у овом систему, $\approx 1^\circ$ дан. Дакле, ако орбитална равна сателита ротира 1° дан у супротном смеру, релативна позиција равни и Сунца остаје стална. За постављање сателита у орбиту, уз услов да је Сунце непрекидно видљиво, користи се наведена околност.



Слика 15. Приказ гравитационог привлачења Земље, које проузрокује кретање орбиталне равни сателита на запад

За ротацију орбиталне равни сателита на првом месту је одговорно Земљино екваторско испупчење.

Утицај Земљине спљоштености на лонгитуду узлазног чвора [°/дан]

$$\Omega = -9.964 \left(\frac{R}{a}\right)^{1.5} \left(\frac{R}{p}\right)^2 \cos(i) \quad (35)$$

где су: $p = a \times (1 - e^2)$ и R полупречник Земље.

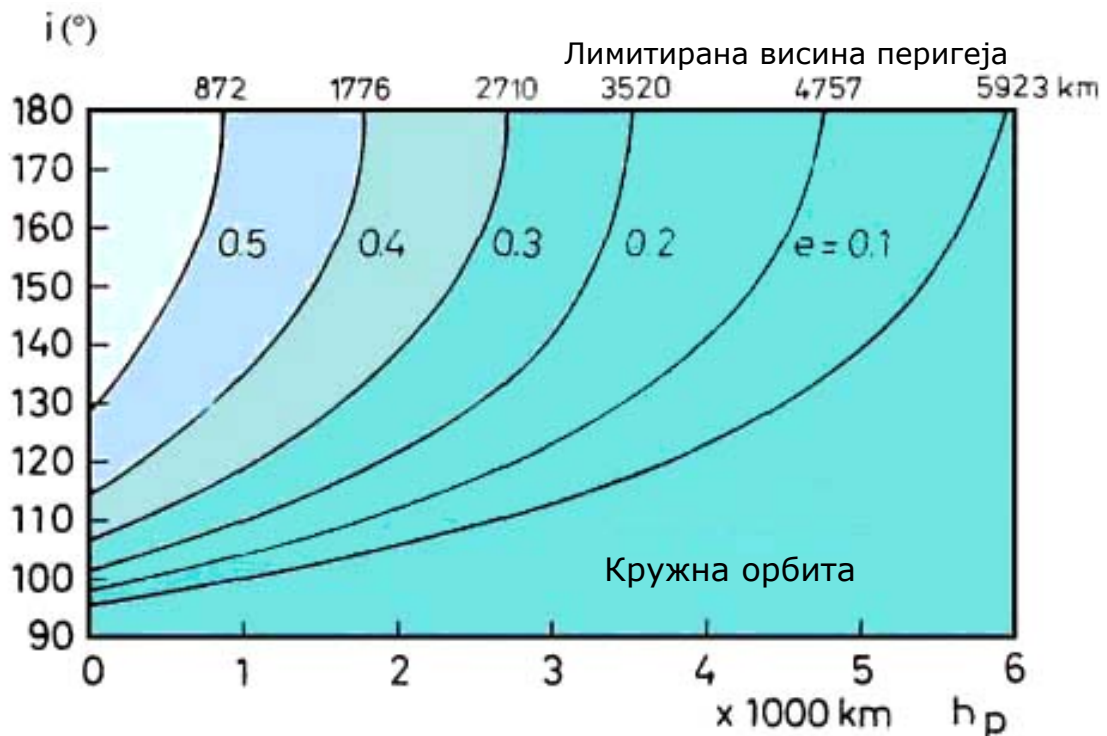
За сателите близу Земље и приближно кружне орбите на висини 350km, са R/a и $R/p \approx 0,95$, промена Ω је $-8.33 \cos(i)$ °/дан.

Користићемо једначину (35) да би нашли комбинацију a , e и i , тако да буде испуњен услов да је $\Omega = 1$ °/дан. Ако задржимо вредности a и e константне, тада постоји само једна орбитална инклинација за коју је испуњен услов о синхронизованој Сунчевој орбити. На *Слици 16.* приказана је величина неопходне орбиталне инклинације за синхронизовану Сунчеву орбиту у функцији висине перигеја и ексцентрицитета. Може се запазити да су све синхронизоване Сунчеве орбите ретроградне (сателит се креће од истока на запад) у односу на Земљину ротацију.

Величина промене аргумента перигеја, [°/дан]

$$\omega = 4.982 \left(\frac{R}{a}\right)^{1.5} \left(\frac{R}{p}\right)^2 (5 \cos^2(i) - 1) \quad (36)$$

За сателите близу Земљине површине и приближно кружне орбите, као што је претходно одређено, перигеј се мења угаоном величином од $4,16 (5 \cos^2(i) - 1)$ °/дан.



Слика 16. Нагиб (i) синхронизоване Сунчеве орбите изражене висином перигеја (h_p) и ексцентрицитетом (e)

Утицај Земљине асиметрије север – југ

$$K \sin(\omega) \quad (37)$$

Осцилација у растојању перигеја, K , зависи од инклинације и повећава се од 0 на $i=0^\circ$, до 5km на $i=4^\circ$, затим 10km на $i=58^\circ$ и 50km за $i=62,9^\circ$. За инклинацију између 63° и 64° , перигеј се креће веома споро, тако да се пертурбација ствара много година и постаје екстремно велика. Ако инклинацију повећавамо даље, за $i=65^\circ$ добија се вредност -10km, нула за $i=66,1^\circ$ и +10km за $i=90^\circ$.

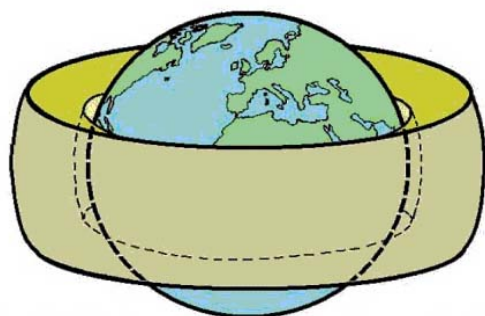


Слика 17. Синхронизована Сунчева орбита

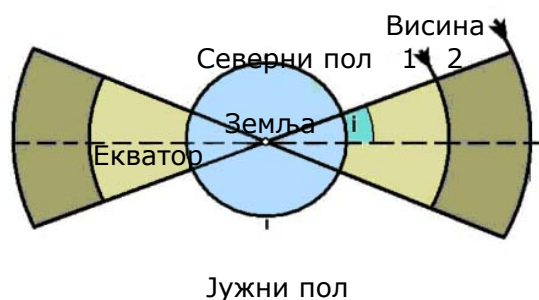
Међутим, коришћење гравитационе силе привлачења других небеских тела помоћи ће нам да успоставимо посебне орбите, на пример

Месечев гравитациони утицај може се користити за очување орбите сателита у условима синхронизоване Сунчеве орбите, *Слика 17*.

Величина промене висине узлазног чвора, Ω , зависи од инклинације орбите сателита и опада са порастом инклинације. Најчешће сателити имају инклинацију мању од 90° и источно кретање. Орбитална раван креће се од истока на запад, величином од 8° /дан за близу екваторске орбите, 4° /дан за орбите са инклинацијом 60° или 0° за поларне орбите. Према кретању орбиталне равни, оријентација орбите унутар равни се такође мења, тако да је висина перигеја у сталном кретању.



Слика 18. Торусна запремина



Слика 19. Попречни пресек торусне запремине са сателита на висини перигеја (1) и апогеја (2)

За близу екваторске орбите перигеј се креће у истом правцу као што је кретање сателита при чему је $\Omega=16^\circ$ /дан, за поларне орбите перигеј се креће у супротном правцу од сателита и $\Omega=4^\circ$ /дан. За орбите на инклинацији од $63,4^\circ$, које се често називају "критичне инклинације", перигеј остаје на фиксној висини.

Последица ова два ефекта је могућност кретања сателита у било којој тачки унутар торусне запремине, *Слика 18.*, и максималном висином север и југ, која је једнака инклинацији (i), *Слика 19*.

Узроци осетног поремећаја орбите су: Земљина спљоштеност, највеће одступање од сфере, и незнатна асиметрија између северне и јужне хемисфере, која доприноси разлици у гравитационом пољу север/југ. Асиметрија између северне и јужне хемисфере се обично назива "ефекат крушке" (*pear shape*) и њен утицај се највише осети на промени висине нивоа мора. На северном полу ниво мора је око 44m виши него на јужном полу, у односу на екваторски ниво мора.

Резултат асиметрије је да Земљино гравитационо поље проузрокује мале промене у облику орбите сателита, мења орбитални ексцентрицитет (e) и висину перигеја $a*(1 - e)$, док велика полуоса остаје константна.

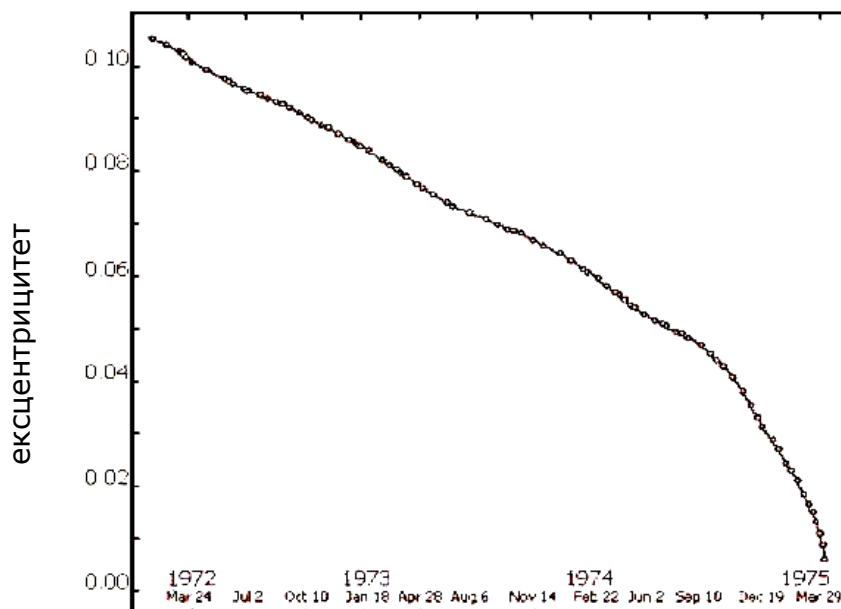
Период осцилације растојања перигеја зависи од кретања перигеја и одговарајуће промене амплитуде.

Осцилације које су последица ефекта Земљине север/југ асиметрије могу очигледно да имају значајан утицај на висину перигеја, нарочито за сателите чија орбита има инклинацију од 60° до 90° . Како је период осцилације исти као и ω , од 25 дана, за близу екваторске орбите, до неколико година, за орбите са инклинацијом 63° .

Описани ефекти су најзначајнији за пертурбације сателита на висинама близу Земље. Међутим, за сателите са далеким орбитама, на пример геостационарне орбите на висини 36000km, ефекат спљоштености Земље је много мањи, промене гравитационог поља постају значајне, пре са ширином него са дужином.

3.4.2 Ефекат трења или атмосферски отпор

Горњи слојеви атмосфере, на висини од 350km, имају екстремно ниску густину ($\approx 1,3 \cdot 10^{-11} \text{kg/m}^3$). При притиску од 1000mb, близу површине Земље, и температури ваздуха од 17°C густина ваздуха је $1,225 \text{kg/m}^3$ (Додатак 1). За разумевање промене густине ваздуха са висином потребно је увести и дефиницију скале висина (Додатак 2). При брзини сателита од 8km/s (28800 km/h) судари са молекулима ваздуха су довољно чести да стварају осетну силу трења. Ако орбита није кружна утицај трења је много већи у перигеју него у апогеју. Услед ефекта трења, сателит се успорава у перигеју.

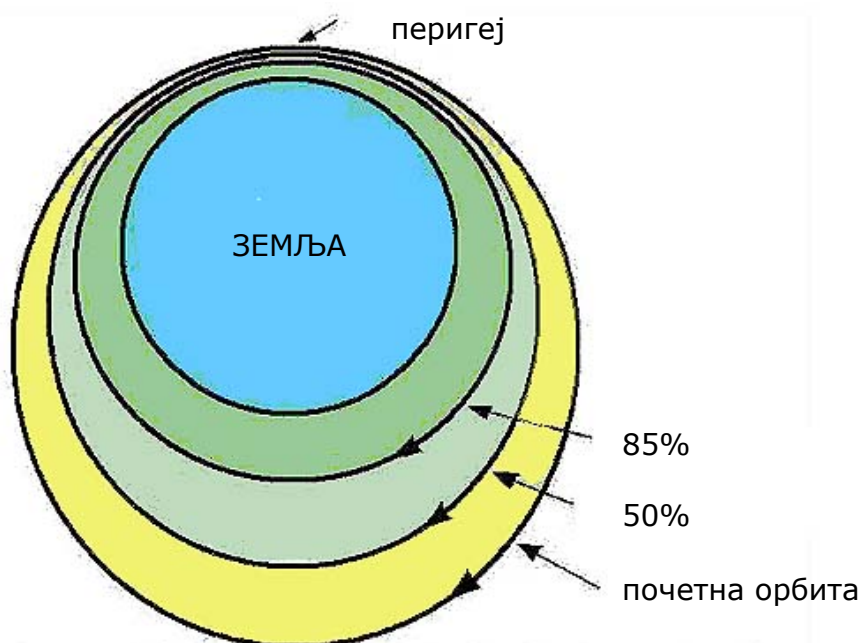


Слика 20. Промена ексцентрицитета, e , за *Cosmos 462*

Са становишта елемената орбите сателита (a , e , i , Ω и ω), трење смањује a и e , а опадање растојања перигеја, $a \cdot (1 - e)$, је врло споро.

Промена ексцентрицитета, e , за сателит *Cosmos* 462, у периоду од 3 године, приказана је на *Слици 20*.

Ефекат трења на преостала три елемента је само индиректан. На пример, промена Ω зависи од промене a и повећава се када се a смањује. Ако је орбита кружна, трење смањује висину сателита постепено, тако да се сателит креће спирално ка унутра. На *Слици 21*, приказан је утицај трења на орбиту сателита након 50% и 85% протеклог времена од укупног животног века сателита.



Слика 21. Приказ утицаја трења на орбиту сателита

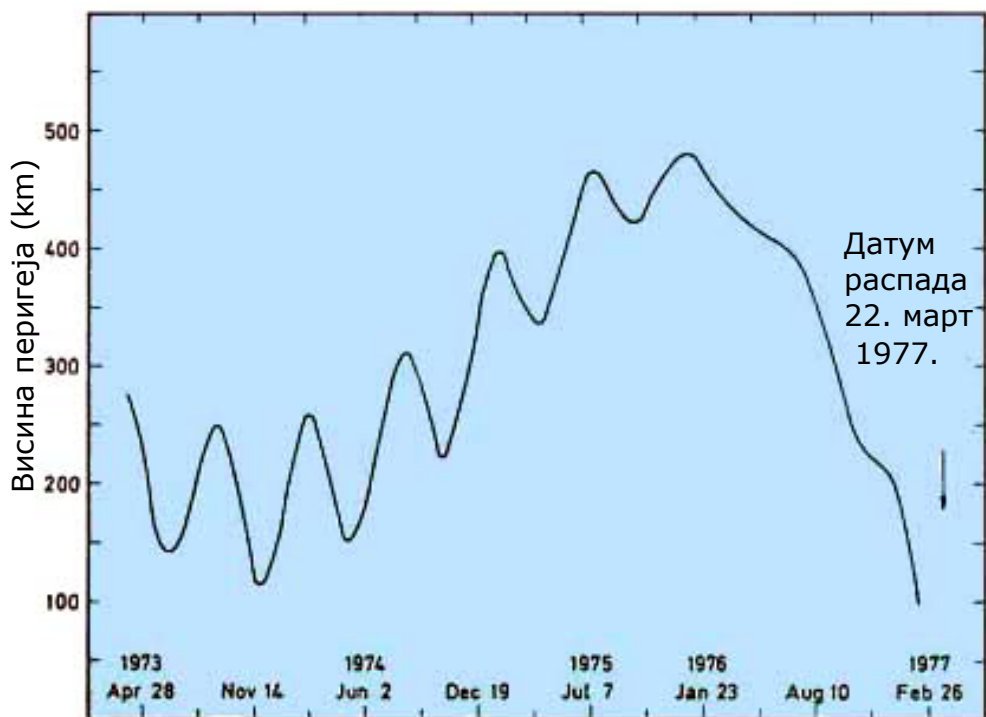
Сила трења је супротног смера од смера вектора брзине и дата је једначином (38):

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 A \quad (38)$$

где је: C_D - коефицијент трења, ρ - густина ваздуха, v - брзина сателита и A површина попречног пресека сателита.

3.4.3 Утицај трећег тела, Сунца и Месеца

У сагласности са Њутновим законом гравитације сваки објекат је у интеракцији са сваким. Највећи ефекат трећег тела је од тела са већом масом и на мањем растојању (Сунце, Месец, Јупитер итд.). Што је сателит удаљенији од Земље, слабија је Земљина гравитациона сила која делује на њега, и већи је гравитациони утицај Сунца, Месеца или једном речју трећег тела.



Слика 22. Ефекат пертурбација услед Сунца и Месеца на висину перигеја сателита *Молнија 2В*

Ефекат пертурбација Сунца и Месеца на висину перигеја сателита *Молнија 2В*, приказан је на *Слици 22*. Промена висине перигеја у периоду од 4 године била је у интервалу од 100 km до близу 500 km.

3.4.4 Утицај притиска Сунчевог зрачења/радијациони притисак

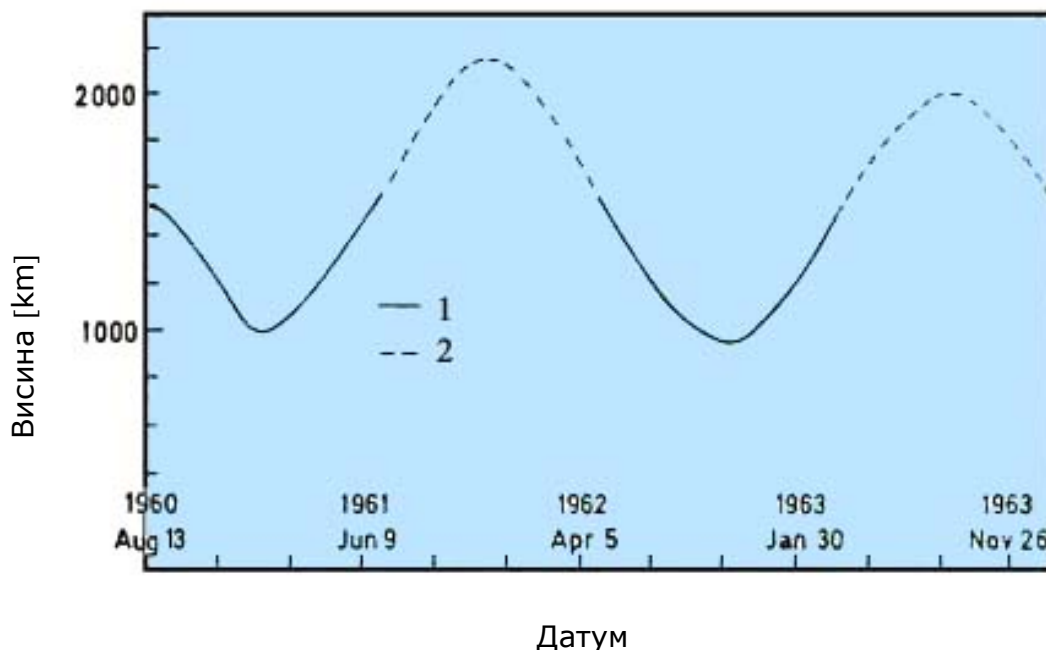
Сунчево зрачење проузрокује периодичне промене свих орбиталних елемената. Величина убрзања због Сунчевог зрачења је

$$a_r = \frac{-4,5 \cdot 10^{-8} A}{m} \quad (39)$$

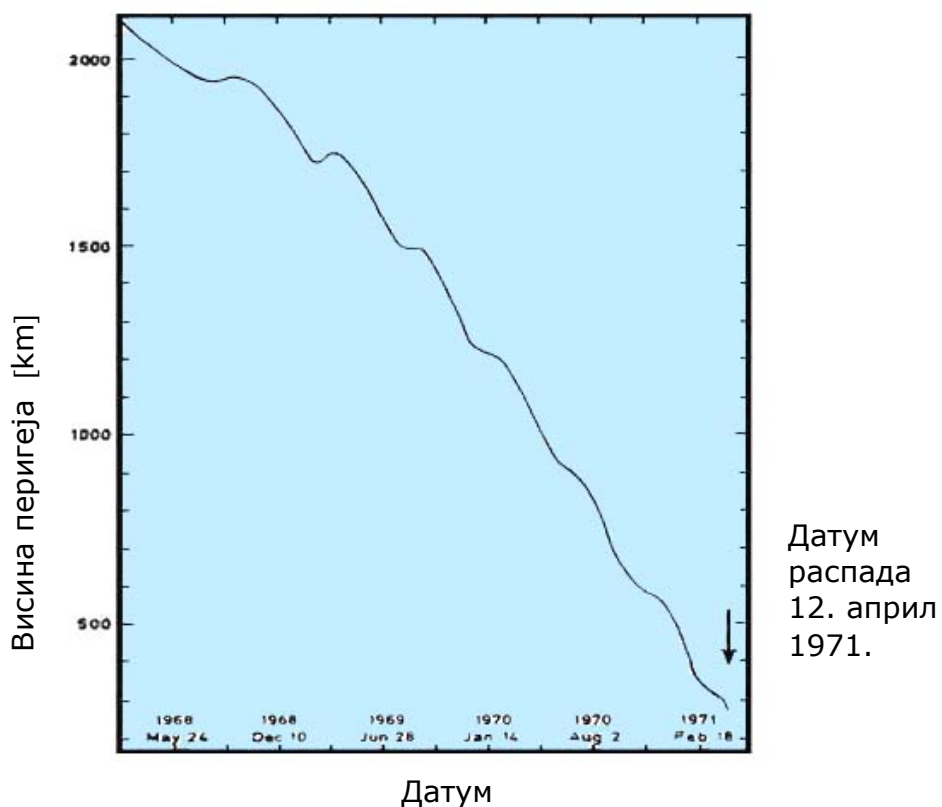
где је A површина попречног пресека сателита, m је маса сателита.

Сунце константно емитује материју у виду јонизованог гаса. Електрони, протони и језгра хелијума су преовлађујуће честице. Јонизовани гас који се креће великом брзином кроз међу-планетарни простор познат је као Сунчев ветар.

Сунчев ветар са брзином 400km/s (максимална брзина 750 km/s) температуром $1,4-1,6 \times 10^5$ K (максимална температура при максималној брзини је 8×10^5 K) и радијационим притиском $4,6 \cdot 10^{-6} \text{N/m}^2$ утиче осетно на орбиту сателита. На примеру сателита **Echo1**, у трогодишњем периоду, може се видети ефекат притиска Сунчевог зрачења на висину перигеја или апогеја, *Слика 23*.



*Слика 23. Ефекат притиска Сунчевог зрачења на висину перигеја (1) или апогеја (2) код сателита **Echo1***



Слика 24. Висина перигеја балон сателита **Dash2** (1963-30D) срушеног резонантном пертурбацијом притиска Сунчевог зрачења

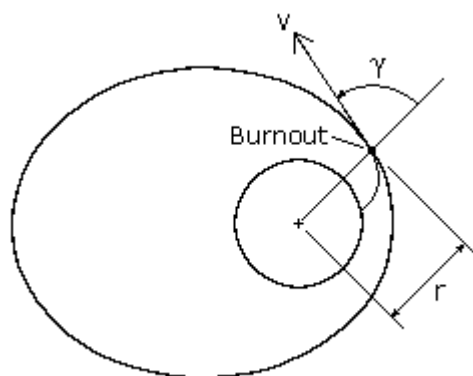
3.4.5 Електромагнетно трење

Сателити путују кроз Земљино магнетно поље са инсталираном електронском опремом и производе своје локално магнетно поље, које има интеракцију са Земљиним магнетним пољем проузрокујући орбитални момент на сателиту. Сателит губи орбиталну енергију као да делује сила трења. Магнетно поље је јаче ближе Земљи где се сателит креће брже, тако да је овај ефекат већи код сателита са нижим орбитама. Овај ефекат је релативно мали тако да се најчешће занемарује.

3.5 Лансирање сателита

Лансирање сателита или свемирских летелица састоји се од времена у коме постоји напајање за лет, времена када је сателит у Земљиној атмосфери и док се убрза до орбиталне брзине. Напајање за лет се завршава у тачки одвајања (*burnout*); где ракета потроши сво гориво и сателит започиње слободан лет, *Слика 25*. За време слободног лета космичког брода, разматраћемо само утицај гравитационог привлачења Земље. Када се лансира сателит далеко од Земље његова путања ће бити под утицајем гравитационе силе Сунца, Месеца или друге планете.

Орбита космичке летелице одређује се положајем и брзином летелице на почетку њеног слободног лета. За одређивање путање сателита, користићемо ознаке на Слици 25. где су: r - растојање од центра Земље, v - почетна брзина и γ - угао између вектора положаја и вектора брзине. Нека су r_1 , v_1 и γ_1 почетне вредности задатих величина r , v и γ , тада једначина (20) може да се напише у облику једначине (40).



Слика 25. Лансирање: орбита и коришћене ознаке

$$v_2 = V_p = \frac{r_1 v_1 \sin \gamma_1}{R_p} \quad [40]$$

Замењујући једначину (40) у једначину (26), следи:

$$\frac{r_1^2 v_1^2 \sin^2 \gamma_1}{R_p^2} - v_1^2 = 2GM \left(\frac{1}{R_p} - \frac{1}{r_1} \right) \quad [41]$$

Множећи са $-R_p^2/(r_1^2 v_1^2)$ и груписањем добија се једначина (42), где је C дато једначином (43):

$$\left(\frac{R_p}{r_1}\right)^2 (1 - C) + \left(\frac{R_p}{r_1}\right) C - \sin^2 \gamma = 0 \quad [42]$$

$$C = \frac{2GM}{r_1 v_1^2}. \quad [43]$$

Једначина (42) је обична квадратна једначина где су (R_p/r_1) и $2GM/(r_1 v_1^2)$ бездимензионални параметри орбите. Решењем за (R_p/r_1) добијамо:

$$\left(\frac{R_p}{r_1}\right)_{1,2} = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4(1 - C)(-\sin^2 \gamma_1)}}{2(1 - C)} \quad [44]$$

Како квадратна једначина има два решења за R_p/r_1 , прво одговара перигеју R_p , а друго апогеју R_a . У пракси се лансирање космичког брода прекида у тачки перигеја или апогеја, $\gamma = 90^\circ$, што је услов за најмању потрошњу горива потребног за лансирање. Из једначине (44) директно се израчунава ексцентрицитет орбите:

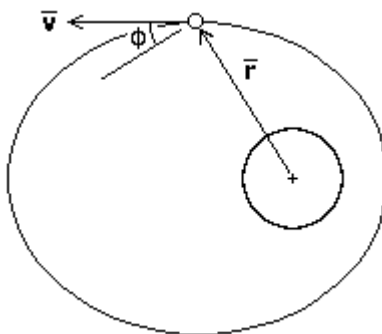
$$e = \sqrt{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM} - 1\right)^2 \sin^2 \gamma_1 + \cos^2 \gamma_1}. \quad [45]$$

Да би се одржала орбита сателита у простору, потребно је познавати угао θ , угао између перигеја и тачке лансирања; угао θ дат је једначином (46)

$$\tan \theta = \frac{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM}\right) \sin \gamma_1 \cos \gamma_1}{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM}\right) \sin^2 \gamma_1 - 1}. \quad [46]$$

Најчешће се у прорачуну користи угао обележен са ϕ , који је једнак комплементу зенитног угла. Угао ϕ се назива углом лета и позитиван је

када је вектор брзине усмерен у космос, Слика 26. Када се користи угао лета ϕ одговарајуће једначине су:



Слика 26. Угао лета ϕ

$$\left(\frac{R_p}{r}\right)_{1,2} = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4(1-C)(-\cos^2 \phi)}}{2(1-C)} \quad [47]$$

$$C = \frac{2GM}{r v^2} \quad [48]$$

$$e = \sqrt{\left(\frac{r v^2}{GM} - 1\right)^2 \cos^2 \phi + \sin^2 \phi} \quad [49]$$

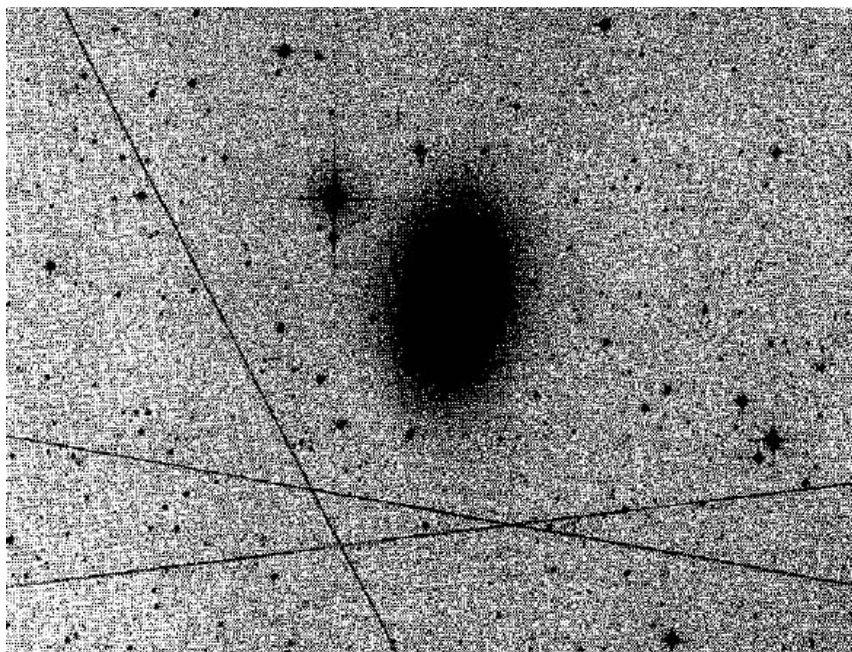
$$\tan \theta = \frac{\left(\frac{r v^2}{GM}\right) \cos \phi \sin \phi}{\left(\frac{r v^2}{GM}\right) \cos^2 \phi - 1} \quad [50]$$

4 Орбитални отпад

4.1 Дефиниција

Негативан аспект лансирања и коришћења сателита је **свемирски** или **орбитални отпад**.

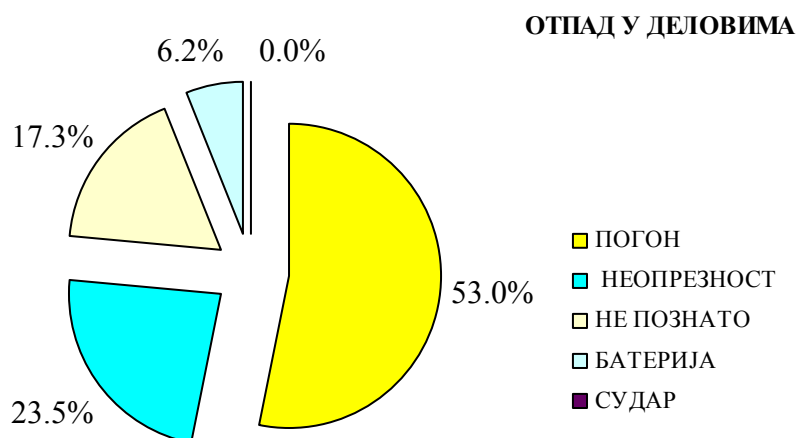
Орбитални отпад се дели на природни и вештачки. Природни отпад су остаци астероида и комета које пролазе близу планете Земље. Вештачки отпад или "Орбитални отпад" сачињавају сви нефункционални предмети у простору које је направио човек. Природни отпад је обично мањи и тежи за осматрање услед тамнијих боја. Први сателит, Спутник 1, који је лансиран 4. октобра 1957. године направио је преко 28000 комада орбиталног отпада, од којег је више од 9000 још у орбити.



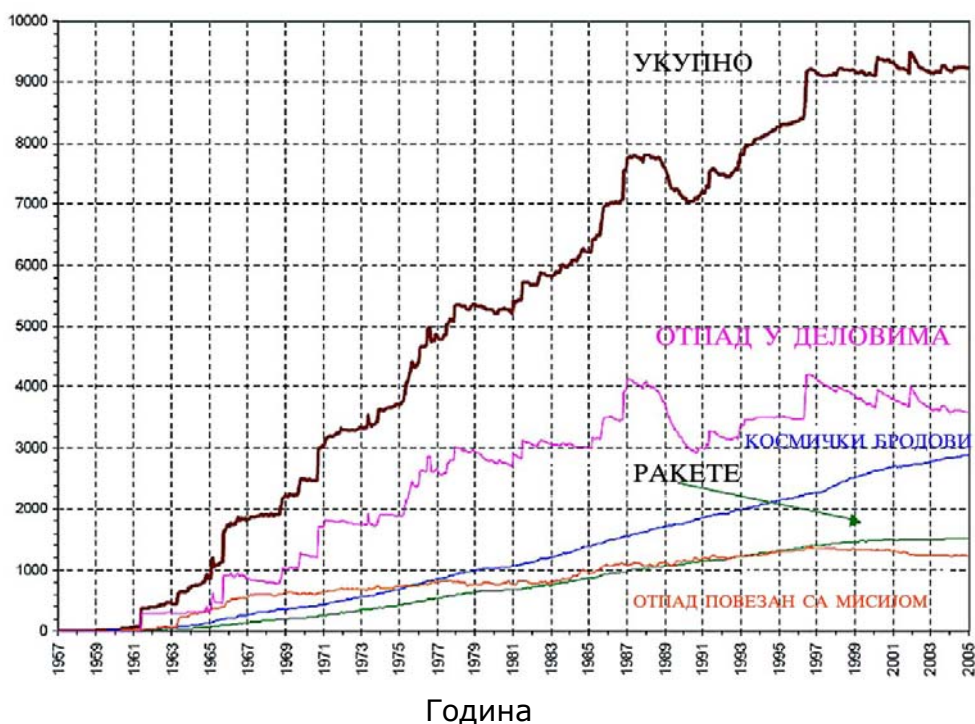
Слика 27. Утицај орбиталног отпада на слику звезда

Слика 27. је фотографија звезде на којој се виде пруге од орбиталног отпада.

Порекло орбиталног отпада, изражено у процентима, може се поделити на: отпад повезан са мисијом 19%, отпад у деловима 42%, нефункционални космички бродови 22% и ракете 17%. Отпад повезан са мисијом сачињен је од предмета које одбацују људи и који је одбачен са космичких бродова. Под отпадом у деловима се подразумева неискоришћено гориво, старе батерије, термална заштита итд. (Слика 28.).



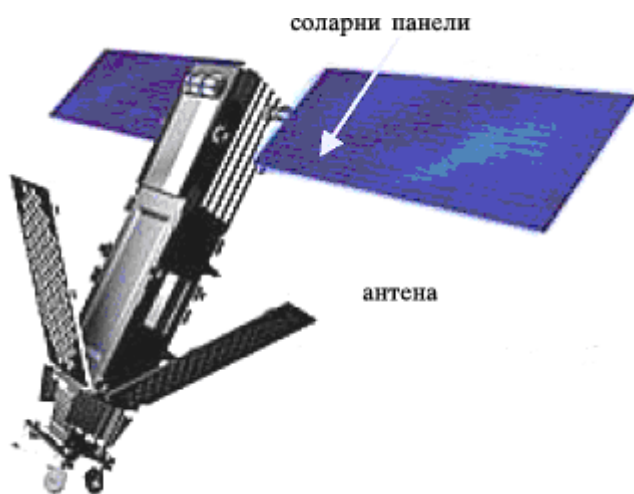
Слика 28. Отпад у деловима



Слика 29. Месечни број објеката у Земљиној орбити, период 1957- 2005

Слика 29. приказује укупан месечни број објеката, у периоду од 1957. до 2005. године, у Земљиној орбити, према каталогу Америчке космичке осматрачке мреже (*US Space Surveillance Network*). "Отпад у деловима" сачињава отпад од прекинутог рада сателита, док "отпад

повезан са мисијом” укључује све делове одвојене у току планираних мисија.

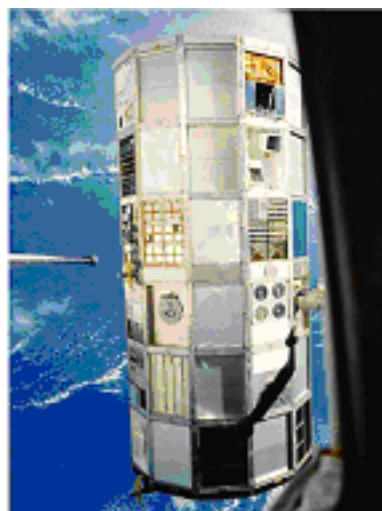


Орбитални отпад се у зависности од величине може осматрати радарима и оптичким мерењима.

Астрономски телескопи за посматрање звезда региструју објекте веће од 10 cm и тада им се могу пратити путање. Објекти већи од 0,2 cm и мањи од 10 cm могу се осматрати али им се не може пратити путања (тако су мали да дају равну линију праћеног објекта).

Слика 30. Космички брод за детекцију орбиталног отпада

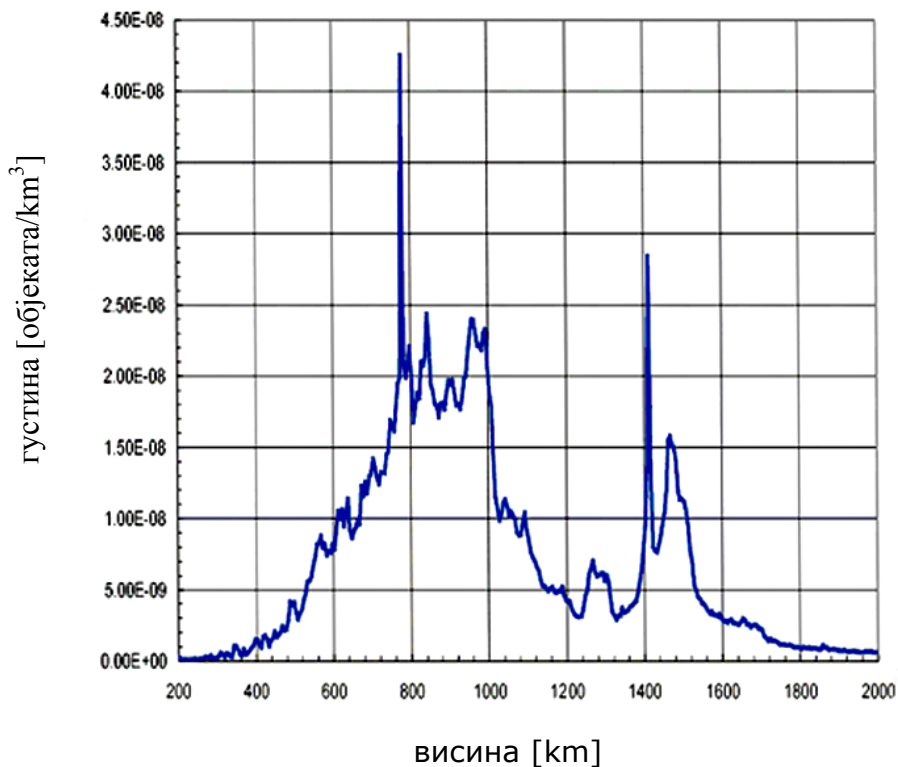
Прикупљени подаци са космичких бродова који су се вратили (шатлови, *MIR*, *ISS*, *HST*) пратили су и објекте мале величине, мање од 0,1 cm.



Слика 31. Земаљска осматрачка станица и космички брод

Број објеката које је радарима или оптичким системима пратила Америчка космичка осматрачка мрежа је следећи:

- ~ 11000 објеката већих од 10 cm у пречнику
- ~100000 објеката од 1 до 10 cm
- ~35 милиона објеката мањих од 1 cm



Слика 32. Густина орбиталног отпада са висином

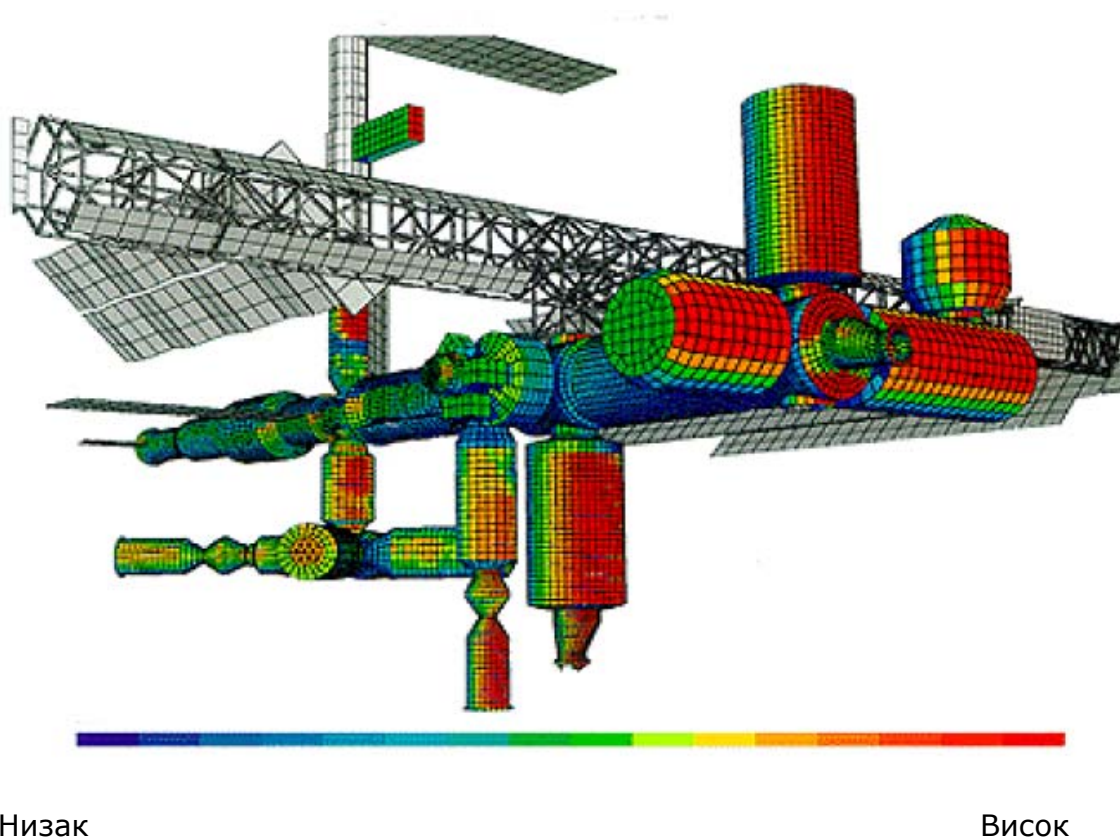
Колико дуго орбитални отпад може да остане у Земљиној орбити зависи на првом месту од висине орбите.

- неколико дана на висини мањој од 200 km
- неколико година на висини између 200 и 600 km
- деценије на висини између 600 и 800 km
- вековима на висини већој од 800 km
- заувек ако је висина 36000 km

Постоје два карактеристична слоја на којима је густина до сада детектованог орбиталног отпада повећана: на висинама од 700 km до 1000 km и од 1400km до 1600km (*Слика 32.*). То значи да највећи део отпада остаје у орбити више од деценије и представља дугорочни проблем за оперативне сателите и летелице.

4.2 Утицај орбиталног отпада на космичке летове

Утицај орбиталног отпада на Међународну свемирску станицу приказан је од ниског до високог у градацији боја од плаве до црвене. Области на свемирској станици које су спреда, под јаким су утицајем могућих судара са орбиталним отпадом. Изложене области састоје се од више слојева, са простором између њих, да би зауставиле потенцијалне ударце орбиталног отпада на станицу.



Низак

Висок

Слика 33. Приказ утицаја орбиталног отпада на Међународну свемирску станицу

Узимајући у обзир друге објекте у орбити, средња релативна брзина објеката је близу 10 km/sec, али може бити и већа 16 km/sec (у директном судару).

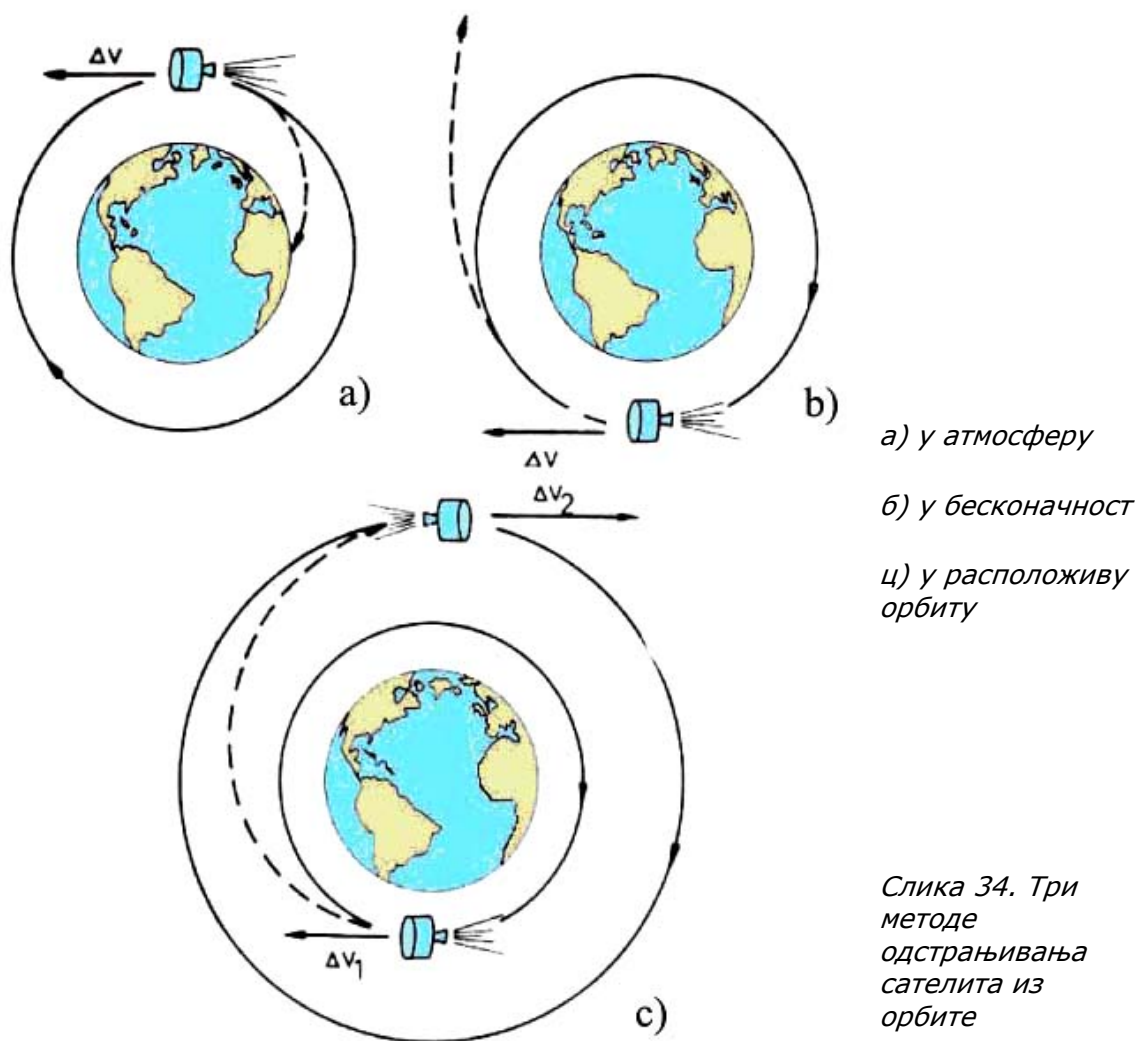
Орбитални отпад мањи од 0,1 cm не може оштетити космички брод. Отпад величине од 0,1 - 1 cm продире и чини штету броду. Орбитални отпад од 1 cm или већи може проузроковати катастрофалне последице - губитак функције сателита.

Пример судара сателита са орбиталним отпадом је судар комуникационог сателита *CERISE*, 24. јула 1996. године. Сателит се

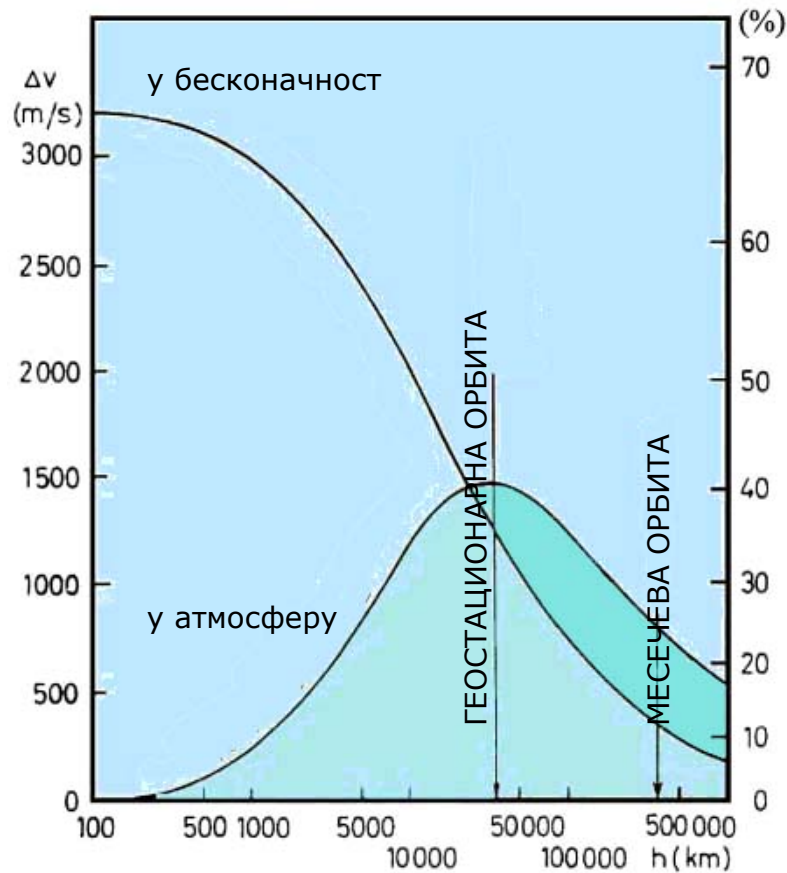
сударио са отпадом у деловима који је потекао са ракете *Ariane 1*. Јачина удара је проузроковала померање сателита за 6m. Фрагменти су били величине 50 - 70cm, са релативном брзином од 14km/sec (50,400 km/h за директни судар).

4.3 Одстрањивање орбиталног отпада

Ограничавање стварања орбиталног отпада редуковало би и претње које крхотине и отпад доносе. Спречавање експлозије сателита услед сагоревања преосталог горива у ракети, боље батерије које спречавају експлозију, премештање сателита на крају радног века, су само неки од расположивих поступака у смањењу количине орбиталног отпада.



За сада постоје три основне методе за одстрањивање нефункционалних сателита из њихових орбита: слањем у атмосферу, слањем у бесконачност и премештањем у орбиту која не представља опасност за друге сателите (Слика 34.).

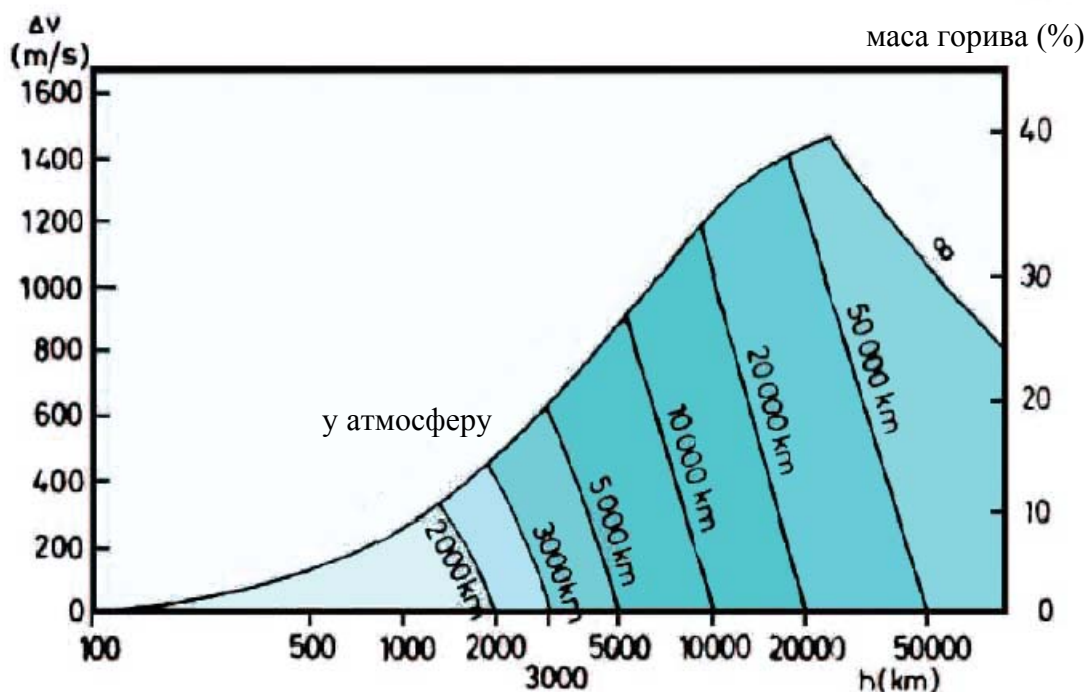


Слика 35. Маса горива и брзина потребна да се сателит пошаље у атмосферу или у бесконачност

Слање сателита у атмосферу или у бесконачност је у функцији масе горива, брзине и висине сателита. Маса горива и орбита сателита дефинишу метод одстрањивања нефункционалног сателита, што се може видети на *Слици 35*. Други приказ одстрањивања сателита из орбите у функцији висине дат је на *Слици 36*. На обе слике маса горива дата је у %.

Најефикаснији поступак смањења броја орбиталног отпада је избегавање судара. Избегавање судара захтева прецизније путање сателита. **NASA Safety Standard 1740.14**, стандард сигурности, за све **NASA** пројекте летења захтева да обезбеде процену орбиталног отпада као део развоја пројекта.

Последња мера у ограничавању потенцијалних опасности је чишћење орбиталног отпада и за сада је ефикасно само уклањање већих комада. Један од задатака у свемирским мисијама је отклањање/сакупљање већих комада орбиталног отпада.



Слика 36. Одстрањивање сателита из орбите у функцији висине

5 Мерење орбиталног отпада

Даљинско мерење орбиталног отпада са површине Земље подразумева две основне врсте мерења: радарска и оптичка. Радарска мерења се користе за орбитални отпад у ниским орбитама (*LEO*), док се оптичка мерења користе за високе орбите (*HEO*).

Код непокретних оптичких мерења, интензитет повратног сигнала је обрнуто пропорционалан квадрату растојања или висине објекта, а осветљеност објекта од Сунца у основи не зависи од висине. Интензитет повратног сигнала радарских мерења је обрнуто пропорционалан четвртој степену растојања, али код радара не мора да се обезбеди осветљеност објекта. Резултати мерења су такви да на великим висинама телескопи умерене величине надмашују већину радара у детекцији орбиталног отпада. Учињена су нека оптичка мерења орбиталног отпада мале величине, али уопште узевши радарска мерења надмашују телескопска у *LEO*.

5.1 Радарска мерења

Радари инсталирани на површини Земље су потпуно сврсисходни за осматрање орбиталног отпада због њихових перформанси да осматрања врше независно од метеоролошких услова и доба дана, односно мерења су могућа и дању и ноћу, као и при облачном времену. Лимитирајући фактор за детекцију малог орбиталног отпада на великом растојању је снага радара.

Користе се две врсте радара за мерења орбиталног отпада:

- Радари са механички контролисаним правцем снопа, коришћењем параболичких антена. Користе се само механичким усмеравањем антене на објекат.
- Радари са електронски контролисаним правцем снопа, коришћењем фазног реда антена. Више објеката на различитим растојањима може бити детектовано и мерено истовремено.

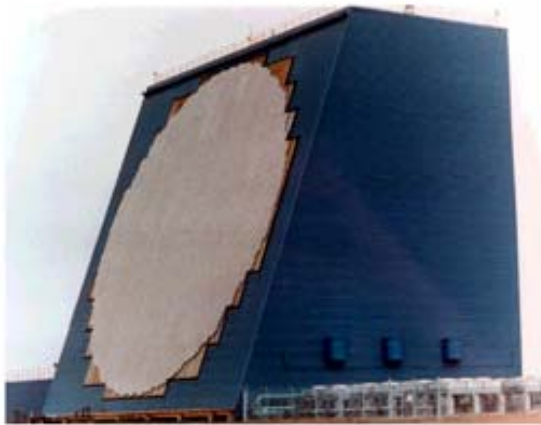
Основна намена механичких радара је праћење и/или сликање сателита, а електронских радара и за праћење и за претраживање.

Постоје три основна мода у коме ради радар: мод навођења, мод праћења сигнала и мешовити (понекад се назива "зурити и ловити"- *stare-and-chase*).

У моду навођења, радар прати објекат неколико минута, при чему се добијају подаци: правац, растојање, промена растојања, амплитуда и фаза радарског еха. На основу израчунавања правца и брзине (промена угла и растојања) као функције времена могу се одредити орбитални елементи.

Када се радарска антена држи фиксирана, у одређеном правцу и задатом еху (мод праћења сигнала) примљени сигнал од објекта пролази опсегом радарског видног поља, добијају се статистичке информације о броју и величини детектованих објеката али подаци о орбитама су мање прецизни.

У мешовитом моду, радар креће из мода праћења сигнала и при проласку објеката кроз сноп мења мод да би одредио орбиту, затим када су подаци о орбити прикупљени, радар може да се врати у мод праћења сигнала.



Слика 37. Радар са електронски контролираним правцем снопа, коришћењем фазног реда антена



Слика 38. Радари са механички контролираним правцем снопа, *Haystack*

Радари се могу користити у две конфигурације: једноантенски (једна антена за трансмитер и ресивер) и двоантенски (антена за трансмитер и антена за ресивер).

Радарским мерењима могу се углавном добити следеће карактеристике космичких објеката:

- елементи орбите;
- висина;
- величина и облик објекта;
- време трајања непромењене орбите;
- балистички коефицијенти;
- маса објекта и
- врста материјала

при чему ће сви наведени параметри имати неки степен непоузданости.

У Табели 8. приказане су карактеристике 11 радара са опремом и начином рада. Скраћенице у табели су коришћене код:

- Мода: **М**-мешовит и **В**-праћења
- Конфигурације: **М**-једноантенски и **Б**-двоантенски
- Статуса: **О**-оперативни, **Е**-експериментални и **Е1**-један експеримент

Табела 8. Карактеристике радара

Земља	Организација	Опрема	Тип	Мод	Кон	Видно поље	Таласна дужина [m]	Осетљивост [m]	Статус
Немачка	FGAN	TIRA	Антиена	М	М	0,5	0,23	0,02 на 10^3 m	О
Немачка	MPIfR	Effelsberg	Антиена	В	Б	0,16	0,23	0,009 на 10^3 m	Е
Јапан	Кјото универзитет	MU радар	Фазни	В	М	3,7	6,4	0,02 на 500km	О
Јапан	ISAS	Ushinoura	Антиена	М	Б	0,4	0,13	0,02 на 500km	Е
Јапан	ISAS	Usuda	Антиена	М	Б	0,13	0,13	0,02 на 500km	Е
Украјина / Русија	...	Evpatoria	Антиена	В	Б	0,1	0,056	0,003 на 10^3 m	Д
УСА	NASA/NSF	Arecibo	Антиена	В	Б	0	0,13	0,004 на 575km	Е1
УСА	NAS/DoD	Haystack	Антиена	В	М	0,1	0,03	0,006 на 10^3 m	О
УСА	NAS/DoD	HAX	Антиена	В	М	0,1	0,02	0,05 на 10^3 m	О
УСА	NAS	Goldstone	Антиена	В	Б	0	0,035	0,002 на 500km	О
УСА	DoD	TRADEX	Антиена	М	М	0,61/ 0,30	0,23/ 0,10	0,03 на 500km	О

Величина објекта која може бити радарски детектована директно зависи од таласне дужине на којој радар ради. Да би се детектовали мањи објекти и таласна дужина радара мора да буде мања. При малим таласним дужинама веће је слабљење сигнала (атенуација) и тада је потребна много већа излазна снага радара. Стандардне таласне дужине на којима радари раде су **S** опсег - 10 cm, **C** опсег - 5 cm, **X** опсег - 3,2 cm и **KU**- опсег 1,8 cm. Најбољи резултати се постижу са радарима **HAX** и **Haystack** који раде у **KU** опсегу односно **X** опсегу и **Evpatoria** у **C** опсегу (Табела 8.).

Такође, важно је истаћи да код доплерових радара опсег мерења радијалне брзине зависи од таласне дужине. У **KU**- опсегу може се одредити брзина објекта у интервалу $\pm 4,5 \text{ km/s}$, у **X** опсегу интервал брзина је $\pm 7,5 \text{ km/s}$.

5.2 Оптичка мерења

Оптичка мерења, уз помоћ телескопа, могу да детектују орбитални отпад само при тамном небу а да су објекти осветљени Сунчевим зрацима. У орбити *LEO* период мерења који задовољава наведене услове је до 2 сата пре изласка Сунца или 2 сата после заласка Сунца, док је у орбити *HEO* могуће континуално праћење геосинхроних објеката, током целе ноћи.

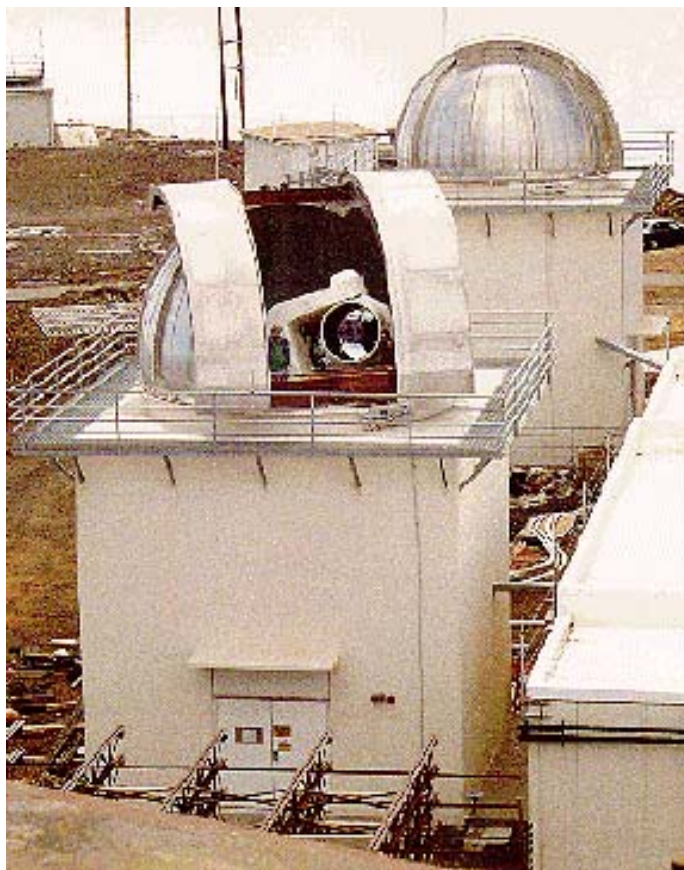
Оптичка мерења је могуће вршити само током ведрих ноћи, што је значајно ограничење ових мерења.

Оптичка опрема за мерења орбиталног отпада приказана је у *Табели 9.*, а скраћенице су коришћене код:

- Статуса: *O* - оперативни и *P* - у развоју

Коришћењем оптичких и радарских система могуће је детектовати објекте веће од 10 cm у *LEO* и 1m у *GEO*.

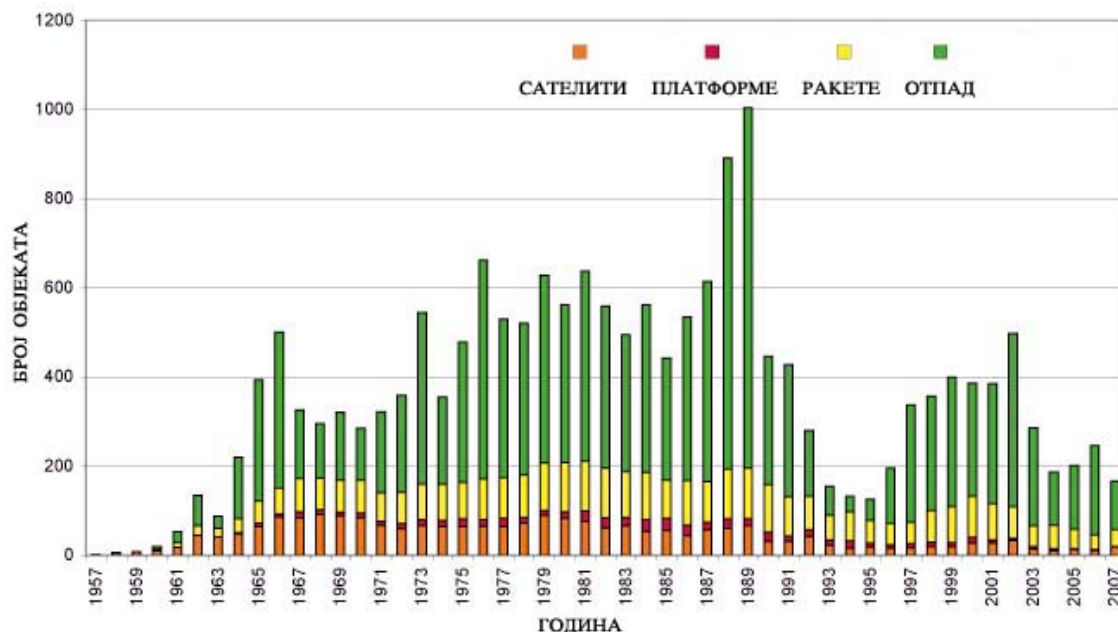
Руска федерација и Сједињене америчке државе са својом мрежом радара и оптичких телескопа врше детекцију орбиталног отпада и од лансирања првог вештачког сателита 1957. године редовно израђују каталоге орбиталног отпада димензија већих од 10 cm.



Слика 39. Оптички инструмент, телескоп

Табела 9. Оптичка опрема за осматрање орбиталног отпада

Земља	Организација	Отвор телескопа [m]	Видно поље [°]	Тип детекције	Гранична величина	Статус
Француска	ESA	1	1	CCD	19	P
	Национални центар	0,9	0,5	CCD	19	P
Јапан	JSF/NAL/NASDA	1,0	3,0	CCD	19,5	P
Јапан	JSF/NAL/NASDA	0,5	2,0	CCD	18,5	P
Јапан	ISAS	0,75	0,04	CCD	17	O
Јапан	CRL	1,5	0,28	CCD	18,7	O
Русија	RAS	1	0,2	TV	19	O
	RAS	0,6	0,2	CCD	18	O
Русија	NASA/NSF	0,6	0,2	CCD	19	O
Швајцарска	Универзитет Базел	1	0,5	CCD	19,5	O
В.Британија	Опсерваторија Гринич	0,4	0,6	CCD	18	O
УСА	NASA	0,3	1,5	CCD	17,1	O
УСА	NASA	3	0,3	CCD	21,5	O



Слика 40. Број сателита, платформи, ракета и отпада у Земљиној орбити

Више од 8500 објеката у Земљиној орбити је уведено у каталог. Број каталожних објеката у Земљиној орбити, имао је максимум крајем осамдесетих, са тенденцијом да је из године у годину растао (Слика 40.).

6 Моделирање акумулације орбиталног отпада

Техника моделирања орбиталног отпада први пут је примењена у агенцији **NASA** само за интерну употребу, Кеслер (1984). Модел је унапређиван и развијан 1989. и 1991. Сваки од ових модела описује просторну расподелу орбиталног отпада, са посебном категоризацијом великих (каталог објеката ≥ 10 cm) и малих објеката (снимљених са површине Земље). Експлицитно су укључене периодичности Сунчевог циклуса и секуларне промене. Значајан захтев за све моделе је да се њима лако манипулише и да раде у разумном временском року. Потреба за побољшаном верзијом одређивања орбиталног отпада указала се 1996. **ОРДЕМ96** је био први модел који је ефикасно радио на персоналном рачунару.

NASA орбитални програм **ОРДЕМ2000** развијен је за моделирање свемирског отпада у Земљиној орбити, на висинама од 200 до 2000km. Модел рачуна густину, флуks, кретање и остале значајне карактеристике орбиталног отпада, класираног по величини од 10 μ m до 10m. Програм се истовремено може користити као полазна тачка за

мерење и осматрање орбиталног отпада. Развијене су аналитичке технике за коришћење метода максималне веродостојности при претварању осмотреног отпада у вероватноћу функције расподеле орбиталног отпада.

Техника моделирања орбиталног отпада није ограничена само на агенцију *NASA*. Европска Свемирска Агенција (*ESA*) развила је серију модела од којих *MASTER'99* (*Sdunnus et al.* 2001) има сличне функције као *ORDEM*. Бивши Совјетски савез развио је програм *GOST* који разматра три класе објеката (орбитални отпад, микрометеори и метеори у Земљиној орбити).

Десет извора података о орбиталном отпаду (*Табела 10.*) сачињавају базу *ORDEM2000*:

1. *SSN* каталог
2. *Haystack* радарски подаци
3. *Haystack Auxiliary (HAX)* радарски подаци (*Settecerri et al.* 1999)
4. Мерења судара *Long-Duration Exposure Facility (LDEF)* (e.g., *Levine* 1991, 1992, 1993)
5. *Hubble Space Telescope Solar Array (HST-SA)* подаци о сударима (*Drolshagen et al.* 1997, *McDonnell et al.* 1998a,b)
6. *European Retrievable Carrier (EuReCa)* подаци о сударима (*Drolshagen et al.* 1996, *McDonnell et al.* 1998a,b)
7. *Space Shuttle* прозор и подаци о сударима (*Hyde et al.* 2000a,b)
8. *Space Flyer Unit (SFU)* подаци (*Yano* 1999)
9. *Mir* подаци о сударима (*Hörz et al.* 1999)
10. *Goldstone* радарски подаци (e.g., *Matney et al.* 1999)

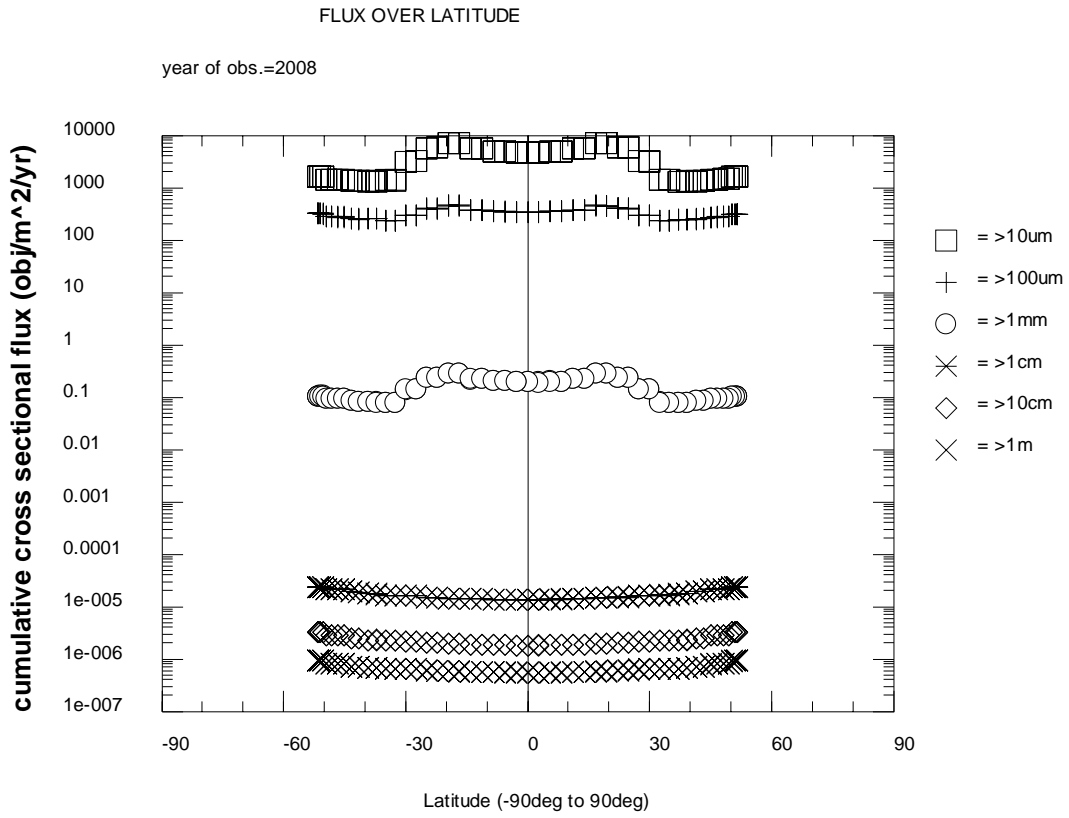
База података сачињена је од орбиталног отпада подељеног у пет класа: 10 μ m и веће, 100 μ m и веће, 1 cm и веће, 10 cm и веће и 1 m и веће. Основни извори података по класама су:

- *SSN* каталог орбиталног отпада од 1m и 10cm
- *Haystack* база радарских података за орбитални отпад од 1cm
- *LDEF* мерења за величине 10 μ m и 100 μ m

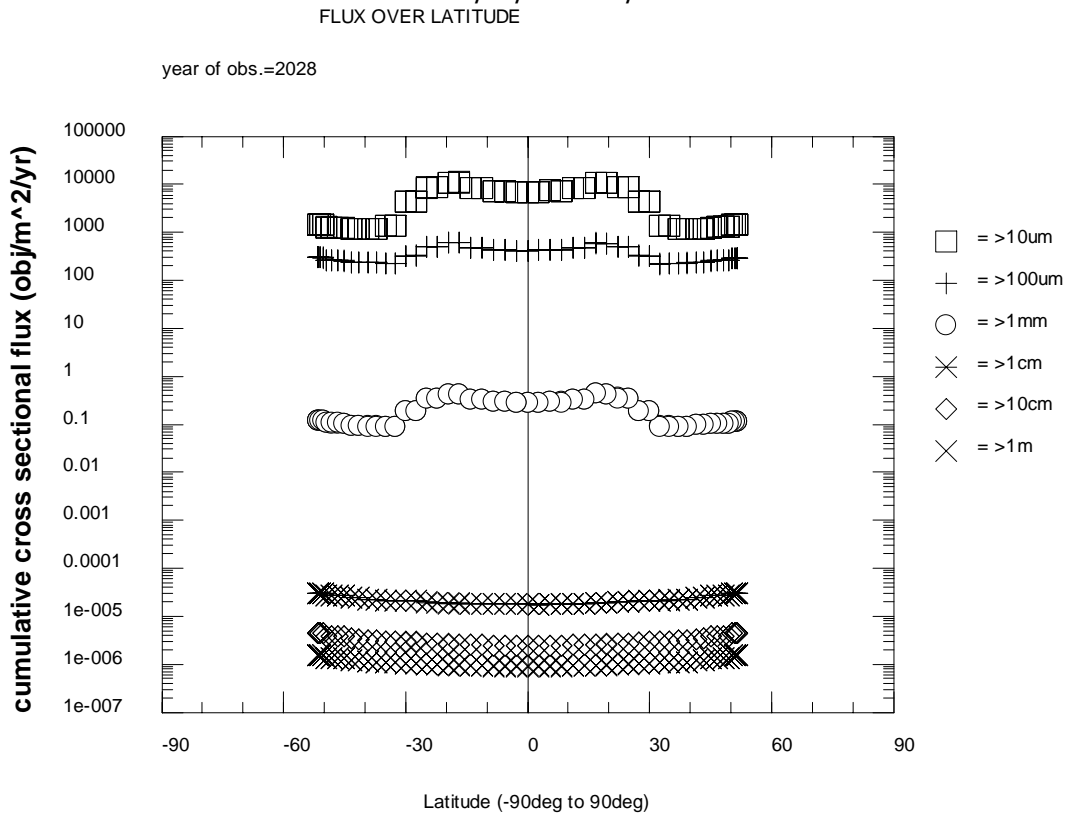
Табела 10. Десет извора података о орбиталном отпаду

	Величина	Висина [km]	Распон [°]	Време прикупљања
SSN	10 cm -10 m	200 -2000	360°	од децембра 1999
Haystack	0,3 cm -10 m	350 - 1100	40 -140	91 -99
	0,5 cm -10 m	350 - 650	28 -152	91 -99
	0,5 cm -10 m	350 - 650	32 -148	91 -94
	0,5 cm -10 m	700 - 1100	32 -148	94 -98
	1,0 cm -10 m	1200 - 2100	40 -140	93,94,96,97
HAX	1,0 cm -10 m	450 - 1050	40 -140	94 -97
	0,8 cm -10 m	450 - 1050	40 -140	98 -99
LDEFa	0,01 -1 mm	330 - 480	360°	апр. 84 -јан. 90
HST-SA	0,01 -1 mm	586 - 614	360°	апр. 90 -дец. 93
EuReCa	0,005 -0,5 mm	502 - 508	360°	авг. 92 -јун. 93
Shuttleb	0,1 -1 mm	300 - 400	360°	95 -98
SFU	10 μ m -1 mm	480	360°	мар. 95 - јан. 96
<i>Mir</i>	10 -100 μ m	170 - 300	360°	мар. 96 - окт. 97
Goldstone	2 mm -2 cm	280 - 2000	32 -148	окт. 94 - окт. 98

Пример резултата модела *ORDEM2000*, израчунатог флуksа у зависности од географске ширине [објеката/ m^2 *година] и просторне густине у зависности од висине [објеката/ km^3], за 2008. и 2028. годину дат је на *Сликама 41. до 44.*



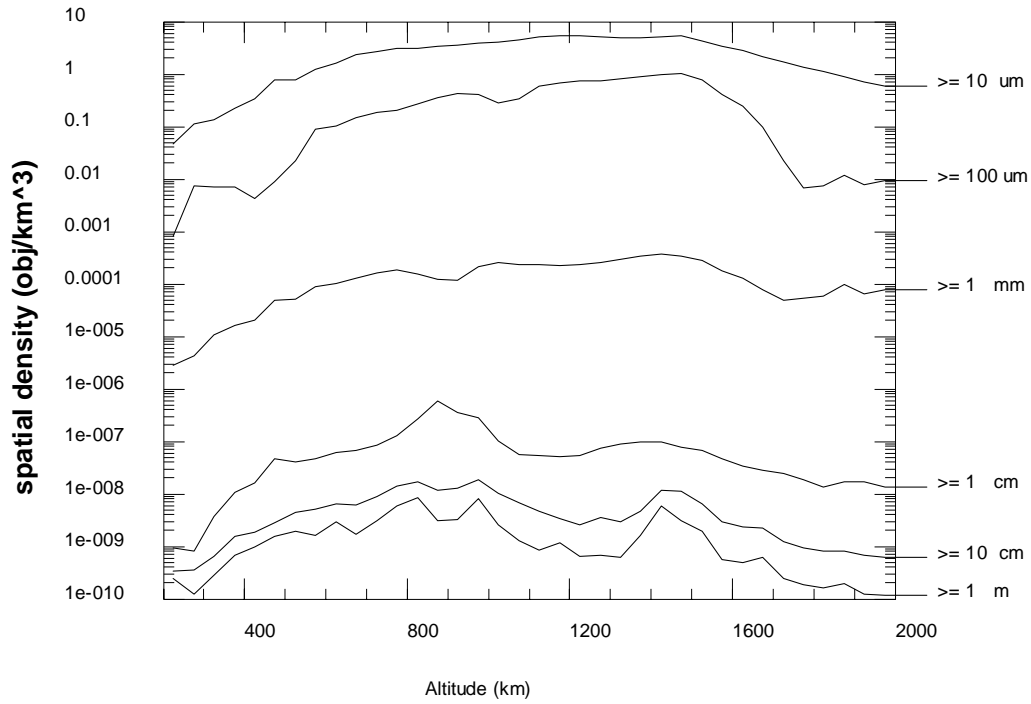
Слика 41. Флукс орбиталног отпада за 2008. годину - у зависности од географске ширине



Слика 42. Флукс орбиталног отпада за 2028. годину - у зависности од географске ширине

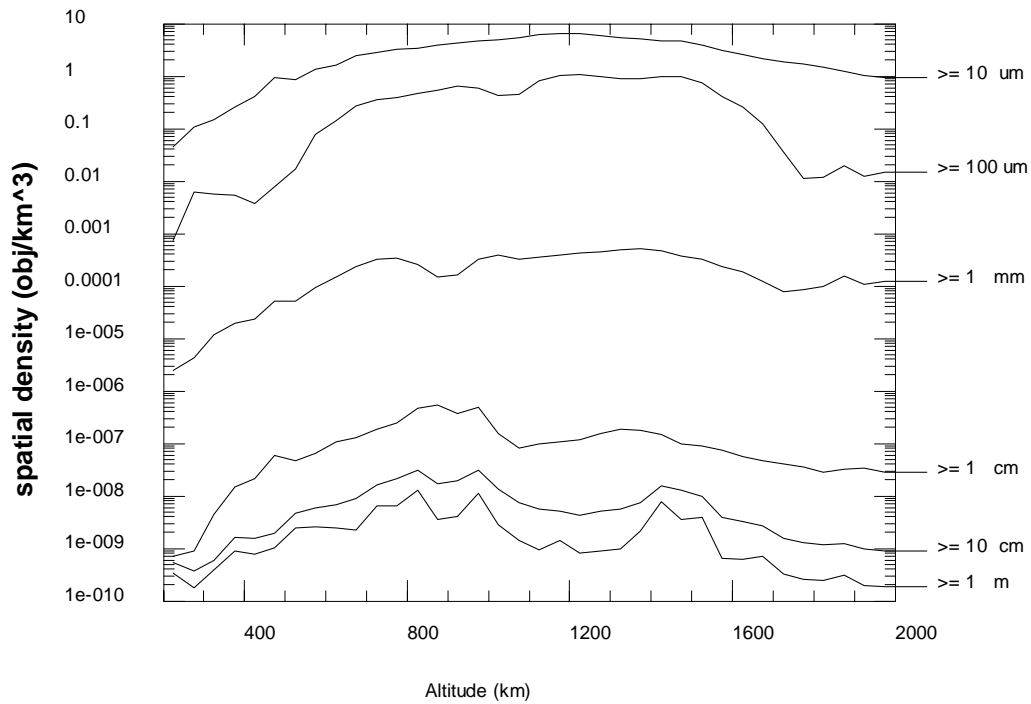
SPATIAL DENSITY VS. ALTITUDE

latitude of telescope=42.60 year of obs.=2008



Слика 43. Просторна густина орбиталног отпада за 2008. годину - у зависности од висине
 SPATIAL DENSITY VS. ALTITUDE

latitude of telescope=42.60 year of obs.=2028



Слика 44. Просторна густина орбиталног отпада за 2028. годину - у зависности од висине

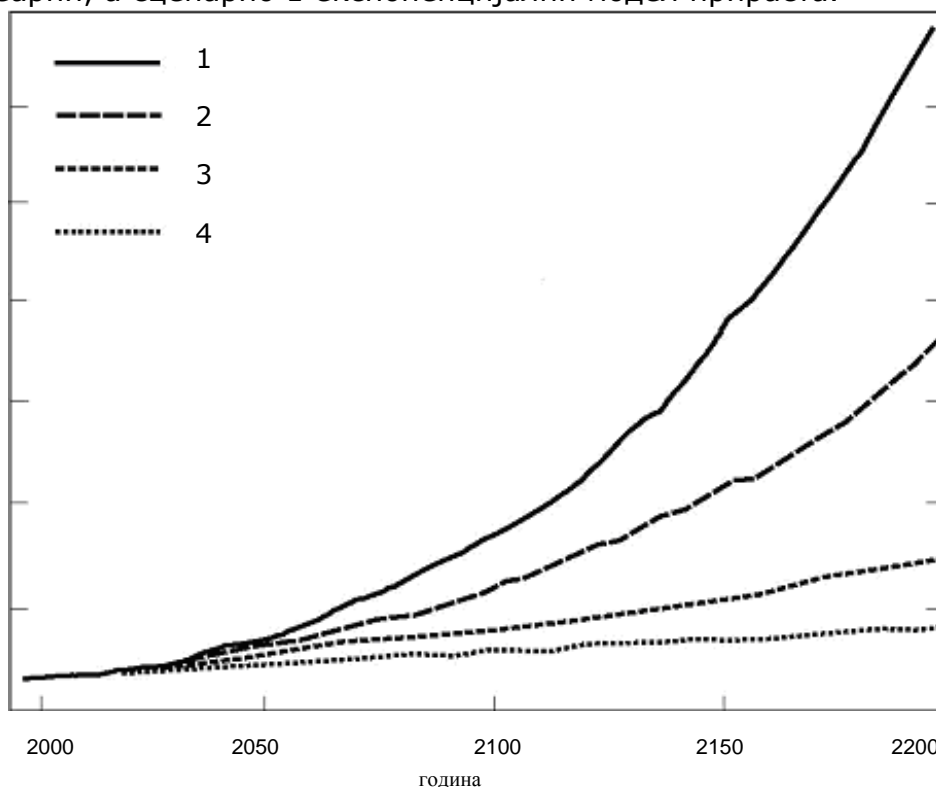
Последњих година развијени су нумерички модели орбиталног отпада на основу каталожке популације и актуелних радарских и оптичких осматрања.

При нумеричком моделирању орбиталног отпада користе се четири главна сценарија за пораст количине орбиталног отпада:

- 1 перзистенција са историјским подацима
- 2 перзистенција са историјским подацима, од 2010 прекид у експлозијама
- 3 перзистенција са историјским подацима, од 2010 прекид у експлозијама и уклањање из *LEO* орбите
- 4 перзистенција са историјским подацима, од 2010 прекид у експлозијама и уклањање објеката из *LEO* орбите као и уклањање нефункционалних сателита после 2030. године

На *Слици 45.* је приказана акумулација орбиталног отпада за сваки од наведених сценарија до 2200. године, на ординати је дат релативан број објеката већих од 1cm, (Techical report on Space Debris, 1999).

За сваки од наведених сценарија могуће је користити једноставне математичке моделе, тако да сценарио 4 веома добро репрезентује линеарни, а сценарио 1 експоненцијални модел прираста.



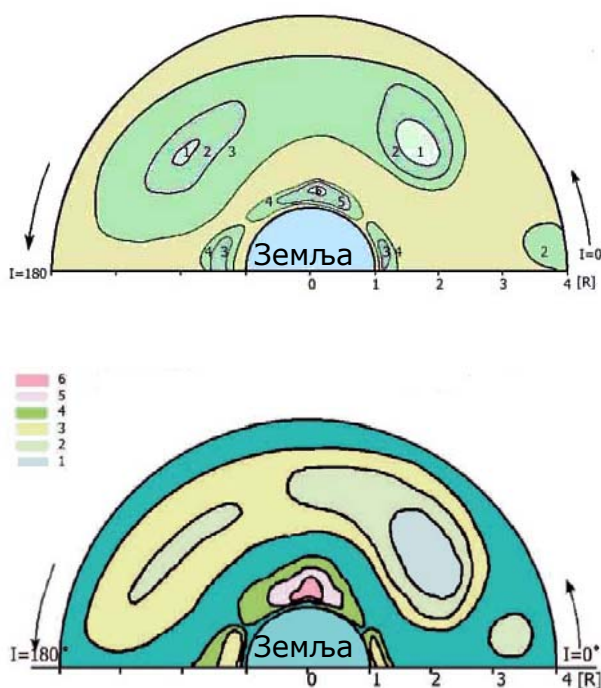
Слика 45. Акумулација отпада у Земљиној орбити, до 2200 године

У Табели 11. су приказани резултати за прираштај масе орбиталног отпада за линеарни, квадратни и експоненцијални модел прираста.

Табела 11. Прираштај масе орбиталног отпада коришћењем различитих модела

Број година	Линеарни прираштај $1,8 \cdot 10^6$ /година	Линеарни прираштај $2,7 \cdot 10^6$ /година	Квадратни прираштај	Експоненцијални прираштај 20% за годину	Експоненцијални прираштај 10% за годину
1	5,80	6,70	5,80	4,80	4,40
2	7,60	9,40	7,69	5,76	4,84
3	9,40	12,10	9,67	6,91	5,32
4	11,20	14,80	11,74	8,29	5,86
5	13,00	17,50	13,90	9,95	6,44
10	22,00	31,00	26,05	24,77	10,37
20	40,00	58,00	57,10	153,35	26,91
30	58,00	85,00	97,15	949,51	69,80
50	94,00	139,00	204,25	36401,75	469,56

На основу процене броја орбиталног отпада и његове детекције могуће је моделирати и прорачунати вероватноћу судара сателита (Слика 46.).



Слика 46. Вероватноћа судара сателита [10^6] у периоду $\Delta t = 1$ година, слика горе, и у периоду $\Delta t = 11$ година, слика доле

7 Закључак

У Земљиној орбити коегзистира природни и вештачки отпад. Узимајући у обзир чињеницу да је вештачки отпад онај који сачињавају сви нефункционални предмети које је направио човек, и да се од лансирања првог сателита (Спутник 1) 1957. године до данас у орбити задржало више од 9000 комада орбиталног отпада, очигледно је да је изучавање орбиталног отпада технолошки нова и изузетно значајна област испитивања људског утицаја на планету Земљу.

Наведене класификације орбиталног отпада и његовог материјалног извора у лансирним системима, људском присуству у космосу и у присуству сателита, допринос су сазнању да је орбитални отпад све значајнији чинилац у астродинамичким разматрањима.

У Уједињеним нацијама, 1999. године је усвојен Технички извештај о орбиталном отпаду (*UN*, 1999) са предлогом мера које би требало предузети, од којих су неке (најзначајније) разматране у овом раду.

Технолошке карактеристике и могућности оптичких и радарских система за детекцију и праћење орбиталног отпада у последњој деценији веома брзо су напредовале. Пошто је свет препознао проблем орбиталног отпада, у скорој будућности се очекује још бржи развој система за детекцију, праћење и уклањање орбиталног отпада. Истовремено, перформансе рачунарских система су све веће, чиме су створени услови за развој комплексних математичких и механичких модела расподеле и акумулације орбиталног отпада.

Перспектива контроле и стабилизације стања орбиталног отпада, у зони нискоорбитних сателита (висина мања од 2000 км) и његов значај за човеково освајање космоса, као и пројекција стања у будућности почетни је задатак поступка и препознавања услова моделовања расподеле и акумулације орбиталног отпада, како на основу теоријских разматрања, тако и на основу наземних оптичких и радарских посматрања.

Развојне могућности и евентуални циљ даљег рада на проблему орбиталног отпада спада у област модерних астродинамичких моделовања, уз примену савремених рачунских система и квалитетне графичке интерпретације.

8 Литература

- [1] Cooke W. J., 2006: Garbage Dump in the Sky – Space Debris and its Impacts, Huntsville, USA
- [2] Kuga H., Orlando V.: Analysis of on-board Orbit Ephemeris Impact on CBERS-2 Imagw Processing
- [3] Lazzara M. A., Stearns C. R., 2004: Satellite Fleet and the McMurdo Ground Station, Space Science and Engineering Center University of Wisconsin-Madison, pp. 34
- [4] Liou J., Matney M., Anz-Meador P., Kessler D., Jansen M., Theall J., 2002: The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000, pp 97
- [5] Миланковић М., 2008: Астрономска теорија климатских промјена и њена примјена у геофизици, Просвјета, Загреб, pp. 192
- [6] NASA Johnson Space Center, 2004: Orbital Debris Education Package, USA, pp. 17
- [7] Reynolds R. C., Soto A., 2001: Debris Assessment Software, Operator's Manual version 1.5, Lockheed Martin Space Mission Systems & Services, USA, pp. 67
- [8] Rossi A., Anselmo L., Cordelli A., 1997: Modelling the evolution of the space debris population, Pisa, Italy, pp. 34
- [9] Stokely C. L., Foster J. L., Stansbery Jr. E. G., Benbrook J. R., Juarez Q., 2006: Haystack and HAX Radar Measurements of the Orbital Debris Environment, Houston, Texas, pp. 242
- [10] Technical report on Space Debris, 1999: United Nation, New York, pp. 46
- [11] www.Illumination.nctm.org: Modeling Orbital debris Problems
- [12] Николић З., Јовановић Д., Јовановић О., 2002: Validation of skill forecast for cloud cover, 18th International conference on Carpathian meteorology, Belgrade, pp 57-58
- [13] Николић З., Јовановић Д., Јовановић О., 2004: Verification Forecast of cloudiness by Meteorological Satellite Picture, Proceedings of First Mediterranean Conference on Earth Observation (Remote Sensing) MeCEO, Belgrade, pp 303-306
- [14] Олујић М., 2001: Снимање и истраживање Земље из Свемира, Загреб, pp. 515
- [15] Шеган С., 2006: Dynamical aspects of the artificial satellites of the Earth, Priv. comm. (приватна размена)
- [16] Шеган С., 2007: Општи модел високе атмосфере и кретање ЗВС, pp. 24, Priv. comm. (приватна размена)
- [17] http://www.braeunig.us/space/index_top.htm-Rocket and Space Technology-Compiled and edited by Robert A. Braeunig, 1997, 2005, 2007, 2008

9 Додатак 1. Физичка својства Земље и атмосфере до 90 km

Висина [metar]	Температура [K]	Притисак [Pa]	Густина [kg/m ³]	Вискозност [Ns/m ²]
-5000	320,7	1,78E+05	1,931	1,94E-05
-4000	314,2	1,60E+05	1,770	1,91E-05
-3000	307,7	1,43E+05	1,619	1,88E-05
-2000	301,2	1,28E+05	1,478	1,85E-05
-1000	294,7	1,14E+05	1,347	1,82E-05
0	288,2	1,01E+05	1,225	1,79E-05
1000	281,7	8,99E+04	1,112	1,76E-05
2000	275,2	7,95E+04	1,007	1,73E-05
3000	268,7	7,01E+04	9,09E-01	1,69E-05
4000	262,2	6,17E+04	8,19E-01	1,66E-05
5000	255,7	5,41E+04	7,36E-01	1,63E-05
6000	249,2	4,72E+04	6,60E-01	1,60E-05
7000	242,7	4,11E+04	5,90E-01	1,56E-05
8000	236,2	3,57E+04	5,26E-01	1,53E-05
9000	229,7	3,08E+04	4,67E-01	1,49E-05
10000	223,3	2,65E+04	4,14E-01	1,46E-05
15000	216,7	1,21E+04	1,95E-01	1,42E-05
20000	216,7	5,53E+03	8,89E-02	1,42E-05
30000	226,5	1,20E+03	1,84E-02	1,48E-05
40000	250,4	2,87E+02	4,00E-03	1,60E-05
50000	270,7	7,98E+01	1,03E-03	1,70E-05
60000	255,8	2,25E+01	3,06E-04	1,63E-05
70000	219,7	5,52	8,75E-05	1,44E-05
80000	180,7	1,037	2,00E-05	1,22E-05
90000	180,7	1,64E-01	3,17E-06	1,22E-05

Скала висине и густина до 35,786 km

Висина	Скала висина	Густина	
		Средња	Максимум
[km]	[km]	[kg/m ³]	[kg/m ³]
0	8,4	1,225	1,225
100	5,9	5,25E-07	5,75E-07
150	25,5	1,73E-09	1,99E-09
200	37,5	2,41E-10	3,65E-10
250	44,8	5,97E-11	1,20E-10
300	50,3	1,87E-11	4,84E-11
350	54,8	6,66E-12	2,18E-11
400	58,2	2,62E-12	1,05E-11
450	61,3	1,09E-12	5,35E-12
500	64,5	4,76E-13	2,82E-12
550	68,7	2,14E-13	1,53E-12
600	74,8	9,89E-14	8,46E-13
650	84,4	4,73E-14	4,77E-13
700	99,3	2,36E-14	2,73E-13
750	121	1,24E-14	1,59E-13
800	151	6,95E-15	9,41E-14
850	188	4,22E-15	5,67E-14
900	226	2,78E-15	3,49E-14
950	263	1,98E-15	2,21E-14
1000	296	1,49E-15	1,43E-14
1250	408	5,70E-16	2,82E-15
1500	516	2,79E-16	1,16E-15
2000	829	9,09E-17	3,80E-16
2500	1220	4,23E-17	1,54E-16
3000	1590	2,54E-17	7,09E-17
3500	1900	1,77E-17	3,67E-17
4000	2180	1,34E-17	2,11E-17
4500	2430	1,06E-17	1,34E-17
5000	2690	8,62E-18	9,30E-18
6000	3200	6,09E-18	5,41E-18
7000	3750	4,56E-18	3,74E-18
8000	4340	3,56E-18	2,87E-18
9000	4970	2,87E-18	2,34E-18
10000	5630	2,37E-18	1,98E-18
15000	9600	1,21E-18	1,16E-18
20000	14600	7,92E-19	8,42E-19
25000	20700	5,95E-19	6,81E-19
30000	27800	4,83E-19	5,84E-19
35000	36000	4,13E-19	5,21E-19
35786	37300	4,04E-19	5,12E-19

10 Додатак 2. Скала висина

Скала висина је величина која се често употребљава да означи растојање на коме нека физичка величина опада за фактор e , и обично се обележава великим словом H .

За атмосферу планете, скала висина је вертикална даљина изнад које атмосферски притисак опада за фактор e ; скала висина је константна за дату температуру и може се представити са:

$$H = \frac{kT}{Mg}$$

где су:

- k = Болцманова константа [$1,38 \times 10^{-23} \text{ J}\cdot\text{K}^{-1}$]
- T = средња температура у Келвинима [K]
- M = средња молекуларна маса сувог ваздуха [kg mol^{-1}]
- g = гравитационо убрзање [m/s^2]

Промена атмосферског притиска са висином је: $\frac{dP}{dz} = -g\rho$.

Једначина стања за идеални гас је: $\rho = \frac{mP}{kT}$.

Комбинацијом ове две једначине добијамо: $\frac{dP}{P} = \frac{-dz}{\frac{kT}{mg}}$,

у којој можемо заменити H . Тада је: $\frac{dP}{P} = -\frac{dz}{H}$

одакле интеграљењем следи: $P = P_0 e^{\left(-\frac{z}{H}\right)}$.

Тада скалу висина можемо да напишемо као: $H = \frac{z - z_0}{\ln\left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)}$.

За висине изнад 100km, молекуларна дифузија утиче на то да свака молекуларна врста има своју скалу висина.

11 Додатак 3. Eumetsat-ов сателит Metop

Основни параметри орбите сателита *Metop* приказани су узимајући у обзир систем средњег дана J2000.0 (*Mean-of-Date System J2000.0*-дефиниција средњег екватора и еквинокција), а ширење орбите је изведено моделом *GEM10B*, реда 36 и степена 36, са пертурбацијама услед дејства Сунца и Месеца и моделом *MSIS 77* за трење ваздуха.

Елементи орбите приказани су у Табели 1. Период понављања је 29 дана/412 орбита, а средње локално сунчево време је на узлазном чвору 21 h 30 min. Путања је скоро еквивалентна периоду од 5 дана/71 орбита, десна колона *Табеле 1*.

Табела 1. Елементи орбите сателита *Metop*

Елементи орбите		Вредности за 29 дана/412 орбита	Вредности за 5 дана/71 орбита
Велика полуоса	a	7195605,347 m	7197939,000 m
Ексцентрицитет	e	0,001165	0,001165
Инклинација	i	98,702198°	98,704663°
Узлазни чвор	Ω	62,4731° + 0,98564735° * N где је: N = број Јулијанског дана почев од 1. јануара 2000.	62,4731° + 0,98564735° * N где је: N = број Јулијанског дана почев од 1. јануара 2000.
Аргумент перигеја	ω	90,0°	90,0°
Права аномалија	M	270,133359°	270,133359°

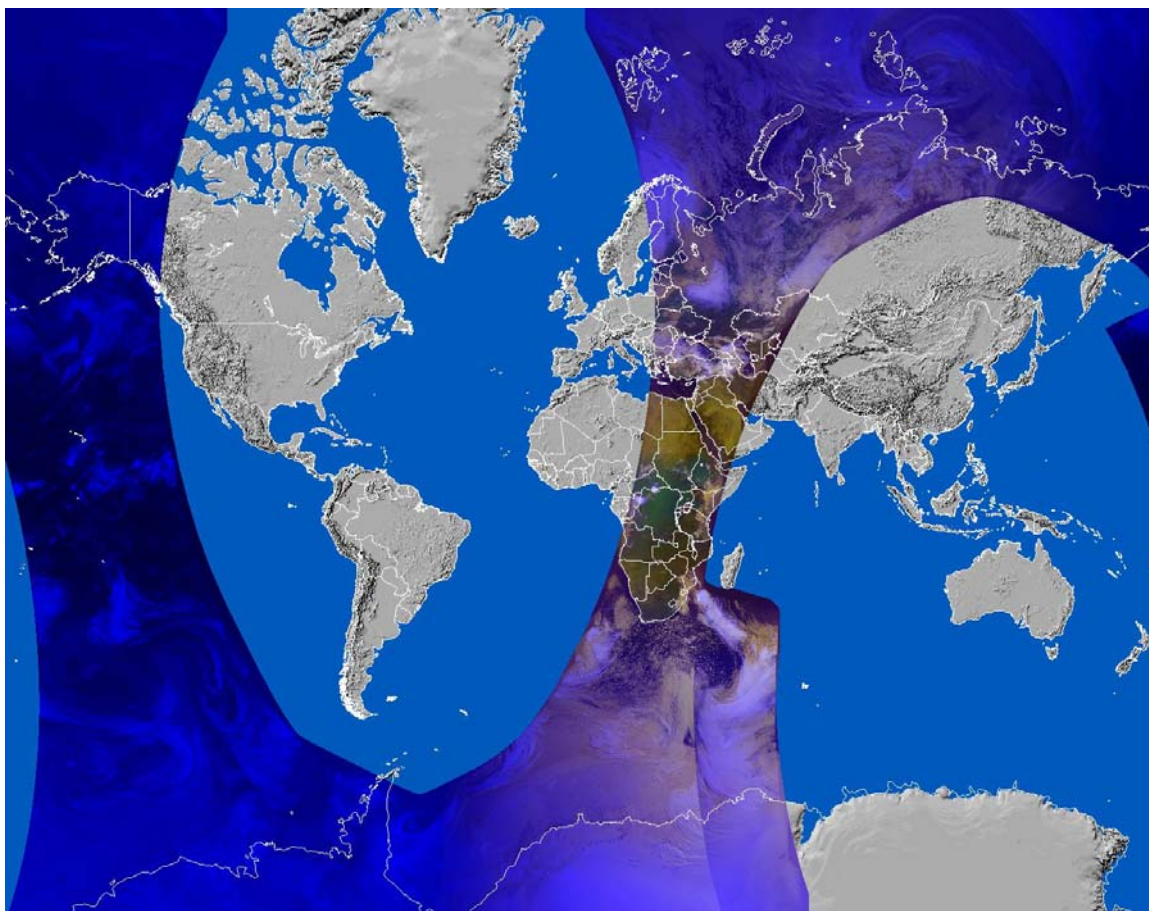
Положај сателита Metop

Условно, положај *Metop* сателита одређује се подешавањем на локалну вертикалу (*Local Normal Pointing - LNP*) проширеним Режимом управљања скретањем (*Yaw Steering Mode - YSM*).

Циљ подешавања на локалну вертикалу је усмеравање сателита на локално нормални правац (који се за спљоштене планете као Земља углавном разликује од правца према центру Земље).

Поред тога код *LNP*, узима се у обзир да се сателитска платформа споро креће око њеног центра масе њишући се око све три осе (*X - pitch, Y - roll, Z - yaw*) са највећом осцилацијом амплитуде у правцу *Z*

осе. Ово је концепт управљања скретањем око Z осе (Yaw Steering Mode).



Слика 1. Приказ путање сателита *Metop-A AVHRR RGB124* од 27. септембра 2008, у 8:37 UTC

Управљање скретањем је модел трансформације координатног система уз задржавање утицаја Земљине ротације на надир тачку сателита. Основни ефекат је синусоидна осцилација локалне Y осе око правца лета сателита.

Управљање скретањем око Z осе (Yaw Steering Mode).

Углови скретања око Z осе се подешавају тако да надоместе привидно померање тачке сателита услед ротације Земље. Коришћењем **YSM** закона кретања побољшава се контрола инструмената јер се значајно проширује њихов опсег. Опсег ротације око сваког угла је последица положаја палубе сателита у односу на површину Земље, прво се израчунава угао положаја, а затим примењује на три ротације које су описане у даљем тексту.

Угаони коефицијенти:

У координатном систему који користи *Metop CFI* софтвер (позитивна *X* оса је од центра масе космичке летелице до соларних панела, позитивна *Y* оса је у правцу лета, позитивна *Z* оса је усмерена према космосу) знаци C_X и C_Y у једначинама које следе су негативни:

$$C_X = -e_e^2 \left(\frac{a_e}{a} \right) \frac{\sin^2(i)}{2} \quad \text{Пропињање}$$

$$C_Y = -e_e^2 \left(\frac{a_e}{a} \right) \sin(i) \cos(i) \quad \text{Ваљање}$$

$$C_Z = \frac{k \cos(i-90)}{1+k \sin(i-90)} \quad \text{Скретање}$$

где су:

a_e = растојање од фокуса [km]

a = велика полуоса *Metop* референтне орбите [km]

e_e = ексцентрицитет Земљиног референтног елипсоида

i = инклинација [rad]

$k = (\omega_e / \omega_n)$ где је ω_e угаона брзина Земље [rad/s] и ω_n угаона брзина *Metop* дуж његове референтне орбите [rad/s]

У координатном систему космичке летелице (позитивна *X* оса је од центра масе космичке летелице до соларних панела, позитивна *Y* оса је супротна правцу лета, позитивна *Z* оса је усмерена према космосу) знаци C_X и C_Y су позитивни. У овом случају нумеричка вредност за C_X је позитивна за *Metop* и вредност C_Y је негативна:

$$C_X = +e_e^2 \left(\frac{a_e}{a} \right) \frac{\sin^2(i)}{2} \quad \text{Пропињање}$$

$$C_Y = +e_e^2 \left(\frac{a_e}{a} \right) \sin(i) \cos(i) \quad \text{Ваљање}$$

$$C_Z = \frac{k \cos(i-90)}{1+k \sin(i-90)} \quad \text{Скретање}$$

У референтном систему космичке летелице, а са *Metop* сателитских референтних орбиталних података, максималне амплитуде су:

C_X	максимална амплитуда пропињања:	+0,1661°
C_Y	максимална амплитуда ваљања:	-0,0508°
C_Z	максимална амплитуда скретања:	+3,9400°

У *Metop CFI* софтверу, у просторном координатном систему знаци C_x и C_y су замењени респектујући знак нумеричких вредности у *Metop* координатном систему космичке летелице. Знак C_z се не мења избором положаја координатног система.

Углови усмеравања су:

$$\eta = C_x \sin(2PSO) \quad \eta: \text{угао пропињања}$$

$$\xi = C_y \sin(PSO) \quad \xi: \text{угао ваљања}$$

$$\zeta = C_z \cos(PSO) \left(1 - \frac{(C_z \cos(PSO))^2}{3} \right) \quad \zeta: \text{угао скретања}$$

где је:

PSO ("*Position sur l'Orbite*") –позиција на орбити у степенима, је угао мерења у равни орбите сателита од последњег узлазног чвора до текућег положаја сателита дуж орбите.

Положај *Metop* орбите

Ширење орбите

Средња радна вредност за максималну грешку ширења, у метрима, након 48 сати је:

у радијалном правцу:	6-7 m
дуж правца:	50-60 m
нормално на правац:	8-10 m

наведене вредности су испод вредности које се захтевају.

Ширење положаја *Metop*

Управљање системом *Metop* положаја се врши у једној затвореној петљи, тако да се положај не предвиђа у односу на површину Земље. Референтни положај је примењен *LNP+YSM* закон. Телеметрија од Сунчевих и Земаљских сензора, као и жироскопа је обрађена на Земљи, провером девијације положаја *LNP+YSM* да референтне вредности остану унутар дефинисаних прагова. У пракси је осматрана девијација мања од $0,02^\circ$ за сваку од три осе: X , Y и Z .