

ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА
Факультет фізико-технічний
Кафедра кібербезпеки та комп'ютерно інтегрованих технологій

Кулабухов А.М., Гребенкіна О.А.

ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Навчальний електронний посібник

Дніпро, 2024

УДК 629.78

Кулабухов А.М., Гребенкіна О.А. Принципи побудови космічних апаратів:
навчальний електронний посібник. – Д.: ДНУ, 2024. – 148 с.

Схвалено на засіданні кафедри КБКІТ
протокол № 21 від «05» 06 2024 року

Рекомендовано науково-методичною радою фізико-технічного факультету як навчальний
електронний посібник для студентів, які навчаються за спеціальностями: 173 Авіоніка, 134
Авіаційна і ракетно-космічна техніка, 174 Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані
технології та робототехніка

протокол № 5 від « 10 » 06 2024 року

Електронне видання. Рекомендовано Вченою радою фізико-технічного факультету
Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Протокол № 13 від « 18 » 06 2024 р.

ЗМІСТ

Чому важливий космос.....	9
Основне завдання освоєння космосу.....	10
Історичне зведення розвитку космічної галузі.....	11
Стан космосу.....	12
Стан навколосемного простору.....	13
Розділ 1 Основи теорії польоту космічних апаратів.....	14
Основні поняття.....	15
Умови знаходження КА на орбітах.....	18
Характеристики руху КА по круговим орбітам.....	19
Перша космічна швидкість.....	20
Космічні швидкості.....	21
Види орбіт.....	22
Класифікація орбіт.....	23
Класифікація орбіт за висотою.....	24
Вплив атмосфери на рух КА.....	25
Закони Кеплера.....	26
Еліпс і його характеристики.....	27
Другий закон Кеплера.....	28
Третій закон Кеплера.....	29
Точки Лагранжа.....	30
Розташування точок Лагранжа.....	31
Особливості точок Лагранжа.....	32
Контрольні питання по розділу 1.....	33

Розділ 2 Принципи побудови і структура КА.....	34
Призначення, класифікація та принципи побудови космічних апаратів.....	35
Класифікація космічних апаратів за призначенням.....	36
Класифікація КА по масі.....	37
Класифікація космічних апаратів за конструктивними ознаками...	38
Структура космічних апаратів.....	39
Службові системи космічних апаратів.....	40
Склад службових систем.....	41
Система електропостачання.....	42
Склад СЕП.....	43
Джерела поповнення енергії.....	44
Гнучкі ФЕП на основі аморфного кремнію.....	45
Ядерні енергетичні установки.....	46
Акумулятори енергії.....	47
Вибір акумуляторів.....	48
Перетворювачі та стабілізатори напруги.....	49
Основні завдання та характеристики СЕП.....	50
Система керування.....	51
Структура системи керування.....	53
Система керування орієнтацією та стабілізацією.....	54
Класифікація СКОС.....	55
Гравітаційна система орієнтації.....	56
Принцип роботи гравітаційної системи орієнтації.....	58

Гравітаційний момент.....	59
Особливості гравітаційної стабілізації.....	60
Вплив демпфуючих пристроїв.....	61
Аеродинамічна система орієнтації.....	65
Область застосування аеродинамічної стабілізації.....	66
Магнітні та електромагнітні системи орієнтації та стабілізації.....	67
Електромагнітні системи орієнтації та стабілізації.....	68
Особливості електромагнітних СКОС.....	70
Способи зменшення магнітних перешкод.....	71
Похибки електромагнітної СКОС.....	72
СКОС із використанням реактивних двигунів.....	73
Системи орієнтація та стабілізація за допомогою газових сопел.....	74
Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням.. рідинних ракетних двигунів.....	75
Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням ТРД.....	76
Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням ЕРД.....	77
СКОС з використанням двигунів-маховиків (ДМ).....	78
Рівняння кутового руху в інерційному просторі.....	80
Рівняння руху у пов'язаній системі координат.....	81
Основні характеристики ДМ.....	82
Вибір ДМ для КА.....	83
Виконання програмних розворотів.....	84
Рух КА при виконанні програмних розворотів.....	85

Типові характеристики ДМ.....	86
Особливості використання ДМ.....	87
Контрольні питання по розділу 2.....	88
Розділ 3 Системи зв'язку космічних апаратів.....	89
Супутникова система.....	90
Класифікація ліній зв'язку.....	91
Використання радіочастот.....	92
Особливості організації радіозв'язку.....	93
Способи реалізації каналів зв'язку.....	94
Основні характеристики параболи.....	95
Класифікація параболічних антен.....	96
Основні характеристики параболічних антен.....	97
Зони покриття зв'язком.....	101
Зони видимості.....	102
Реальні зони покриття зв'язком.....	103
Глобальний зв'язок.....	104
Кут нахилу орбіти.....	105
Радіолінії космічних апаратів.....	107
Командна радіолінія (КРЛ).....	108
Структура команд керування.....	109
Телеметрична радіолінія.....	110
Структура телеметричної інформації.....	111
Організація зв'язку КА – наземна станція.....	113

Інформаційна радіолінія.....	114
Способи підвищення достовірності передачі інформації.....	115
Асинхронний спосіб передачі.....	116
Контрольні питання по розділу 3.....	117
Розділ 4 Організація супутникового зв'язку.....	118
Супутники і супутникові системи зв'язку.....	119
Супутники зв'язку на еліптичній орбіті.....	120
Супутники зв'язку на геостаціонарній орбіті.....	121
Класифікація систем супутникового зв'язку.....	122
Структура супутникових систем зв'язку.....	123
Системи зв'язку на основі геостаціонарних супутників.....	124
Низькоорбітальні супутникові системи зв'язку.....	125
Супутникові системи зв'язку на середніх орбітах.....	126
Порівняльні характеристики систем зв'язку.....	127
Система зв'язку на основі геостаціонарних супутників Inmarsat.....	128
Стандарти Inmarsat.....	129
Супутникова система персонального зв'язку Iridium.....	130
Між супутникові оптичні лінії зв'язку.....	134
Системи між супутникового зв'язку.....	135
Контрольні питання по розділу 4.....	136
Розділ 5 Навігаційні супутникові системи.....	137
Принципи побудови навігаційних супутникових систем.....	138
Синхронізація часу.....	139

Визначення координат.....	140
Визначення швидкостей.....	141
Вибір орбіт навігаційних супутників.....	142
Навігаційна система GPS.....	143
Навігаційна система ГЛОНАСС.....	144
Навігаційна система Galileo.....	145
Контрольні питання по розділу 5.....	146
Перелік рекомендованої літератури.....	147

Чому важливий космос

Космос – це найпередовіші сучасні і перспективні технології, в розвиток яких з кожним роком вкладається все більше державних і приватних ресурсів.

Космос – це самий оперативний спосіб отримання інформації з різноманітних джерел.

Умови космосу сприяють отриманню нових матеріалів, створити які на Землі поки що проблематично.

Тільки космічні технології здатні захистити Землю від астероїдів.

Космос дає можливість отримати рідкоземельні матеріали (кобальт, нікель, платина, золото та ін.), які дуже обмежені на Землі.

Основне завдання освоєння космосу

Космос для потреб людства:

Зв'язок, доступний у будь-якій точці Землі (телефонний, телебачення, інтернет);

Дистанційне зондування Землі (надзвичайні ситуації, містобудування, картографія);

Метеорологія (погода);

Моніторинг навколоземного простору (магнітні бурі, небезпечні астероїди);

Видобуток корисних копалин на інших планетах та астероїдах (рідкоземельні копалини);

Освоєння інших планет та їх супутників (Марс, Місяць)

Історичне зведення розвитку космічної галузі

Перший штучний супутник Землі - 1957 р. (СРСР, 4 жовтня)

Перша людина космосі – 1961 р. (Юрій Гагарін, 12 квітня)

Перший груповий політ – 1962 р. (Андріян Миколаїв на кораблі «Схід-3» та Павло Попович на кораблі «Схід-4». «Схід-3» було запущено 11 серпня 1962 р., а «Схід-4» – 12 серпня 1962 р.)

Перша людина у відкритому космічному просторі – 1965 р. (Олексій Леонов, 18 березня. 10 хвилин у космічному просторі).

Перша у світі повністю автоматична стикування двох космічних апаратів 1967 р. (30 жовтня року, безпілотними варіантами кораблів "Союз": "Космос-186" з "Космос-188")

Перша людина на Місяці – 1969 р. (Ніл Армстронг (США), 20 липня корабль «Аполлон-11»)

Перша міжнародна стикування в космосі 1975 р. (Союз (СРСР) – Аполлон (США), 17 липня 1975 р.)

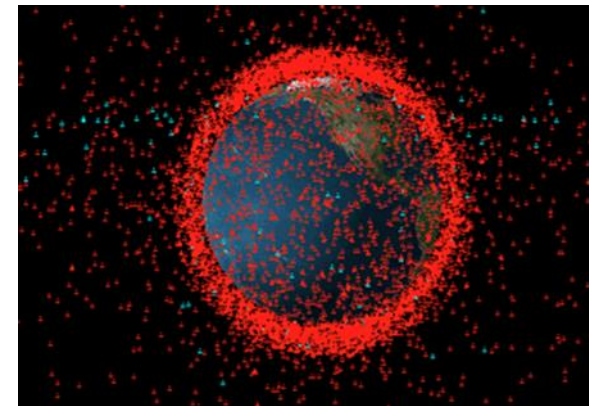
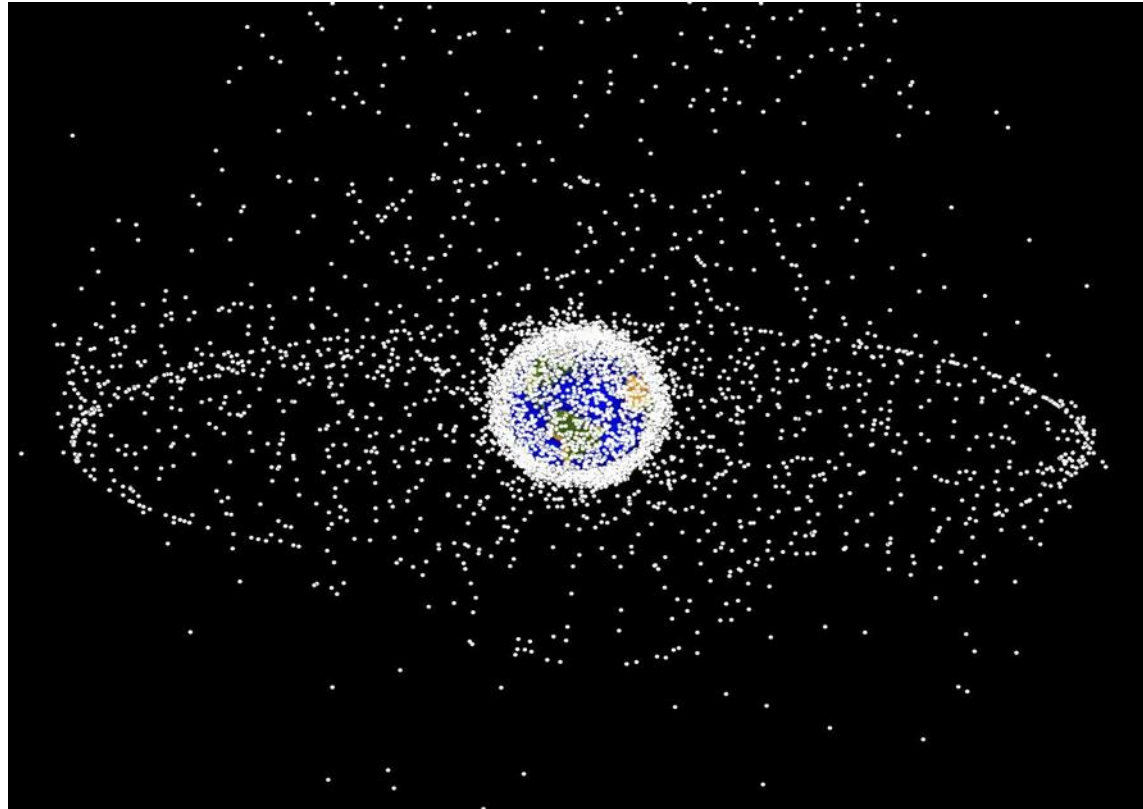
Стан космосу

В даний час в районі низьких навколоземних орбіт (LEO) аж до висот близько 2000 км, за різними оцінками знаходиться близько 220 тис. (300 тис. за даними Управління ООН з питань космічного простору) техногенних об'єктів загальною масою більше 5000 тон. Всього в навколоземному просторі знаходиться приблизно 128 млн. об'єктів космічного сміття більше 1 мм, в тому числі близько 34 000 більше 10 см.

Лише невелика їх частина (близько 23 000) була виявлена, відстежується, а внесена до каталогів за допомогою наземних радіолокаційних та оптичних засобів лише близько 17 000.

Близько 5% об'єктів, що відстежуються, – діючі. Близько 22% об'єктів припинили функціонування, 17% є відпрацьованими верхніми ступенями і розгінними блоками ракет-носіїв, і близько 56% - відходи, технологічні елементи, що супроводжують запуски, і уламки вибухів і фрагментації.

Стан навколоземного простору



Розділ 1

Основи теорії польоту космічних апаратів

ОСНОВНІ ПОНЯТТЯ

Штучним супутником Землі (ШСЗ) прийнято називати літальний апарат, що зробив не менше одного обороту навколо Землі;

Космічний апарат (КА) - космічний об'єкт, що має функціонуючу апаратуру для виконання поставлених завдань;

Космічний корабель (КК) - пілотований КА

Траєкторія - лінія, що описує рух центру мас КА в просторі під дією прикладених до нього сил. Лінія може бути кругової, параболічної, еліптичної, гіперболічної.

Орбітою називається траєкторія, по якій рухається навколо центрального тіла (Сонце, планета) центр мас КА під дією гравітаційних сил, характеризується видом (кругова, еліптична, параболічна, гіперболічна) кутом нахилу (прямі і зворотні), прив'язкою до планети (Земної поверхні).

Висота орбіти КА - найкоротша відстань від КА до поверхні планети (Землі).

Період обертання космічного об'єкта - час повного оберту космічного об'єкта по орбіті відносно центрального тіла.

Час існування КА - тривалість руху КА від моменту виведення його на орбіту до повного гальмування в щільних шарах атмосфери.

Термін активного існування - час, протягом якого забезпечується працездатність КА.

Висхідний вузол орбіти - точка орбіти, в якій КА перетинає площину земного екватора, переходячи з південного в північну півкулю. Протилежна точка на орбіті називається **низхідним вузлом**, а лінія, що з'єднує ці дві точки - **лінією вузлів**.

Траса - лінія, що проводиться проекцією КА на поверхні Землі, що обертається.

Точка весняного рівнодення (Y) - точка на екваторі уявної небесної сфери (сфера нескінченно великого радіуса), побудована щодо центру Землі, в якій Сонце в процесі його видимого з Землі річного руху переходить з південної півсфери в північну.

Зеніт - розташована над спостерігачем точка небесної сфери, в якій її перетинає прямовисна лінія, що проходить через пункт спостереження на Землі.

Надир - точка небесної сфери діаметрально протилежна зеніту.

Умови знаходження КА на орбітах

Для знаходження на коловій орбіті тіло повинно мати кругову швидкість, перпендикулярну до напрямку на центр Землі і мають бути виконані умови

$$\text{де } G = \gamma \frac{M_3 m}{r^2}; F_{\text{цб}} = \frac{mV_{\text{кр}}^2}{(R_3+h)};$$

$\gamma = 6,67430(15) \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2} \cdot \text{кг}^{-1}$ гравітаційна стала;

M_3 - маса Землі, m – маса тіла;

h - висота орбіти;

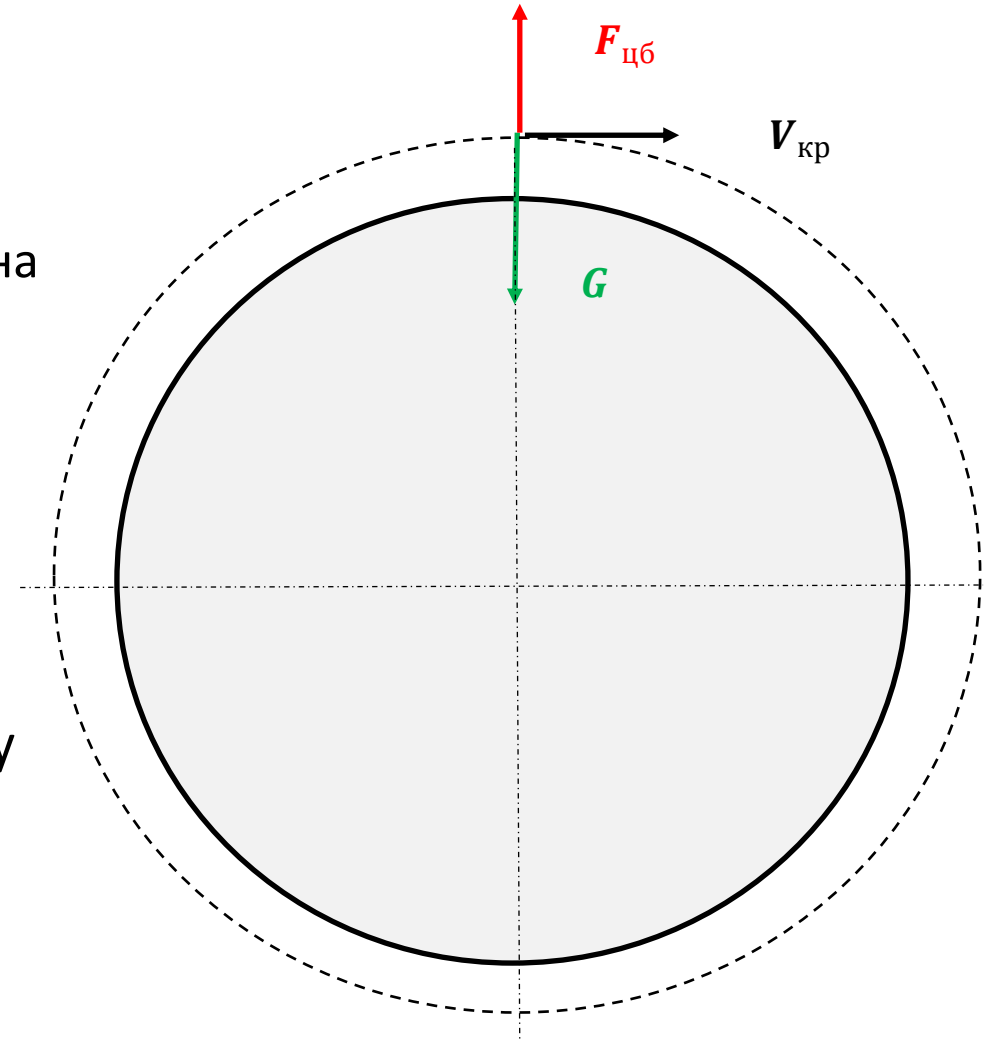
Враховуючи, що на поверхні Землі

$G_0 = mg_0$, $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$
силу тяжіння можна визначити як

$$G = mg_0 \frac{R_3^2}{(R_3+h)^2}.$$

Відповідно можна визначити кругову швидкість і період обертання

$$V_{\text{кр}} = R_3 \sqrt{\frac{g_0}{R_3+h}}, \quad T = \frac{2\pi(R_3+h)}{V_{\text{кр}}}$$



Характеристики руху КА по круговим орбітам

Значення кругової швидкості

Висота орбіти, км	250	500	1000	1500	2000	5000	10000	35800
Кругова швидкість, м/с	7759	7617	7354	7116	6901	5921	4935	3072

Період руху КА по круговим орбітам

Висота орбіти, км	Період обертання, годин	Висота орбіти, км	Період обертання, годин
250	1,49	1690	2,00
500	1,58	2000	2,12
750	1,66	5000	3,35
1000	1,75	10000	5,78
1500	1,93	35800	23,975

Перша космічна швидкість

Першою космічною швидкістю ШСЗ прийнято називати **найменшу кругову швидкість** на поверхні Землі, яку потрібно надати КА, щоб він став ШСЗ.

$$V_1 = 7,91 \text{ км/с}$$

Для виведення КА на кругову орбіту швидкість в кінцевій точці активної ділянки траєкторії повинна дорівнювати кругової швидкості і бути спрямована перпендикулярно до радіус-вектору КА.

Якщо ця умова не виконується (проекція швидкості на напрям перпендикулярний радіусу вектору менше першої космічної), то КА рухається по еліптичній траєкторії всередині кругової орбіти до зустрічі з центральним тілом (планетою, Сонцем).

Якщо проекція швидкості буде більше, орбіта КА стане еліптичною, що охоплює кругову орбіту.

КОСМІЧНІ ШВИДКОСТІ

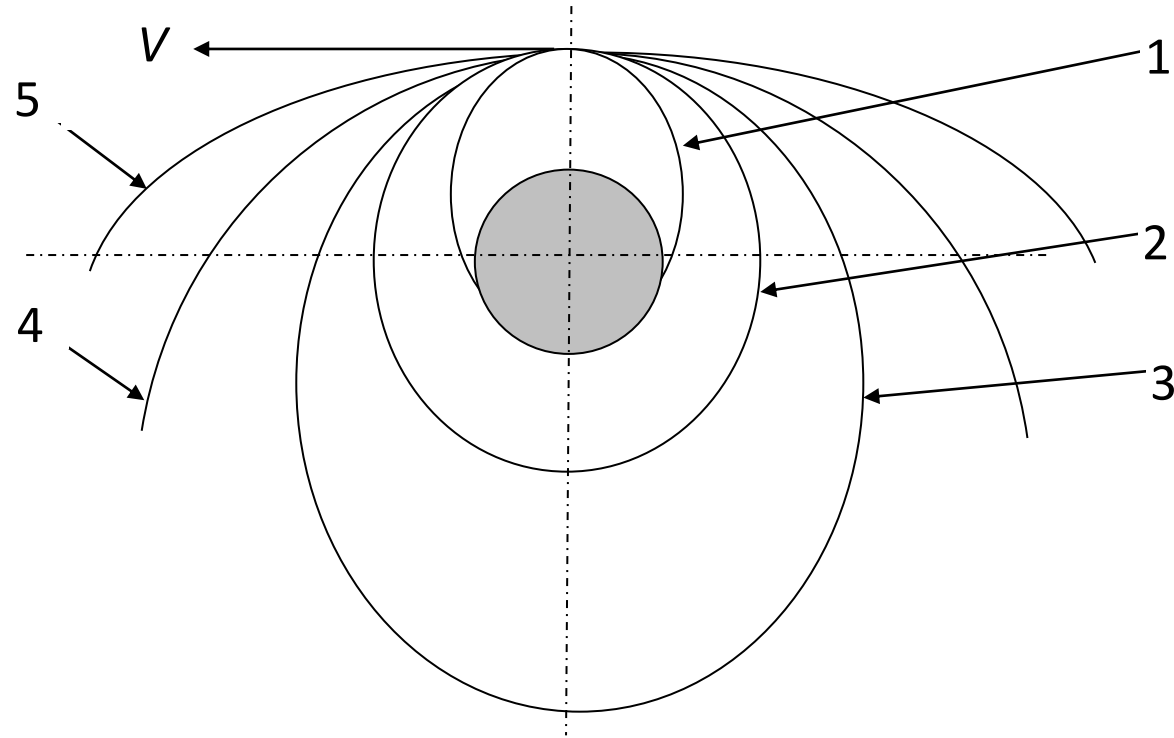
Другою космічною швидкістю прийнято називати значення параболічної швидкості біля поверхні Землі (швидкість, яку потрібно надати КА, щоб він, почавши рух поблизу поверхні Землі, подолав її тяжіння, і став штучним супутником Сонця).

$$V_2 = 11,2 \text{ км/с}$$

Третьою космічною швидкістю прийнято називати мінімальну швидкість у поверхні Землі, при якій КА перестає бути штучним супутником Сонця і залишає межі Сонячної системи.

$$V_3 = 16,6 \text{ км/с}$$

Види орбіт



- 1 – $V < V_{кр}$ – еліптична траєкторія; 2 – $V = V_{кр}$ – кругова орбіта;
3 – $V_{кр} < V < V_{пар}$ – еліптична орбіта; 4 – $V = V_{пар}$ – параболічна орбіта; 5 – $V > V_{пар}$ – гіперболічна траєкторія

Класифікація орбіт

Прямі ($0 < i < 90^\circ$) - рух у бік обертання Землі.

Зворотні ($90^\circ < i < 180^\circ$) – рух проти обертання Землі.

Полярні ($i = 90^\circ$) – рух через полюса Землі.

Екваторіальні ($i = 0^\circ$) – рух у площині екватору.

Кругові - орбіти, у яких апогей і перигей однакові.

Синхронні - орбіти, у яких період обертання кратний зоряним діб (укладається ціле число раз на тривалості одного повного оберту Землі навколо своєї осі, а траса описується замкнутою синусоїдою).

Сонячно-синхронні - орбіти ШСЗ, у яких нормаль до площини орбіти становить з радіусом вектором Сонце-Земля постійний кут.

Геостаціонарні – колові орбіти в площині екватору, період обертання КА на яких рівний періоду обертання Землі.

Класифікація орбіт за висотою

Міжнародна класифікація орбіт по висоті:

- **LEO** (Low Earth orbit) - низька навколоземну орбіту до 2000 км;
- **MEO** (Medium Earth orbit) - середня навколоземну орбіту до 5000 км;
- **HEO** (High eccentric orbit) - висока орбіта понад 5000 км;
- **GEO** (Geostationary Earth orbit) - геостаціонарна орбіта Землі.

Вплив атмосфери на рух КА

Під дією атмосфери Землі на рух КА по орбіті впливає аеродинамічна сила, яка спрямована проти швидкості КА. Під дією цієї сили швидкість КА зменшується, що приводить до зменшення висоти орбіти. Ця сила залежить від щільності атмосфери і зменшується з висотою орбіти.

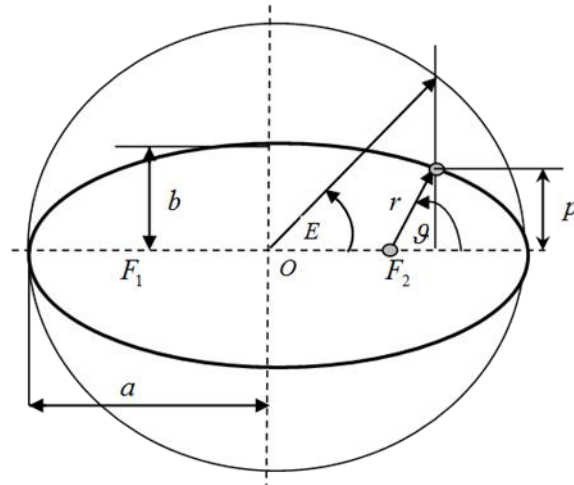
Висота орбіти, км

Початкова	1 рік	2 рік	3 рік	4 рік	5 рік	6 рік	7 рік
800	799	798	797	796	795	793	791
700	698	695	692	688	684	680	674
600	592	585	575	565	550	530	500
500	450	395	320	220	-	-	-

Закони Кеплера

В основу руху космічних апаратів покладена теорія руху планет Сонячної системи, яка розроблена Кеплером (1609-1619рр.) і включає три закони Кеплера. Кеплер визначив, що рух планет здійснюється по еліптичним орбітам (кругова орбіта – частковий випадок еліптичної орбіти).

Перший закон - всі планети рухаються в площині, що проходить через Сонце по еліпсу, в одному з фокусів якого (F_2), знаходиться Сонце.



Рівняння еліпса, по якому рухаються тіла в центральному полі, описуються виразом

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}$$

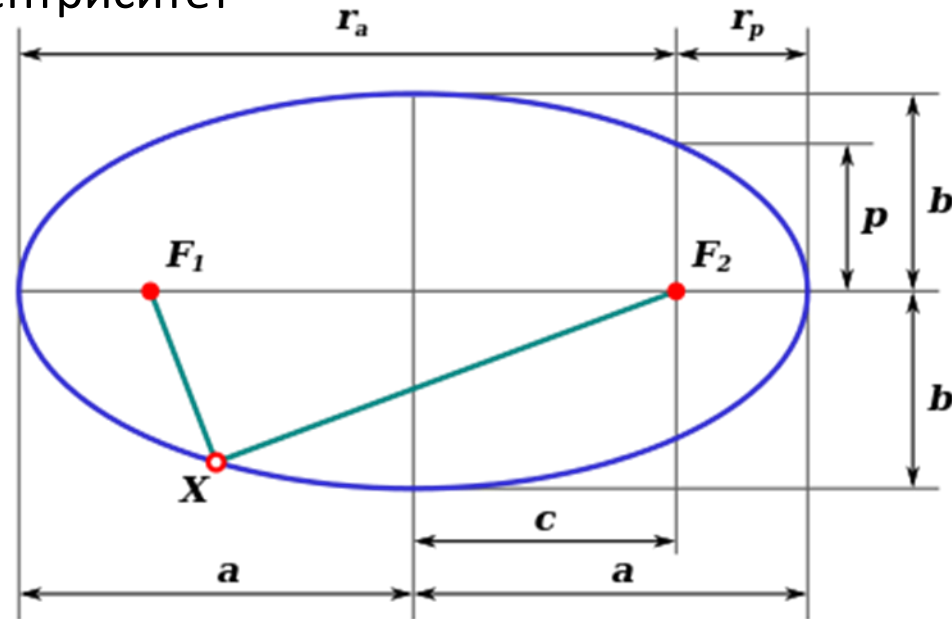
Для еліпса справедливо умова - сума відстаней будь-якій його точки M від двох фокусів залишається величиною постійною і рівною великий осі еліпса

$$MF_1 + MF_2 = 2a$$

Еліпс і його характеристики

$$p = \frac{b^2}{a} - \text{фокальний параметр}$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} - \text{ексцентриситет}$$



$$|F_1X| + |F_2X| = \text{const} = 2a$$

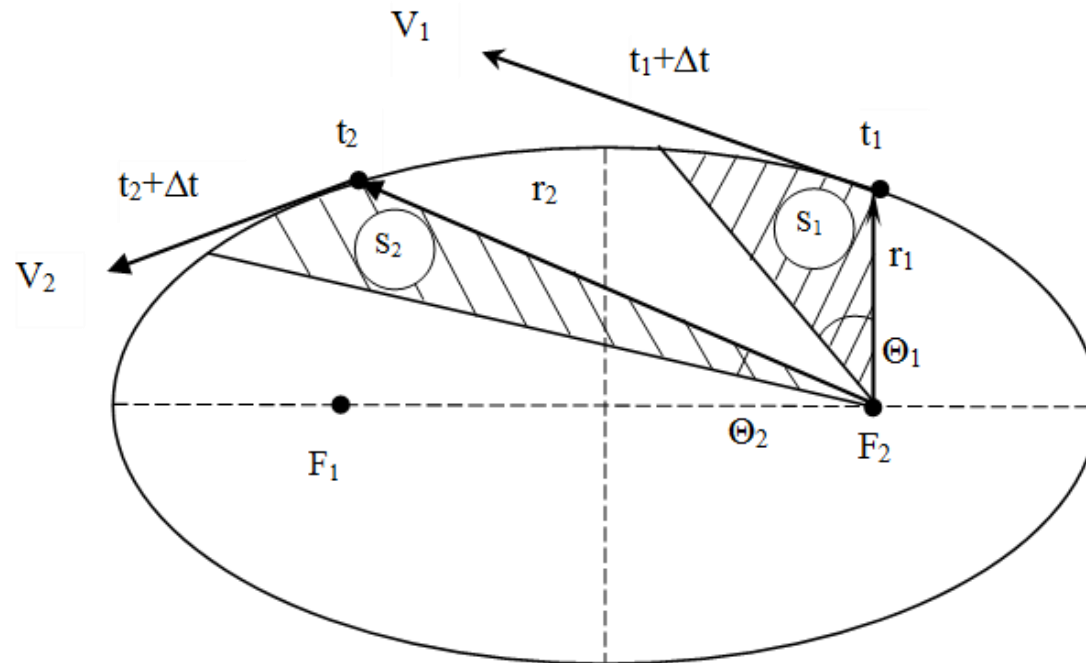
$e = 0,017$ для орбіти Землі

Другий закон Кеплера

При русі планети (КА) навколо Сонця (Землі) пряма, що з'єднує її з Сонцем (радіус-вектор), описує рівні площі в рівні проміжки часу.

Для цього випадку виконується умова

$$V_1 r_1 \cos \theta_1 = V_2 r_2 \cos \theta_2 = \text{const}$$



Третій закон Кеплера

Квадрати періодів обертання (T) планет відносяться, як куби великих пів осей (a) їх еліптичних орбіт.

$$\left(\frac{T_1}{T_2}\right)^2 = \left(\frac{a_1}{a_2}\right)^3.$$

Після відкриття Ньютоном закону всесвітнього тяжіння і розробки їм загальної теорії руху небесних тіл, виявилось, що їх рух може відбуватися по траєкторії, яка являє собою не тільки еліпс, а будь-який конічний перетин, причому центральне тіло знаходиться в його фокусі.

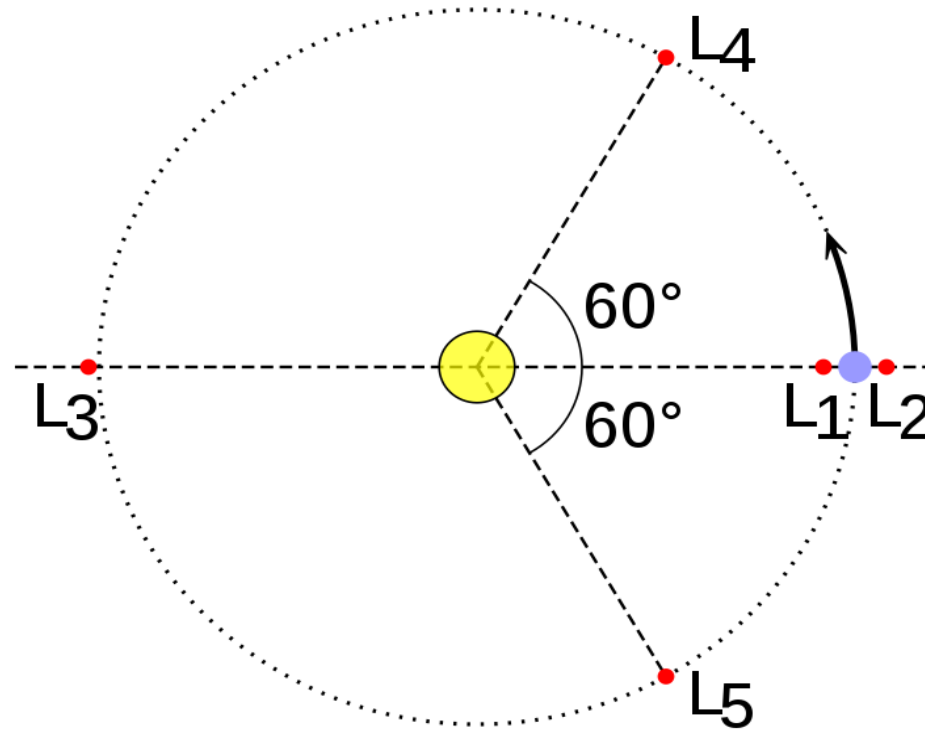
Точки Лагранжа

Точки Лагранжа, точки лібрації (лат. librātiō - розгойдування) або L-точки - точки в системі з двох масивних тіл, в яких третє тіло з малою масою, якою можна знехтувати, не зазнає впливу жодних інших сил, крім гравітаційних з боку двох перших тіл, може залишатися нерухомим щодо цих тіл.

Точки названо на честь математика та астронома Жозеф-Луї Лагранжа, який відкрив їх в 1772 року, працюючи над проблемою невизначеності орбіт у системі з трьох тіл. Його дослідження довели, що існує локальний розв'язок цієї проблеми у випадку, коли орбіти всіх тіл є коловими. У цьому разі можна вважати, що два масивних тіла обертаються навколо їхнього спільного центра мас (із постійною швидкістю). Навколо них існує п'ять точок, у яких третє тіло (масою якого можна знехтувати) залишатиметься непорушним у системі відліку, яка пов'язана з масивними тілами та обертається разом із ними. Ці точки заведено позначати латинськими літерами L з індексами від 1-го до 5-ти.

Розташування точок Лагранжа

Всі точки лежать у площині обертання масивних тіл. Точки, що перебувають на одній лінії з двома масивними тілами, називають колінеарними. Точки, що розташовані у вершинах рівносторонніх трикутників, основу яких утворює вісь двох основних тіл, називаються троянськими або трикутними.



Особливості точок Лагранжа

У системі Сонце—Земля точка L1 розташована на відстані 1,5 млн км від центру Землі, у системі Земля—Місяць — на відстані 64 500 км від супутника.

Якщо на рух впливають інші тіла (як це відбувається у Сонячній системі) замість замкнутої орбіти рух відбуватиметься квазіперіодичною орбітою, що має назву орбіти Ліссажу.

Попри нестабільність таких орбіт космічний апарат може залишатися поблизу відповідних точок Лагранжа з невеликими витратами пального. Це можна використовувати, наприклад, для ретрансляції сигналів з місячного модуля, який знаходиться на протилежній до Землі стороні.

Контрольні питання по розділу 1

1. Які умови треба виконати, щоб КА знаходився на коловій орбіті?
2. Як визначається гравітаційна сила?
3. Як визначається відцентрована сила?
4. Як визначається кругова швидкість і як вона залежить від висоти орбіти?
5. Як кругова швидкість впливає на вид орбіти?
6. Як визначаються перша, друга і третя космічні швидкості?
7. Що дає використання сонячно-синхронної орбіти?
8. Сформулюйте перший закон Кеплера.
9. Що означають точки Лагранжа і як їх можна використовувати?

Розділ 2

Принципи побудови і структура КА

Призначення, класифікація та принципи побудови космічних апаратів

Завдання, які вирішуються космічними апаратами (КА), визначають: вибір орбіти, склад бортової апаратури, спосіб орієнтації, принципи організації зв'язку з наземними пунктами тощо.

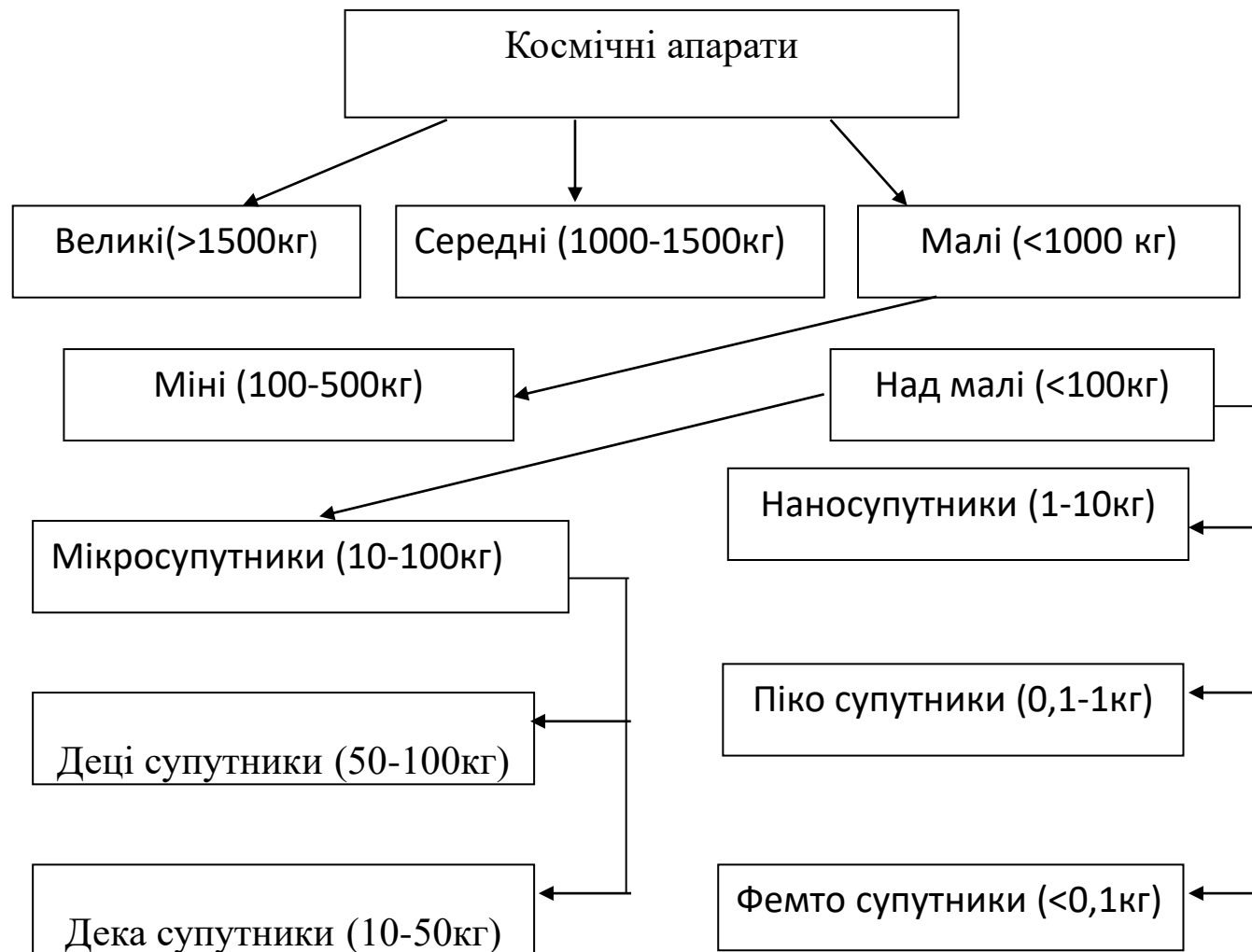
В даний час найбільш поширеними видами КА є штучні супутники Землі (ШСЗ) дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), а також угруповання супутників, які входять в навігаційні та зв'язкові космічні системи. Крім них використовуються дослідні супутники, орбітальні станції, пілотовані та міжпланетні КА. Принципи побудови цієї різноманітності КА різні.

Одним із способів скорочення економічних витрат, термінів створення та запуску КА є їхня уніфікація, що здійснюється по відношенню до певного класу апаратів. У зв'язку з цим важливим завданням є визначення найважливіших відмітних ознак КА та проведення класифікації за цими ознаками.

Класифікація космічних апаратів за призначенням



Класифікація КА по масі



Класифікація космічних апаратів за конструктивними ознаками

Конструкція КА може бути виконана за такими схемами: моноблочна; вільно несуча; змішана.

За типом виконання можна розрізнити герметичні та негерметичні КА.

По повторюваності (уніфікації): платформне та без платформне виконання.

Моноблочна схема представляє виконання КА у вигляді моноблока, що складається з герметичних та негерметичних відсіків. Гідність моноблочної схеми – можливість застосування гермовідсіків великого обсягу розташування апаратури. Недолік – велика маса конструкції, кабелів та арматури, необхідність забезпечення герметичності відсіків; складність уніфікації кількох КА однією конструктивної основі; складність у розташуванні зовні КА сонячних батарей, антено-фідерних пристроїв.

Вільнонесуча схема виконується у вигляді силової конструкції, до якої кріпляться апаратура та агрегати, що забезпечують політ, а також цільова апаратура. Переваги цієї схеми – можливість у разі потреби перекомпонувати бортової та цільової апаратури баз великого обсягу доробок. Недолік – відсутність гермовідсіку.

Змішана схема представляє компроміс між моноблочною та вільнонесучою схемами: моноблочна у вигляді гермовідсіку для забезпечує апаратури і вільнонесуча конструкція для розміщення цільової апаратури. Ця схема більшою мірою, ніж моноблочна дозволяє здійснювати уніфікацію КА.

Структура космічних апаратів

Структура КА визначається цільовим призначенням і включає апаратуру корисного навантаження (АКН виконує цільові функції КА) і службові системи (забезпечують функціонування АКН в умовах космічного простору).

Склад службових систем для різних КА може бути різним. Для уніфікації конструкцій КА, що призводить до скорочення термінів розробки часто виконують у платформному виконанні.

Під платформою розуміють уніфіковану конструкцію корпусу КА із уніфікованим складом службових систем. Такі платформи можуть бути класу міні-супутник, мікросупутник, наносупутник, пікосупутник.

Платформене виконання КА, як правило, передбачає можливість застосування широкого класу АПН та способів конструктивного, інформаційного та електричного узгодження її з платформою.

Службові системи космічних апаратів

Основне призначення службових систем – забезпечити функціонування КА, що починається з відділення його від РН.

Склад службових систем залежить від призначення. Наприклад, службові системи пілотованих КА мають забезпечувати функціонування як апаратури, а й життєдіяльності людини.

Космічний апарат є сукупністю функціонально пов'язаних систем: електропостачання, керування кутовим положенням і центром мас, збору інформації, телеметричного контролю, забезпечення теплового режиму, зв'язку та інших.

Досвід створення та експлуатації КА дозволив структурувати склад основних систем та визначити їх призначення та виконуваними функції. Уніфікація елементів бортових систем дозволяє значно скорочувати термін створення КА.

Склад службових систем

Система електропостачання (СЕР) забезпечує живлення бортової апаратури у процесі її роботи.

Система керування орієнтацією та стабілізацією (СКОС) вирішує задачу кутової орієнтації КА, поворот у задане кутове положення та стабілізацію цього положення.

Система керування положенням центру мас забезпечує підтримку параметрів орбіти, корекцію орбіти, міжорбітальні переходи, спуск КА. Включає рухову установку.

Система телеметричного контролю (СТК) забезпечує збирання інформації про стан бортової апаратури для подальшої передачі на Землю.

Система забезпечення теплового режиму для підтримки теплових режимів роботи бортової апаратури.

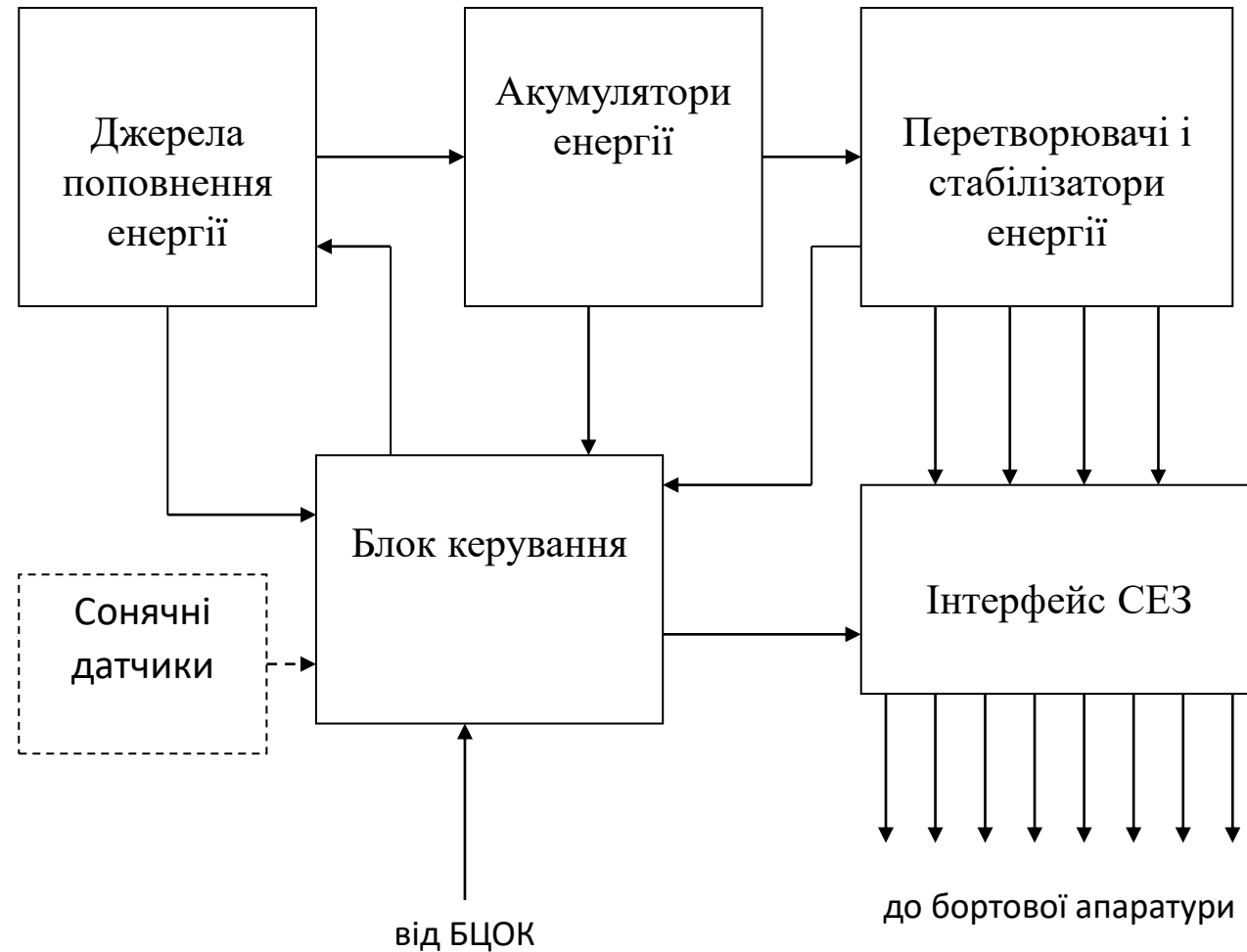
Апаратура супутникової навігації (АСН) для визначення поточних координат та швидкостей КА.

Командна радіолінія (КРЛ) - радіолінія "Земля - КА" для прийому команд управління з Центру управління польотом.

Телеметрична радіолінія (ТРЛ) - радіолінія "КА - Земля" для передачі інформації про стан бортової апаратури на наземні станції. При поєднанні КР і ТР часто використовують СКТРЛ – дуплексна радіолінія з рознесенням сигналів у частотному діапазоні.

Спеціальна інформаційна радіолінія (СІРЛ) за необхідності передачі великого обсягу інформації з апаратури корисного навантаження (АПН).

Система електропостачання



Склад СЕП

Система електропостачання призначена для забезпечення електроенергією бортової апаратури КА в процесі орбітального польоту протягом заданого часу експлуатації, а також за його наземних випробувань.

Як постійні джерела електропостачання (аккумуляторів) на КА найбільшого поширення набули батареї хімічні (БХ), що виробляють електроенергію на основі протікання хімічних процесів.

Споживання електроенергії апаратурою службових систем та корисного навантаження призводить до розряду БХ. Тому для забезпечення функціонування СЕП протягом тривалого терміну експлуатації мають бути передбачені джерела поповнення електроенергії, які забезпечують заряд БХ. Як такі джерела електроенергії можуть використовуватися сонячні батареї (СБ) на фотоелектричних перетворювачах (ФЕП), ядерні установки (ЯУ).

Апаратура КА, як правило, вимагає різного номіналу напруги живлення та роздільного живлення. Тому до складу СЕП входять перетворювачі та стабілізатори напруги або як їх часто називають вторинні джерела енергії.

Для забезпечення управління СЕП, підтримки та контролю режимів роботи, включення та вимикання живлення на різну бортову апаратуру тощо. до складу СЕС включають блок управління та інтерфейс.

Джерела поповнення енергії

Теоретично з одного квадратного метра ФЕП СБ на рівні від Сонця до Землі можна знімати до 1400 Вт енергії, з яких на видимий спектр припадає близько 1000 Вт, а на інфрачервоний близько 400 Вт. Існуючі ФЕП з кремнію мають ККД перетворення сонячної енергії у електричну потужність від 13 до 24 % (теоретична межа 29%), а на основі арсеніду галію від 18 до 35 % (в експериментальних зразках з використанням багато перехідних ФЕП досягнуто 44%). Але вартість ФЕП з арсеніду галію у 5 - 6 разів більше, ніж кременеві.

Потужність, яку видаватиме СБ, можна визначити формулою

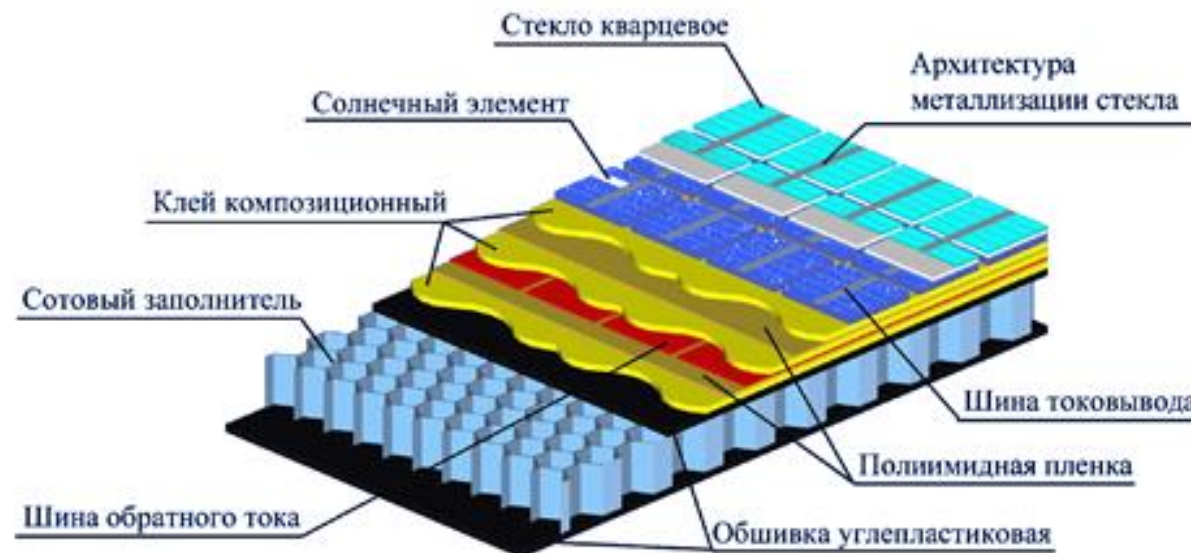
$$P = P_H S * \text{ККД} * \cos \alpha;$$

де $P_H = 1400 \text{ Вт}$;

S – площа СБ у м^2 ;

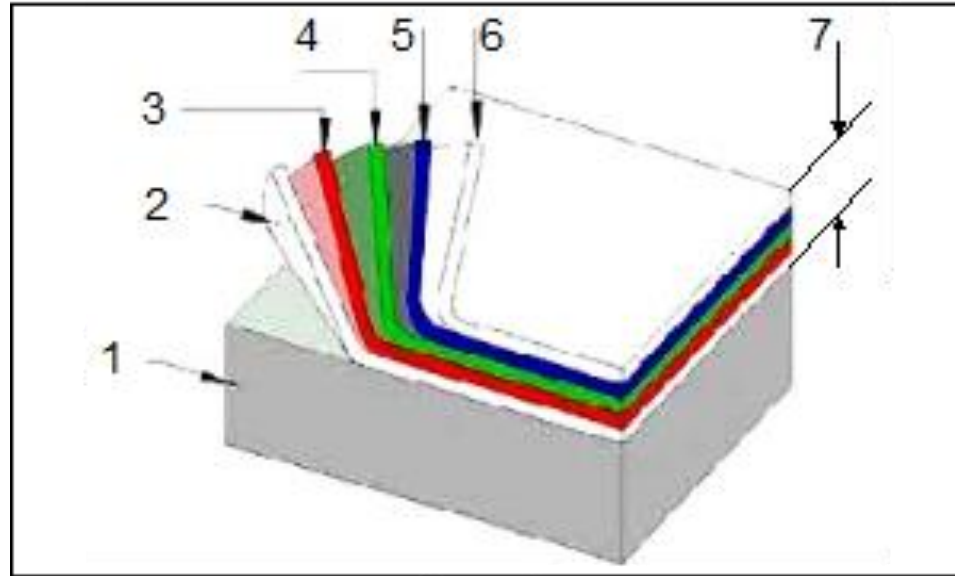
ККД – коефіцієнт корисної дії ФЕП;

α – кут відхилення променю від нормалі



Структура сонячної батареї на основі сотопласту

Гнучкі ФЕП на основі аморфного кремнію



1. Гнучка підкладка із нержавіючої сталі.
2. Шар півки зворотного відбиття.
3. Шар чутливий до червоної області сонячного діапазону.
4. Шар чутливий до зеленої зони сонячного спектра.
5. Шар чутливий до синьої області сонячного діапазону.
6. Прозора електропровідна півка-покриття.
7. Загальна товщина багатошарової структури (1 мкм).

Ядерні енергетичні установки

Під час проведення дослідження далеких планет Сонячної системи та далекого космосу сонячної енергії підтримки працездатності КА протягом значного часу польоту недостатньо. Тому на цих КА найчастіше застосовуються ядерні енергетичні установки (ЯЕУ). Вони здатні забезпечити потужність від декількох Вт до 10 кВт протягом багатьох років роботи і є найбільш перспективними. Для відпрацювання ЯЕУ на навколосеземну орбіту періодично запускаються КА.

3 квітня 1965 р. було виведено на орбіту перший американський супутник з ЯЕУ типу SNAP. У жовтні 1970 р. в СРСР було запущено перший КА з ЯЕУ БЕС-6 "Бук". До 1988 р. в космос було запущено 32 КА з установками даного типу. У 1987 р. було виведено два КА з ЯЕУ ТЕУ-5 «ТО-ПАЗ».

Однак ядерні енергетичні установки є екологічною небезпекою у вигляді тривалого радіаційного випромінювання. Час ізоляції вимкненого реактора ЯЕУ типу БЕС-5 або ТЕУ-5 після вироблення ресурсу становить близько 300 років. Такий термін (до входження в щільні шари атмосфери) може забезпечуватися перебуванням ЯЕУ на орбітах висотою понад 800 км. при природному зниженні КА за рахунок впливу розрядженої атмосфери. Відповідно до вироблених рекомендацій відведення відокремленої від КА ядерної енергоустановки здійснюється на орбіту висотою 900 км. У разі збою під час відведення на радіаційно-безпечну орбіту використовується аеродинамічна руйнація ЯЕУ. При цьому руйнування тепловиділяючих елементів (ТВЕЛ) реактора повинно забезпечуватися до мінімальних частинок (порядку 100 мкм) при вході в щільні шари атмосфери Землі.

Акумулятори енергії

Як акумулятори енергії використовуються батареї хімічні (БХ), які характеризуються номінальною напругою, ємністю, номінальним струмом розряду та заряду, терміном експлуатації та струмом саморозряду, кількість циклів заряд-розряд. Номінальна напруга – усереднене значення напруги джерела струму під час роботи у заданих паспортними значеннями режимах заряду та розряду. Номінальна ємність (Сн) – добуток кількості ампер, що видаються у навантаження, на кількість годин, протягом якого підтримується номінальний струм розряду та номінальна напруга при температурі 20°C.

Термін служби джерел енергії – інтервал часу, протягом якого джерело електроенергії зберігає свої характеристики. Для первинних джерел енергії цей термін визначається сумарною тривалістю часу зберігання та експлуатації, а для акумуляторів – кількістю циклів заряду-розряду, яке джерело струму може забезпечити до зниження його розрядної ємності не нижче рівня, що регламентується. Зазвичай межа працездатності встановлюється лише на рівні 0,6 Сн. Для зарубіжних джерел струму вона вища. Термін служби акумуляторів залежить від багатьох факторів: глибини розряду, режиму заряду, періоду між зарядом та розрядом, температури та інших факторів. Саморозряд - процес, який призводить до часткової втрати ємності за відсутності струму розряду (відключення від навантаження) за рахунок внутрішніх хімічних процесів у самій БХ, а також за рахунок появи струму розряду зовнішньої забрудненої поверхні БХ. Саморозряд характеризується мікрострумами витоку та оцінюється втратою ємності у відсотках. Мірою втрати ємності (у відсотках) за час зберігання t служить величина

$$S=100(C_0-C_t)/C_0,$$

де C_0 - ємність, що віддається первинним або зарядженим вторинним джерелом струму в початковий момент експлуатації;

C_t – ємність джерела струму на час t .

Вибір акумуляторів

Як накопичувачі енергії в системах електропостачання космічних апаратів з ресурсом більше року застосовують нікелькадмієві (NiCd) і нікель-водневі (NiH₂) акумуляторні батареї з питомою енергією від 25 до 35 і від 45 до 55 Вт*ч/кг відповідно. В останні роки на КА знаходять застосування літій-іонні батареї, які характеризуються меншими питомими ваговими параметрами та меншим струмом саморозряду.

Найбільш дешевими герметичними джерелами струму є марганцево-цинкові елементи (МЦ), проте їх енергетичні можливості сильно залежать від швидкості розряду.. Літієві елементи мають високі енергетичні характеристики, працездатні в широкому діапазоні температур від мінус 30 до +50°C, а в ряді випадків від мінус 70 до +150°C, стабільніша розрядна напруга, висока питома енергія, малий саморозряд (менше 1% на рік), тривалий термін зберігання (до 12 років).

При проектуванні СЕП необхідно враховувати тепловиділення в акумуляторах через хімічні процеси, що виникають в акумуляторі при його заряді.

При виборі акумуляторів доводиться враховувати багато різних чинників: потрібна потужність; характер навантаження (струм, опір, потужність); режим роботи джерела енергії (безперервний, уривчастий, імпульсний); конструктивні характеристики (ваго габаритні параметри, конфігурація, тип виводів); електричні характеристики (максимальна напруга на початку розряду, стабільність напруги при постійному навантаженні, кінцева розрядна напруга, стійкість характеристик при зміні режимів навантаження); умови навколишнього середовища (діапазон робочих температур, вологість, тиск); строк служби; вартість.

Основними параметрами при виборі акумуляторів є напруга, ємність, термін експлуатації, кількість циклів заряд-розряд.

Перетворювачі та стабілізатори напруги

Перетворювачі та стабілізатори напруги призначені для вироблення стабілізованої напруги різного номіналу, що подається на бортову апаратуру КА, включаючи службові системи та корисне навантаження.

Як правило, бортова апаратура використовує напругу 5 В (3,3 В) для живлення мікросхем радіоелектронної апаратури (РЕА). Досить поширеними номіналами напруги є напруги 12 та 15 В. Крім цього, для підвищення надійності використовуються резервні канали живлення та проводиться поділ напруги одного номіналу для різних споживачів. За рахунок цього при виході з ладу заданого каналу номіналу бортова апаратура може бути переведена на резервний канал живлення. У разі виходу з ладу конкретного приладу (наприклад, короткого замикання або обриву лінії), цей прилад може бути відключений від живлення, і апаратура, що залишилася, буде виконувати свої функції, тобто вихід з ладу одного приладу не призведе до втрати працездатності всього КА.

Перетворювачі та стабілізатори, що застосовуються на КА забезпечують перетворення постійної напруги одного номіналу на постійну напругу іншого номіналу. Їх прийнято означати DC-DC.

Останнім часом на КА використовують перетворювачі та стабілізатори напруги у вигляді інтегральних мікросхем з ККД до 0,86-0,9.

Основні завдання та характеристики СЕП

Важливою характеристикою СЕП є споживання енергії. Основними споживачами є блок керування, система орієнтації сонячної батареї, системи захисту та контролю (дуже часто виконуються у вигляді окремих приладів), а також перетворювачі та стабілізатори напруги. Чим менше питоме споживання власної потужності стосовно електричної потужності, що видається на бортову апаратуру, тим ефективніша робота СЕС.

Основні завдання СЕП:

- забезпечення живлення бортової апаратури за заданими циклограмами роботи;
- захист від короткого замикання при перевищенні споживання апаратурою максимального допустимого струму (наприклад, у 1,5 рази). Такий захист дозволяє уникнути позаштатних ситуацій, які можуть призвести до повного виходу з ладу СЕП КА;
- підтримка енергетичного балансу (витрачати за добу не більше енергії ніж її поступає, при цьому на протязі короткого часу можливі витрати енергії більшими).

Система керування

Основні завдання системи керування (СК):

- прийом інформації від вимірювальних датчиків (магнітометри, інфрачервона вертикаль, сонячний датчик, зірковий датчик, інерційні датчики і ін.);
- прийом інформації від апаратури супутникової навігації;
- прийом команд наземних станцій по командній радіолінії;
- керування рухом КА навколо його центру мас (кутове положення);
- керування рухом центру мас КА (використовується у випадках зміни параметрів орбіти КА або виведення КА з орбіти);
- керування роботою бортового обладнання КА з використанням бортових алгоритмів та командної інформації, що приймається із Землі;
- контроль правильності функціонування бортового обладнання КА, формування повідомлень про стан та функціонування обладнання, проведення при необхідності реконфігурації технічних та програмних засобів КА, формування масиву телеметричної інформації та передача його через телеметричну радіолінію на Землю;
- сервісні завдання, зокрема: організація обчислювального процесу; синхронізація обміну інформації між блоками КА та бортовим обчислювальним комплексом (БЦОК); ведення бортової служби реального часу; формування керуючих команд на блоки та системи в реальному масштабі часу.

СУ забезпечує:

- встановлення СБ в робоче положення після відділення КА від ракети-носія (розкриття СБ якщо це передбачено конструкцією);
- висунення гравітаційного стабілізатора (ГС) (на мікро супутниках з використанням гравітаційної системи стабілізації);
- гасіння кутових швидкостей, одержуваних КА при його відділенні від РН);
- побудова та підтримка тривісної орієнтації КА в орбітальній системі координат (ОСК) з необхідною точністю протягом всього заданого терміну активного існування;
- переорієнтацію КА або окремих його частин під час проведення вимірювань чи зйомок заданих ділянок Земної поверхні, планет Сонячної системи, зоряного неба або для зв'язку з наземною станцією;
- виведення КА з орбіти після завершення терміну активного існування або переведення КА на паркувальні орбіти (в радіаційні пояси Землі);
- повернення на Землю спускаються капсул (за необхідністю).

Структура системи керування

Залежно від розв'язуваних завдань визначається структура СК. Складні алгоритми керування визначають використання як основний елемент СК бортового цифрового обчислювального комплексу (БЦОК). Робота БЦОК ґрунтується на інформації, яка зчитується з відповідних датчиків та перетворюється на команди керування за алгоритмами, закладеними у програмному забезпеченні. Датчики є чутливими органами СК. Для керування КА використовуються виконавчі органи. Склад датчиків та виконавчих органів разом з БЦОК та визначають структуру системи керування КА, її характеристики, вартість та функціональні можливості.

Основні структурні елементи СК: система керування орієнтацією та стабілізацією (СКОС); блок збирання телеметричної інформації (БЗТІ); командна радіолінія (Земля – борт); телеметрична радіолінія (борт – Земля); система забезпечення теплового режиму (СЗТР); апаратура супутникової навігації (АСН)

Крім цього, залежно від розв'язуваних завдань до складу СК можуть входити: система керування центром мас КА (при необхідності зміни параметрів орбіти); система життєзабезпечення людини (пілотовані КА); система збору наукової інформації (СЗНІ) (для прийому та зберігання великого потоку інформації з АПН); інформаційна радіолінія (при передачі з високою швидкістю великого обсягу інформації під час сеансів зв'язку).

Важливими характеристиками СК є маса апаратури, її вартість, потужність, гарантійний термін експлуатації, ймовірність безвідмовної роботи та ін.

Система керування орієнтацією та стабілізацією

СКОС характеризується точністю орієнтації та стабілізації по куту та кутовій швидкості, часом встановлення у задане положення після відділення КА або отримання команди на переорієнтацію КА (наприклад, при проведенні зйомок із космосу заданих ділянок на поверхні Землі). Крім цього важливими параметрами цієї системи є масово-габаритні характеристики, енергоспоживання, величини створюваних керуючих моментів, час стабілізації, вартість.

При створенні КА доводиться приймати рішення щодо вибору структури СКОС з урахуванням отримання необхідної точності кутової орієнтації та стабілізації при обмеженнях на енергоспоживання, габарити, масу та вартість КА.

Орієнтація і стабілізація КА передбачає надання осям певного положення щодо заданих напрямків. Заданий напрям може підтримуватися або постійно, або короткочасно. Для штучних супутників Землі (ШСЗ) найпоширенішою є орбітальна орієнтація, коли вісь курсу (рискання) спрямовано до центру Землі. Друга вісь (тангажу) - перпендикулярна площині орбіти, а третя вісь (крену) лежить у площині орбіти. Відповідно кут тангажу лежить у площині орбіти, кут курсу (рискання) – це відхилення центральної осі КА від площини орбіти, а кут крену є поворотом КА навколо його центральної осі.

Класифікація СКОС

Системи орієнтації можуть бути одновісними (орієнтація в одній площині), двовісними (орієнтація у двох взаємно перпендикулярних напрямках) та тривісними (орієнтація у просторі).

Залежно від енергоспоживання системи орієнтації поділяють на пасивні (без споживання енергії) та активні, для функціонування яких потрібні додаткові джерела енергії.

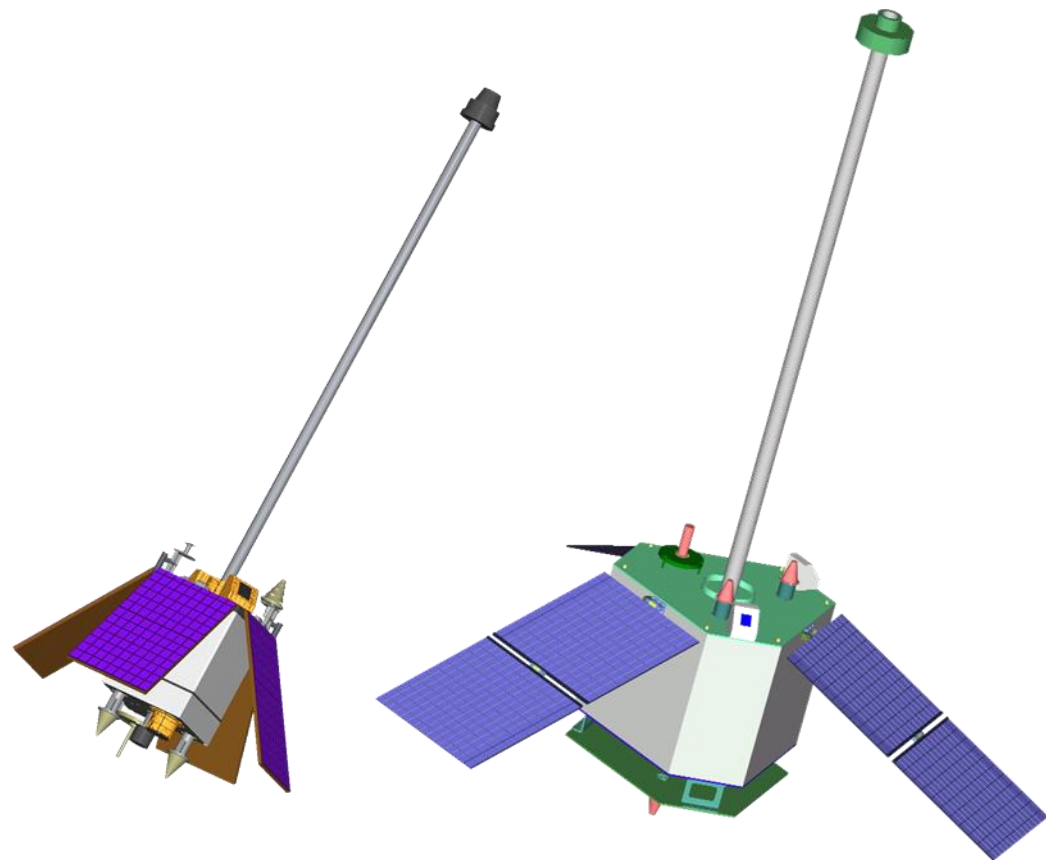
Залежно від виконавчих органів існують такі види СУОС: гравітаційна, магнітна, електромагнітна, електро-маховична, з використанням реактивних двигунів: пневматичних (струменеві), електричних (ЕРД), твердопаливних (ТРД) та рідинних (РРД).

Гравітаційна система орієнтації

Гравітаційна система орієнтації - пасивна система орієнтації, заснована на використанні гравітаційного моменту, який виникає при спеціальному компонуванні та розміщенні мас КА, наприклад, у вигляді гантелі або подовженого циліндра.

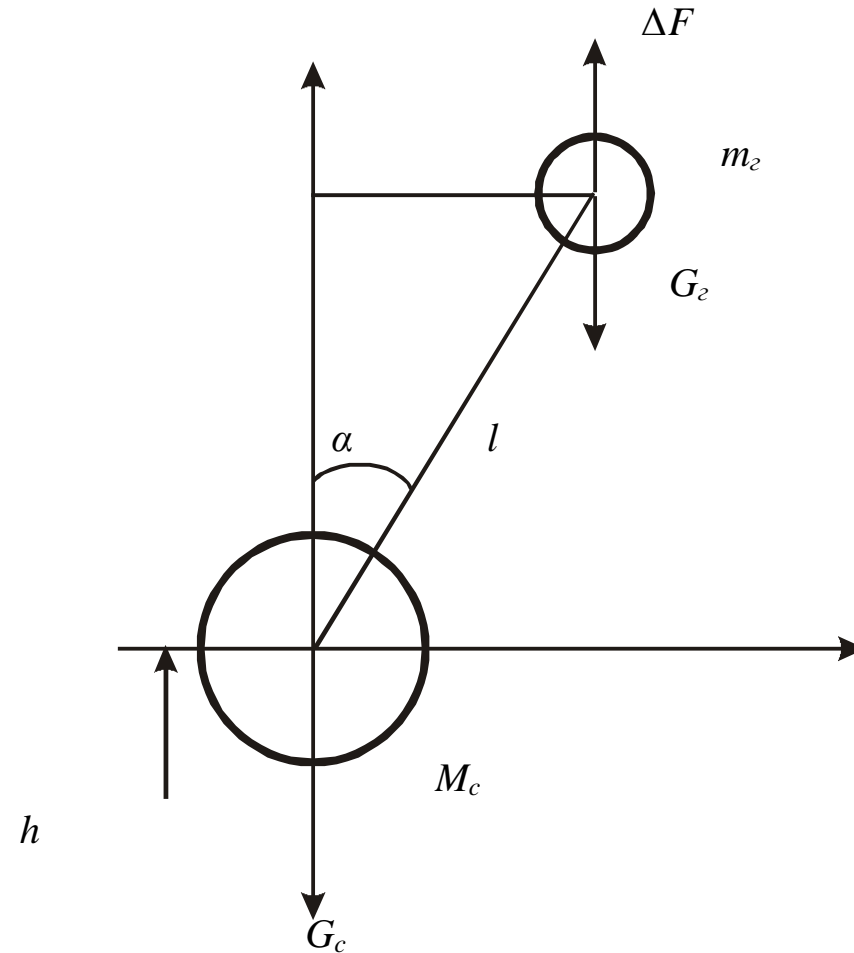
Принцип гравітаційної стабілізації ґрунтується на різниці сил тяжіння двох тіл жорстко пов'язаних один з одним і розташованих на різній відстані від центру Землі. Гравітаційний момент виникає у двох взаємно перпендикулярних напрямках і встановлює вісь між двома тілами у вертикальному положенні. При цьому забезпечується орієнтація осі по місцевій вертикалі (до центру Землі).

Супутники з гравітаційним стабілізатором



Принцип роботи гравітаційної системи орієнтації

Схема гравітаційного стабілізатора (ГС), що складається з вантажу, віддаленого від КА на жорсткій штанзі.



Гравітаційний момент

Кутове положення КА як твердого тіла може бути описане у просторі трьома кутами щодо центру мас (наприклад, тангаж, крен). Для опису принципу гравітаційної орієнтації розглянемо кутовий рух КА лише у одній площині.

За рахунок різної відстані від центру Землі з'являється додаткова сила ΔF , яка утворює відносно КА апарату момент, який впливає на кутовий рух КА. Ця сила може бути визначена виразом

$$\Delta F = \frac{\gamma M_3 m_r}{(R_3 + h)^2} - \frac{\gamma M_3 m_r}{(R_3 + h + l \cos \alpha)^2} = g_0 k M_c \left(\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \cos \alpha}{R_3}\right)^2} \right).$$

Відповідно гравітаційний момент буде визначатися виразом

$$M_r = g_0 k M_c l \sin \alpha \left(\frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1 + \frac{h + l \cos \alpha}{R_3}\right)^2} \right)$$

де M_3 – маса Землі;

M_c – маса супутника;

m_2 – маса вантажу;

k – коефіцієнт (відношення маси вантажу до маси супутника, $k M_c = m_2$ – маса вантажу);

γ – гравітаційна стала;

g_0 – прискорення вільного падіння Землі ($\sim 9,8$ м/с²);

R_3 – радіус Землі;

h – висота орбіти КА.

Особливості гравітаційної стабілізації

Кутовий рух КА описується диференціальним нелінійним рівнянням другого порядку. Результати моделювання показують, що одновісний стабілізатор є коливальною ланкою. Причому якщо відсутня початкова кутова швидкість, амплітуда коливань відповідає початковому куту відхилення КА від вертикалі.

Залежно від початкового кута коливання можуть відбуватися як щодо положення, що відповідає верхній точці розташування вантажу, так і щодо положення, що відповідає нижньому положенню вантажу.

Для забезпечення стабілізації у схему необхідно вводити демпфуючі пристрої (розсіюють енергію коливань). Найбільш поширеними видами демпфуючих пристроїв є механічні та магнітні демпфери.

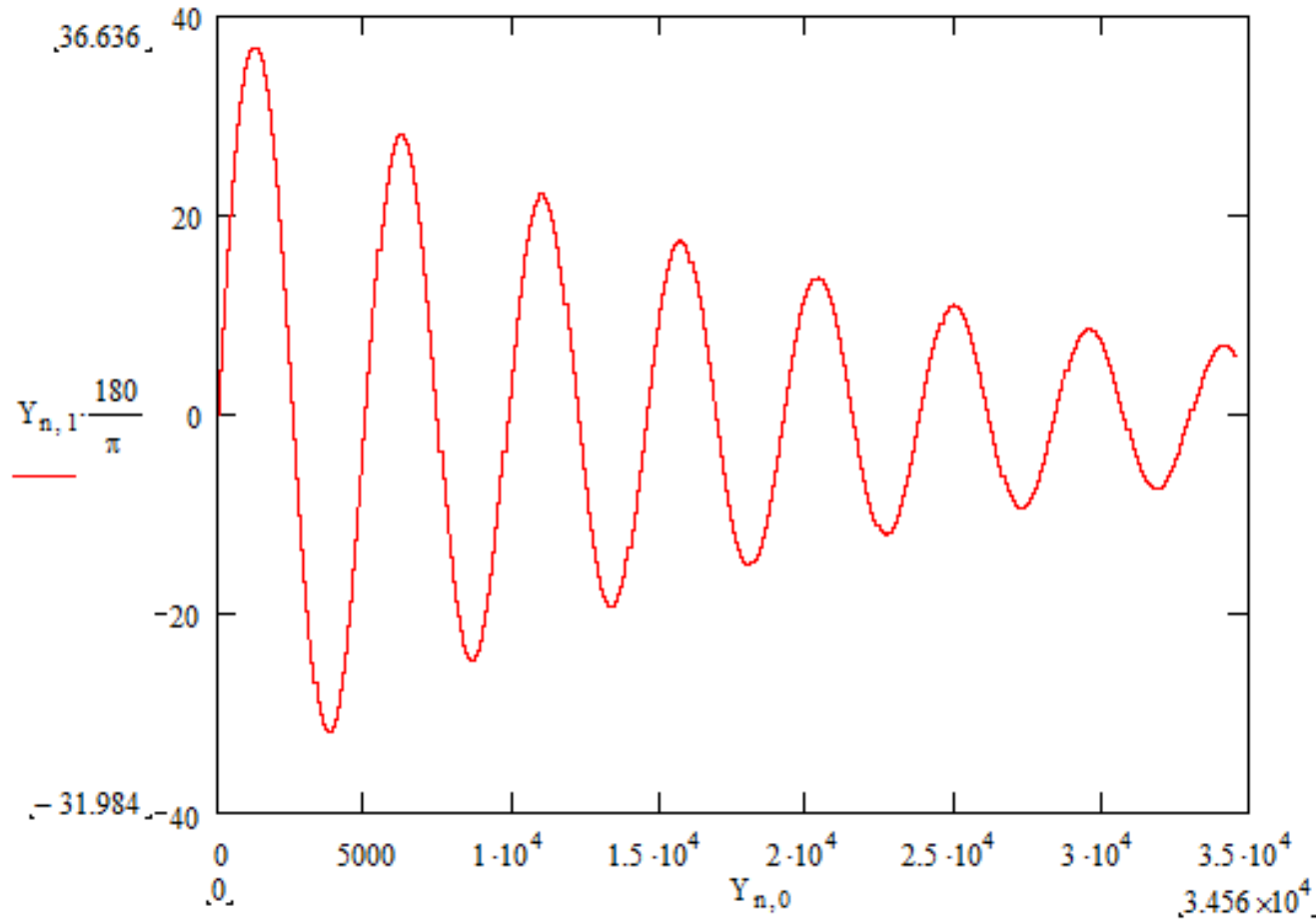
Ефективність гравітаційної стабілізації (величина гравітаційного моменту) лише з низьких орбітах.

Через малий гравітаційний момент час стабілізації з урахуванням демпфуючих пристроїв становить кілька діб.

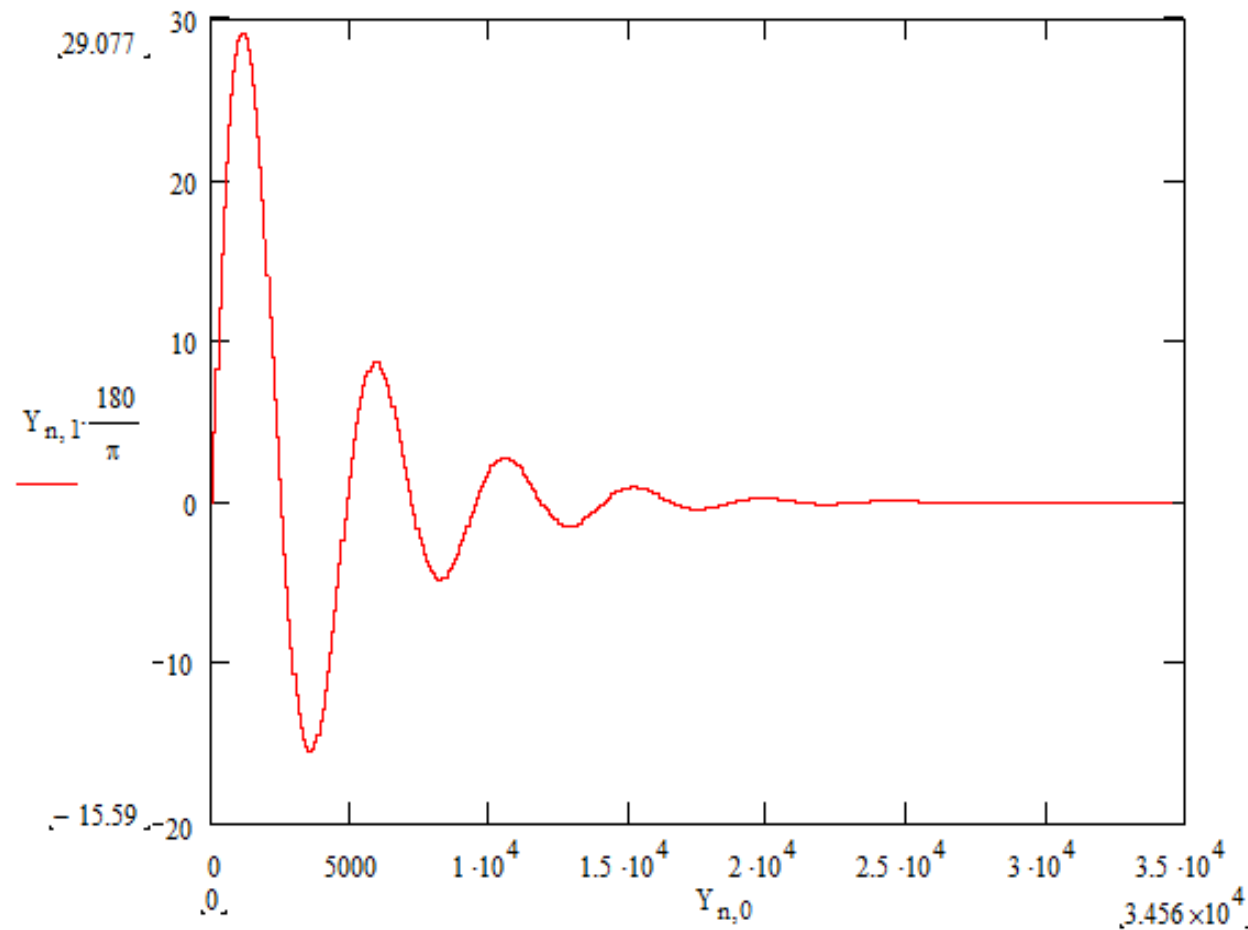
Гравітаційний стабілізатор забезпечує стабілізацію лише за двома кутами.

Вплив демпфуючих пристроїв

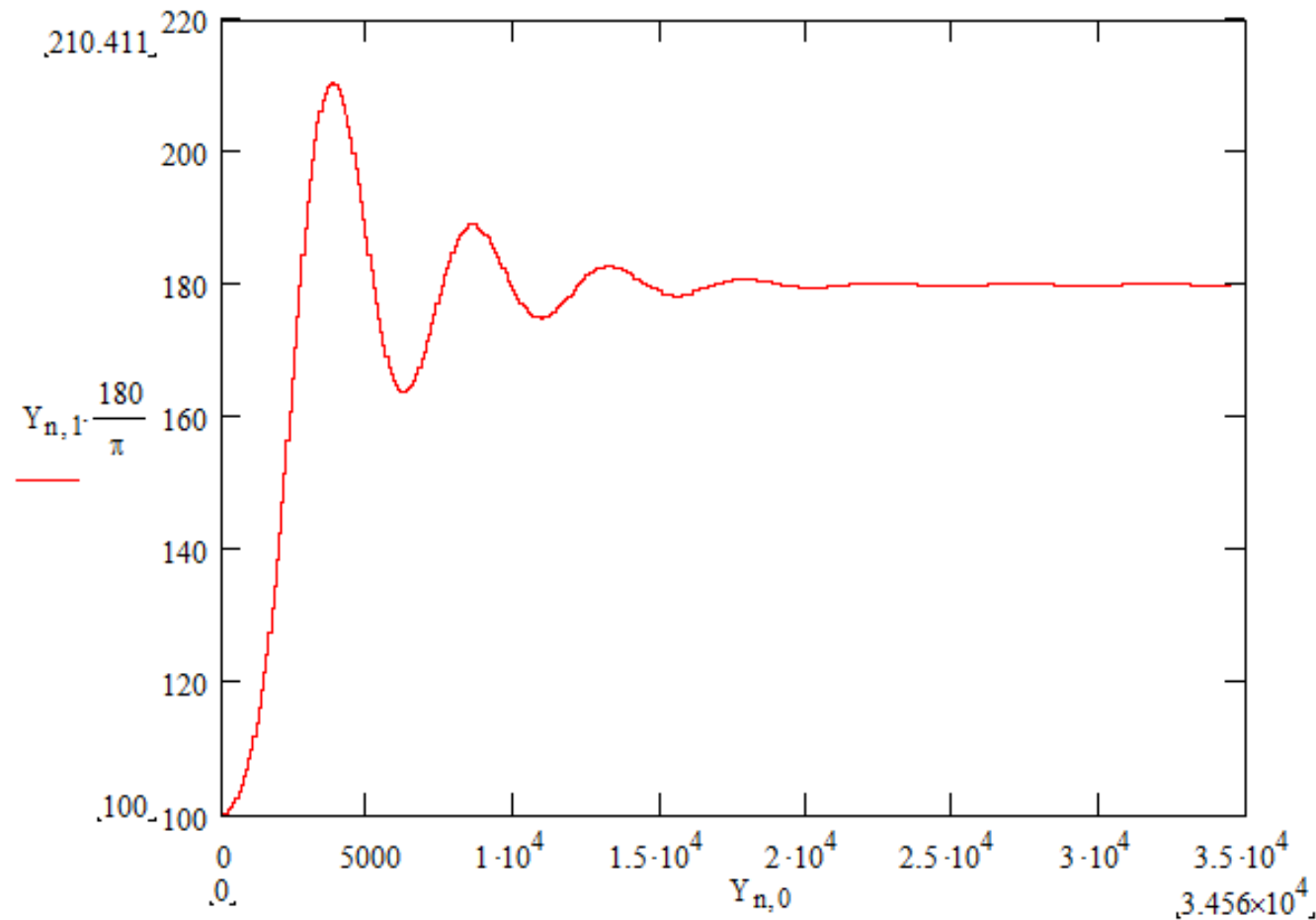
Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,05 град/с, і коефіцієнті демпфування $0,0001 \text{ с}^{-1}$



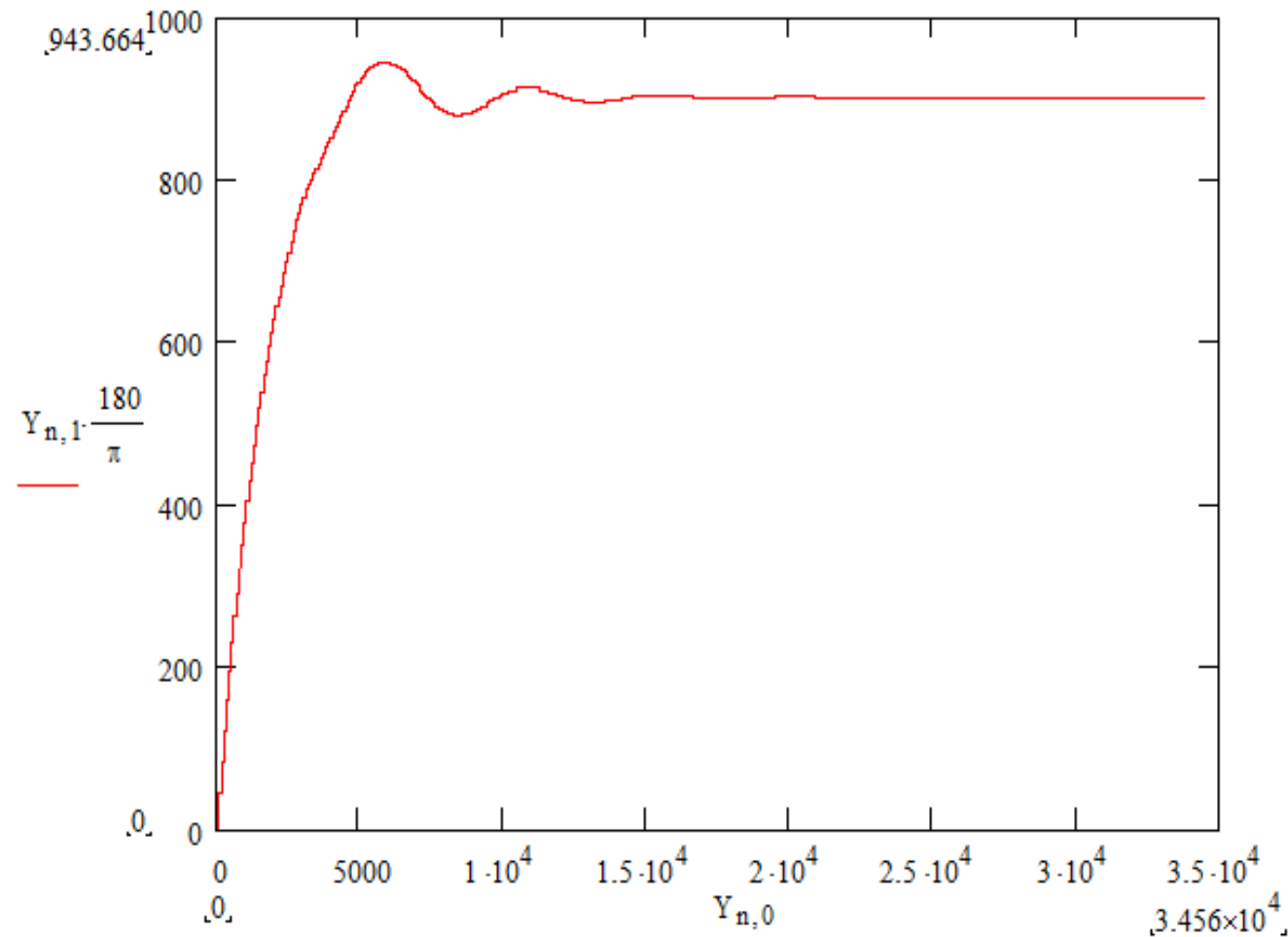
Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,05 град/с, і коефіцієнті демпфування 0,0005 с⁻¹



Процес кутового руху при початковій кутовому куті відхилення 100 град і коефіцієнті демпфування 0,0005 с⁻¹



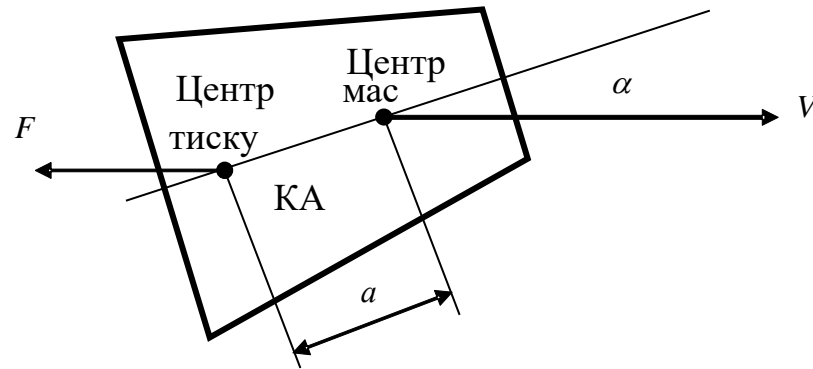
Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,5 град/с, і коефіцієнті демпфування 0,0005 с⁻¹



Аеродинамічна система орієнтації

Аеродинамічна система орієнтації належить до пасивних систем. Основою аеродинамічної системи орієнтації та стабілізації є асиметрична конструкція КА, при якій центр мас і центр тиску (точка застосування результуючої аеродинамічної сили) не збігаються.

Величина аеродинамічної сили, спрямована у бік, протилежний вектору швидкості.



$$F = \frac{C_x \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_M}{2}$$

$$M_a = Fa * \sin \alpha$$

де C_x - коефіцієнт аеродинамічного опору, що залежить від форми КА;

S_M – площа Міделю;

ρ – щільність атмосфери;

a – відстань між центром мас та центром тиску;

α – кут між вектором швидкості та лінією, що проходить через центр тиску та центр

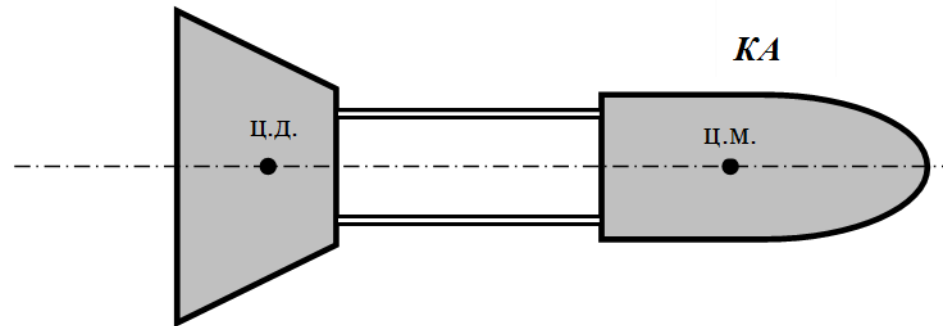
мас;

M_a – аеродинамічний момент.

Область застосування аеродинамічної стабілізації

Ефективність аеродинамічної стабілізації суттєво знижується із збільшенням висоти, де щільність атмосфери мала.

Для збільшення аеродинамічного моменту необхідно збільшувати відстань між центром мас (ц.м.) та центром тиску (ц.д.), площу Міделя та величину аеродинамічного коефіцієнта. Це може бути досягнуто конструктивним способом, наприклад за рахунок установки на КА за допомогою ферм легкої виносної конструкції з великим значенням S_M .



Аеродинамічна стабілізація забезпечується тільки за двома кутовими координатами та забезпечує стабілізацію КА по вектору швидкості.

Аеродинамічна стабілізація зустрічається рідко, тому що величина аеродинамічного моменту мала через малу щільність атмосфери і може застосовуватися тільки на низьких орбітах.

Магнітні та електромагнітні системи орієнтації та стабілізації

Можливість застосування магнітної стабілізації на КА поблизу планет, що мають магнітне поле, обумовлюється взаємодією магнітних полів планет і КА. Внаслідок взаємодії цих полів виникає зовнішній момент, який використовується для керування кутовим положенням КА. Для забезпечення керованості величина цього моменту (моменту керування) має бути більшою за моменти збурючих сил.

Можливі такі типи магнітних виконавчих пристроїв:

- у вигляді стрижневих електромагнітів;
- котушкові без феромагнітних сердечників;
- у вигляді постійних магнітів, постійних магнітів, що перемагнічуються, надпровідних магнітів.

З використанням постійних магнітів система орієнтації належить до пасивних.

Електромагнітні системи стабілізації відносяться до активних систем. Під активними системами мають на увазі такі системи, виконавчі органи яких у включеному стані споживають електроенергію

Електромагнітні системи орієнтації та стабілізації

Кутовий рух в інерційній системі координат по одній координаті при відсутності збуджуючих моментів можна описати виразом

$$\bullet J\ddot{\alpha} = M_{\text{упр}};$$

де J - момент інерції КА відносно координати, що оцінюється;

$M_{\text{упр}}$ - керуючий момент, створюваний електромагнітом (ЕМ);

Розмір керуючого моменту (модуль) при розглянутих припущеннях визначається виразом

$$|M_{\text{упр}}| = |B| |H| \sin\alpha.$$

де B - вектор магнітного моменту, створюваний ЕМ;

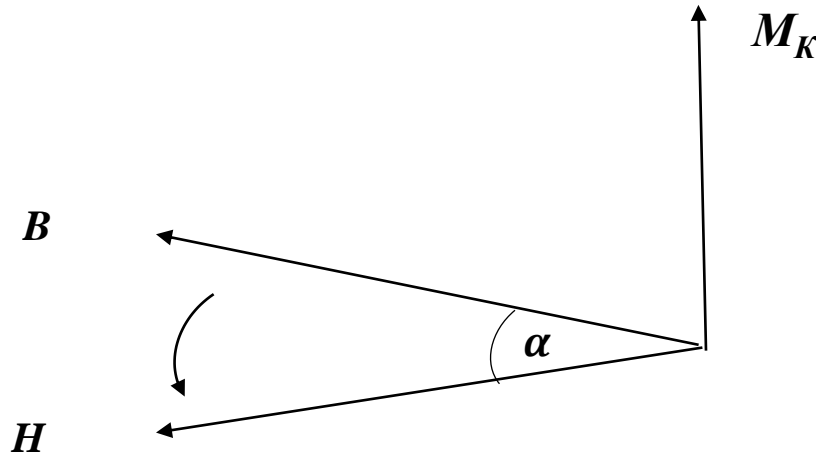
H - вектор магнітного поля Землі у заданій точці;

α - кут між векторами B і H , рух розглядається в площині, в якій розташовані B і H .

Інтенсивність магнітного поля на Землі залежить від координат і коливається від 25 до 65 мкТл. Найбільше значення поблизу полюсів, найменше – на екваторі.

Електромагнітні системи орієнтації та стабілізації

Рух КА відбуватиметься таким чином, що вектор B поєднуватиметься з вектором H за найкоротшим напрямком



Вектор B може формуватися у просторі одночасно з котушками, встановленими по 3 перпендикулярним осям на КА.

Керування B котушкою може здійснюватися струмом і напрямом подання живлення, або тільки напрямом. Для створення керування кутовим поворотом відносно однієї осі використовують два ЕМ, встановленими по двох інших осях.

Особливості електромагнітних СКОС

Магнітні засоби управління є потужним джерелом магнітних полів на борту КА і можуть створювати великі перешкоди в роботі магнітометричних датчиків наукової апаратури. На роботу магнітної системи керування можуть впливати як виконавчі органи, а й інші джерела магнітних полів, розташовані на борту КА. Слід розрізняти два аспекти цього впливу.

По-перше, треба враховувати вплив моментів, що обурюють, які мають магнітну природу. Це характерно не тільки для КА з магнітним керуванням, але і для інших КА, магнітний момент, що обурює, яких не можна не враховувати, наприклад, КА, стабілізованих власним обертанням, коли магнітні збурення, хоч і невеликі за величиною, але діючі тривалий час здатні порушити його орієнтацію .

По-друге, магнітні збурення впливають на точність вимірювання магнітних полів. Ця сторона збурень також характерна як для КА з магнітним керуванням Тому при електромагнітної стабілізації доводиться враховувати цей факт при розробці КА, що мають спеціальну апаратуру, призначену для магнітометричних вимірювань у космічному просторі, а також на КА, що несуть звичайну апаратуру, чутливу до магнітних полів. Недостатньо уважне дослідження цього обурення або їх недооцінка може призвести до погіршення керування, а часом і до повної втрати керування

Способи зменшення магнітних перешкод

Існує кілька способів зменшення впливу полів магнітних виконавчих органів та інших елементів КА на магнітні датчики.

Цими способами є:

- рознесення магнітних датчиків та джерел перешкод;
- відповідне взаємне компонування датчиків та джерел перешкод;
- тимчасовий поділ функціонування датчиків та виконавчих органів;
- введення в функцію керування виконавчих органів гістерезису;
- компенсація перешкод.

Похибки електромагнітної СКОС

Формовані електромагнітної СКОС керуючі моменти значно більші, ніж гравітаційні та аеродинамічні моменти. Це дозволяє отримувати значно кращі параметри кутової стабілізації та розширити межі використання СКОС порівняно з гравітаційною стабілізацією. Однак основні датчики вимірювань (магнітометри) мають зону нечутливості та похибку вимірювань, пов'язану з наявністю власних магнітних полів КА.

Все це позначається на точності кутової стабілізації КА. Похибка кутової стабілізації може досягати до 10° .

При розробці електромагнітної СКОС необхідно враховувати або наскільки можна виключати похибки вимірювань, пов'язані з появою власних магнітних полів КА. Так, наприклад, при реалізації ряду з перерахованих заходів підвищення точності кутової стабілізації, похибка електромагнітної кутової стабілізації УМС-1 становить не більше ніж 3° .

Застосування більш точних вимірювальних приладів та досконалих алгоритмів керування дозволяють спільно з ГС забезпечити точність кутової стабілізації до 1° .

Область застосування електромагнітної СКОС – мікросупутники.

СКОС із використанням реактивних двигунів

Для створення керуючого моменту двигуни встановлюються таким чином, щоб було плече докладання сили щодо центра мас КА. Розмір керуючого моменту визначається виразом

$$M_y = PL \cos\alpha$$

де P – сила тяги;

КА;
 L – відстань між точкою установки двигуна (точкою докладання сили) та центром мас

мас.
 α – кут між вектором сили тяги та лінією, що з'єднує точку докладання сили та центр

Для отримання максимального керуючого моменту необхідно домагатися, щоб $\alpha=90^\circ$.

Сила тяги реактивних двигунів визначається питимим імпульсом і масовою витратою робочого тіла

$$P = P_y \dot{m} g$$

де P_y – питома тяга, або питомий імпульс тяги, визначається типом двигуна, його конструкцією і видом робочого тіла;

\dot{m} – секундні витрати маси палива (робочого тіла);

g – прискорення вільного падіння.

Умовно питому тягу можна визначити як час, на протязі якого при витратах робочого тіла масою 1 кг створюється тяга в 1 кг. Вимірюється у секундах.

Системи орієнтація та стабілізація за допомогою газових сопел

Системи орієнтація та стабілізація за допомогою газових сопел відносяться до активних систем. Ці системи дозволяють створювати великі керуючі моменти за рахунок викиду газу і тому знайшли широке застосування. Однак вони мають і певний недолік – обмежений ресурс газу, що не дозволяє використовувати їх на тривалих проміжках часу.

Як правило, такі системи використовуються на початковому етапі кутової стабілізації після відокремлення КА від ракети-носія і компенсації великих початкових збурень у вигляді початкової кутової швидкості, отриманої КА після відділення або великого початкового кута неузгодженості (близького до 180°).

Газові сопла є реактивним двигуном, що викидає стислий газ під великим тиском. Принцип роботи реактивних двигунів ґрунтується на законі збереження кількості руху. При викиданні маси речовини (газу) з певною швидкістю закінчення, КА набуває таку ж кількість руху (і відповідно швидкість) у зворотному напрямку.

Як і всі реактивні двигуни, газові двигуни характеризуються величиною тяги та питомою тягою. Розмір тяги, створювана газовими соплами може сягати десятків М.

Питома тяга залежить від швидкості витікання робочого тіла. Для пневматичних двигунів із використанням газових сопел вона знаходиться в межах від 20 до 60 с. Це невелика величина.

Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням рідинних ракетних двигунів

РРД знайшли найширше застосування на ракетах-носіях. Однак через значні масово-габаритні характеристики, як самих двигунів, так і таких обслуговуючих систем як турбонасосні агрегати (що забезпечують подачу палива та окиснювача в камеру згоряння), баки з паливом та окиснювачем застосування на малих КА не знайшли.

Проте, ряді КА, використовують управління положенням центру мас, встановлюються РРД (геостаціонарні супутники, при перекладі з еліптичної на кругову геостаціонарну орбіту з допомогою власної рухової установки). Як правило, це великі КА.

Наявність власної рухової установки (ДУ) дозволяє одними і тими самими виконавчими органами здійснювати управління становищем як центру мас, і щодо центру мас, тобто. кутовим положенням КА.

РРД, як і всі реактивні двигуни, характеризуються величиною тяги та величиною питомої тяги. Величина тяги РРД достатня велика і може перебувати в межах від кількох Н до кількох десятків тисяч Н. Питома тяга РРД може становити від 250 до 500 с.

Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням ТРД

Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням твердопаливних ракетних двигунів (ТРД). ТРД досить широко застосовуються на бойових ракетах та зенітних установках. СУОС з використанням ТРД нині широкого застосування не знайшли. Основна причина - складність керування процесом горіння, а отже, забезпечення необхідної точності кутової стабілізації.

В окремих випадках можуть встановлюватись одноразові малогабаритні ТРД для компенсації великих початкових збурень КА. Технологія виготовлення таких ТРД дозволяє забезпечити розрахункову величину тяги та розрахунковий час дії цієї тяги. Величина тяги таких ТРД може перебувати в межах від 10^{-2} до декількох десятків Н. При використанні ТРД як маршовий двигун (для керування положенням центру мас) величина тяги може досягати десятків тисяч Н. Питома тяга ТРД знаходиться в межах від 150 до 300 с .

При використанні ТРД необхідно також враховувати їх вибухонебезпечність, що також обмежує їх застосування.

Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням ЕРД

Системи керування орієнтацією та стабілізацією з використанням електрореактивних двигунів (ЕРД). СКОС з використанням ЕРД знаходять досить широке застосування. ЕРД серед усіх реактивних двигунів мають найбільшу величину питомої тяги. Розмір питомої тяги ЕРД перебуває у межах від 1500 до 5000 с. Це високою швидкістю закінчення робочого тіла. Окремі технічні рішення та розрахунки показують, що на ЕРД можна досягти питомої тяги до 12000 с. Висока питома тяга в порівнянні з іншими реактивними двигунами дозволяє забезпечити більш високу ефективність використання робочого (витратного) тіла, а отже, і більш високий ресурс.

Однак величина тяги ЕРД порівняно з ТРД та ЕРД значно менша і знаходиться в межах від 10^{-4} до декількох Н. Для керування кутовим положенням КА це цілком прийнятні величини.

Для керування ЕРД потрібна значна витрата електроенергії (висока напруга потужністю в деяких випадках до 100 Вт). Крім цього, робота ЕРД може призвести до появи перешкод, як у службовій апаратурі, так і в апаратурі корисного навантаження. Для зменшення перешкод ЕРД (як джерело перешкод) встановлюють на відстані апаратури КА, а апаратуру захищають екранами. Крім цього струмінь від ЕРД направляють у бік від КА.

СКОС з використанням двигунів-маховиків (ДМ)

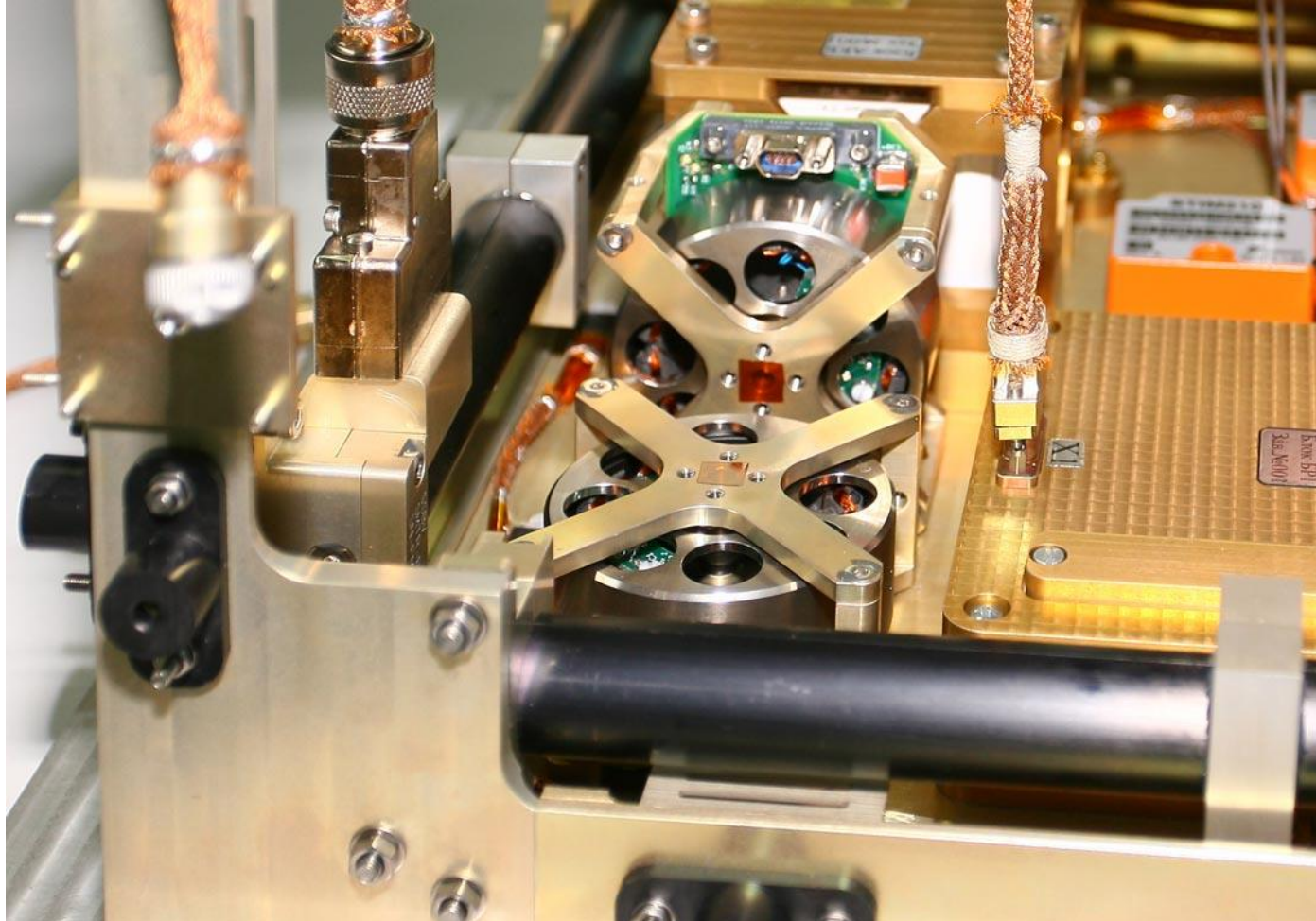
Найбільш поширеними виконавчими органами систем кутової орієнтації та стабілізації космічних апаратів (КА) одержали двигуни-маховики (ДМ). Основними перевагами ДМ є створення досить великого моменту керування, який дозволяє здійснювати програмні розвороти протягом короткого часу для виконання цільових завдань, зокрема для орієнтації на задані ділянки Земної поверхні і зйомки цих ділянок.

Двигун-маховик є електродвигуном, статор якого закріплений на підставі, а з ротором пов'язана махова маса.

Обертання корпусу здійснюється відповідно до закону збереження кінетичного моменту

Встановлення ДМ на КА

Для керування у просторі на КА встановлюють як правило три ДМ по головним (взаємно перпендикулярним) осям КА.



Рівняння кутового руху в інерційному просторі

Під час польоту КА можна уявити, як тверде тіло, кутове положення якого за трьома координатами (α, β, γ) в інерційній прямокутній системі координат описується виразами

$$J_X \ddot{\alpha} = \sum_{i=1}^n M_{Xi} + M_{yX}$$

$$J_Y \ddot{\beta} = \sum_{i=1}^n M_{Yi} + M_{yY}$$

$$J_Z \ddot{\gamma} = \sum_{i=1}^n M_{Zi} + M_{yZ}$$

де J_X, J_Y, J_Z - моменти інерції КА осях X, Y, Z відповідно;

M_{Xi}, M_{Yi}, M_{Zi} - проекції моментів, що збурюють, на відповідні осі;

M_y - момент керування по відповідним осям.

Описані вище рівняння руху використовуються для вибору керуючих моментів і, відповідно виконавчих органів, та оцінки якості керування

Рівняння руху у пов'язаній системі координат

Для моделювання руху КА під час польоту, а також визначення кутової орієнтації під час польоту використовують пов'язану систему координат.

У пов'язаній системі координат якщо осі спрямовані по головним центральним осям інерції апарату, то кутовий рух КА щодо центру мас описують динамічними рівняннями Ейлера

$$J_x \dot{\omega}_x - (J_y - J_z) \omega_y \omega_z = M_x$$

$$J_y \dot{\omega}_y - (J_z - J_x) \omega_x \omega_z = M_y$$

$$J_z \dot{\omega}_z - (J_x - J_y) \omega_x \omega_y = M_z$$

де $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - проекції миттєвої кутової швидкості апарату на зв'язані осі.

Основні характеристики ДМ

ДМ, які випускаються промисловістю характеризуються наступними параметрами:

Максимальний керуючий момент (M_y);

Максимальний кінетичний момент (H);

Номінальна споживана потужність;

Максимальна споживана потужність;

Напруга живлення;

Маса;

Габарити;

Інформаційний інтерфейс;

Діапазон робочих температур;

Наявні команди керування;

Телеметрія, що передається.

Вибір ДМ для КА

Вибір ДМ для КА визначається можливістю погашення отриманих КА кутових швидкостей при відділенні від РН, а також забезпечення у часі програмних розворотів.

Момент керування ДМ визначається виразом

$$M_Y = J_{\text{ДМ}} \dot{\omega}_{\text{ДМ}},$$

де $J_{\text{ДМ}}$ - момент інерції ДМ,

$\dot{\omega}_{\text{ДМ}}$ - кутове прискорення ДМ.

Звідки видно, що керуючий момент ДМ виникає тільки при наявності кутового прискорення.

Підставивши отримане значення моменту керування в формулу для кутового руху і вважаючи момент керування постійним на визначену часі після інтегрування при нульових початкових умовах отримаємо наступний вираз

$$J_{\text{КА}} \omega_{\text{КА}} = J_{\text{ДМ}} \omega_{\text{ДМ}} = H_{\text{ДМ}},$$

Це означає, що при наданні кутової швидкості ДМ с постійним моментом керування, КА отримає кутову швидкість в протилежному напрямі.

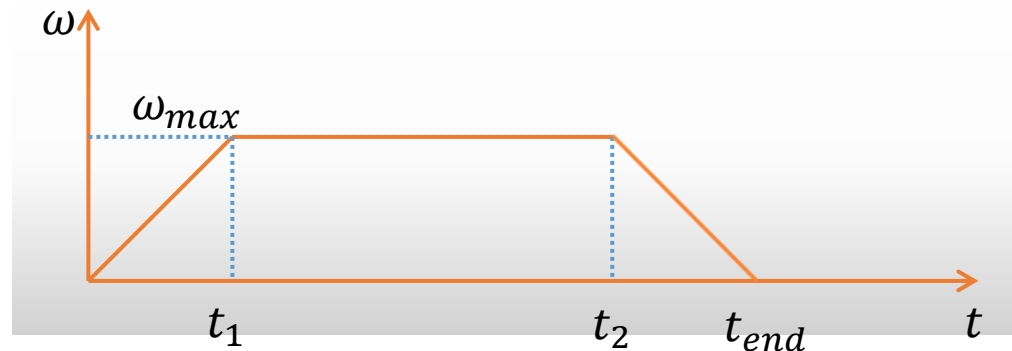
Максимальна кутова швидкість КА при цьому буде

$$\omega_{\text{КА}} = \frac{H_{\text{ДМ}}}{J_{\text{КА}}}.$$

Виконання програмних розворотів

Для функціонування КА досить часто виникає задача переорієнтації КА або виконання програмних розворотів. Особливістю цих маневрів є умова відсутності початкової кутової швидкості і кінцевої кутової швидкості після переорієнтації.

Враховуючи можливість керування кутовим положенням КА постійним керуючим моментом зі зміною знаку моменту керування ДМ і забезпечуючи нульову кінцеву кутову швидкість можна визначити наступний закон керування КА (рух під дією керуючого моменту, рух з постійною кутовою швидкістю, рух під дією керуючого моменту протилежного знаку).



Рух КА при виконанні програмних розворотів

Кутовий рух КА по одній осі на ділянці прискорення визначається моментом керування ДМ. При постійному моменту керування

$$J_{КА} \dot{\omega}_{КА} = M_y$$

Рух на ділянці з наростанням кутової швидкості від часу

$$\omega_{КА} = \frac{M_y}{J_{КА}} t$$

Зміна кута у часі буде визначатись виразом

$$\alpha_1 = \frac{M_y t^2}{J_{КА} 2}$$

При досягненні максимальної кутової швидкості кутове прискорення відсутнє і рух буде відбуватися з постійною кутовою швидкістю

$$\alpha_2 = \omega_{КАк} t$$

При зміні моменту керування подальший рух буде симетричний

Типові характеристики ДМ

Параметр	SX-WH-03	SX-WH-06	SX-WH-17	SX-WH-25	SX-WH-50
Максимальний керуючий момент	0.0026 Нм	0.0052 Нм	0.0165 Нм	0.0215 Нм	0.0471 Нм
Максимальний кінетичний момент	0.03 Нмс	0.06 Нмс	0.17 Нмс	0.25 Нмс	0.50 Нмс
Номінальна споживана потужність	1,5 Вт	1,5 Вт	2,8 Вт	2,3 Вт	2,8 Вт
Максимальна споживана потужність	9,7 Вт	12,3 Вт	41,4 Вт	23,8 Вт	44,7 Вт
Маса	150 г	180 г	220 г	300 г	450 г
Габарити, мм	68x70x43	72x74x46	72x74x68	84x86x71	88x90x79
Напруга живлення	5В±0.3В і 12В±2.5В				
Інформаційний інтерфейс	CAN2В или SpaceWire				
Діапазон робочих температур	-40°C..+80°C				
Команди керування	Необхідна кутова швидкість, необхідний керуючий момент				
Телеметрія, що передається	Кутова швидкість обертання, реалізований керуючий момент, температура				

Особливості використання ДМ

Для ДМ крім максимального керуючого моменту і максимального кінетичного моменту вказують максимальну кутову швидкість з якою може обертатись двигун. При досягненні цієї кутової швидкості подальше наростання швидкості, а відповідно кутового прискорення не відбувається, тобто стає відсутній момент керування і СКОС витрачає можливість керування кутовим положенням КА. Для цього на КА ДМ розвантажують іншими виконавчими органами, наприклад, електромагнітами.

ДМ встановлюють як правило за наступними осями КА: тангаж, рискання, крен. Якщо при руху по орбіті рискання і крен нульові, то тангаж змінюється на 360° за період обертання супутника, що потребує постійного обертання ДМ по тангажу, завдяки чому він може входити у режим насичення і втрачати керованість. Для зменшення цього впливу часто на вісь тангажу встановлюють два ДМ.

Існують і більш складні алгоритми керування ДМ, коли ДМ встановлюють у кардановий підвіс.

ДМ завдяки малому часу переорієнтації і високій точності підтримки кутового положення КА отримали найбільше розповсюдження в СКОС КА.

Контрольні питання по розділу 2

1. За якими ознаками класифікуються космічні апарати?
2. Які КА мають найбільшу комерційну привабливість?
3. Яка структура КА?
4. Яка апаратура відноситься до службової?
5. Якими параметрами характеризується система енергопостачання КА?
6. Який склад СЕП?
7. Якими показниками характеризується система кутової орієнтації і стабілізації?
8. Які переваги і недоліки гравітаційної системи кутової стабілізації?
9. На якому принципі працює електромагнітна СКОС?
10. Які переваги і недоліки СКОС з використанням двигунів-маховиків?
11. В чому недоліки і переваги СКОС з використанням реактивних двигунів?

Розділ 3

Системи зв'язку космічних апаратів

Супутникова система

Для забезпечення функціонування КА потрібно створювати наземний сегмент, тобто створювати систему, яка складається з космічного сегменту (КА, або групи КА) і наземного сегменту.

Космічний сегмент включає КА або угруповання КА, які виконують однакові завдання (супутники зв'язку, навігаційні супутники та ін.)

Наземний сегмент включає наземні станції прийому інформації (радіомовлення і телебачення для наступної передачі на віддалені від центрів ділянки на Землі без використання наземних комунікацій, телеметричну інформацію), наземні станції передачі інформації (радіомовлення, телебачення), наземні станції прийому-передачі інформації (телефонія, відео конференції, інтернет) і наземні станції керування польотом, які формують програму роботи КА, передають ці команди на КА, приймають телеметричну інформацію про стан КА і лістинги про прийняття і відпрацювання КА поданих команд.

Класифікація ліній зв'язку

Любий космічний апарат незалежно від його цільового призначення є джерелом інформації, що потребує організацію ліній зв'язку.

За напрямом передачі інформації лінії зв'язку поділяються на:

- Земля – космічний апарат (використовується для передачі команд керування на КА, передачі сигналів телебачення, радіомовлення, інтернету, телефонії, відеоконференцій);

- Космічний апарат – Земля (використовується для отримання корисної і технічної інформації від КА (прийом сигналів телебачення, радіомовлення, інтернету, телефонії, відеоконференцій, прийом телеметричної інформації про стан КА);

- Космічний апарат – космічний апарат (міжсупутникові лінії зв'язку).

За способом передачі інформації лінії зв'язку поділяються на радіочастотні і оптичні

Використання радіочастот

Використання радіочастот для систем радіозв'язку та мовлення, включаючи супутникові, суворо регламентуються міжнародними організаціями. Це необхідно для досягнення сумісності різних систем, а також для запобігання взаємним перешкодам при роботі різних служб.

У 1977 р. відбулася Всесвітня адміністративна конференція (WARC-77) з планування супутникової служби, на якій було прийнято Регламент радіозв'язку.

Відповідно до нього вся територія Землі розділена на три райони, для мовлення в кожному з яких виділено свої смуги частот. Перший район включає Африку, Європу, Росію, Монголію та країни СНД. Другий район охоплює територію Північної та Південної Америки. Третій район включає територію Південної, Південно-Східної Азії, Австралію та острівні держави Тихоокеанського регіону.

Для функціонування КА перед його запуском необхідно отримати ліцензію на використання радіочастот.

Частотні діапазони супутникового зв'язку

Для систем супутникового зв'язку виділено кілька діапазонів, кожен із яких отримав умовне позначення буквою латинського алфавіту.

Для радіоаматорського зв'язку виділено частоти 129 – 147 МГц та 442 – 450 МГц. Отримання дозволу використання цих діапазонів частот спрощено, тому більшість університетських супутників здійснюють передачу інформації на цих частотах.

Швидкість передачі залежить від лінії пропускання каналу (різниця між найбільшою і найменшою частотою каналу). Якщо смуга пропускання каналу більша, то більше швидкість передачі по каналу. Зі збільшенням частотного діапазону з'являється більше можливостей для розширення смуги пропускання (може бути отримано більше каналів). Тому, зазвичай, на високих частотах інформативність каналів (швидкість передачі) зростає.

Стандартна номенклатура діапазонів радіолокаційних частот

Позначення смуги	Номінальний діапазон частот	Конкретні радіолокаційні (радарні) діапазони для регіону 2
HF	3 – 30 МГц	
VHF	30 – 300 МГц	138 -144 МГц, 216 – 225 МГц
UHF	300 – 1000 МГц	420 – 450 МГц, 890 – 942 МГц
L	1000 – 2000 МГц	1215 – 1400 МГц
S	2000 – 4000 МГц	2300 – 2500 МГц, 2700 – 3700 МГц
C	4000 – 8000 МГц	5250 – 5950 МГц
X	8000 – 12000 МГц	8500 – 10680 МГц
Ku	12 – 18 ГГц	13,54 – 14,0 ГГц, 15,7 – 17,7 ГГц
K	18 – 27 ГГц	24,05 – 24,25 ГГц
Ka	27 – 40 ГГц	33,4 – 36 ГГц
mm	40 – 300 ГГц	

Особливості організації радіозв'язку

Використання високих частот обмежується можливістю апаратної реалізації каналу зв'язку. Тому високі частоти в даний час ще не освоєні. Крім цього треба відзначити, що радіохвилі здатні огинати перешкоди, які менші за їх довжину хвилі. Якщо ці величини стають порівнянними, прохідність радіосигналу скрутна. Тому на якість зв'язку на високих частотах можуть суттєво впливати такі фактори, як хмари, дощ, сніг тощо.

Потужність радіосигналу зменшується обернено пропорційно квадрату відстані від джерела сигналу. Для забезпечення стійкого прийому радіосигналу необхідно або збільшувати потужність передавача або підвищувати чутливість приймача. Оскільки підвищення потужності передавача обмежується енергетичними можливостями СЕП, то для збільшення потужності випромінювання використовують спрямовані антени.

Способи реалізації каналів зв'язку

Для передачі і прийому інформації використовуються антенні системи.

Антени характеризуються діаграмою спрямованості, яка вимірюється в град. Чим більше діаграма спрямованості антени, тим більше коефіцієнт посилення сигналу. Коефіцієнт посилення антени прямо пропорційне залежить від діаметра антени і обернено пропорційне від довжини хвилі.

Обмеження масово-габаритних розмірів КА ускладнює використання антен великого діаметра. Радіосигнали, частоти яких використовуються для супутникового зв'язку, поширюються в межах прямої видимості. Низькоорбітальні КА на висотах близько 600 - 800 км і приполярних орбітах (питома частка яких є значною) в полі прямої видимості наземної станції, розташованої в середніх широтах, знаходяться близько 30 хв на добу, а в приполярних широтах збільшується до 2 годин, що приводить до більш широкого використання наземних станцій в приполярних широтах.

У той же час зона покриття території стійким зв'язком має бути значною. Тому на КА використовуються невеликі антени із широкою діаграмою спрямованості. Забезпечення сталого зв'язку здійснюється за рахунок використання наземними станціями гостроспрямованих (з вузькою діаграмою спрямованості) слідкуючих антен великого діаметра, де масово-габаритні обмеження не суттєві.

Основні характеристики параболи

Найбільш розповсюджені в наземних станціях прийому-передачі інформації параболічні антени, які використовують основні властивості параболи.

Рівняння параболи

$$y = ax^2,$$

$$\text{або } y = \frac{x^2}{2p} = \frac{x^2}{4F'}$$

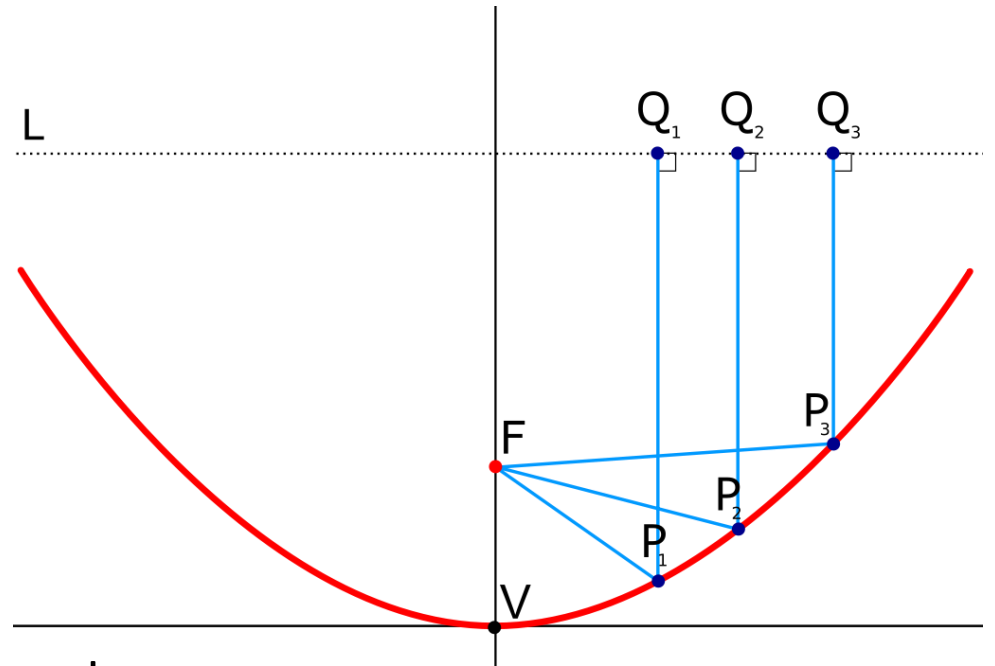
де p – фокальний параметр;

F - фокус

Для параболи виконуються умови

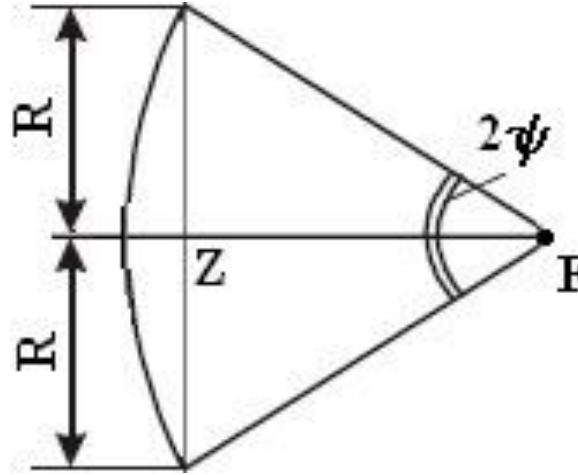
$$Q_1P_1 + P_1F_1 = Q_iP_i + P_iF_i = \text{const}$$

Це означає, що паралельні промені від віддаленого об'єкту віддзеркалюються у фокусі F з однаковою фазою, що дозволяє підсилювати сигнал якщо приймач розташувати у фокусі F .



Класифікація параболічних антен

Основні конструктивні характеристики параболічних антен



2ψ — кут розкриву дзеркала. От кута розкриву залежить тип дзеркала

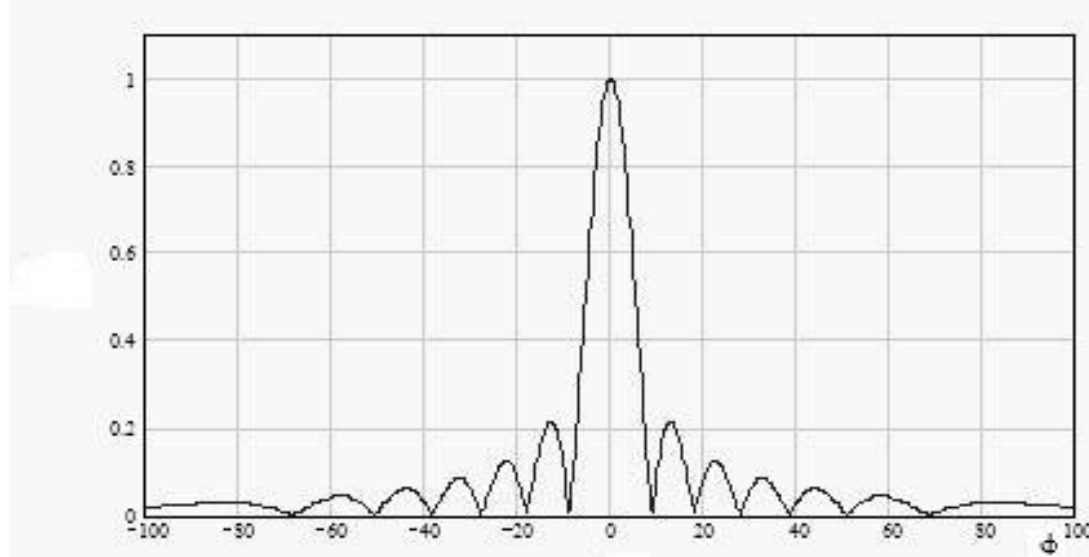
якщо $\psi < \pi/2$ — дзеркало називають дрібним або довго фокусним;

якщо $\psi > \pi/2$ — глибоким або короткофокусним,

якщо $\psi = \pi/2$ — середнім.

Основні характеристики параболічних антен

Кутова ширина променю антени та її діаграма спрямованості не залежить від того, працює антена на прийом чи передачу. Ширина променю визначається за рівнем половинної потужності променю



Для параболічних антен цей рівень визначається за формулою:

$$\theta = k \lambda / d$$

де k є фактором, який незначно змінюється в залежності від форми відбивача,

d – діаметр рефлектора в метрах,

θ – ширина діаграми половинної потужності в радіанах.

Для 2-х метрової супутникової антени, що працює в діапазоні С (3-4 ГГц на прийом і 5-6 ГГц на передачу), ця формула дає ширину діаграми спрямованості близько $2,6^\circ$.

Посилення параболічної антени

Посилення антени визначається за формулою:

$$G=(\pi k/\theta)^2$$

При цьому існує зворотна залежність між посиленням та шириною променю.

Параболічні антени великих діаметрів формують дуже вузькі промені. Наведення таких променів на супутник зв'язку стає проблемою, тому що замість основної пелюстки можна навести антену на бічний пелюсток.

У зв'язку з тим, що габарити супутників обмежені, на супутниках використовують антени з малим коефіцієнтом посилення, а основне посилення сигналів відбувається наземними антенами. Одночасно низький коефіцієнт посилення супутника дозволяє отримати більш широкую діаграму спрямованості для покриття зв'язком більшу наземну територію.

На деяких КА використовують гостроспрямовані антени і відповідно з обмеженим кутом передачі інформації. В такому випадку для передачі інформації на наземну станцію доводиться попередньо орієнтувати КА на відповідну наземну станцію. При цьому можна збільшити швидкість передачі інформації, але значно ускладнюється процедура передачі інформації.

Зони покриття зв'язком

Покриття Земної поверхні зв'язком вимагає значних капітальних витрат (мережі трансляторів і ретрансляторів), а покриття морів, океанів і високогірних районів в значній мірі взагалі проблематично.

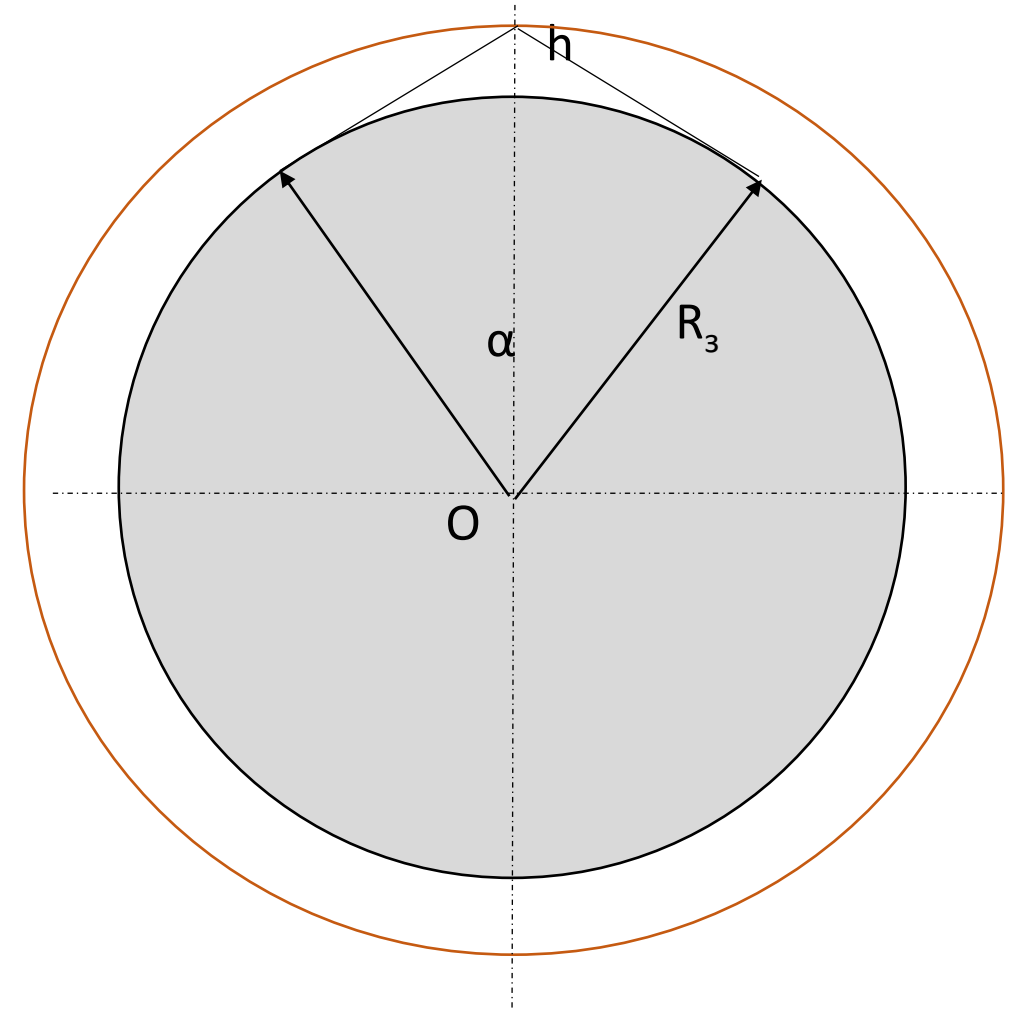
Підраховано, що при дальності зв'язку приблизно 1900 км (за деякими даними 500 км) вартості супутникових і наземних систем передачі рівні, а при дальності понад 3000-4000 км вартість супутникових систем виявляється в кілька разів менше.

Супутникові системи зв'язку призначені для забезпечення радіо, телефонного зв'язку, передач програм телебачення. До цих видів зв'язку останнім часом додаються відеоконференції і ряд інших сервісних послуг, включаючи Інтернет, знімки земної поверхні.

Зони видимості

Радіохвилі, які використовуються в КА, розповсюджуються в межах прямої видимості. Тому для визначення зон покриття земної поверхні зв'язком можна рахувати КА ретранслятором з висотою рівною висоті орбіти. У такому випадку зручно зону покриття визначати центральним кутом, розташованим у центрі Землі

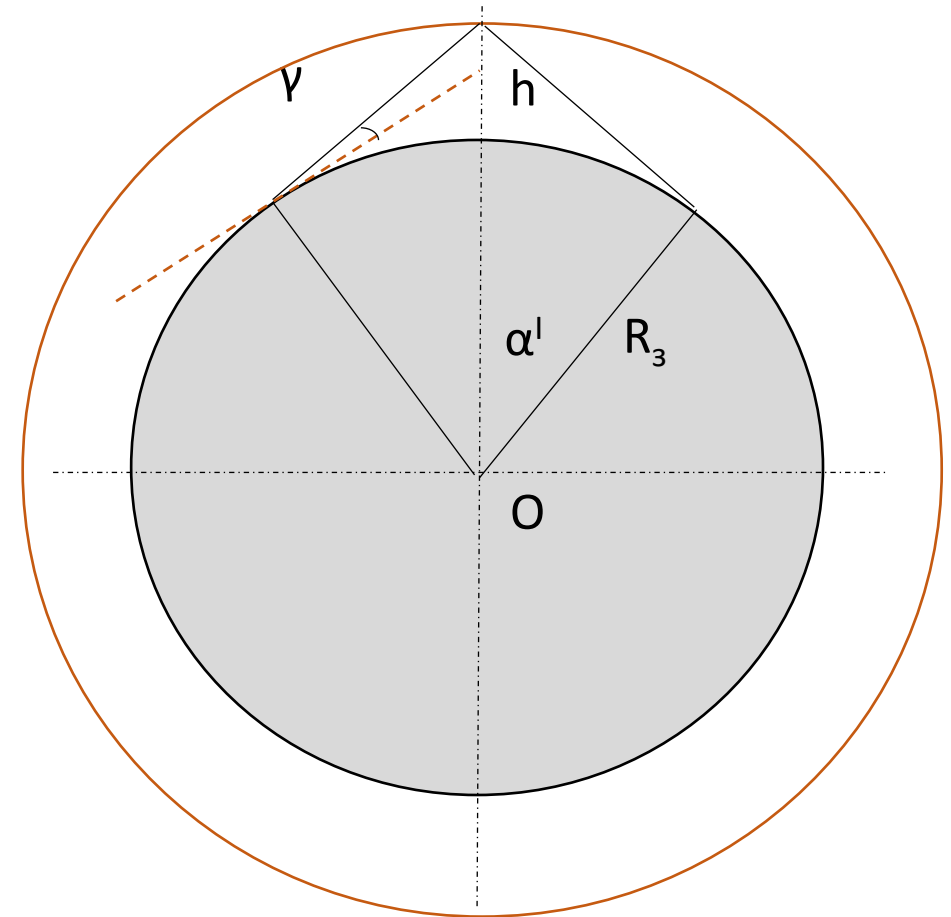
$$\alpha = 2 \arccos \left(\frac{R_3}{R_3 + h} \right)$$



Реальні зони покриття зв'язком

Насамперед складно організувати стійкий зв'язок на лінії горизонту за наявності споруд, дерев, пагорбів, релакції атмосфери близько до горизонту і потужності передавача супутника. У такому випадку надійний зв'язок може бути забезпечений під деяким кутом γ над горизонтом. Використовуючи теорему синусів у такому випадку можна знайти зону гарантованого покриття земної поверхні зв'язком

$$\alpha^I = 2(\arccos\left(\frac{R_3 \cos\gamma}{R_3 + h}\right) - \gamma)$$



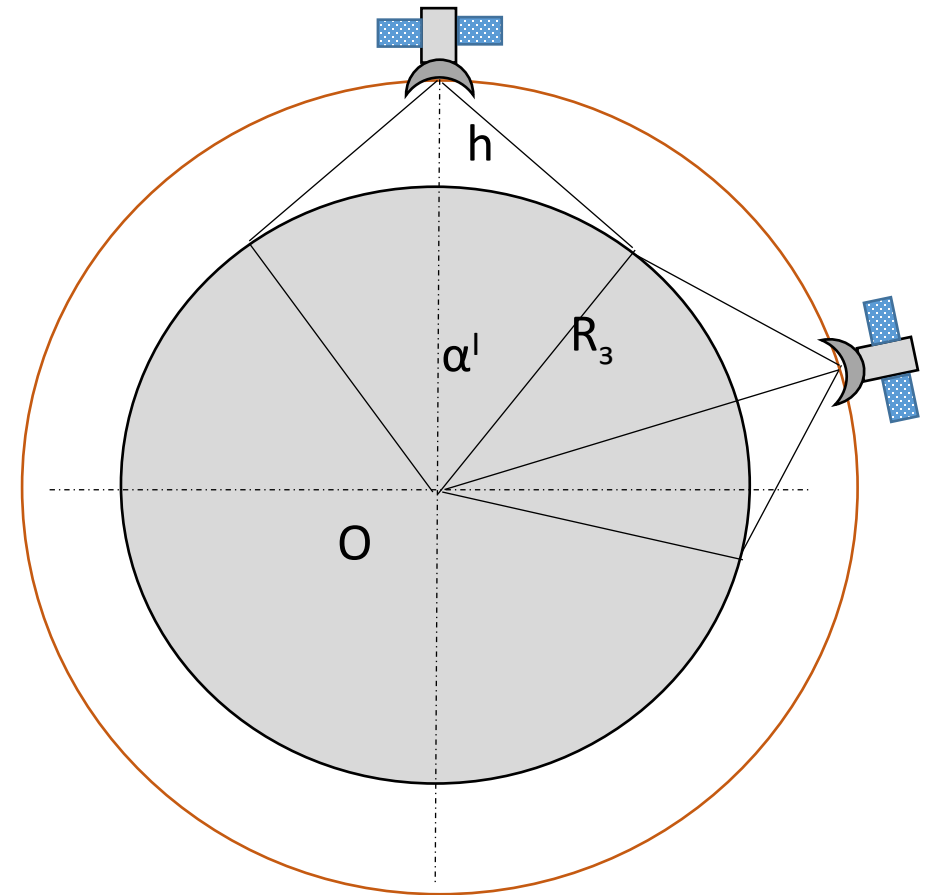
Глобальний зв'язок

Глобальний зв'язок передбачає доступ користувача до зв'язку в будь-якій точці на поверхні Землі, тобто у будь-який час в зоні видимості користувача повинен бути хоча б один супутник зв'язку. Для забезпечення глобального зв'язку формується супутникова система, яка складається з супутників, які розташовані на кругових орбітах в одній площині і орбіт, які мають однаковий нахил, але повернуті у просторі на фіксований кут.

Кількість супутників на одній орбіті можна визначити формулою

$$n = \frac{2\pi}{\alpha^I}$$

Округлення повинно відбуватись у більшу сторону

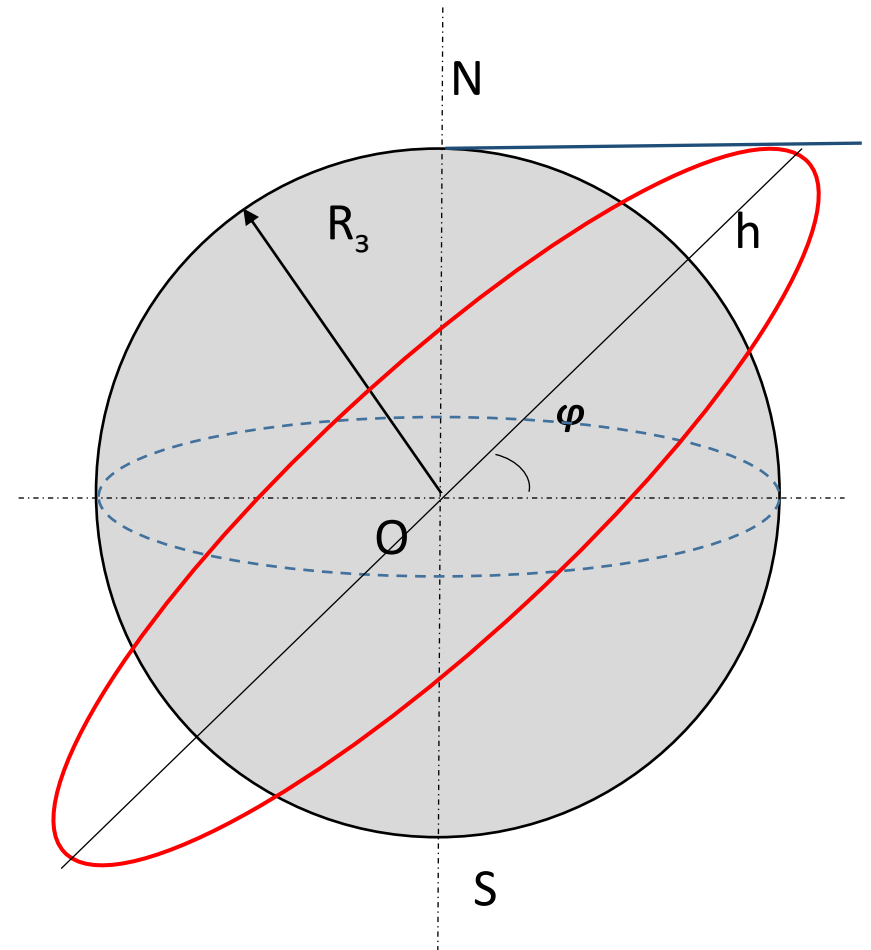


Кут нахилу орбіти

Для забезпечення глобального зв'язку кут нахилу орбіти відносно екватору повинен бути таким, щоб покриття зв'язком відбувалось на північному і південному полюсах, тобто супутник на полюсах повинен бути видимий на горизонті.

Для цього випадку можна визначити мінімальний кут нахилу орбіти, який визначається виразом

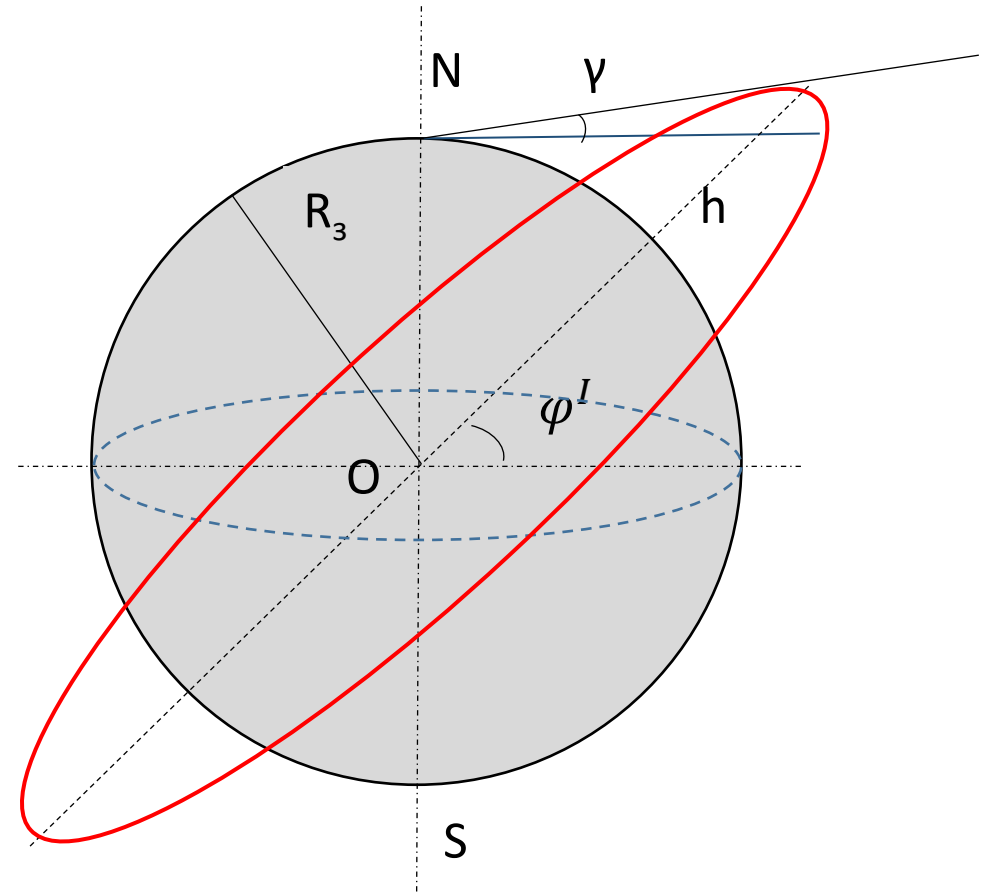
$$\varphi = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h}\right)$$



Гарантований кут нахилу орбіти

Для забезпечення гарантованого зв'язку кут нахилу орбіти повинен бути більшим, щоб у зонах, близьких до полюсів (південного і північного) супутник знаходився над горизонтом під деяким кутом γ , величина якого залежить як від потужності передавача супутника, так і від чутливості і потужності апаратури користувача. З урахуванням теореми синусів кут нахилу орбіти у такому випадку визначається виразом

$$\varphi^I = \arcsin\left(\frac{R_3 \cos \gamma}{R_3 + h}\right) + \gamma$$



Радіолінії космічних апаратів

Залежно від цільового призначення та потоку інформації з КА та на КА можливе використання різних радіоліній. Однак можна визначити радіолінії, що найбільш часто зустрічаються.

У напрямку передачі вони класифікуються на радіолінії «КА-Земля» та «Земля-КА».

За типом переданої інформації вони поділяються на:

- командні радіолінії (КРЛ) для передачі команд керування на КА (в окремих випадках передача нового програмного забезпечення);
- телеметричні радіолінії (ТРЛ) для передачі телеметричної інформації з бортової апаратури Землю;
- спеціальні інформаційні радіолінії (СІРЛ) для передачі великого обсягу інформації з апаратури корисного навантаження (зв'язок, знімки);
- поєднані командно-телеметричні радіолінії (СКТРЛ).

Командна радіолінія (КРЛ)

Керування бортовою апаратурою здійснюється системою керування, центральним елементом якої є БЦОК. Водночас, БЦОК, працюючи за закладеною програмою, не може передбачити всіх можливих варіантів керування бортовою службовою апаратурою та АКН. Тому майже всі КА передбачають керування від наземного Центру управління польотом (ЦУП).

Для передачі команд керування з ЦУП на борт КА використовується командна радіолінія. Напрямом передачі інформації цією радіолінією «Земля – борт».

Структура інформації, що передається по командній радіолінії, носить службовий характер і, як правило, захищена від довільного доступу. У загальному випадку до неї входить службова інформація (код доступу) та команди керування. Команди керування можуть бути разові та програмні. Разові виконуються безпосередньо з надходженням на борт КА, програмні або в заданий час, або в заданих координатах. Для цього на борту встановлюється апаратура реального бортового часу.

Швидкість передачі під час сеансів зв'язку з КРЛ зазвичай невисока.

Структура команд керування

Команди керування поділяються на разові і програмні.

Разові команди на КА виконуються безпосередньо після передачі на КА. Кількість таких команд як правило обмежена і в більшості КА не перевищує 100, що дозволяє обмежити їх кількість двома десятинними розрядами. Щоб розрізнити команди між собою перед кожною командою ставлять символ признака команди. Команди можуть об'єднуватись в один список для передачі на борт КА в одному потоці. Не допускається включати в потік протилежні команди.

Програмні команди можуть виконувати такі ж функції як і разові, але за виконання деяких умов, наприклад, часу або досягненню потрібних координат руху. Для цього доводиться відрізнити їх від разових символами і додавати разом із кодом команди додаткові умови для виконання команд.

Структуру і список команд визначає розробник. Ця інформація є службовою.

Телеметрична радіолінія

Важливим завданням функціонування КА є інформація про стан службової бортової апаратури та апаратури корисного навантаження, проходження команд керування та відпрацювання цих команд апаратурою КА. Виконання цього завдання покладено на систему телеметричного контролю (СТК).

СТК здійснює збір телеметричної інформації, формує спеціальний телеметричний кадр у цифровому коді, кожен розряд якого несе інформацію про стан конкретного приладу, апаратури або елемента електричної схеми (електричний сигнал). Крім цього, телеметрична інформація може містити дані з апаратури супутникової навігації та бортовий час. Структура телеметричного кадру може бути індивідуальною кожного КА або систематизована для певної групи КА.

Структура телеметричної інформації

Інформація про стан КА надходить як правило в блок збору телеметричної інформації або в бортовий цифровий обчислювальний комплекс (БЦОК) від датчиків, розташованих на КА або від радіоелектронної апаратури. Цю інформацію можна розділити на такі джерела:

- дискретні датчики, у яких основним конструктивним елементом є електричні контакти, що замикаються або розмикаються («сухий контакт») або логічний сигнал («0» або «1»), що знімається з інтегральних мікросхем;

- аналогові датчики, які вимірюють фізичні величини шляхом перетворення їх на електричні сигнали (ці сигнали переводяться в цифровий пакет за допомогою АЦП);

- цифровий пакет (наприклад від системи енергопостачання, вимірювальних датчиків, виконавчих органів та ін.)

Для отримання телеметричної інформації визначають періодичність опитування бортової апаратури, яка впливає на обсяг інформації, яку потрібно зберігати в пам'яті до передачі на наземний пункт і визначає вимоги до необхідного обсягу пам'яті.

Структура телеметричного кадру

Телеметрична інформація, яка отримується від бортової апаратури, повинна бути прив'язана до конкретного часу. Для цього інформацію формують у вигляді телеметричних кадрів, кожен із яких відповідає стану КА у конкретний час (час опитування).

Структура телеметричного кадру складається з символу початку кадру, номеру кадру, телеметричної інформації, часу отримання і символу кінця кадру.

Сама телеметрична інформація може формуватися двома способами: з жорсткою структурою і гнучкою структурою.

При жорсткій структурі кожен біт телеметричної інформації визначає стан конкретного приладу, апаратури або елемента електричної схеми. При цьому не потрібно вказувати адресу цього приладу, а структура всіх кадрів залишається постійною навіть коли змін у стані бортової апаратури не відбулось.

При гнучкій структурі у телеметричній кадр вносяться тільки зміни в стані апаратури, що потребує в телеметричному кадрі вказувати додатково адресу пристрою, де відбулися зміни.

Вибір способу формування телеметричного кадру визначає розробник на основі аналізу стану КА і оптимізації обсягу телеметричної інформації.

Організація зв'язку КА – наземна станція

Передача інформації між КА і наземною станцією відбувається в послідовному коді по односпрямованій радіолінії, тобто в одну сторону.

Однак для організації зв'язку потрібно мати двосторонній зв'язок, тобто неможливо передавати на КА командну інформацію, якщо КА не готовий прийняти цю інформацію. Це також і відноситься і для передачі телеметричної інформації. Тому для організації дуплексної радіолінії часто поєднують командну радіолінію та телеметричну радіолінію в одну, яку називають поєднаною командно-телеметричною радіолінією (СКТРЛ). При цьому передача і прийом відбуваються на різних частотах, як правило командна інформація на нижчій частоті, а телеметрична на більш високій, бо обсяг телеметричної інформації набагато більше командної, а на більшій частоті можна збільшити швидкість передачі інформації за рахунок збільшення смуги частот каналу.

Сеанси зв'язку з КА обмежені часовим інтервалом. При великому обсязі телеметричної інформації існують такі способи прийому та обробки телеметричної інформації: попередня обробка телеметричної інформації бортовою апаратурою (вимірювання, накопичення та перетворення); підвищення швидкості передачі по каналу; збільшення наземних пунктів прийому інформації.

Інформаційна радіолінія

Інформацію з АКН на багатьох КА передають разом з телеметричною інформацією телеметричної радіолінії. Однак, якщо обсяг інформації з АКН великий (супутники зв'язку, супутники дистанційного зондування Землі), і передача цього обсягу інформації по телеметричному каналу в сеансах зв'язку скрутна, то на КА виділяють спеціальну інформаційну радіолінію (СІРЛ), яка забезпечує передачу інформації під час сеансів зв'язку з АКН. Швидкість передачі з СІРЛ, зазвичай, вище, ніж з телеметричної радіолінії.

При тривалому функціонуванні АКН необхідно зберігати інформацію для подальшої передачі на наземну станцію під час коротких сеансів зв'язку. Для цього АКН включають блок пам'яті. У деяких КА для уніфікації інтерфейсів прийому передачі інформації вводять уніфікований блок, який називають системою збору наукової інформації (ССНІ). Такий блок введено на українських космічних апаратах. Введення уніфікованої ССНІ у складі службових систем дозволяє суттєво спростити процедуру узгодження АКН зі службовими системами КА.

Структуру інформації з АПН зазвичай задає розробник. Але для уніфікації передачі даних існують стандарти.

Способи підвищення достовірності передачі інформації

Велику увагу необхідно приділяти достовірності інформації, що передається по каналу зв'язку. Для цього використовують низку методів, основними з яких є:

- введення в інформацію надмірності, що дозволяє контролювати правильність інформації, що передається;
- тимчасова синхронізація інформації на приймальній та передавальній стороні.

Існує кілька способів запровадження надмірності в інформацію. Один із них – контроль парності при передачі байту інформації. У цьому випадку один з бітів (наприклад, 8) виділяється під контроль парності одиниць у байті. Якщо кількість одиниць у байті непарне, то в біт парності додається "1", а якщо парне - то "0". Інформативність при цьому знижується (лише 7 біт несуть інформацію), але завдяки цьому можна визначити достовірність переданого байту інформації.

Ще одним способом є використання коду Хемінгу, який завдяки своїй надмірності дозволяє не лише оцінити достовірність переданої інформації, але й відновити інформацію, якщо помилка відбулася лише в 1 біті переданого блоку інформації.

Досить широкого поширення набув пакетний спосіб передачі. Суть цього методу полягає у передачі інформації блоком (пакетом), розмірність якого може бути довільною, але не більшою ніж визначено характеристикою радіолінії при сбої в одному біті. Наприкінці інформації вводиться контрольне число (наприклад, сума «1» у блоці інформації). На приймальній стороні приймається інформація та контрольне число. Потім за прийнятою інформацією визначається контрольне число та зіставляється з переданим контрольним числом. Якщо вони збігаються, то інформація вважається прийнятою. Якщо ж не збігаються, то передачу пакета інформації потрібно повторити.

Асинхронний спосіб передачі

При передачі інформації по каналу зв'язку з постійною швидкістю на приймальній і передавальній стороні можуть бути встановлені генератори синхроімпульсів, і тоді відповідно відпадає необхідність передачі по каналу зв'язку сигналів синхронізації. Такий спосіб передачі є асинхронним.

Однак треба врахувати, що суто асинхронної передачі не існує. У будь-якому випадку необхідно синхронізувати передачу інформації, інакше достовірність передачі буде дуже низька. Так як генератори синхроімпульсів з абсолютно однаковою частотою і часом їхнього прямування на передавальній та приймальній стороні виконати неможливо, то згодом помилка синхронізації буде накопичуватися.

Для виключення накопичення помилки на стороні, що передає, в інформацію вводяться так звані старт-стопні імпульси. Стартовий імпульс визначає початок передачі постійного блоку інформації (наприклад, 1 байту), а «стоп» - кінець передачі. Вони відрізняються часом проходження і порівняно легко розпізнаються на приймальній стороні. За цими сигналами синхронізується генератор приймача, що унеможливорює накопичення помилки в часі.

Контрольні питання по розділу 3

1. Які частоти використовуються на космічних апаратах?
2. Які радіолінії використовуються на КА?
3. Як організується зв'язок наземних станцій і КА?
4. Які радіолінії використовують на КА і якими параметрами вони характеризуються?
5. Як визначаються зони видимості для КА?
6. Як визначається глобальний зв'язок і нахил орбіт для глобального зв'язку?
7. Яка структура команд керування?
8. Яка структура телеметричного кадру?
9. Коли використовується інформаційна радіолінія?
10. Які способи підвищення достовірності передачі інформації в радіолініях?

Розділ 4

Організація супутникового зв'язку

Супутники і супутникові системи зв'язку

Космічний сегмент може представляти як окремий супутник, так і супутникову систему, що складається з угруповання супутників.

Для одиноких супутників використовуються в основному супутник на

- геостаціонарній орбіті (нерухомий по відношенню до Землі), що забезпечує підключення широкого кола абонентів і безперервний зв'язок на території, що він покриває;

- витягнутої еліптичної орбіти з перигеєм близько 500 км і апогеєм близько 40000 км з періодом обертання близько 12 годин, з яких 3 години він знаходиться в зоні перигею і 9 годин в зоні апогею. В цьому випадку зв'язок забезпечується тільки в сеансах видимості над заданою територією (близько 9 годин в зоні апогею).

Такі супутники в основному забезпечують односпрямовану передачу телебачення і радіомовлення і двосторонній телефонний зв'язок.

Супутникові системи використовують угруповання супутників на кругових орбітах (декілька супутників на одній орбіті і декілька орбіт під одним нахилом, але повернені одна до одної у просторі). Це дає можливість створити глобальну систему зв'язку, тобто безперервно забезпечити зв'язком всю Землю Залежно від висоти орбіти такі супутникові системи зв'язку (ССС) діляться на геостаціонарні (GEO), низькоорбітальні (LEO) і середньо орбітальні (MEO).

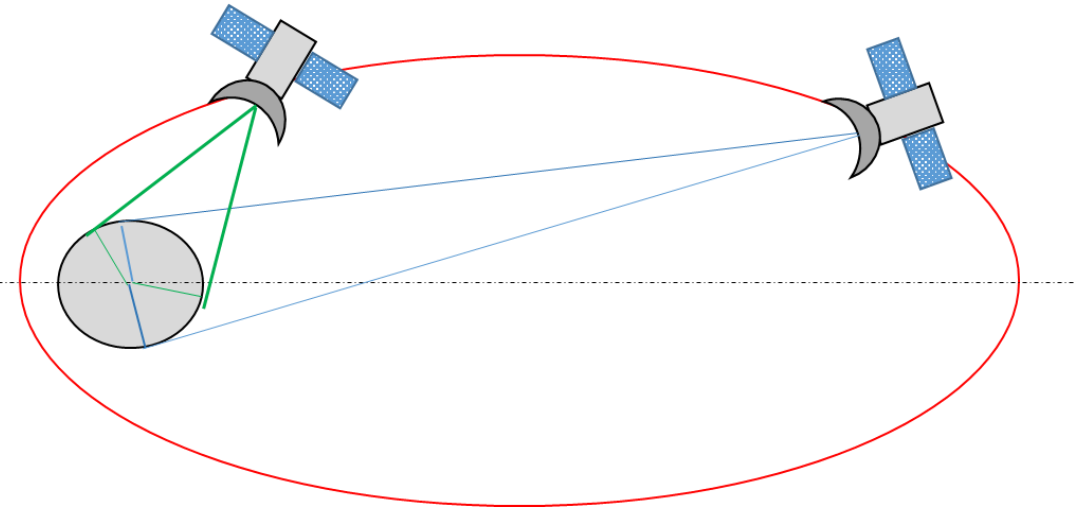
Супутники зв'язку на еліптичній орбіті

Супутники на витягнутих еліптичних орбітах використовувались для покриття зв'язком (телефонний зв'язок і програми телебачення) віддалених територій від наземних комунікацій.

Такі супутники серії «Молнія» запускались у Радянському союзі для покриття північних і середньо-азіатських територій з апогеєм у північній і перигеєм в південній напівкулі.

Перигей 500 км. Апогей 40 000 км. Кут нахилу орбіти $63,4^{\circ}$. Наземні гостро спрямовані антени діаметром 12 м, бортові – 1,4 м. Маса супутника 1600 кг. Період обертання 12 год. Включає наземні станції (до 20) на віддалених територіях. Зв'язок забезпечувався на протязі до 9 годин в зоні апогею і до 3 годин в зоні перигею.

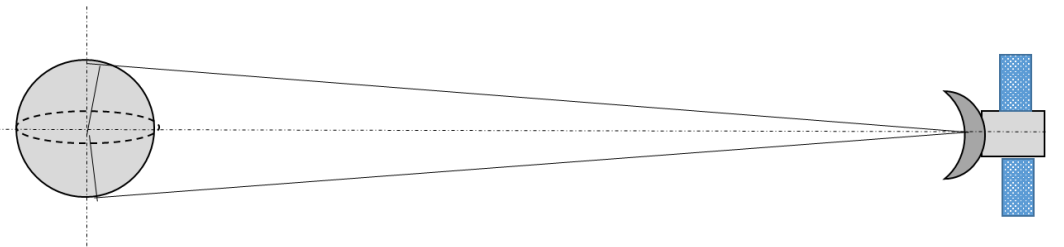
Вперше за допомогою таких систем було організовано відео-зв'язок між Москвою і Вашингтоном (Інтер відео) на протязі до 3 годин.



Супутники зв'язку на геостаціонарній орбіті

Супутники на геостаціонарній орбіті знаходяться нерухомо до Землі, що значно спрощує доступ користувачу до отримання послуг зв'язку (встановлення нерухомої антени). Використовуються в основному для передачі телебачення. При цьому суттєва затримка сигналу від передавальної станції не впливає на якість телевізійного зображення. Однак для телефонної розмови запізнення сигналу може досягати до 0,5 с.

Висота орбіти 36 000 км.
Передавальні антени діаметром 9 м.
Приймальні індивідуальні антени 0,3 – 1,8 м. Зона покриття 1/3 поверхні Землі.



Класифікація систем супутникового зв'язку

За території, що обслуговується супутникові системи діляться на глобальні, що обслуговують всю земну поверхню, включаючи і акваторію Світового океану, і регіональні (зональні), які обслуговують частину земної поверхні або окремі її частини.

За автономності системи ділять на автономні і неавтономні, які використовують для організації зв'язку на обслуговуваних ними територіях інших засобів зв'язку - наземних або супутникових (оренда).

За швидкістю передачі інформації поділяють на низько швидкісні і високошвидкісні. Низько швидкісні системи зазвичай використовують швидкості передачі інформації від 1,2 до 64 Кбіт/с і призначаються головним чином для телефонних переговорів і передачі факсів, телеграм та інших дискретних повідомлень. Високошвидкісні системи зазвичай мають швидкості 114, 384, 1024, 2048 Кбіт / с і призначаються для організації відеоконференцій, обміну даними між комп'ютерними мережами, доступу в різні бази даних, в Інтернет і надання інших послуг мультимедіа.

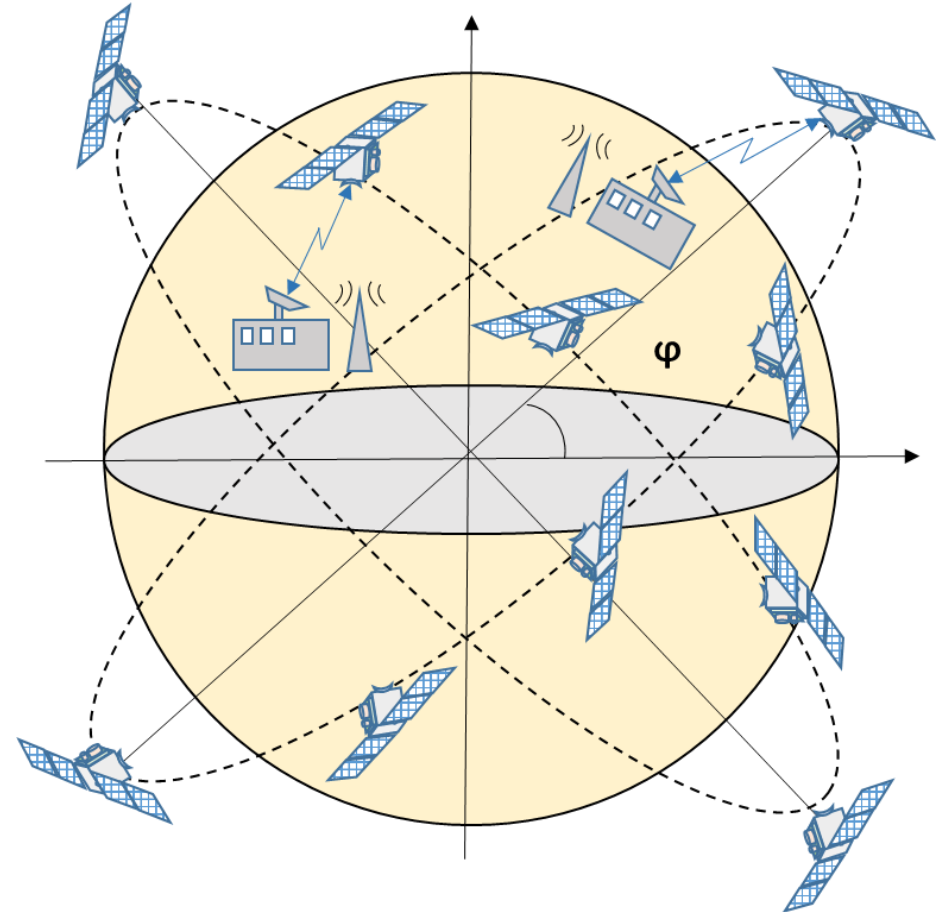
У багато супутникових системах зв'язку охоплення всієї території здійснюється сукупністю зон радіобачення окремих КА, що входять в космічне угруповання, внаслідок чого виникає завдання їх об'єднання в єдине ціле, тобто забезпечення зв'язності системи. Можливості підключення можна досягти або за допомогою між супутникових ліній зв'язку, що зв'язують кожен супутник угруповання з сусідніми, або за допомогою наземних ретрансляторів, розташованих в розрахункових зонах земної поверхні, або комбінацією цих двох способів.

Якість зв'язку. Цей важливий критерій визначається цілою низкою характеристик: швидкістю передачі інформації, енергетикою каналів, кількістю ретрансляції між КА, а також складом сервісних послуг, які надаються абонентам супутникової мережі, в тому числі і рухомий мережі.

Структура супутникових систем зв'язку

Супутникова система зв'язку в загальному виді включає:

- космічний сегмент, який складається зі супутників, які рівномірно розташовані на круговій орбіті, кругових орбіт, які розташовані під одним кутом нахилу, але повернені одна від одної у просторі;
- між супутникових ліній зв'язку;
- наземних станцій (передачі інформації, прийому інформації, прийому-передачі інформації, керування польотом);
- наземних ретрансляторів;
- наземних комунікаційних мереж.



Системи зв'язку на основі геостаціонарних супутників

Системи на основі геостаціонарних супутників GEO через сталості їх розташування над певною точкою поверхні Землі мають ряд переваг при організації глобального зв'язку:

- відсутність перерв зв'язку через взаємного переміщення КА і призначеного для користувача терміналу під час сеансу зв'язку, що забезпечує можливість телемовлення;

- охоплення зв'язком 95% поверхні Землі системою, що складається всього з трьох геостаціонарних супутників;

- відсутність необхідності в організації між супутникового зв'язку (на відміну, наприклад, від низькоорбітальних систем);

- відпрацьована технологія керування КА.

Висота геостаціонарної орбіти досить велика, тому в таких супутникових системах є великий недолік - тривала затримка між передачею і прийомом сигналу. Крім того, додаткову затримку вносять атмосфера і прийомо-передавальна апаратура терміналів і супутника-ретранслятора.

На геостаціонарній орбіті в даний час вже розташована велика кількість КА, і розміщення нових в заданих точках стояння з необхідною електромагнітною сумісністю становить серйозну трудність.

Низькоорбітальні супутникові системи зв'язку

До низькоорбітальних супутникових систем (системи LEO) відносять такі, для яких висота орбіти знаходиться в межах 700-1500 км, маса КА - до 500 кг, орбітальне угруповання - десятки супутників. Для охоплення зв'язком великій території Землі використовують декілька площини орбіт. Більш короткі лінії супутникового зв'язку «вгору» і «вниз» через низькі орбіти в порівнянні з геостаціонарними забезпечують менше ослаблення сигналу і час запізнювання сигналу. Крім того, вони дозволяють охопити приполярні райони (за рахунок нахилу орбіт).

Кожен з супутників угруповання має обмежену зону обслуговування, і для глобального охоплення необхідно зв'язок між ними. Він забезпечується різними способами в різних проектах. В одних (Iridium) - за допомогою ліній радіозв'язку в космосі, в інших (Global Star) забезпечена непомітна для користувача безперервна автоматизована передача абонента від променю до променю і від ШСЗ до ШСЗ при досить великому числі наземних станцій.

У числі факторів, що сприяють розвитку систем LEO, не можна не враховувати біологічний. Так, для реалізації вимог біологічного захисту людського організму від випромінювання СВЧ рекомендований рівень безперервно випромінюваної потужності радіотелефону становить не більше 50 мВт.

Низькоорбітальні системи дозволяють забезпечити безперебійний зв'язок з терміналами, розміщеними в будь-якій точці Землі, і практично не мають альтернативи при організації зв'язку в регіонах зі слаборозвиненою інфраструктурою зв'язку і низькою щільністю населення, а вартість зв'язку значно нижче, ніж для геостаціонарних.

Супутникові системи зв'язку на середніх орбітах

Висота орбіти для середньо орбітальних систем (МЕО) коливається в межах 5000-20 000 км, маса КА перевищує 1000 кг, а орбітальне угруповання становить від одиниць до приблизно десяти супутників.

Перевага середньовисотних орбіт в порівнянні з низькими полягає в тому, що перші лежать між радіаційними поясами Землі, в той час як друга - всередині першого поясу. Тому термін служби для систем МЕО - 15 років, для LEO - 5-7 років, що суттєво впливає на їх вартість.

В системі МЕО для повного покриття Землі необхідно 10-12 ШСЗ. Спочатку для обслуговування декількох регіонів досить шести ШСЗ. Це дозволяє забезпечити запуск супутників зв'язку і розгортання системи МЕО набагато швидше, ніж системи LEO.

Порівняльні характеристики систем зв'язку

Показник	Inmarsat	Iridium	Global Star	Neo ISO
Орбіта	Геостаціонарна	Низько-орбітальна	Низько-орбітальна	Середнє-орбітальна
Висота орбіти, км	36500	780	1414	10000
Кількість супутників	4F2+4F3	66	48	12-20
Число орбіт		6	8	2
Тип орбіти	Кругова	Кругова квазіполярна	Кругова квазіполярна	Кругова
Початок експлуатації, рік	1982	1998	2000	2003
Голос (Кбіт/с)	4,8	4,8	4,8	4,8
Факс (Кбіт/с)	2.4 - 64	-	2.4	2.4
Дані (Кбіт/с)	0,6 - 64	2,4	9,6	9,6
Пакетна передача	+	-	-	+
Розмір і маса (кг) портативної станції	Ноутбук, 2,2	Трубка, 0,375	Трубка, 0,35	Трубка, 0,2 – 0,3
Вартість, долар	3000	1500	1000	1000
Вартість хвилини, долар	0,19 – 7,5	0,75 – 1,8	1,8 – 4	1,0 – 3

Система зв'язку на основі геостаціонарних супутників Inmarsat

Inmarsat спеціалізується на забезпеченні супутникового зв'язку з рухомими об'єктами та спочатку розроблялася для використання на літаках і морському транспорті.

Угруповання включає 4 супутника на геостаціонарних орбітах. Кожен супутник покриває приблизно третю частину Землі. Для здійснення дзвінка супутниковий телефон системи Inmarsat налаштовується на один із супутників. Наземні станції з гігантськими антенами приймають сигнал з супутника і маршрутизує його до кінцевого абонента в будь-якій країні світу.

Якщо ж хто-небудь дзвонить на супутниковий телефон, то все відбувається точно так само, але в зворотній послідовності.

Антенна система КА типу Inmarsat-4 в L-діапазоні (параболічна антена діаметром 9 м і опромінювач у вигляді антенної решітки з 120 симетричних вібраторів) формує 228 вузьких і 19 широких регіональних променів в L-діапазоні і в C-діапазоні (2 окремі антени на прийом та передачу)

Відповідно до призначення і використання система Inmarsat підрозділяється на ряд стандартів.

Стандарти Inmarsat

Inmarsat-E. Послуга передачі сигналів порятунку за допомогою радіобуїв, які відправляють сигнал лиха із зазначенням координат через наземні станції супутникового зв'язку системи Inmarsat. Покриває практично всю акваторію Світового океану.

Inmarsat-phone mini-M. Найбільш популярний стандарт, розроблений для роботи за технологією зонального променя супутників Inmarsat-3. Термінали представляють собою цифровий телефон вагою не більше 700 г, який за своїм виглядом нагадує малогабаритну радіостанцію. Є малогабаритними, легкими і дешевими. Розроблено версії для установки на автомобіль, залізничний вагон, напівстаціонару установку, а також для установки на судна та яхти.

Aero-C. Послуга з передачі низько швидкісних даних і реєстрації місця розташування в авіації. Дешева послуга з обміну інформацією з бортом літака з одночасним позиціонуванням. Ідеальний засіб зв'язку для літаків, що виконують рейси в районах з відсутністю зв'язку. Крім звітів про місцезнаходження, Aero-C може бути використаний для повідомлень про зміну погоди та польотного завдання, запитів на технічне обслуговування і дозаправку, а також як засіб зв'язку для екіпажу і пасажирів

Супутникова система персонального зв'язку Iridium

Коли компанія Motorola приступила до розробки проекту низькоорбітальної супутникової системи зв'язку Iridium, передбачалося, що система буде складатися в цілому з 77 супутників. Саме спочатку обраному числу супутників проект завдячує своєю назвою (77 елемент в таблиці Менделєєва іридій). Пізніше автори проекту розрахували, що для повного охоплення поверхні Землі досить 66 супутників (за рахунок збільшення кількості променів кожного супутника).

Мережа Iridium складається з космічного і наземного сегментів. Перший являє собою мережу з 66 супутників. При виборі і обґрунтуванні орбіт враховувалися необхідність глобального охоплення території Землі в будь-який час доби і забезпечення зв'язку між сусідніми супутниками.

Основна концепція мережі Iridium полягає в створенні загальної області обслуговування завдяки застосуванню між супутникових каналів зв'язку і кластеризації променів супутника. Ця область охоплює не тільки всю земну поверхню, але і простір до висоти 180 км, забезпечуючи потреби авіації. При цьому формуються «стільники» загальною областю обслуговування, що забезпечує надійну передачу інформації між каналами.

Основні характеристики Iridium

- Кількість супутників - 66;
- кількість орбітальних площин - 6;
- висота орбіти - 780 км;
- кут нахилу орбітальних площин - 86,4 °;
- орбітальний період - 100 хв 28 с;
- маса супутника - 700 кг;
- кількість направлених променів з одного супутника - 48;
- термін активного існування супутника - 5-8 років;
- 10 робочих супутників і 1 резервний на кожній з орбіт.

Випускаються станції сполучення чотирьох конфігурацій - на 30, 60, 90 і 120 тис. абонентів. Вартість станції сполучення досить висока, так як в її склад входить високонадійне обладнання, яке забезпечує не тільки зв'язок із супутником, але і визначення (через супутник) координат абонента, технічне обслуговування, а також адміністрування мережі.

Частотні характеристики Iridium

Радіолинія	Діапазон частот	Смуга частот
«Абонент – КА»	1616-1625,5 МГц	105 МГц
«КА – Абонент»	–*–	
«КА – Шлюзова станція»	19,6 ГГц	100 МГц
«Шлюзова станція – КА»	29,1–29,3 ГГц	100 МГц
«КА – КА»	23,18–23,38 ГГц	200 МГц
Командна і телеметрична:		
«Земля – КА»	29,1–29,3 ГГц	н/д
«КА – Земля»	19,6 ГГц	

Принцип функціонування

У момент підключення радіотелефону Iridium до найближчого супутника через наземну станцію сполучення системи автоматично визначається платоспроможність рахунку абонента і його місцезнаходження. Залежно від сумісності і завантаженості альтернативних систем зв'язку вибираються ті з них, які будуть використані для передачі сигналу: система супутникового зв'язку або стільниковий телефонія. При неможливості використання місцевої системи стільникового зв'язку радіотелефон виходить на прямий зв'язок з найближчим супутником. Потім сигнал передається з одного супутника на інший до тих пір, поки він не буде прийнятий радіотелефоном абонента або наземною станцією системи Iridium. Наземна станція з'єднає супутникову мережу з наземними інфраструктурами зв'язку в будь-якій точці земної кулі.

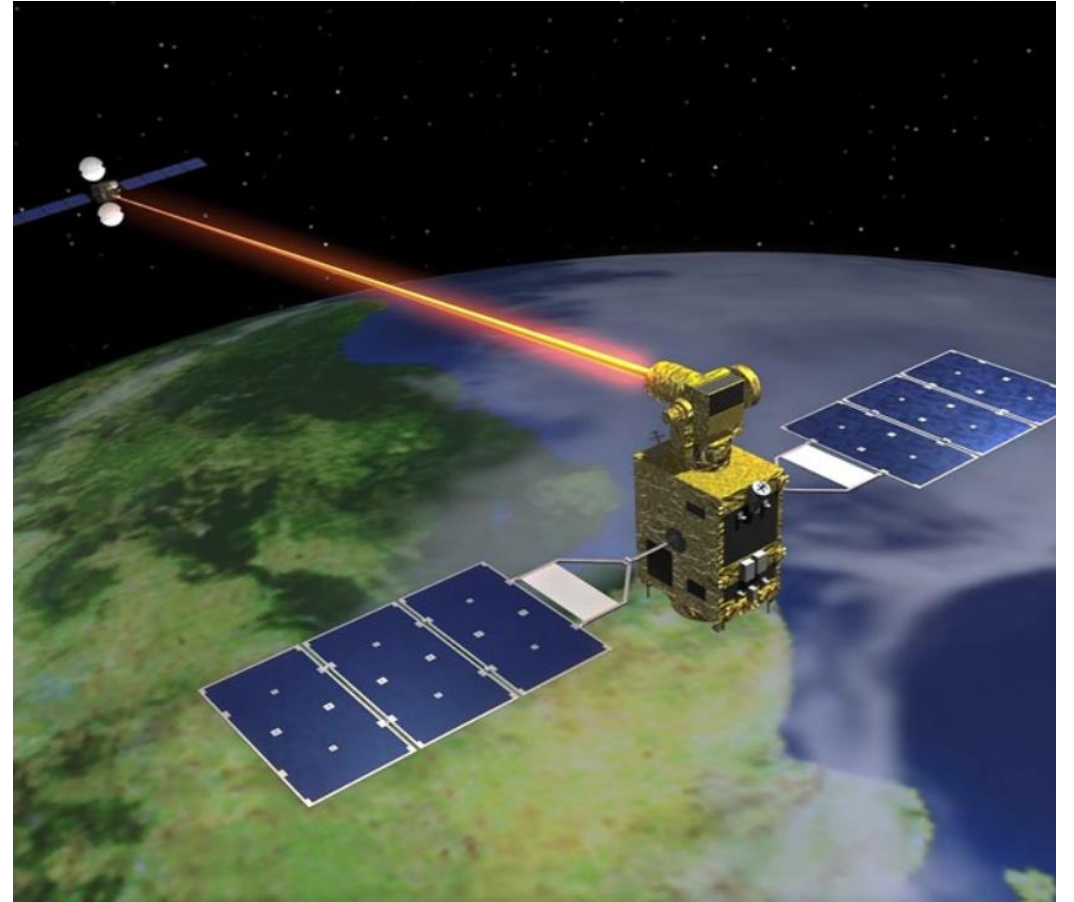
Час встановлення зв'язку аналогічно часу встановлення зв'язку між абонентами наземної стільникового зв'язку і не перевищує 2 с. При цьому забезпечується безперервність зв'язку протягом усього сеансу.

Між супутникові оптичні лінії зв'язку

До оптичних супутникових ліній зв'язку відносять лінії зв'язку, які використовують частотний діапазон видимого спектру, або близький до нього. Видимий діапазон використовує довжину хвилі від 340 до 770 нм (10^{-9} м). Досить широко використовують інфрачервоний спектр.

Швидкість передачі інформації у експериментальних зразках досягала 5.6 Гбіт/с на відстані до 5000 км. Теоретично можна досягти десятки Гбіт/с, що набагато більше, ніж на радіочастотах. Крім того завдяки малій довжині хвилі обладнання має невеликі розміри (діаметр оптичної антени близько 125 мм). Ефективне використання на межах атмосфери, де затухання сигналу практично відсутнє. Система має велику захищеність від перехоплення інформації.

Недолік оптичних супутникових ліній зв'язку – потребує високу точність наведення на великих відстанях завдяки вузькій діаграмі спрямованості.



Системи між супутникового зв'язку

Наявність зв'язку між супутниками дозволяє значно підвищити інформативність системи зв'язку. Для цього на супутникових системах використовують радіолінії. Це дозволяє маршрутизувати інформацію від одного абоненту до іншого через супутники. Як правило, таке угруповання повинно бути стабільним у просторі. Для цього використовують супутники на кругових орбітах, що дозволяє крім орієнтації супутника на Землю, отримувати постійний напрям (орієнтацію) на два сусідніх супутника. Для забезпечення електромагнітної сумісності для цих угруповань потрібно мати ліцензію на частоти.

При використанні оптичних ліній зв'язку враховуючі їх вузький промінь, сертифікація не потрібна. Але саме це створює проблеми з точністю наведення оптичного променя, що ускладнює їх технічну реалізацію.

На орбіті підтверджено наявність оптичного зв'язку зі швидкістю 5,6 Гбіт/с. і частотою бітових помилок краще, ніж 10^{-9} між двома супутниками LEO, NFIRE (США) і TerraSAR-X (Німеччина) на низьких орбітах на відстані до 5000 км. Крім того використовується оптичний зв'язок між супутником ДЗЗ на низькій орбіті і супутником на геостаціонарній орбіті, що дозволяє супутнику ДЗЗ з великою швидкістю скинути інформацію на геостаціонарний супутник, а потім з геостаціонарного супутника передавати інформацію на Землю з меншою швидкістю на протязі більшого часу.

Контрольні питання по розділу 4

1. На яких орбітах використовують одинокі супутники зв'язку?
2. В чому перевага супутників зв'язку на геостаціонарних орбітах
3. Як поділяються супутники зв'язку за швидкістю передачі інформації?
4. За яким принципом будуються супутникові системи зв'язку?
5. Як поділяються супутникові системи зв'язку за територією покриття?
6. Яка структура супутникових систем зв'язку?
7. Як будуються супутникові системи зв'язку на геостаціонарних орбітах? В чому їх перевага і недоліки?
8. В чому перевага і недоліки супутникових систем зв'язку на низьких орбітах?

Розділ 5

Навігаційні супутникові системи

Принципи побудови навігаційних супутникових систем

Вирішення навігаційних завдань здійснюється за допомогою односпрямованого радіовипромінювання з КА, координати яких відомі з високою точністю, тобто. від користувача не приймається відбитий сигнал.

Координати користувача визначаються розв'язанням геометричної задачі у просторі при відомих відстанях від космічних орієнтирів (КА). Відстань визначається часом проходження сигналу джерела випромінювання до користувача з відомою швидкістю поширення.

Швидкість пересування користувача у просторі визначається за рахунок використання ефекту Доплера.

Проблемні питання:

- синхронізація часу джерела та приймачі випромінювання;
- Забезпечення точних координат джерел радіовипромінювання;
- Покриття територій;
- Структура передавальної інформації.

Синхронізація часу

Для визначення координат користувача необхідно знати з високою точністю координати джерела випромінювання та час проходження сигналу джерела випромінювання.

Для синхронізації часу джерела випромінювання виконуються такі дії:

- на КА встановлюється точний годинник (атомний) і створюється система єдиного часу;
- на приймачі встановлюються кварцові резонатори, які забезпечують високу стабільність на короткому періоді обробки інформації;
- час неузгодженості годинника на КА та приймачі вважається невідомим і підлягає визначенню на приймальній стороні.

Визначення координат

Тимчасовий інтервал складається з часу проходження сигналу та різниці часу між тимчасовою шкалою супутників та приймача

$$\tau_{mi} = \tau_{ri} + \Delta\tau$$

Псевдо дальність знаходиться з умови

$$r_{mi} = \sqrt{(x_{si} - x)^2 + (y_{si} - y)^2 + (z_{si} - z)^2} + c\Delta\tau$$

де x_{si}, y_{si}, z_{si} , - координати i -того супутника;

x, y, z - координати приймача.

Точне значення для дальності має вид:

$$r_i = \sqrt{(x_{si} - x)^2 + (y_{si} - y)^2 + (z_{si} - z)^2}$$

У рівнянні 4 невідомі. Аби вирішити рівняння необхідно одержати 4 рівняння, тобто. прийняти інформацію з чотирьох супутників.

Для зменшення похибки вимірювань необхідно, щоб супутники були максимально рознесені.

Визначення швидкостей

Вимірювання доплерівських зрушень частоти несучої дозволяє визначити радіальні складові швидкості супутника щодо споживача

$$\dot{r}_{mi} = \frac{(x_{si} - x)(\dot{x}_{si} - \dot{x}) + (y_{si} - y)(\dot{y}_{si} - \dot{y}) + (z_{si} - z)(\dot{z}_{si} - \dot{z})}{r_i} + \Delta\dot{r}$$

де x_{si}, y_{si}, z_{si} - координати i -того супутника;

x, y, z - координати приймача;

$\dot{x}_{si}, \dot{y}_{si}, \dot{z}_{si}$ - швидкості i -того супутника;

$\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ - швидкості приймача.

Похибка визначення радіальної швидкості підлягає визначенню приймальної стороні. Рівняння має 3 невідомі швидкості та похибка визначення швидкості. Для знаходження необхідні 4 незалежних виміру, тобто. прийняття інформації з 4 супутників за умови, що координати супутників та приймача відомі

Вибір орбіт навігаційних супутників

Для вирішення навігаційної задачі необхідно знати точні координати супутника та його швидкості у вибраній системі координат. З цією метою необхідно виконати низку умов:

- координати та швидкості повинні практично не змінюватися протягом вимірів і розрахунків, тому параметри орбіт повинні бути квазістаціонарними;

- угруповання супутників має бути стабільним. Тому супутники мають бути на кругових орбітах;

- покриття має забезпечуватися для території Землі, причому у полі видимості у кожному точці кількість видимих супутників має бути щонайменше 5, тобто. має забезпечуватись п'ятикратне покриття земної поверхні.

На виконання цих умов супутників вибирають кругові орбіти на висотах близько 20 000 км із періодом обертання близько 12 годин. Для покриття земної поверхні орбіта супутника має бути під нахилом до екватора, а супутники повинні рівномірно розташовуватися як усередині орбіти, і різних орбітах.

Навігаційна система GPS

Навігаційна система GPS контролюється міністерством оборони США.

Космічна угруповання включає 24 супутники, розташованих на кругових орбітах 20180 км і мають період обігу близько 12 год. Супутники рівномірно згруповані у 6 площинах з кутом нахилу 55° . Площини орбіт зрушені одна щодо одної на 60° . Таке угруповання забезпечує видимість у будь-якій точці Земної поверхні одночасно від 5 до 11 супутників.

Супутники передають сигнали, що містять далекомірні коди та службову інформацію. Використовується принцип кодового розподілу сигналів окремих супутників. Кожен супутник має свій далекомірний код, але всі супутники використовують єдину частоту несучих сигналів: для цивільних користувачів L1 (1575,42 МГц), для військових користувачів L2 (1 227,6 МГц).

Дальномірні коди забезпечують вимірювання дальності супутниковими навігаційними приймачами, а службова інформація використовується щодо навігаційних розрахунків і контролю системи. Змістом службової інформації є частото-часові поправки для даного супутника, його точно розраховані координати на фіксовані проміжки часу (ефемериди), відносно грубі дані для розрахунку координат усіх супутників (альманах) та телеметрична інформація. Закладка даних на супутник здійснюється двічі на добу.

Приймачі GPS випускаються у вигляді чіпів, що вбудовуються, для різної апаратури і дозволяють визначати місцезнаходження з точністю до 1 м.

Навігаційна система ГЛОНАСС

Навігаційна система ГЛОНАСС контролюється міністерством оборони Росії.

Космічна угруповання включає 24 супутники, розташованих на кругових орбітах 19 100 км і мають період обігу близько 11 години 15 хв. Супутники рівномірно згруповані в трьох площинах з кутом нахилу $64,8^\circ$. Площини орбіт зрушені одна щодо одної на 120° .

У системі використовується частотний поділ сигналів. Кожен супутник передає сигнали на своїй частоті, що несе у двох діапазонах: у відкритому каналі L1 ($f_{1k}=f_{10}+k\Delta f_1$, $f_{10}=1602$ МГц, $\Delta f_1=0,5625$ МГц), у закритому каналі L2 ($f_{2k}=f_{20}+k\Delta f_2$, $f_{20} = 1246$ МГц, $\Delta f_2 = 0,4375$ МГц). За парою супутників, що розташовані в одній площині діаметрально протилежно, закріплена одна частота.

Принцип роботи аналогічний GPS. Використання у приймальному пристрої сигналів GPS та ГЛОНАСС дозволяє підвищити точність вимірювань.

Навігаційна система Galileo

Galileo європейська супутникова навігаційна система перебуває під цивільним управлінням і створювалася як альтернатива системам, які під контролем військових відомств.

Передбачається, що в космічному угрупованні буде використано понад 21 середньо орбітальний супутник з висотою орбіти 23616 км при нахиленні орбіти 56° і до 9 геостаціонарних супутників. Період звернення середньо орбітальних супутників близько 14 год.

Система будується на принципах відкритої архітектури та взаємодіятиме з навігаційними супутниковими системами GPS та ГЛОНАСС.

Частотні діапазони виділені рішенням міжнародної конференції WRC-2000 близькі до частотних діапазонів GPS та ГЛОНАС

Контрольні питання по розділу 5

1. На якому принципі побудовані супутникові навігаційні системи?
2. Як вирішується проблема синхронізації часу?
3. За яким принципом визначаються координати в навігаційних супутникових системах?
4. За яким принципом визначаються швидкості в навігаційних супутникових системах?
5. Як обираються орбіти навігаційних супутників?
6. Яка структура навігаційної системи GPS?
7. Яка структура навігаційної системи ГЛОНАСС?
8. Яка структура навігаційної системи Galileo?

Перелік рекомендованої літератури

1. Космічні літальні апарати. Введення в ракетно-космічну техніку: Навч. посібник із грифом МОНУ / Ю.Ф. Данієв Ю.Ф., А.В. Демченко, В.С. Зевако, А.М. Кулабухов, В.В. Хуторний; Під заг. ред. д-ра техн. наук, проф. О.М. Петренко Д.: АРТ-ПРЕС, 2007. – 456 с.
2. Алексєєв, Ю. С. Проектування систем керування об'єктів ракетно-космічної техніки. Т. 2. Проектування систем керування космічних апаратів та модулів орбітальних станцій: підручник / Ю. С. Алексєєв, Є. В. Білоус, Г. В. Бєляєв та ін / під заг. ред. Ю. С. Алексєєва, Ю. М. Златкіна, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. І. Чумаченко. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харків. авіац. ін-т», НВП Хартрон-Аркос, 2012. - 680 с.
3. Проектування цифрових автоматів і мікропроцесорних систем керування: Навч. посіб. / А.М. Кулабухов, В.О. Ларін, М.О. Якушкін. – Д.: РВВ ДНУ, 2005. – 132 с. (гриф “Рекомендовано Міністерством освіти і науки України”).
4. Гребенкіна О.А., Кулабухов А.М. Енергоефективні методи керування кутовим положенням малих космічних апаратів Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2022. – Вип. 25. – №4. – Т. 30. – С. 152-157 DOI: 10.15421/452210.
5. Кулабухов А.М. Електронні прилади та пристрої: Навч. посіб. / А.М. Кулабухов, О.М. Петренко, Ю.М. Чашка. – Д.: РВВ ДНУ, Вид-во ДНУ, 2010. – 248 с. (з грифом МОНУ).
6. Трубіцин К. В. , Победаш К. К. , «Промислова електроніка. Конспект лекцій. Навчальний посібник», Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022, 228 с.
7. Воробйова О.М. Основи схемотехніки: підручник / О.М. Воробйова, В.Д. Іванченко. – [2-ге вид.]. – Одеса: Фенікс, 2009, 388 с.
8. Савченко І.Д., Тищенко А.В., Кулабухов А.М., Масальский В.О. Модель радіолінії з підвищеною інформативністю для низькоорбітального супутника // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2019. – Вип. 22. – №4. – Т. 27. – С. 9-12 DOI:10/15421/451902.

9. Тищенко А.В., Кулабухов А.М., Масальский В.А. Синтез адаптивной системы автоматического управления летательным аппаратом с многомерным ПИ-регулятором // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2019. – Вип. 22. – №4. – Т. 27. – С. 79-85.
10. Гребенкина Е. А., Ларин В. А. , Кулабухов А. М. . Методика выбора двигателей-маховиков космических аппаратов для проведения стереосъемки // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2021. – Вип. 24. – №4. – Т.29. – С. 152-157 DOI: 10.15421/452117.
11. Лапханов Е. О. Особливості створення засобів відведення космічних апаратів з навколоземних робочих орбіт // Технічна механіка. – 2019. – № 2. – С. 16 –30.
12. Alpatov A.P.Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam / A. P Alpatov., S. V. Khoroshylov, A. I. Maslova // Dynamics and control. Kyiv: Akadempriodyka. – 2019. – 170 р.
13. Analysis of the Ballistic Aspects of the Combined Method of Deorbiting Space Objects From the Near-Earth Orbits / M. Dron', O. Golubek, L. Dubovik, A. Dreus, K. Heti // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2019. – № Vol. 2. Iss. 5 (98). – P. 49 – 54. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.161778.
14. P. Zheliabov, D. Faizullin, A. Kulabukhov. High performance processing cluster for remote sensing spacecraft // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2020. – Вип. 23. – №4. – Т. 28. – С. 105-111. DOI: 10.15421/452014.
15. P. Zheliabov, E. Lapkhanov, D. Faizullin, A. Kulabukhov, K. Hiraki Electromagnetic Stabilization System Algorithm During Energy Restriction Mode for the Near-Symmetric Satellites // International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E), Vol. 15, N. 1 ISSN 1973-7459 February 2022. – P. 62 – 70.