

# СПОСТЕРЕЖЕННЯ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ В УЖДУ: ПРИКЛАДНІ І ФУНДАМЕНТАЛЬНІ АСПЕКТИ

**М.В. Братійчук<sup>(1)</sup>, А.Г. Кириченко<sup>(2)</sup>, В.П. Єпішев<sup>(3)</sup>**

Ужгородський державний університет, 294000, Ужгород, вул. Волошина, 54

Обговорюються основні напрямки діяльності лабораторії космічних досліджень УЖДУ. Приводяться результати розв'язку прикладних і фундаментальних задач на основі різнопланових спостережень ШСЗ. Більшість приведених результатів отримана в ЛКД за останні шість років.

## **Лабораторія космічних досліджень: минуле, сучасне, майбутнє.<sup>(1)</sup>**

Час від часу в наукових колах виникають дискусії про фундаментальні і прикладні науки. Висновком дискусій є проблема фінансування. В наше сьогодення наука не фінансується зовсім або дуже мало. Тому дискусії точаться навколо питань, що важливіше: прикладні чи фундаментальні дослідження. В цьому відношенні результати робіт, які виконуються в Лабораторії космічних досліджень УЖДУ, впроваджуються в прикладні задачі, і є фундаментальними. Характер робіт: спостереження штучних небесних об'єктів. Результати спостережень – це точні координати об'єкта, а також характерна зміна блиску, зумовлена поведінкою об'єкта на орбіті і взаємодією об'єкта з навколишнім середовищем.

Точні координати об'єктів впроваджуються в прикладні задачі. Наведу кілька прикладів. В перші роки спостережень, шестидесяті, найбільша увага приділялася визначенню точних координат об'єкта з усіх точок спостережень. Координати зразу ж висіли в центр-Москву, і на основі цих координат обчислювались точні орбіти і, на кілька діб вперед, розраховувались ефемериди, які посіли на пункти спостережень. Ця програма називалась "Ефемеридна служба СРСР" і, по суті, це була прикладна задача [1].

Сьогодні проблема визначення точних координат є одною з основних прикладних досліджень. Сфера досліджень розширилась. Якщо в 60-і і 70-і роки в основному спостерігалися об'єкти низькоорбітальні, то тепер, для широкого впровадження, визначаються координати високоорбітальних геостационарних об'єктів. Мета: контроль космічного простору. Результати спостережень використовуються зразу ж.

Очевидною прикладною задачею є контроль за супутниками зв'язку. Наведемо приклад. При розв'язку прикладних задач, особливо коли йдеться про виділення фінансів на затрати, шукають коефіцієнт ефективності. Про ефективність супутникового зв'язку свідчить хоча б такий факт. Для однієї радіорелейної лінії Москва – Владивосток необхідна величезна кількість ретрансляторів, а для кабельного зв'язку – більше тисячі пунктів-підсилювачів. Геостационарні супутники позбавили людство від необхідності побудови цих надто дорогих споруд. На різних довготах над екватором на висоті 36000 км "висять" геостационари. "Висять" тому, що період їх обертання навколо Землі дорівнює періоду обертання Землі навколо осі, і супутник мав би завжди знаходитись над однією точкою екватора. Але під впливом зовнішніх збурень геостационари не можуть точно перебувати над однією і тією ж точкою екватора, і тому з часом

зв'язок спотворюється. Рух діючих супутників коректується з урахуванням збурень, тому за ними необхідний контроль, який здійснюється шляхом наземних спостережень. Такі спостереження зараз проводяться на Україні в одному пункті – Ужгороді. Для проведення таких робіт необхідний світлосильний телескоп. В 1972 році при підтримці зацікавлених організацій Ужгород отримав камеру SBG. Камера і сьогодні в дії.

Отже, створення бази є найголовнішим в області наукових досліджень [1].

Як видно із вищенаписаного, для того, щоб корекція відбулася вчасно і не порушився зв'язок, необхідна оперативність в обробці спостережень і, найголовніше, своєчасне подання результатів в координаційний центр, тепер теж – Москва. Раніше результати передавалися телеграфом, телетайпом, тепер виручає електронна пошта.

Власники супутникових антен повинні знати, що без кропіткої роботи спостерігачів вони не могли б насолоджуватись телепередачами з різних точок нашої Землі [1, 2].

Ще одна прикладна задача розв'язується шляхом контролю космічного простору: це виявлення "космічного сміття". "Космічне сміття" складається із природної складової – руйнування комет і астероїдів, і штучної складової – це некеровані штучні об'єкти і їх уламки при зіткненнях [3]. Низькоорбітальні об'єкти, виконавши свою корисну роль, згоряють в густих шарах атмосфери. Геостационари перебувають на орбітах дуже довго і можуть стати причиною зіткнень.

Тут слід підкреслити фундаментальний характер досліджень. Фундаментальність полягає в тім, що по координатах об'єктів обчислюють їх орбіти. Наявність орбіт дає змогу встановити границі можливої зустрічі – зіткнення двох некерованих об'єктів.

Методи таких обчислень, їх розробка і вдосконалення і є фундаментальною про-

блемою, про що детальніше напишемо нижче.

Окремо слід відзначити фундаментальність задач, які базуються на результатах комплексних спостережень. Це позиційні, електрофотометричні і лазерні спостереження штучних об'єктів. Як показано в попередніх наших роботах, основою експерименту є отримання кривих блиску штучних об'єктів [1, 4].

В астрофізиці основним методом вивчення небесних об'єктів є розв'язок обернених задач. Суть полягає в тім, що по спостереженнях: фотометричних, спектральних, в різних діапазонах частот роблять спроби визначення самого об'єкта. Здавалося б у випадку супутників ясно, що собою являє об'єкт. Але в недалекому минулому, при запуску низькоорбітальних супутників їх параметри були відомі не всім. В роки холодної війни дві держави, СРСР і США, запускали супутники розвідники. Про те, що супутник запущений, можна встановити шляхом спостережень. Шляхом комплексних спостережень можна встановити його орієнтацію і наближено – форму. Їх необхідно проводити синхронно [1, 3]. Лише такі спостереження дають інформацію про положення об'єкта відносно спостерігача – орієнтацію, а по кривих блиску можна судити про об'єкт і його поведінку на орбіті. Якщо вдалося проспостерігати такий "невідомий" об'єкт кілька разів, а фотометрію провести в кількох фільтрах, то в принципі можна встановити, до якої категорії належить об'єкт [4].

Звичайно, методика розв'язку обернених задач складна. Як правило, складний математичний апарат. Що стосується застосування обернених задач до кривих блиску штучних об'єктів, то ускладнення в тому, що кожне проходження об'єкта характеризується відмінною кривою блиску [3]. Перший крок в розв'язку задачі, визначення орієнтації об'єкта, виконується порівняно просто у випадку орієнтації осі обертання

об'єкта до центру Землі. Тоді вона знаходиться в площині орбіти [5].

Що стосується високоорбітальних об'єктів, то основна трудність в наших умовах – неможливість постановки комплексних спостережень, точніше, у нас відсутня фотометрія. Спроби були в минулому, але це окремі спостереження [6].

Труднощі позиційних спостережень описані в [7] і нижче.

Результати розробок в минулому впроваджені в прикладні і фундаментальні задачі. Найуспішнішим впровадженням, на наш погляд, є їх впровадження в учбовий процес; відповідні розділи внесені в спецкурси, поставлені лабораторні роботи.

Наше майбутнє бачиться в поглибленні обробки результатів, отриманих в минулому, і удосконалення спостережувального комплексу. Особливо в області використання твердотільних приймачів – CCD. Це дасть змогу вийти на новий рівень спостережень.

Введено в дію метровий телескоп в с.Деренівка. У випадку сприятливих умов висока роздільна здатність, зумовлена метровим дзеркалом і застосування CCD – приймача в фокусі телескопа, дасть можливість поставити комплексні спостереження геостационарних об'єктів. Це є також перспективою по включенню п.Деренівка у всесвітню мережу "Space Debris".

**Проблеми ближнього космосу, які розв'язуються на основі фотографічних спостережень геостационарних супутників Землі.** <sup>(2)</sup>

Людина ХХ–ХХІ століття вже не тільки досліджує, а й втручається в ближній космос. І тільки на 43-му році космічної епохи чітко усвідомила, що земна цивілізація повинна розглядати себе в єдності з космосом, не допускати того, що було б небезпечно для людини на Землі

Спостереження штучних супутників Землі (ШСЗ) в першу чергу дало

можливість створити сучасну модель Землі. Виведена в США модель з системою постійних отримала назву "Стандартна Земля". Під "Стандартною Землею" розуміють сукупність коефіцієнтів розкладу геопотенціалу і геоцентричних координат декількох пунктів на земній поверхні. Потенціал гравітаційного поля Землі представляється рядом:

$$U = \frac{fm}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left( \frac{r_0}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{k=1}^n \left( \frac{r_0}{r} \right)^n P_n^{(k)}(\sin \varphi) \cdot [C_{nk} \cos k\lambda + S_{nk} \sin k\lambda] \right\},$$

де  $f$  – гравітаційна постійна;  $m$  – маса Землі;  $r_0$  – радіус Землі;  $r$  – відстань від центра мас Землі до ШСЗ;  $P_n$  і  $P_n^{(k)}$  – поліном і прислана функція Лежандра;  $\varphi$  і  $\lambda$  – широта і довгота супутника;  $C_{nk}$  і  $S_{nk}$  – числові коефіцієнти, які характеризують структуру гравітаційного поля Землі. Їх називають гармоніками:  $C_{n0}$  (або  $J_n$ ) – зональні гармоніки, а  $C_{nk}$  і  $S_{nk}$  (при  $k \neq 0$ ) – тесеральні і секторіальні гармоніки.  $J_2$  характеризує стиснення Землі,  $C_{22}$  і  $S_{22}$  – еліптичність екватора.

На основі фотографічних спостережень ШСЗ, які проводились в Ужгороді [8], визначений наш пункт в системі "Стандартна Земля" II, III, IV [9, 10]. Координати пункту приведені в таблиці 1 [11].

Таблиця 1. Координати пункту Ужгород (м).

	"Стандартна Земля" 1969р.	"Стандартна Земля III" 1973р.	"Стандартна Земля IV" 1978р.
X	3 907 421	3 907 437	3 907 302
Y	1 602 397	1 602 442	1 602 447
Z	4 763 890	4 763 886	4 763 926

Низькоорбітальні супутники з висотами до 3000 км дали можливість визначити, в основному, високі гармоніки. Геостационарні супутники, які знаходяться в резонансі з Землею 1:1 із-за

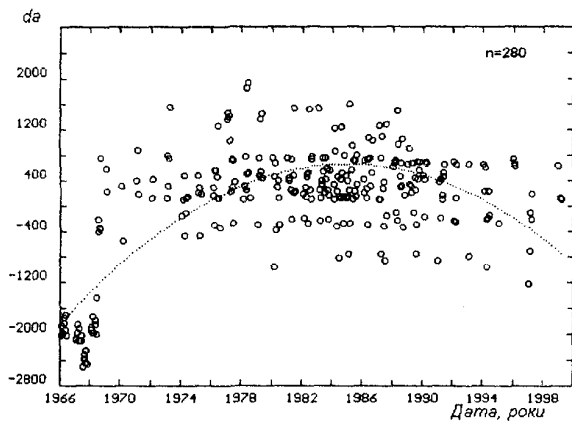
співпадіння періоду їх обертання з періодом обертання Землі, є об'єктами для вивчення змін низьких гармонік  $C_{21}$  і  $S_{21}$ . Ці коефіцієнти появляються внаслідок неспівпадіння осі головного моменту інерції Землі (вісі фігури) з миттєвою вісю обертання.

Гармоніки  $C_{22}$  і  $S_{22}$  уточнюються по резонансних збуреннях, які приводять до довготних дрейфів геостационарних об'єктів – маятникового руху відносно стійких точок лібрації.

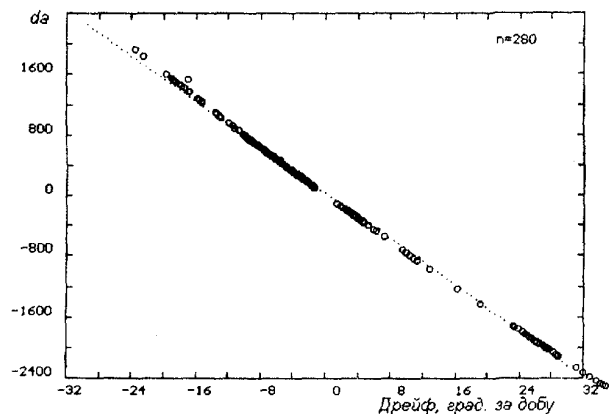
Різна ступінь впливу резонансних збурень від геопотенціалу дозволяє поділити геостационарні об'єкти по характеру їх руху на окремі типи:  $l$  – лібраційні,  $d$  – дрейфуючі [12, 13]. Для них підраховані періоди лібрації по довготі (таблиця 2).

Пасивні об'єкти еволюціонують за законами небесної механіки: площина орбіти прецесує з періодом 52 роки і амплітудою до  $15^\circ$ . Розподіл зміни великої піввісі орбіти геостационарних об'єктів ( $\Delta a = a - 42164$  км) по часу запуску супутника та дрейфу  $\dot{\lambda}$  на епоху MJD 51437 (вересень 1999р.) приведено

на мал. 1 і 2. Пунктирні криві на малюнках одержані методом найменших квадратів і приведені як функції під графіками. Графіки показують, що еволюція об'єктів триває. До 2017 року геостационарні об'єкти перших запусків досягнуть найбільшого кута нахилу орбіти до екватора. Тільки систематичні фотографічні спостереження геостационарних об'єктів дадуть можливість дослідити цю еволюцію. Перш за все необхідно, щоб кожний геостационарний об'єкт був ідентифікований і занесений в каталог [15]. Аналіз каталогів показав, що в довготному проміжку від  $5^\circ$  до  $292^\circ$  знаходиться 140 зон “колокації” – довготних вікон радіусом  $0,1^\circ$ , в кожному з яких на даний момент часу знаходиться від 2 до 8 об'єктів. В таблиці 3 приводяться зони колокації і кількість об'єктів в них на вказану епоху Як приклад, приводимо з наших ре-зультатів спостережень, а також об-числень елементів орбіт зміну координат супутників в зоні колокації на довготі  $19^\circ$  (таблиця 4).



Мал.1. Залежність зміни великої осі геостационарних супутників від року їх запуску,  $y = -6,671253 \cdot x^2 + 26482,812 \cdot x - 26281514,9$ .



Мал.2. Залежність зміни великої осі геостационарних супутників від дрейфу,  $\Delta a = -78,7471 \cdot \dot{\lambda} - 3,0436$ , коеф. кореляції  $\rho = 0,99985$ .

Тільки в одному об'єкті (91015A) велика піввісь орбіти відрізняється від  $a_0 = 42164$  км. Цей об'єкт має також найбільший ексцентриситет ( $e = 1,3 \cdot 10^{-3}$ ),

а це приводить до різних величин дрейфу. Аналіз таблиці 4 та мал.3 показує, що в зонах колокації можуть відбуватися

зіткнення об'єктів. Такі зіткнення вже спостерігались на орбітах [16].

Найскладнішою ситуацією на орбіті є руйнування космічного об'єкту. Встановлення факту руйнування проводиться

Таблиця 2. Періоди лібрації по довготі супутників типів 1 і d.

Тип супутника	Кількість супутників	Межі резонансних періодів в добах
$l_1$	56	700 – 900
$l_2$	24	1000 – 1500
$l_2$	5	3000 – 3500
$d_1$	126	30 – 70
$d_2$	96	300 – 650
$d_3$	57	75 – 115

Таблиця 3. Зони колокації і кількість об'єктів в них.

Епоха MJD 49939.0						Епоха MJD 50116.0											
N	$\lambda^\circ$	n	N	$\lambda^\circ$	n	N	$\lambda^\circ$	n	N	$\lambda^\circ$	n	N	$\lambda^\circ$	n	N	$\lambda^\circ$	n
1	5,1	4	10	78,4	4	1	5,2	5	10	70,7	4	19	160,1	3	28	344,2	6
2	13,2	4	11	80,2	4	2	6,9	3	11	78,3	4	20	184,3	4	29	358,7	5
3	19,2	4	12	85,4	4	3	12,2	5	12	80,2	5	21	223,2	4	30	359,5	4
4	41,5	5	13	338,7	5	4	13,1	5	13	82,3	3	22	254,5	6	31	322,5	3
5	64,6	6	14	341,8	4	5	19,2	5	14	84,4	4	23	258,8	4	32	335,4	2
6	66,5	4	15	345,3	3	6	25,6	3	15	116,3	5	24	259,9	6	33	336,2	3
7	71,4	6	16	358,4	3	7	54,8	3	16	130,2	5	25	301,2	7	34	338,5	2
8	75,5	5	17	359,4	3	8	61,9	4	17	136,5	4	26	314,9	3			
9	76,5	4				9	69,2	4	18	150,3	3	27	325,4	4			

Таблиця 4. Зміна координат супутника в інтервалі спостереження для об'єктів на довготі  $\lambda=19^\circ$ .

№ п/п	MJD	Назва супутника і його координати в градусах							
		95055A Astra 1F		97076A Astra 1G		94070A Astra 1D		96021A Astra 1E	
		$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$
1	51434,9084	0,0555	19,2232	0,0337	19,1991	0,0215	19,1600	0,0621	19,1716
2	51434,9098	0,0551	19,2240	0,0337	19,2004	0,0219	19,1606	0,0625	19,1725
3	51434,9111	0,0545	19,2232	0,0337	19,2000	0,0225	19,1604	0,0622	19,1724
4	51436,8507	0,0441	19,1899	0,0298	19,1901	0,0152	19,1893	0,0633	19,2199
5	51436,8521	0,0441	19,1908	0,0295	19,1917	0,0145	19,1896	0,0629	19,2208
6	51436,8535	0,0443	19,1900	0,0301	19,1911	0,0145	19,1888	0,0627	19,2201

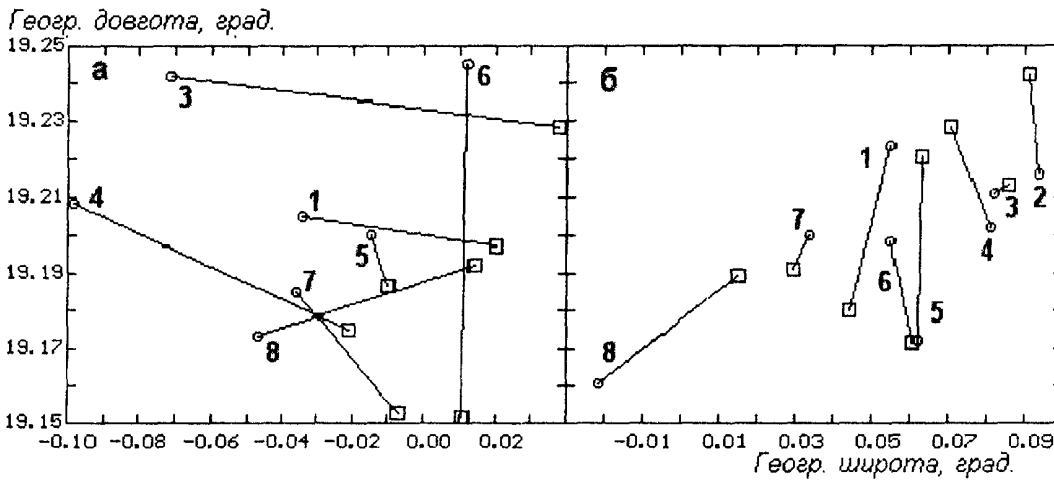
п/п	MJD	Назва супутника і його координати в градусах							
		88109B Astra 1A		99033A Astra 1H		91015A Astra 1B		93031A Astra 1C	
		$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$	$\varphi$	$\lambda$
	51434,9084	0,0552	19,1975	0,0943	19,2153	0,0820	19,2110	0,0810	19,2025
	51434,9098	0,0555	19,1985	0,0945	19,2165	0,0824	19,2117	0,0812	19,2024
	51434,9111	0,0552	19,1982	0,0937	19,2161	0,0822	19,2113	0,0808	19,2021
	51436,8507	0,0606	19,1899	0,0909	19,2416	0,0863	19,2132	0,0700	19,2277
	51436,8521	0,0602	19,1722	0,0908	19,2432	0,0855	19,2141	0,0707	19,2289
	51436,8535	0,0602	19,1721	0,0916	19,2425	0,0854	19,2133	0,0708	19,2276

на основі контролю просторово-часової густини розподілу параметрів  $i, \Omega, T$  (кута нахилу орбіти до екватора, висхідного кута, періоду) [16].

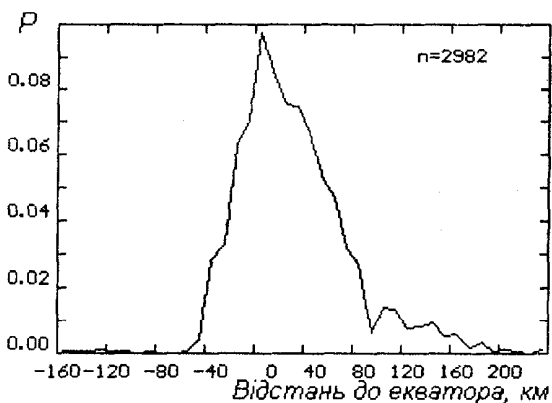
Для визначення ймовірності зіткнення двох геосинхронних об'єктів використовується циліндрична модель (радіус циліндра  $\approx 140$  км, висота  $\approx 200$  км): об'єкти рухаються вздовж осі циліндра. Ймовірність зіткнення двох супутників при їх зближенні

$$P_{h,\varphi} = \frac{\pi \cdot (d_1 + d_2)^2}{4 \cdot S} \cdot F(h, \varphi)$$

Тут  $S$  – площа основи циліндра в моделі,  $S \approx 120\,000$  км<sup>2</sup>,  $F(h, \varphi)$  – двомірна густина розподілу об'єктів, що проходять через основу циліндра. Цей розподіл ймовірностей подібний до нормального (для трьохмірного простору) з максимумом вздовж осі циліндра.



Мал. 3. Переміщення 8 геосинхронних супутників по спостереженням в Ужгороді в 1999 році: (а) за 4 доби в березні; (в) за дві доби у вересні. Кругечки – початкове положення супутника, квадратики – кінцеве положення. Цифрами показані номери супутників: 1 – 95055А, 2 – 99033А, 3 – 91015А, 4 – 93031А, 5 – 96021А, 6 – 88109В, 7 – 97076А, 8 – 94070А.



Мал.4. Густина ймовірностей розподілу відстані геосинхронних супутників від екваторіальної площини по результатах спостережень в Ужгороді за 1998-1999 рік.

Підтвердженням цього є густина ймовірностей розподілу відстані геостационарних супутників від екваторіальної площини (мал.4), побудована по результатах спостережень в Ужгороді (2982 положення) за 1998 – 1999 рр.

На мал.4  $P$  – ймовірність знаходження геосинхронного об'єкта в інтервалі 1 км на заданій від екватора відстані.

Ймовірність зіткнення залежить від кількості геосинхронних об'єктів на орбіті. Розрахунки показують, що ймовірність зіткнення супутника на геостационарній орбіті з іншим об'єктом протягом року близька до 0,01. Більш точно визначення ризику зіткнення на

геостаціонарній орбіті потребує точного знання розподілу об'єктів на орбіті.

Кількість штучних небесних тіл розміром більше 1 мм оцінюється числом  $n = 3,5 \cdot 10^6$  [16]. В середньому 1 такий об'єкт міститься в об'ємі

$$V = 4/3 \pi \cdot (R_0^3 - r_3^3) / n$$

$$(R_0 = 4,2 \cdot 10^4 \text{ км}, r_3 = 6,4 \cdot 10^3 \text{ км}).$$

Ймовірність зіткнення з таким об'єктом при запуску супутника на геостаціонарну орбіту становить

$$P = (R_0 - r_3) \cdot S_p \cdot F,$$

де  $F = 1/V$  – просторова густина об'єктів. Якщо площа міделевого перерізу ракети  $S_p = 26 \text{ м}^2$ , то  $P = 0,0001$ .

Для експериментального визначення розподілу об'єктів на геостаціонарних орбітах вже проводяться спостереження сумісно з спостереженнями в ГАО НАНУ, а в найближчий час будуть проводитись синхронні спостереження в обох пунктах.

Проблема ризику зіткнення на геостаціонарній орбіті зв'язана з проблемою “забруднення” космічного простору. Одним з шляхів розв'язання цієї проблеми є каталогізація об'єктів, – не тільки тих, що знаходяться на геостаціонарній орбіті, але й тих які еволюціонують і є геосинхронними об'єктами ( $\dot{\lambda} \neq 0, i > 0$ ). Визначення елементів орбіт для каталогів проводиться по розробленому в нас методу [14, 17]. В майбутньому позиційні спостереження з двох пунктів України будуть поєднуватися з електрофотометричними спостереженнями з інших пунктів України. Це розширить можливості ототожнення об'єктів.

Геостаціонарні супутники еволюціонують під дією гравітаційних сил і збурень, викликаних світловим тиском. Для більшості цих об'єктів відношення площі ефективної поверхні до маси  $S/m$  лежить в діапазоні  $0,01 - 0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$ , тому вікові зміни орбіти порівняно невеликі, вони не будуть виходити з деякого обмеженого об'єму навколоземного космічного простору на протязі довгого проміжку часу. Але при руйнуванні

космічних апаратів в результаті різних причин утворюються фрагменти, які мають достатньо велике відношення  $S/m$  (до  $1 - 10 \text{ м}^2/\text{кг}$ ). Годі світловий тиск буде суттєво впливати на вікову еволюцію великої півосі орбіти таких фрагментів, досягати сотні і більше кілометрів в рік, що приведе до зміни просторового розподілу елементів космічного “сміття”.

На геостаціонарній орбіті є стійкі точки лібрації, і пасивні супутники (типу  $l$  і  $d$ ) нагромаджуються біля них, здійснюючи коливальні рухи навколо цих точок. Фрагменти супутників з великим відношенням  $S/m$  будуть покидати орбіту і не залишатимуться в “хмарі” в околицях стійких точок лібрації.

Розв'язати розглянуті вище задачі можна шляхом систематичних фотографічних спостережень геостаціонарних об'єктів, їх ототожнення. Оглядові фотографічні спостереження дають багато цінної інформації і ще не вичерпали свої можливості для вивчення космічного простору.

### Комплексні спостереження ШСЗ і їх використання.<sup>(3)</sup>

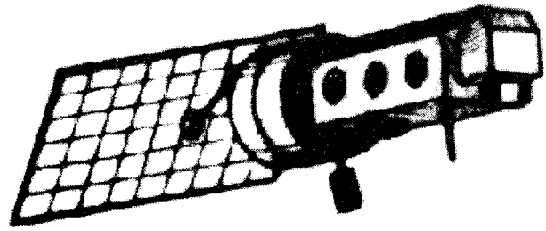
Як зазначалося вище, з різних причин не всі небесні об'єкти штучного походження відомі спостерігачам. Тому в ЛКД в першу чергу приділялася значна увага пошуку найбільшого числа надійних критеріїв їх ототожнення. Суттєвим кроком в цьому напрямку стало застосування фотометричних, колориметричних і поляризаційних спостережень космічних апаратів. Всі вони апробовані нами. Паралельно розроблені відповідні методики обробки експериментального матеріалу, проведені потрібні розрахунки [18, 19]. Особливо вдалим стали результати, отримані в лабораторії по супутнику, що був відомий нам згідно міжнародної реєстрації лише як об'єкт № 88006. По позиційних спостереженнях встановлено, що даний ШСЗ має синхронно-сонячну орбіту (тобто таку, яка зміщується в просторі приблизно на  $1^\circ$  за добу). Таку орбіту

задають супутникам, які проводять фото- або телеспостереження під одним і тим же кутом освітлення деталей на земній поверхні чи океані. По кривих зміни блиску встановлено, що поверхня об'єкта складається з послідовного набору плоских деталей різної величини у кількісному співвідношенні 1:4:4:32. Згідно величини колар індекса

$$c = m_B - m_V,$$

де  $m_B$  і  $m_V$  – зоряні величини супутника, зареєстровані одночасно в двох суміжних ділянках спектра, першу найбільшу площадку можна прийняти як панель сонячної батареї. Інші є гранями окремих частин поверхні ШСЗ.

Розрахунок орієнтації показав, що повздожня вісь супутника співпадала з напрямком вектора його руху по орбіті. Досить складним питанням виявилася поведінка цього об'єкта. З одного боку, супутник ніби-то обертався навколо поздовжньої осі, але з другого боку, як видно по кривих зміни блиску, цей рух не мав логічного завершення. З таким фактом ми зустрілися вперше. Перебравши можливі варіанти, зробили припущення, що даний ШСЗ робить коливні рухи навколо поздовжньої осі. І таким чином збільшує кут сканування земної поверхні. Отримане значення цих коливань в часовому вимірі дорівнювало, згідно фотометричної інформації, 52 с. Під час одного із проходжень ШСЗ нам вдалося зафіксувати потужний спалах в синій ділянці спектра від елемента поверхні об'єкта, який розміщений в його днищі. Все вказувало на те, що це був сонячний блік від великого об'єктива, який зорієнтований в бік Землі. Знайомлячись із спеціальною літературою і каталогом американських супутників, що був у нашого замовника, серед 120 аналогів вдалося відшукати лише один, який відповідав всім виявленим нами ознакам. Це був метеосупутник американського військово-морського флоту "TIROS-N" (мал.5).



Мал.5. Супутник ВМФ США «TIROS-N».

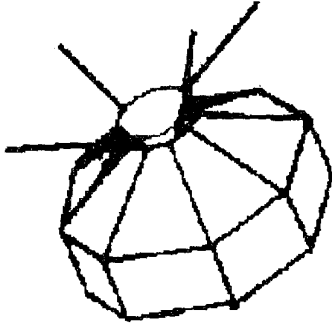
Саме на системі "TIROS" американські конструктори розмістили механізм, який не крутив супутник навколо осі, а лише здійснював задані коливання [20]. Цей супутник має лише одну панель сонячної батареї, яка розміщена у хвостовій частині. Виходячи з даної форми об'єкта, ми провели нескладне моделювання, а саме: як позначиться на його кривій зміни блиску "перетин" супутником границі "день-ніч" і порівняли отримані дані з результатами реальних спостережень. Співпадіння було досить хорошим [21].

Високу оцінку замовника ми отримали і за інтерпретацію результатів комплексних спостережень американського розвідувального супутника "FERRET-D" (мал.6). Нами була встановлена не лише його орієнтація, але і виявлена в днищі основної параболічної антени ще одна менша антена, вісь якої відхилилася на  $23.6^\circ$  від осі великої антени.

Всього нами були досліджені динамічні і поверхневі характеристики у більш, ніж 30-ти ШСЗ різного призначення.

З закінченням протистояння двох держав попит на подібні результати різко впав і в даний час набленим здобуткам ми знайшли нове застосування в області фундаментальних досліджень. Некеровані ШСЗ дуже чутливі до проявів збурюючих сил, які породжені несиметричністю гравітаційного поля Землі і Місяця, аеродинамічними процесами, магнітним полем Землі, тиском сонячного випромінювання, зміною маси внаслідок аварійних зіткнень на орбіті. Дії цих сил в першу чергу проявляються на зміні





Мал.6. Супутник серії «FERRET-D» радіорозвідки США

орієнтації і періоду власного обертання ШСЗ. Ще на початку космічної ери в ряді робіт підкреслювалося, що кінетична енергія власного обертання небесного тіла набагато менша, ніж енергія його руху по орбіті. Тому при вивченні періоду власного обертання і орієнтації об'єкта можна виявляти збурення, які при вивченні зміни орбітального руху непомітні. Та

здійснення таких досліджень вимагало досконалих методів визначення періоду власного і прецесійного обертання та орієнтації в просторі некерованого ШСЗ в будь-який момент спостережень.

Напрацювання методик допомогло нам досить успішно зайнятися дослідженням природи і взаємодії збурюючих сил в навколишньому космічному середовищі і їх впливу на поведінку штучних і природних небесних тіл. Цей напрямок досліджень нами був започаткований ще у 80-ті роки, коли ми спробували пояснити сезонну зміну періоду власного обертання і вікової прецесії супутника "Пагеос" (масою 56 кг, діаметром 32 м, висота польоту 4 000 км) [22]. Отримані дані дозволили нам запропонувати модель взаємної дії на обертання даного ШСЗ двох основних збурюючих факторів – магнітного поля Землі і світлового тиску

Таблиця 5.

№ п/п	Назва	$h_a$ км	$h_n$ км	$\Delta T$	$N$	$\Delta P_{об}$ с	$\Delta P_{пр}$ с
1	2	3	4	5	6	7	8
1	"Мідас-4" 61028	3780	3720	1.07.73 – 6.11.84	71	105.2 – 135.2	615.0 – 405.6
2	"Мідас-7" 63030	3727	3670	24.07.78 – 2.09.84	90	115.8 – 138.0	345.0 – 414.0
3	"Метеор-2" 70047	906	863	7.03.78 – 7.08.86	56	7.0 – 160.0	7.0 – 2096.0
4	"Космос-626" 73108	990	910	23.03.76 – 1.10.82	86	15.5 – 68.8	317.8 – 1554.9
5	"Космос-651" 74029	1032	938	4.02.76 – 27.07.83	102	12.2 – 56.0	272.1 – 1248.8
6	"Космос-654" 74032	1040	930	23.03.76 – 8.08.86	144	12.7 – 104.0	274.3 – 2603.0

Таблиця 6.

Назва ШСЗ	"Мідас-4"	"Мідас-7"	"Метеор-2"	"Космос-626"	"Космос-651"	"Космос-654"
A	$3.0 \pm 0.3$	$3.5 \pm 0.2$	$10.1 \pm 0.5$	$22.6 \pm 2.2$	$22.3 \pm 0.8$	$21.6 \pm 0.5$

Таблиця 7.

Назва об'єктів	"Метеор-2"	"Космос-626"	"Космос-651"	"Космос-654"
$\Delta\beta$	16° – 56°	32° – 52°	28° – 52°	28° – 53°

Таблиця 8. Результати обрахунків прояву моменту сил сонячної радіації на власне обертання ШСЗ "Мідас-4".

Дата	$\Delta t, c$	$M, 10^{-7} \text{ кг/(м}\cdot\text{с)}$	$\Delta P, c$
21.03.74 - 21.03.74	10210	5380	1,6
21.03.74 - 25.03.74	338400	32,6	0,8
25.03.74 - 17.09.79	24278400	5,23	21,2
17.09.79 - 22.09.79	431580	19,2	1,5
22.09.79 - 26.09.79	344860	40,0	0,3
26.09.79 - 27.09.79	90000	15,3	0,3
27.09.79 - 21.01.80	10022400	5,51	0,9
21.01.80 - 21.01.80	9900	55,8	1,0
21.01.80 - 14.02.80	2073600	6,66	1,2
14.02.80 - 18.02.80	345600	319	2,1
18.02.80 - 20.02.80	172800	160	0,4
04.04.82 - 05.05.82	86400	1600	2,0
05.05.82 - 13.05.82	691200	59,9	2,0
13.05.82 - 14.05.82	86400	3190	2,0
26.05.82 - 29.05.82	259200	1600	2,0
29.05.82 - 31.05.82	172800	799	2,0
31.05.82 - 04.11.84	79315200	6,26	7,0
04.11.84 - 06.11.84	172800	879	2,0

Таблиця 9. Результати кореляційного аналізу прояву сонячних збурень і власного обертання супутника "Мідас-4".

$\Delta t$	$K_n / K_m$	$\omega_n / \omega_m$	$H_n / H_m$
4	0.98	0.99	0.98
281	0.78	0.89	0.77
3	1.02	1.01	1.05
4	0.99	0.99	0.92
1	1.00	1.00	1.00
24	1.00	1.00	1.40
4	1.00	0.99	1.15

$\Delta t$	$K_n / K_m$	$\omega_n / \omega_m$	$H_n / H_m$
2	0.97	0.99	1.20
1	0.96	0.98	1.02
1	1.07	1.04	0.98
12	1.00	1.00	0.89
2	1.04	1.02	0.90
2	0.97	0.98	1.01
1864	1.82	0.87	0.87

на поверхню супутника. Причін ця взаємодія мала резонансний характер [23].

Застосування спеціальних математичних методів і розроблених в ЛКД відповідних програм на ЕОМ "Період" та "Орієнтація" дозволили нам в другій половині 90-х років перейти на опрацювання довготривалих по кількості сеансів спостережень цілого ряду ШСЗ. В подальшому наведемо результати досліджень в цьому напрямі за останні 4-и роки шести космічних апаратів.

В таблиці 5 приведені дані про мінімальну і максимальну висоту польоту ШСЗ, інтервал спостережень, кількість оброблених проходжень ШСЗ, межі зміни на цих інтервалах періоду власного обертання (стовпчик 7) і періоду регулярної прецесії (стовпчик 8). Опрацьовано всього 549 проходжень.

Графічно зміна періоду власного обертання одного із "Космосів", а саме, "Космос-654", представлена на мал.7.

Зумівши оцінити параметри регулярної прецесії, ми визначили величину співвідношення  $A$  між прецесійним і власним періодами обертання. Виявилось, що в усіх супутників ця величина практично на усьому інтервалі спостережень мала постійне значення (Таблиця 6). Лише коли об'єкти "Метеор-2" і "Космос-654" перейшли в так званий режим "кувиркання", вона у них змінилася.

Постійне значення величини  $A = P_{пр} / P_{об}$  говорить про те, що ці об'єкти оберталися у резонансі – перші два протягом усього періоду спостережень, чотири останніх до переходу в інший режим обертання.

Отримані значення величини  $A$  і їх співставлення з іншими відповідними результатами дозволяють стверджувати, що цей параметр може служити одним із надійних критеріїв ототожнення штучних небесних об'єктів. Наприклад, перші два супутники "Мідас" відносяться до однієї серії ШСЗ, але отримані результати вказують на відмінності в елементах їх

конструкцій. Суттєво відрізняються від інших об'єктів серії "Космос" ШСЗ "Метеор". А три останні супутники однакові.

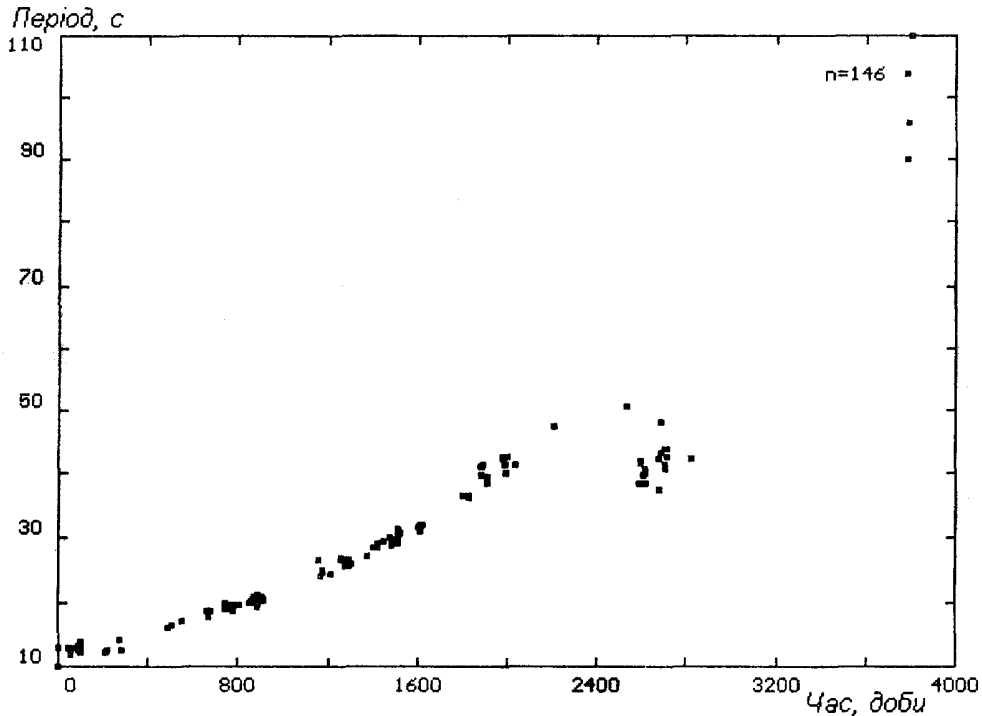
В таблиці 7 приведені дані про зміну кута  $\beta$  між поздовжньою віссю 4-х досліджуваних об'єктів і напрямком "супутник - центр Землі" в процесі переходу з режиму стабілізації до режиму "кувиркання" або "вічного" режиму обертання некерованого ШСЗ.

Як видно із приведених даних, цей момент у ШСЗ наступав при досягненні кута  $\beta$  значень  $\sim 50^\circ - 53^\circ$ . В цей час, згідно отриманих результатів (див. мал.7), наступав також розрив функції наростання періоду власного обертання супутників. В режимі "кувиркання" кут  $\beta$  вже не мав вираженої тенденції до збільшення. В якийсь момент для ШСЗ "Метеор" і "Космос-654" його значення було більшим  $58^\circ$ , а потім знову меншим.

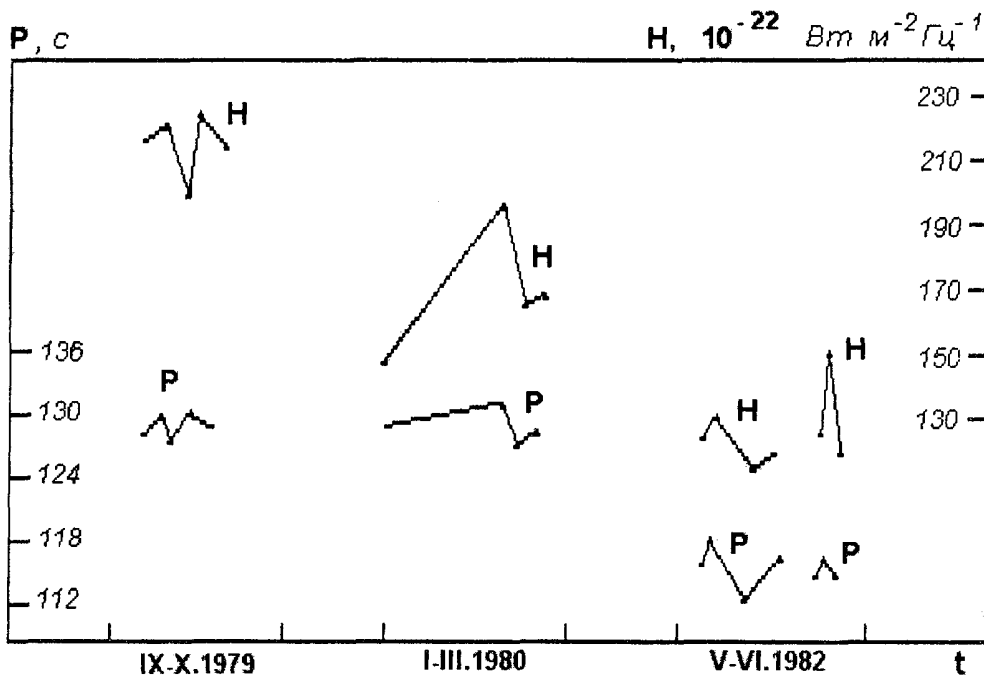
На основі аналізу отриманих даних запропонована наступна модель динаміки поведінки ШСЗ "Метеор" і серії "Космос" [24]. Після закінчення дії систем стабілізації супутники почали швидко обертатися навколо повздовжньої осі, яка на цей момент співпадала з напрямком "супутник – центр Землі". Під дією моменту сил аеродинамічної дисипації кутова швидкість обертання супутників почала гаснути, а самі об'єкти почали орієнтуватися в положення найбільшого аеродинамічного опору. Момент зміщення привів до того, що регулярна прецесія вектора кінетичного моменту почала спотворюватися, виникли коливання кута регулярної прецесії. В продовгуватих по формі супутників вісь обертання почала відхилятися від повздовжньої осі, тобто зміщуватися у самому тілі супутників.

Явище прецесії спонукало вісь обертання виконувати коливання відносно напрямку "супутник – центр Землі", утримуючи її в коридорі, рівному подвійному куту прецесії  $\approx 14^\circ$ . Моменти зміщення і авторотації в такому випадку

починають розвертати сам корпус супутника. Цей процес продовжувався у супутників до тих пір, поки кут між повздовжньою віссю об'єкта і віссю обертання не перевищив  $45^\circ$ .



Мал.7. Зміна періоду власного обертання ШСЗ "Космос-654" з 1976 по 1986 рр.



Мал.8. Фрагменти співставлення сонячної активності на  $\lambda=9,7\text{см}$  (A) і періодів власного обертання ШСЗ "Мідас-4" (P) на окремі моменти спостережень.

При значенні цього кута  $\sim 52^\circ-53^\circ$  всі супутники почали переходити в режим "кувиркання", коли вісь обертання тіла намагається співпасти з його поперечною віссю. З отриманих даних видно, що цей момент для супутника "Метеор" настав в серпні 1981 року, "Космос-626" – у жовтні 1982 року, "Космос-651" – у травні-липні 1983 року, "Космос-654" – у травні-серпні 1983 року. Тобто, інтервал часу досягнення режиму "кувиркання" становив для ШСЗ "Метеор"  $\sim 3.8$  роки, для супутників серії "Космос" –  $\sim 7.5$  років. Так, як у об'єкта "Космос-654" проявлявся ще і пропелюючий момент, то надалі він перебував в режимі постійного переходу від закручування навколо повздовжньої осі до режиму "кувиркання" і навпаки, що приводило до стрибків у значеннях періоду власного обертання. З часом процес гальмування супутників відновився і вже в режимі "кувиркання" протікав швидше.

На відміну від 4-х попередніх супутників, об'єкт "Мідас-4" перебуває на висоті  $\sim 3\ 750$  км над поверхнею Землі. Його маса 1580 кг. Має дві панелі сонячних батарей. На основі фотометричних спостережень нам вдалося оцінити їх загальну площу. Враховуючи розміри ШСЗ, ми визначили ефективну площу супутника  $S_{\text{ef}}$ , яка виявилася рівною  $22.7\ \text{м}^2$ .

Аналіз довготривалих спостережень за даним об'єктом показав, що на окремі епізодичні зміни періоду власного обертання накладається плавна синусоїдальна крива з періодом  $\sim 11$  років. В подальшому ця зміна була співставлена з проявами сонячної активності, відповідно, з числами Вульфа та випромінюванням Сонця в радіодіапазоні на  $\lambda = 9.7$  см.

Фрагменти кореляційного аналізу представлені на мал.8.

Результати обрахунку прояву гальмівного моменту з боку сил сонячної радіації на різних інтервалах часу на власне обертання ШСЗ "Мідас-4" представлені в таблиці 8. В першому стовпчику таблиці представлені дати початку і кінця події, в другому – часовий інтервал подій в секундах, в третьому – значення збурюючого моменту на цьому інтервалі, в четвертому – величина зміни періоду власного обертання супутника, визначена на цей час із спостережень.

В таблиці 9 приведені результати кореляційного аналізу між проявом сонячної активності та власним обертанням ШСЗ "Мідас-4". В першому стовпчику приведені інтервали часу в добах, в межах яких співставлялися дані. В другому, третьому та четвертому – відповідні відношення зміни значень гіроскопічного моменту супутника, кутової швидкості власного обертання ШСЗ та прояву на нього енергетичного потоку від Сонця на  $\lambda = 9.7$  см.

З отриманих даних видно наявність високої кореляції між зміною сонячного енергетичного потоку і власним обертанням ШСЗ "Мідас-4" для більшості інтервалів вимірювань. А отже, цей супутник можна використовувати, як високоефективний індикатор прояву сонячної активності на геомагнітний стан навколосонячного космічного простору.

Отримані набірочки за останні роки підтверджують, що результати комплексних спостережень дозволяють не лише виявляти ознаки тих чи інших космічних тіл і прогнозувати їх зміну в часі, але й встановлювати і оцінювати причини цих змін.

1. Братійчук М.В. 40 років Лабораторії космічних досліджень УжДУ (1957-

1997 роки). Вид-во УжДУ, Ужгород, 1997.

2. Братійчук М.В. Зб. "Вибрані питання астрономії та астрофізики". Вид-во Львівського держуніверситету, 1999, с. 5 - 7.
3. Угроза с неба: рок или случайность. Сб.науч.тр. "Космоинформ", М., 1999, с. 197 - 199.
4. Братійчук М.В., Гвардіонов А.Б., Мотрунич Я.М. та інші. Наук. вісник УжДУ.Серія Фізика, вип. 3, 1998, с. 44 - 50.
5. Братійчук М.В., Галас Т.Ю., Епишев В.П. ПКФ, 1985, № 20, с. 11 - 15.
6. Игнатович С.И. Автореферат дис. к.ф.-м.н. К., 1983, 10с.
7. Братійчук М.В., Єпішев В.П., Мотрунич І.І. Вісник КДУ, 1994, № 33, с.126-133.
8. Кириченко А.Г. Автореферат диссертации на соискание степени канд.наук. М.,1971, с.12.
9. Garoschkin E.M., K.Lambeck. Smithsonian Standard Earth II. SAO Sp. Ref., No 315, 1970, p.87.
10. Стандартная Земля. Под ред. К.Лундквиста и Г.Вейса (пер.с англ.). М., «Мир», 1969.
11. Георгиев Н.И., Масевич А.Г., Кленицкий Б.М., Татевян С.К. Использование оптических наблюдений ИСЗ для геодезии. София, Болгарская Академия Наук, Академия наук СССР, 1979, 275с.
12. Демчик М.І., Кириченко А.Г., Кізюн Л.М., Клімик В.У., Кудак К.А., Мацо Г.М., Стародубцева О.Є. Додаток до журналу Космічна наука і технологія. Київ, N 1, т.2, 1996, 52с.
13. Kizyun L.M., Kirichenko A.G., Rudenko S.P., Demchuk M.I., Klimik W.U., Kudak K.A., Matso G.M., Starodubtseva O.E. Додаток до журналу Космічна наука і технологія. Київ, N 1, т.4, 1998, 52с.
14. Кириченко А.Г., Клімик В.У., Кудак К.А., Мацо Г.М., Демчик М.І. Науковий вісник Ужгородського університету. Серія Фізика.Вип.3. Ужгород, 1998, с.17-23.
15. Кириченко А.Г., Клімик В.У., Кудак К.А. Вибрані питання астрономії та астрофізики. Зб. 2-ої наук. конф. пам'яті Б.Т. Бабія, Львів, 1999, с.106-108.
16. Столкновения в околоземном пространстве (космический мусор). Сб.науч.тр. М., «Космосинформ», 1995, 322с.
17. Кириченко А.Г., Климик В.У. Набл. иск. небес. тел, №88, М.,1994, с.36-38.
18. Мотрунич Я.М. Автореф. дис. к.ф.-м.н., Душанбе, 1975, 16 с.
19. Епишев В.П. Автореф. дис.к.ф.-м.н., Одесса, 1985, 17 с.
20. Weltraumfahrt raketentechnik, 21. Jahrgang, № 3, 1970, Frankfurt Main, DM, p.86-87.
21. Єпішев В.П., Братійчук М.В., Хланта Ю.П. Матеріали наукової конференції до 225-річчя АО ЛДУ, Львів, 1994, с.58.
22. Братійчук М.В., Епишев В.П., Мотрунич Я.М. Астрометрия и астрофизика, № 40, К., 1980, с.78-89.
23. Братійчук М.В., Епишев В.П. Деп. в Укр.НИИНТИ 29.09.86, № 2357.- Ук.86, 1986, 22 с
24. Єпішев В.П., Ісак І.І., Попадюк В.Р. Зб. матеріалів II наукової конференції: "Вибрані питання астрономії та астрофізики", Львів, 1999, с.102-104.

# OBSERVATIONS OF ARTIFICIAL EARTH SATELLITES IN UZHGOROD UNIVERSITY: APPLIED AND FUNDAMENTAL ASPECTS

**M.V. Bratijchuk, A.G. Kirichenko, V.P. Jepishev**

Uzhgorod State University, 294000, Uzhgorod, Voloshin, 54

Main directions of activities of Laboratory of Space Research of Uzhgorod University are discussed. Results of solutions of applied and fundamental problems on basis various observations of artificial Earth satellites are given. Most of given results are obtained in last six years.



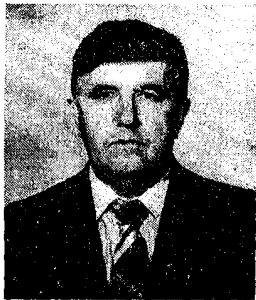
**Мотря Василівна Братійчук** – професор кафедри оптики

Народилася 1927 р. Закінчила Київський державний університет ім. Т.Г.Шевченка, в 1952-ому р. Кандидат фізико-математичних наук з 1959-го року. Професор з 1991 р.



**Алла Григорівна Кириченко** – старший науковий співробітник відділу космічних досліджень ПНДЛ фізичної електроніки.

Народилась в 1938 році. Закінчила фізико-математичний факультет в 1960 р. Дисертацію на звання кандидата технічних наук захистила в 1971 р.



**Віталій Петрович Єпішев** – старший науковий співробітник відділу космічних досліджень ПНДЛ фізичної електроніки, доцент кафедри оптики

Народився в 1946р. Закінчив фізичний факультет УЖДУ в 1969р. Дисертацію на звання кандидата фіз.-мат. наук захистив в 1985р