

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»

Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

А.В. Клішта, Ю.В. Степанковський

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ ШТУЧНОГО СУПУТНИКА ЗЕМЛІ

ЛАБОРАТОРНИЙ ПРАКТИКУМ

з дисципліни "Динаміка та керування рухомими об'єктами"

Рекомендовано
Вченою Радою приладобудівного факультету
НТУУ «КПІ»

Київ – НТУУ "КПІ" – 2012

УДК 531.383

*Гриф надано Вченою радою ПБФ
(протокол № 6/12 від 24 травня 2012 р.)*

Рецензент

*Антонюк Віктор Степанович, д.т.н., професор,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»*

Відповідальний редактор

*Бурау Надія Іванівна, д.т.н., професор,
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»*

Клішта А.В., Степанковський Ю.В.

К 49

Дослідження динаміки штучного супутника Землі/ Лабораторний практикум [електронний ресурс]. – К.: НТУУ «КПІ», 2012, – 92 с.

Лабораторний практикум складається з опису лабораторних робіт, що рекомендовані програмою за курсом "Динаміка та керування рухомими об'єктами" в розділі, присвяченому дослідженню динаміки штучних супутників Землі. В описах робіт зазначені мета досліджень, дані теоретичні обґрунтування робіт і методичні вказівки до їх виконання.

Призначено для студентів приладобудівних спеціальностей вищих технічних учбових закладів.

ЗМІСТ

Передмова.....	6
Дослідження динаміки руху штучного супутника Землі.....	7
1. Основні теоретичні відомості.....	7
1.1 Системи координат, елементи орбіти.....	8
1.2. Моменти, що діють на штучний супутник Землі.....	11
1.3. Виконавчі органи систем орієнтації штучного супутника Землі.....	15
1.4. Рівняння руху штучного супутника Землі, що не має рухомих мас.....	19
1.5. Рівняння кутового руху ШСЗ	23
2. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з реактивними двигунами..	26
2.1 Мета роботи.....	26
2.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з реактивними двигунами.....	26
2.3 Методичні вказівки до виконання роботи.....	26
2.4. Порядок виконання роботи.....	29
2.5. Зміст звіту.....	30
2.6 Контрольні запитання.....	31
3. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з гіроскопічними стабіліза- торами, що розвантажуються реактивними двигунами.....	31
3.1 Мета роботи.....	31
3.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з гіроскопічними стабілізаторами	31
3.3 Методичні вказівки до виконання роботи.....	31
3.4. Порядок виконання роботи.....	34
3.5. Зміст звіту.....	35
3.6 Контрольні запитання.....	35
4. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з пасивною гравітаційною системою орієнтації.....	
4.1 Мета роботи.....	36

4.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з гравітаційною системою орієнтації.....	36
4.3 Методичні вказівки до виконання роботи.....	36
4.4. Порядок виконання роботи.....	39
4.5. Зміст звіту.....	40
4.6 Контрольні запитання.....	40
5. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з моментним магнітоприводом.....	41
5.1 Мета роботи.....	41
5.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з моментним магнітоприводом	41
5.3 Методичні вказівки до виконання роботи.....	41
5.4. Порядок виконання роботи.....	43
5.5. Зміст звіту.....	44
5.6 Контрольні запитання.....	44
6. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з комбінованою системою орієнтації.....	45
6.1 Мета роботи.....	45
6.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з комбінованою системою орієнтації	45
6.3 Методичні вказівки до виконання роботи.....	45
6.4. Порядок виконання роботи.....	47
6.5. Зміст звіту.....	48
6.6 Контрольні запитання.....	48
Література.....	48
ДОДАТКИ.....	49
Додаток 1. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з реактивними двигунами.....	49
Додаток 2. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з СГС та реактивними двигунами.....	57

Додаток 3. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з гравітаційною системою орієнтації.....	69
Додаток 4. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з моментним магнітопроводом.....	73
Додаток 5. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з магнітно-гіроскопічною СО.....	83

ПЕРЕДМОВА

Даний лабораторний практикум продовжує опис циклу лабораторних робіт з дисципліни «Динаміка та керування рухомими об'єктами» і присвячений вивченню динаміки штучних супутників Землі та принципів побудови систем автоматичного керування їх кутовим рухом. Лабораторний практикум забезпечує проведення 16 навчальних годин лабораторних робіт. Слід зазначити, що лабораторні роботи – це форма учбових занять, які передбачають значну самостійність студентів.

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ РУХУ ШТУЧНОГО СУПУТНИКА ЗЕМЛІ

1. Основні теоретичні відомості

Однією з найважливіших проблем, що доводиться вирішувати практично протягом усього польоту переважної більшості штучних супутників Землі (ШСЗ), є забезпечення їх заданого кутового руху. Супутникові надається необхідне кутове положення відносно заданих орієнтирів поворотом навколо центра мас. В якості орієнтирів виступають видимі небесні і наземні об'єкти (зірки, Сонце, лінія горизонту), або напрямки в просторі (місцева вертикаль, вектор напруженості геомагнітного поля, вектор швидкості потоку повітря, що набігає), які можна визначити за вимірами приладів. Орієнтація супутника, в більшості випадків, є головним режимом керування рухом супутника. Це зумовлено тим, що керування орієнтацією, як правило, відбувається безупинно протягом довгого часу у порівнянні з іншими режимами, тривалість яких обчислюється десятками хвилин або секунд.

Для підвищення економічності процесів керування орієнтацією періоди коливань корпусу супутника і тривалість перехідних процесів можуть досягати величин вимірюваних годинами, незважаючи на малість зовнішніх моментів. Своєрідність керування створюється не лише малістю зовнішніх моментів, але і їхнім характером: достатньою детермінованістю, а також практичною незалежністю від кутових швидкостей ШСЗ. Перше дозволяє користуватися цими моментами з метою керування, або з високою точністю враховувати наслідки їхнього впливу на супутник, а друге вимагає введення досить якісного демпфірування коливань ШСЗ.

На практиці використовуються різні системи орієнтації, які вибираються в залежності від багатьох параметрів: висоти орбіти; маси та ціни супутника, необхідної точності орієнтації; задач, які виконує супутник; тривалості експлуатації супутника; можливості використання не поповнюваних джерел енергії і т.д. Також особливе значення мають вибрана система координат і величини моментів, що діють на супутник.

1.1. Системи координат, елементи орбіти

Практично постійно ШСЗ повинен займати певну орієнтацію кутового положення в просторі. У загальному випадку кутове положення може бути задано взаємним розташуванням двох систем координат (СК), напрямком осей однієї з яких установлює необхідну, а іншої, жорстко зв'язаної з апаратом, істинну орієнтацію супутника. У цьому випадку перша СК називається базовою.

Для подальших досліджень введемо наступні системи координат:

- *орбітальну* $Ox_o y_o z_o$ з початком у центрі мас супутника, вісь Oy_o - спрямована вздовж вертикалі місця від центра Землі, вісь Ox_o - перпендикулярна до неї і лежить у площині орбіти в напрямку обертання супутника навколо Землі, а вісь Oz_o - перпендикулярна площині орбіти так, що утворює праву систему координат (рисунок 1.1). Радіус-вектор \bar{r} в орбітальній СК обертається в інерційному просторі з кутовою швидкістю:

$$v_o = \sqrt{\frac{\mu}{p^3} (1 + e \cos \vartheta)^2}, \quad (1.1)$$

де μ - стала тяжіння; p - фокальний параметр; e - ексцентриситет орбіти; ϑ - дійсна аномалія.

- *Швидкісну* СК $Ox_c y_c z_c$ з початком у центрі мас супутника, вісь Ox_c направимо по вектору швидкості польоту (дотичній до траєкторії), вісь Oy_c - у площині орбіти перпендикулярно до осі Ox_c в зовнішню сторону траєкторії, а вісь Oz_c так, щоб трієдр осей становив праву СК.

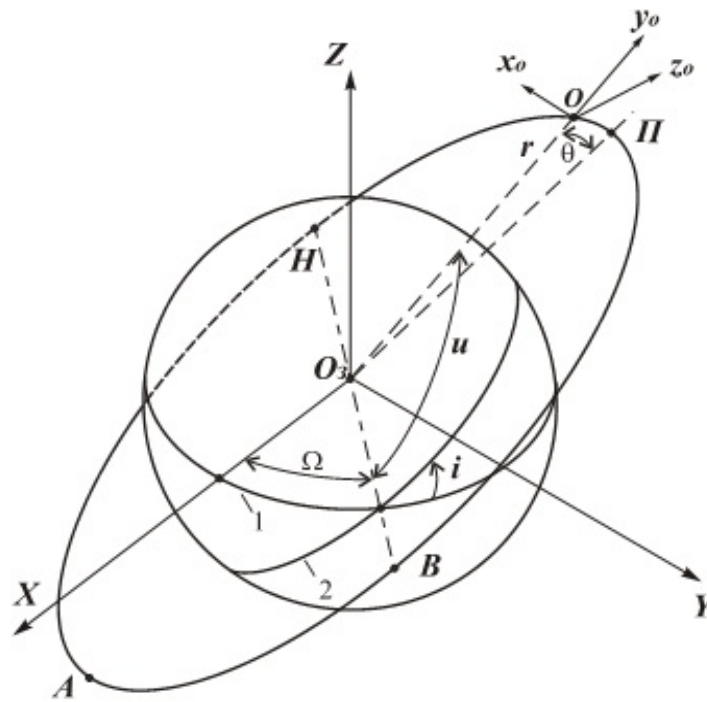


Рисунок 1.1 – Системи координат, елементи орбіти

Для кругових орбіт орбітальна і швидкісна системи координат збігаються. Радіус-вектор \bar{r} у них обертається в інерційному просторі з кутовою швидкістю

$$v_o = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}. \quad (1.2)$$

- *Геоцентричну інерціальну* O_3XYZ , вісь O_3Z якої спрямована по осі обертання Землі в бік Північного полюса, осі O_3X і O_3Y лежать у площині екватора, при цьому вісь O_3X спрямована в точку весняного рівнодення, а вісь O_3Y доповнює СК до правої.

- *Інерціальну* систему координат $O_3X_oY_oZ_o$ з початком у центрі Землі, віссю O_3Y_o , спрямованою у висхідний вузол орбіти і віссю O_3Z_o , перпендикулярною до площини орбіти.

Вибір зв'язаної СК не є довільним. Найчастіше осі цієї системи координат, що надалі будемо позначати як $Oxuz$, поєднують із осями головних моментів інерції апарата, що істотно спрощує аналітичний опис динаміки його кутових рухів. Крім того, ці осі, як правило, співпадають з осями симетрії апарата, орієнтація в просторі яких повинна бути чітко визначеною.

Незбурений рух ШСЗ по орбіті однозначно визначається шістьма параметрами, які називаються її елементами. В якості елементів орбіти зазвичай використовуються більша піввісь (або фокальний параметр), ексцентриситет і час проходження перигею, а також три елементи, що визначають положення орбіти в просторі. Ці елементи зазвичай відраховують у системі координат O_3XYZ , тоді положення орбіти визначається довготою висхідного вузла, нахилом орбіти і аргументом широти.

Довгота висхідного вузла Ω - це кут, що відраховується у площині екватора проти годинникової стрілки, якщо дивитися з Північного полюса, від напрямку в точку весняного рівнодення до напрямку в точку B – висхідний вузол орбіти (точка H – спадний вузол орбіти) (рисунок 1.1). Цей кут може змінюватися в діапазоні $0 \leq \Omega \leq 360^\circ$.

Нахил орбіти i - кут, що відлічується проти годинникової стрілки, якщо дивитися з боку висхідного вузла, від площини екватора до площини орбіти. Цей кут, залежно від початкових умов, перебуває в межах $0 \leq i \leq 180^\circ$. При $i = 0$ і $i = 180^\circ$ орбіта називається екваторіальною, а при $i = 90^\circ$ - полярною.

Аргумент перигею ω - кут, що відлічується в площині орбіти по напрямку руху від напрямку у висхідний вузол орбіти до напрямку в перигей. Аргумент перигею змінюється в межах $0 \leq \omega \leq 360^\circ$. З урахуванням цього елемента часто для визначення положення супутника замість дійсної аномалії використовується *аргумент широти $u = \omega + \vartheta$* , де ϑ - дійсна аномалія.

1.2. Моменти, що діють на штучний супутник Землі

У процесі польоту на ШСЗ діють різні зовнішні збурюючі моменти. Вони створюються гравітаційними, магнітними, електричним полями, опором атмосфери, тиском сонячних променів і ударами метеоритних часток. Величина кожного із цих моментів різна для кожної ділянки траєкторії і залежить також від розмірів, форми і інших властивостей ШСЗ. Для супутників найбільш значними діючими на нього в польоті збуреннями є гравітаційний, аеродинамічний і магнітний збурюючі моменти. При аналізі систем орієнтації представляє також значний інтерес

частотний спектр цих моментів, що істотно залежить від прийнятої базової системи відліку.

Гравітаційний момент. Складові гравітаційного моменту M_{gp} по осях зв'язаної із супутником системи координат при його орієнтації в орбітальній СК можна записати у вигляді:

$$\begin{cases} M_{gpx_0} = \frac{3}{2} \frac{\mu}{r^3} (C - B) \sin 2\varphi_x, \\ M_{gpy_0} = 0, \\ M_{gpz_0} = \frac{3}{2} \frac{\mu}{r^3} (B - A) \sin 2\varphi_z, \end{cases} \quad (1.3)$$

де A, B, C - головні центральні моменти інерції супутника щодо осей Ox, Oy, Oz відповідно; μ - гравітаційна стала; r - поточне значення радіус-вектора центра мас супутника; φ_x, φ_z - кути орієнтації.

Для кругових або слабо еліптичних орбіт справедливе співвідношення $\mu/r^3 = v_o^2$.

При цьому прийняті припущення:

- гравітаційне поле є ньютонівським центральним полем сил;
- лінійні розміри супутника незрівнянно малі в порівнянні з відстанню до центра Землі;
- осі зв'язаної системи координат є осями головних моментів інерції супутника.

Різноманіття можливих базових інерційних СК не дозволяє записати в загальному вигляді вираз для проєкцій моментів у цьому випадку. Однак вони досить легко можуть бути отримані відомими методами перетворення. Наприклад, для інерційної СК XYZ , зв'язаної з орбітою і початком у центрі Землі:

$$\begin{cases} M_{gpX} = \frac{3}{2} \frac{\mu}{r^3} (C - B) \sin 2\varphi_x \cos u, \\ M_{gpY} = -\frac{3}{2} \frac{\mu}{r^3} (A - C) \sin 2\varphi_x \sin u, \\ M_{gpZ} = \frac{3}{2} \frac{\mu}{r^3} (B - A) \sin 2(u + \varphi_z), \end{cases} \quad (1.4)$$

де u - аргумент широти.

При малих кутах орієнтації з виразів (1.3) і (1.4) маємо:

$$\begin{cases} M_{zpx_0} = 3\frac{\mu}{r^3}(C-B)\varphi_x, \\ M_{zpy_0} = 0, \\ M_{zpz_0} = 3\frac{\mu}{r^3}(B-A)\varphi_z, \end{cases} \quad (1.5)$$

$$\begin{cases} M_{zpx} = 3\frac{\mu}{r^3}(C-B)\varphi_x \cos u, \\ M_{zpy} = -3\frac{\mu}{r^3}(A-C)\varphi_x \sin u, \\ M_{zpz} = \frac{3}{2}\frac{\mu}{r^3}(B-A)\sin 2(u + \varphi_z). \end{cases} \quad (1.6)$$

Таким чином, гравітаційний момент, що діє навколо однієї з осей триєдра $Oxyz$, залежить від різниці моментів інерції відносно двох інших осей. Складові гравітаційного моменту по осях зв'язаної СК залежать від кутів орієнтації і при орієнтації відносно орбітальної СК пропорційні їм. Ці обставини дають можливість використати гравітаційний момент для пасивної орієнтації. При орієнтації відносно прийнятої базової інерційної СК складові M_{zp} по деяких осях також пропорційні кутам орієнтації, але, принаймні, по одній з осей має складову, що змінюється з подвійною орбітальною частотою. При інших базових інерційних СК ця складова може з'являтися по інших осях супутника і, крім того, може з'являтися постійна складова моменту. Для зменшення M_{zp} , якщо він являється збурюючим, необхідно прагнути до рівності моментів інерції супутника відносно осей зв'язаної СК.

Аеродинамічний момент виникає в результаті взаємодії корпусу ШСЗ із потоком вільних молекул, що складають верхні шари атмосфери. Найбільший вплив має момент аеродинамічних сил опору від зіткнення корпусу з молекулами при розбіжності його центра мас із центром тиску. Наявність кутової швидкості обертання ШСЗ викликає істотно менші моменти, якими практично завжди можна знехтувати.

При малих кутах відхилення зв'язаної СК від базової орбітальної СК складові аеродинамічного моменту M_{aep} для висот від 130 до 600 км можуть бути записані у вигляді:

$$M_{aepX_0} \approx 0; \quad M_{aepY_0} \approx 2z_\partial qS_0; \quad M_{aepZ_0} = 2y_\partial qS_0,$$

де S_0 - найбільша площа перерізу, перпендикулярна осі Ox ; $q = \rho V^2 / 2$ - швидкісний напір; ρ - щільність середовища; V - лінійна швидкість; y_∂, z_∂ - зміщення центра тиску відносно центра ваги по відповідних осях.

При орієнтації відносно базової інерційної СК XYZ складові аеродинамічного моменту:

$$M_{aepX} \approx -2z_\partial qS_0 \sin u; \quad M_{aepY} \approx 2z_\partial qS_0 \cos u; \quad M_{aepZ} = 2y_\partial qS_0 \cos u + 2x_\partial qS \sin u.$$

Таким чином, для орбітальної базової СК аеродинамічний момент має постійні складові, а для інерційної базової СК його складові змінюються з орбітальною частотою. Залежно від висоти орбіти, швидкості руху і геометричної форми ШСЗ значення цього моменту можуть лежати в широких межах.

Магнітний збурюючий момент M_m виникає в результаті взаємодії геомагнітного поля з магнітним полем супутника. Величина цього моменту визначається за формулою:

$$\bar{M}_m = \bar{L}_m \times \bar{B}, \quad (1.7)$$

де \bar{L}_m - вектор еквівалентного магнітного диполя ШСЗ; \bar{B} - вектор індукції геомагнітного поля.

Вираз для вектора еквівалентного диполя супутника можна представити у вигляді:

$$\bar{L}_m = \bar{L}_{m0} + \bar{L}_{mn}, \quad (1.8)$$

де \bar{L}_{m0} - вектор магнітного диполя власної намагніченості ШСЗ, утворений залишковою намагніченістю конструкції, струмами і постійними магнітами в приладах; \bar{L}_{mn} - вектор магнітного диполя, утворений намагнічуванням феромагнітних матеріалів супутника в геомагнітному полі.

Обчислення складових \bar{L}_{m0} і \bar{L}_{mn} може бути проведено лише для конкрет-

них апаратів. Можна вважати, що складові магнітного збурюючого моменту по осях зв'язаної СК при будь-якій необхідній орієнтації містять постійну складову і гармонійні складові орбітальної і подвійної орбітальної частоти.

Реактивний момент M_p виникає в результаті витікання через нещільності конструкції газів або рідин, якими нерідко заповнені деякі об'єми супутника. Важливою особливістю таких моментів є їхня сталість (при технічно припустимій негерметичності), як за величиною, так і за напрямком.

При польотах поблизу Землі момент сил сонячного тиску настільки малий у порівнянні з іншими моментами, що ним можна знехтувати. На малих висотах основний внесок у сумарний збурюючий момент дає M_{aep} , потім, у міру збільшення висоти польоту, він швидко зменшується і поступається своїм місцем M_{cp} , що значно повільніше зменшується в міру віддалення від центра Землі. Момент M_m може бути того ж самого порядку, що і M_{cp} , і навіть більше.

Повним зовнішнім збурюючим моментом надалі вважатимемо суму:

$$\bar{M}_z = \bar{M}_{cp} + \bar{M}_{aep} + \bar{M}_m + \bar{M}_p. \quad (1.9)$$

Приводити будь-які чисельні дані по відносній значимості різних складових зовнішнього збурюючого моменту, не задавши конкретної маси, форми і траєкторії польоту супутника і т.п., практично неможливо.

При подальших дослідженнях будемо вважати, що складові зовнішнього збурюючого моменту по осях зв'язаної системи координат мають вигляд:

$$M_{zi} = M_{0i} + M_{1i} \sin \nu_o t + M_{2i} \sin 2\nu_o t, \quad i = x, y, z$$

незалежно від використовуваної базової СК.

1.3. Виконавчі органи систем орієнтації штучного супутника Землі

Для орієнтації і стабілізації ШСЗ в якості керуючих пристроїв використовуються установки, що створюють моменти відносно відповідних осей. До таких установок відносяться малогабаритні реактивні двигуни (РД), силові гіроскопічні стабілізатори (СГС) і моментний магнітопровід (ММ), гравітаційні штанги тощо.

Реактивні двигуни орієнтації створюють керуючий момент за рахунок реак-

ції потоку газів, що вилітають із сопла, вісь якого розташовується на деякому плечі відносно центра мас ШСЗ. Для отримання можливо більшого моменту, за інших рівних умов, сопла звичайно виносять на спеціальних штангах за межі корпусу супутника.

Ці пристрої можуть створювати значні моменти, їхнє функціонування ніяк не пов'язане із зовнішніми полями, у зв'язку з чим вони можуть створювати керування в будь-який момент часу. Однак серйозним недоліком РД є залежність потрібної маси робочого тіла від часу функціонування. Дійсно, ця маса безповоротно використовується при створенні керуючого моменту і для одного сопла її можна оцінити як

$$m = \frac{M \cdot t}{Jgl}, \quad (1.10)$$

де J - питомий імпульс; g - прискорення сили тяжіння; M - створюваний момент; l - плече; t - час функціонування.

Крім того, до недоліків реактивних двигунів орієнтації при їхньому самостійному використанні відносяться неможливість високоточної орієнтації через кінцеву тривалість імпульсу.

Силові гіроскопічні стабілізатори або інерційні виконавчі органи створюються на основі вісесиметричного ротора (гіроскопа), що набуває обертання від спеціального двигуна (гіродвигуна) навколо осі своєї симетрії. В одностепеневому гіроскопічному стабілізатора головна вісь займає незмінне положення в корпусі супутника, а в багатостепеневих стабілізаторів положення головної осі може змінюватися за рахунок повороту ротора навколо осей підвісу.

Розглянемо деякі загальні властивості СГС. Нехай \bar{M}_3 - головний вектор моменту всіх зовнішніх збурюючих сил, що діють на ШСЗ (припускаємо, що керуючих моментів, крім того, що розвиває СГС, немає), а \bar{G} - сумарний вектор його кінетичного моменту, тоді рух його відносно центра мас буде визначатися рівнянням:

$$\bar{G} = G_0 + \int_0^t \bar{M}_3 dt, \quad (1.11)$$

де G_0 - кінетичний момент ШСЗ в початковий момент часу $t = 0$.

Кінетичний момент \bar{G} можна представити, як суму двох кінетичних моментів: корпусу супутника \bar{K} і силового гіростабілізатора \bar{H} . При цьому відповідно до правил механіки величина \bar{K} обчислюється в припущенні, що СГС «вбудований» у корпус супутника, тобто не робить ніяких рухів відносно корпусу, беручи участь разом з тим у русі останнього. Вектор \bar{H} цілком визначається рухом СГС відносно корпусу супутника:

$$\bar{G} = \bar{K} + \bar{H}. \quad (1.12)$$

Завданням системи орієнтації являється здійснення деякого заданого кутового руху корпусу супутника, що повністю визначає вектор \bar{K} . Таким чином, як вектор \bar{G} , так і вектор \bar{K} є функціями часу, але перший залежить лише від зовнішніх моментів, а другий – від заданого виду руху ШСЗ відносно центра мас. Оскільки ці два вектори не можуть бути змінені довільно, то тим самим однозначно визначається і вектор \bar{H} , що характеризує роботу силового гіростабілізатора:

$$\bar{H}(t) = \bar{G}(t) - \bar{K}(t). \quad (1.13)$$

Система орієнтації із СГС здатна перерозподіляти сумарний кінетичний момент \bar{G} між двома його складовими – кінетичним моментом корпусу ШСЗ \bar{K} і кінетичним моментом гіростабілізатора \bar{H} . Робота системи орієнтації зводиться до того, щоб під дією зовнішнього моменту, що збільшує \bar{G} , це збільшення відбувалося тільки за рахунок \bar{H} , тобто щоб СГС ніби «забирав» шкідливий для режиму орієнтації обертальний імпульс, створений збурюючим зовнішнім моментом.

Прийmemo для прикладу, що супутник орієнтується в інерціальній системі координат. Тоді $\bar{H}(t) = \int_0^t \bar{M}_g dt$. Оскільки зовнішній збурюючий момент практично завжди містить гармонічну M_{32} і постійну M_{3n} складові, то необхідне значення кінетичного моменту СГС буде дорівнює:

$$\bar{H}(t) = \bar{H}_{32} + \bar{M}_{3n} t. \quad (1.14)$$

Таким чином, гармонічна складова зовнішнього збурюючого моменту не

призводить до необмеженого зростання потрібного значення кінетичного моменту СГС; наявність постійної складової призводить до необмеженого зростання \bar{H} . Тобто, при досить тривалій орієнтації СГС втрачає працездатність.

Приведені міркування ніяк не пов'язані з конкретною схемою силового гіро-стабілізатора. При будь-якій його схемі область розташовуваних значень \bar{H} буде завжди кінцевою, у той час як область потрібних значень \bar{H} у силу необмеженого зростання $|G(t)|$ у формулі (1.13) буде прямувати до нескінченності. Це означає, що при безмежному зростанні $|G(t)|$ не існує СГС, здатного здійснювати будь-який заданий режим орієнтації.

Цілеспрямована зміна \bar{G} може відбутися тільки під дією зовнішнього керуючого моменту \bar{M}_k , прикладеного до супутника. Зовнішні керуючі моменти такого роду здатні створювати такі виконавчі органи системи орієнтації, які взаємодіють із зовнішнім середовищем, а з реактивних - тільки реактивні двигуни орієнтації, що створюють керування шляхом викидання маси. Саме ця обставина призводить до того, що СГС не можуть застосовуватися в якості єдиних виконавчих органів системи орієнтації, а повинні доповнюватися другим контуром (контуром розвантаження) виконавчих органів - реактивними двигунами орієнтації, магнітними виконавчими органами і т.п.

Найкращим варіантом другого контуру з точки зору тривалості функціонування всієї системи орієнтації є пристрій, що споживає при своїй роботі тільки електричну енергію, що може поповнюватися при функціонуванні супутника за допомогою сонячних батарей. Таким пристроєм є *моментний магнітопривід* (ММ).

Принцип дії активної магнітної системи ґрунтується на взаємодії магнітного моменту ШСЗ із геомагнітним полем. Момент цієї взаємодії визначається виразом:

$$\bar{M} = \bar{L} \times \bar{B}, \quad (1.15)$$

де \bar{L} - вектор магнітного моменту ШСЗ; \bar{B} - вектор індукції МПЗ.

У проекціях на осі зв'язаної системи координат вираз (1.15) має вигляд:

$$\begin{aligned}
M_x &= L_y B_z - L_z B_y; \\
M_y &= L_z B_x - L_x B_z; \\
M_z &= L_x B_y - L_y B_x.
\end{aligned}
\tag{1.16}$$

Змінюючи відповідним чином \bar{L} або ж його проекції L_x, L_y, L_z і змінюючи тим самим по певному закону керуючі моменти M_x, M_y, M_z , в принципі, стає можливим забезпечити в тій чи іншій мірі бажаний режим керування

Відзначимо основні особливості керування в магнітному полі Землі, що впливають із виразів (1.15) і (1.16).

Перша особливість, як слідує з виразу (1.15), полягає в тому, що вектор керуючого моменту \bar{M} перпендикулярний вектору \bar{B} і тому не можна створити керуючий момент у напрямку МПЗ; всі можливі положення \bar{M} містяться в площині, перпендикулярній \bar{B} . При збігу векторів магнітного моменту \bar{L} і поля \bar{B} керування стає неможливим. Розкладаючи вектор \bar{L} на дві складові, одну з яких \bar{L}_{\parallel} спрямуємо вздовж вектора поля, а іншу, \bar{L}_{\perp} , перпендикулярно до нього, отримаємо:

$$\bar{M} = \bar{L} \times \bar{B} = (\bar{L}_{\parallel} + \bar{L}_{\perp}) \times \bar{B} = \bar{L}_{\perp} \times \bar{B},
\tag{1.17}$$

тобто керуючий момент створюється лише складовою вектора магнітного моменту, перпендикулярною до \bar{B} .

Друга особливість, яка виражається виразом (1.16), полягає в тому, що керування по осях виявляється залежним. Незалежне керування можливо забезпечити лише відносно двох осей.

Ці особливості суттєво обмежують використання ММ в якості самостійного виконавчого органу СО.

1.4. Рівняння руху штучного супутника Землі, що не має рухомих мас

Розглянемо космічний апарат як абсолютно тверде тіло, що не містить яких-небудь рухомих мас, зокрема силових гіростабілізаторів. Якщо осі зв'язаної системи координат $Oxyz$ збігаються з головними центральними осями інерції апарату, то систему динамічних рівнянь Ейлера можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned}
A\dot{p} - (B - C)qr &= M_x, \\
B\dot{q} - (C - A)rp &= M_y, \\
C\dot{r} - (A - B)pq &= M_z,
\end{aligned}
\tag{1.18}$$

де p , q і r - проєкції вектора абсолютної кутової швидкості тіла на осі Ox , Oy і Oz відповідно; M_x , M_y , M_z - проєкції вектора головного моменту M на ті ж осі; A , B , C - моменти інерції тіла відносно тих же осей.

Поряд з динамічними рівняннями варто ввести в розгляд кінематичні рівняння, що зв'язують кутові швидкості p , q і r з кутами повороту триєдра осей

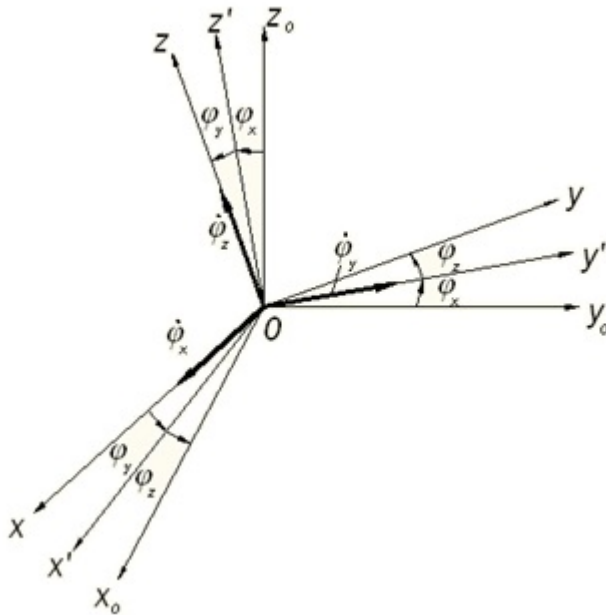


Рисунок 1.2 – До виводу рівнянь руху ШСЗ

$Oxyz$ відносно базового триєдра осей орієнтації $Ox_o y_o z_o$, що має той же центр. Послідовність поворотів на кути $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ (кути орієнтації) для переведення СК $Oxyz$ в $Ox_o y_o z_o$ показана на рис. 1.2.

Легко переконатися, що компоненти кутової швидкості p , q , r зв'язані з кутами φ_x , φ_y , φ_z наступними рівняннями:

$$\begin{cases}
p = \dot{\varphi}_x \cos \varphi_y \cos \varphi_z + \dot{\varphi}_y \sin \varphi_z, \\
q = -\dot{\varphi}_x \cos \varphi_y \sin \varphi_z + \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z, \\
r = \dot{\varphi}_x \sin \varphi_y + \dot{\varphi}_z
\end{cases}
\tag{1.19}$$

Момент, що діє на корпус ШСЗ, можна розбити на дві основні складові:

$$\bar{M} = \bar{M}_\kappa + \bar{M}_{зб},
\tag{1.20}$$

де \bar{M}_κ - момент керування, $\bar{M}_{зб}$ - збурюючий момент.

Характерна риса моменту керування - активність, вона з'являється в результаті ввімкнення виконавчих органів і зникає при їхньому вимкненні; момент \bar{M}_κ

впливає з логіки керування і забезпечує заданий кутовий рух корпусу космічного апарата, як іноді говорять, активну орієнтацію.

Розглянемо режим підтримки орієнтації в поступально рухомих осях. Режимом ідеальної орієнтації є режим, у якому буде виконуватися умова $\varphi_x = \varphi_y = \varphi_z = 0$. У реальних умовах кути φ_x , φ_y , φ_z не будуть увесь час дорівнювати нулю, але будуть малими. Якщо припустити також малість кутових швидкостей і прискорень, то лінеаризована система шести рівнянь (1.19) і (1.20) матиме найпростіший вид:

$$\begin{aligned} A\dot{p} &= M_x, & C\dot{q} &= M_y, & D\dot{r} &= M_z, \\ p &= \dot{\varphi}_x, & q &= \dot{\varphi}_y, & r &= \dot{\varphi}_z. \end{aligned} \quad (1.21)$$

Відносно моменту \bar{M} зробимо припущення, що він не містить складової $\bar{M}_{зб}$. У такому випадку проекції моменту \bar{M} будуть цілком підвладні конструктору системи орієнтації і природно прийняти, що система орієнтації буде виконана таким чином, щоб:

$$M_x = M_{кx}(\varphi_x, \dot{\varphi}_x), \quad M_y = M_{кy}(\varphi_y, \dot{\varphi}_y), \quad M_z = M_{кz}(\varphi_z, \dot{\varphi}_z).$$

Тоді система (1.21) зводиться до наступної:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x = M_{кx}(\varphi_x, \dot{\varphi}_x), \\ C\ddot{\varphi}_y = M_{кy}(\varphi_y, \dot{\varphi}_y), \\ D\ddot{\varphi}_z = M_{кz}(\varphi_z, \dot{\varphi}_z). \end{cases} \quad (1.22)$$

Отримана система (1.22) розпалася на три незалежних рівняння, що говорить про надзвичайно важливу властивість динаміки процесу орієнтації: якщо осями орієнтації є поступально рухомі осі, то при відповідному законі керування замість складних просторових поворотів космічного апарата можна вивчати три незалежних плоских кутових рухи.

Очевидно, що знайдене правило буде справедливим і в тому випадку, якщо компоненти зовнішнього збурюючого моменту є функціями відповідних кутових координат:

$$M_{зб.x} = F(\varphi_x), \quad M_{зб.y} = F(\varphi_y), \quad M_{зб.z} = F(\varphi_z).$$

Розглянемо питання про рівняння руху у випадку обертових осей орієнтації.

Для визначеності будемо вважати, що космічний апарат орієнтується в орбітальних осях. Нагадаємо, що в цьому випадку взаємно перпендикулярні осі Oy_o й Ox_o лежать у площині орбіти - перша спрямована вгору, по напрямку миттєвого радіуса-вектора з центра планети, а друга - по напрямку руху; вісь Oz_o спрямована так, щоб утворити праву прямокутну систему координатних осей. Легко побачити, що в цьому випадку вектор миттєвої орбітальної кутової швидкості ω^* буде завжди спрямований по осі Oz_o у від'ємному напрямку. Тоді замість кінематичних співвідношень (1.21) будуть справедливі наступні:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\varphi}_x \cos \varphi_y \cos \varphi_z + \dot{\varphi}_y \sin \varphi_z + \omega^* \cos \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z, \\ q &= -\dot{\varphi}_x \cos \varphi_y \sin \varphi_z + \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z - \omega^* \sin \varphi_x \cos \varphi_z, \\ r &= \dot{\varphi}_x \sin \varphi_y + \dot{\varphi}_z - \omega^* \cos \varphi_x \cos \varphi_y. \end{aligned} \quad (1.23)$$

Якщо, як це робилося і вище, припустити малість кутів орієнтації φ_x , φ_y , φ_z і їх похідних, то кінематичні співвідношення (1.23) можна записати в лінеаризованій формі:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\varphi}_x + \omega^* \varphi_y, \\ q &= \dot{\varphi}_y - \omega^* \varphi_x, \\ r &= \dot{\varphi}_z - \omega^*. \end{aligned} \quad (1.24)$$

Очевидно, що характер руху в більшості випадків залежить від відносної величини ω^* у порівнянні з величинами похідних від кутів орієнтації. Припустимо, що ω^* досить велика, щоб членами $\omega^* \varphi_x$, $\omega^* \varphi_y$ не можна було знехтувати в порівнянні з $\dot{\varphi}_x, \dot{\varphi}_y$. Підстановкою кінематичних співвідношень у формі (1.24) у динамічні рівняння Ейлера при збереженні величин першого порядку малості відносно похідних від кутів орієнтації отримаємо:

$$\begin{aligned} A(\ddot{\varphi}_x + \dot{\omega}^* \varphi_y + \omega^* \dot{\varphi}_y) + (B - C)(\dot{\varphi}_y - \omega^* \varphi_x) &= M_x, \\ B(\ddot{\varphi}_y - \dot{\omega}^* \varphi_x - \omega^* \dot{\varphi}_x) + (C - A)(\dot{\varphi}_x + \omega^* \varphi_y) &= M_y, \\ C(\ddot{\varphi}_z - \dot{\omega}^*) &= M_z. \end{aligned} \quad (1.25)$$

Якщо зберегти припущення, що $M_x = M_x(\varphi_x, \dot{\varphi}_x)$, $M_y = M_y(\varphi_y, \dot{\varphi}_y)$, $M_z = M_z(\varphi_z, \dot{\varphi}_z)$, то на відміну від отриманого раніше результату просторовий

кутовий рух космічного апарата уже не розпадеться на три плоских незалежних рухи. Цього разу можна стверджувати, що воно розділилося на два: плоский рух по координаті φ_z і зв'язаний рух по координатах φ_x, φ_y . Скориставшись авіаційною термінологією, можна сказати, що рух розпався на подовжній (по φ_z) і бічний (по φ_x, φ_y). При цьому кут φ_x природно назвати кутом крену, кут φ_y - кутом курсу, а кут φ_z - кутом тангажу.

Властивість системи (1.25) розпадатися на незалежне рівняння і систему двох рівнянь має простий механічний зміст. Оскільки кути $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ малі, то триєдр осей $Oxuz$ мало відхиляється від орбітальних осей орієнтації, а отже, космічний апарат обертається з кутовою швидкістю ω^* навколо осі, близької до осі Oz . У такому випадку він є гіроскопом і може змінювати це своє обертання незалежно від інших поворотів (тобто мати відмінну від нуля швидкість $\dot{\varphi}_z$, без якої не було б впливу на φ_x, φ_y); при спробі обертання навколо кожної з двох інших осей неминуча поява гіроскопічних моментів навколо відповідної перпендикулярної осі, тому повороти по φ_x і φ_y виявляються зв'язаними.

Система рівнянь (1.25) може бути спрощена для орбіт, близьких до кругової (величина $\dot{\omega}^*$ мала). Тоді її зручно записувати в такому виді:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x + (A + B - C)\omega^* \dot{\varphi}_y + (C - B)\omega^{*2} \varphi_x = M_x, \\ B\ddot{\varphi}_y + (-A - B + C)\omega^* \dot{\varphi}_x + (C - A)\omega^{*2} \varphi_y = M_y, \\ C\ddot{\varphi}_z = M_z. \end{cases} \quad (1.26)$$

З отриманих рівнянь видно, що характер зв'язаного руху по координатах φ_x і φ_y суттєво залежить від різниці між моментами інерції навколо головних центральних осей.

1.5. Рівняння кутового руху ШСЗ

Будемо вважати, що супутник містить рухомі маси у вигляді силових гіростабілізаторів.

Для цього випадку за умови, що космічний апарат є гіростатом, можна на-

писати наступні рівняння в проекціях на головні центральні осі системи координат $Oxyz$:

$$\begin{cases} A\dot{p} - (B - C)qr = M_x - \dot{H}_x + H_y r - H_z q, \\ B\dot{q} - (C - A)rp = M_y - \dot{H}_y + H_z p - H_x r, \\ C\dot{r} - (A - B)pq = M_z - \dot{H}_z + H_x q - H_y p. \end{cases} \quad (1.27)$$

Розглянемо, як і раніше, лінійне наближення системи (1.27) у припущенні малості кутів орієнтації і відповідних кутових швидкостей і прискорень для процесу орієнтації в поступально рухомих осях. Відкидаючи члени другого порядку малості і припускаючи, що при цьому $p = \dot{\varphi}_x, q = \dot{\varphi}_y, r = \dot{\varphi}_z$, та нехтуючи зовнішніми моментами в порівнянні з керуючим моментом силового гіростабілізатора, запишемо:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x = -\dot{H}_x + H_y \dot{\varphi}_z - H_z \dot{\varphi}_y, \\ B\ddot{\varphi}_y = -\dot{H}_y + H_z \dot{\varphi}_x - H_x \dot{\varphi}_z, \\ C\ddot{\varphi}_z = -\dot{H}_z + H_x \dot{\varphi}_y - H_y \dot{\varphi}_x. \end{cases} \quad (1.28)$$

Як видно з отриманої системи, в загальному випадку досліджуваний рух не розпадається на три незалежних плоских рухи. Тільки якщо припустити малість модуля $|\overline{H}|$, то останніми двома доданками в правих частинах рівнянь можна знехтувати, і система (1.28) матиме наступний вигляд:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x = -\dot{H}_x, \\ B\ddot{\varphi}_y = -\dot{H}_y, \\ C\ddot{\varphi}_z = -\dot{H}_z. \end{cases} \quad (1.29)$$

Якщо тепер припустити, що проекції похідної $\dot{\overline{H}}$ регулюються незалежно, тобто $\dot{H}_x = F_1(\varphi_x, \dot{\varphi}_x), \dot{H}_y = F_2(\varphi_y, \dot{\varphi}_y), \dot{H}_z = F_3(\varphi_z, \dot{\varphi}_z)$, то керування орієнтацією зведеться до трьох незалежних плоских рухів.

Зробивши припущення про близькість орбіти до кругової, щоб знехтувати членами з ω^* , запишемо систему рівнянь кутового руху космічного апарата, що несе силові гіростабілізатори, у наступному вигляді:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x + (A+B-C)\omega^* \dot{\varphi}_y + (C-B)\omega^{*2} \dot{\varphi}_x = M_x - \dot{H}_x + H_y \dot{\varphi}_z - H_z \dot{\varphi}_y + \omega^*(H_z \varphi_x - H_y), \\ B\ddot{\varphi}_y + (-A-B+C)\omega^* \dot{\varphi}_x + (C-A)\omega^{*2} \dot{\varphi}_y = M_y - \dot{H}_y + H_z \dot{\varphi}_x - H_x \dot{\varphi}_z + \omega^*(H_z \varphi_y + H_x), \\ C\ddot{\varphi}_z = M_z - \dot{H}_z + H_x \dot{\varphi}_y - H_y \dot{\varphi}_x - \omega^*(H_x \varphi_x + H_y \varphi_y). \end{cases} \quad (1.30)$$

Отримана система має ті ж ліві частини, що і система (1.26), а її праві частини відрізняються (якщо не вважати проекцій головного моменту M) від відповідних виразів системи (1.25) членами з множником ω^* , тобто гіроскопічними моментами, які викликані поворотом вектора \bar{H} разом з космічним апаратом у його орбітальному русі.

Припущення про малість модуля $|\bar{H}|$, аналогічне зробленому вище, дозволяє спростити цю систему у такий спосіб:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x + (A+B-C)\omega^* \dot{\varphi}_y + (C-B)\omega^{*2} \dot{\varphi}_x = M_x - \dot{H}_x - \omega^* H_y, \\ B\ddot{\varphi}_y + (-A-B+C)\omega^* \dot{\varphi}_x + (C-A)\omega^{*2} \dot{\varphi}_y = M_y - \dot{H}_y + \omega^* H_x, \\ C\ddot{\varphi}_z = M_z - \dot{H}_z. \end{cases} \quad (1.31)$$

Тепер виведемо рівняння руху супутника, який окрім силових гіростабілізаторів має в своїй системі керування і моментний магнітопривід. Тому візьмемо рівняння руху супутника з силовими гіростабілізаторами і доповнимо їх у правих частинах моментом магнітопривода.

Оскільки, система керування у своєму складі містить гіростабілізатор та моментний магнітопривід, то керуючі моменти матимуть вигляд:

$$\begin{cases} M_{\kappa x} = M_{z\kappa} + M_{m\kappa}, \\ M_{\kappa y} = M_{z\kappa} + M_{m\kappa}, \\ M_{\kappa z} = M_{z\kappa} + M_{m\kappa}, \end{cases} \quad (1.32)$$

де $M_{m\kappa}$, $M_{m\kappa}$, $M_{m\kappa}$ - керуючі механічні моменти магнітопривода відносно осей x , y , z відповідно.

Враховуючи те, що на супутник діють різні збурюючі моменти, система рівнянь набуде вигляду:

$$\begin{cases} A\ddot{\varphi}_x = M_{0x} + M_{x1} \sin \omega^* t + M_{x2} \sin 2\omega^* t - (\dot{H}_x + L_y B_z - L_z B_y) + H_y \dot{\varphi}_z - H_z \dot{\varphi}_y, \\ B\ddot{\varphi}_y = M_{0y} + M_{y1} \sin \omega^* t + M_{y2} \sin 2\omega^* t - (\dot{H}_y + L_z B_x - L_x B_z) + H_z \dot{\varphi}_x - H_x \dot{\varphi}_z, \\ C\ddot{\varphi}_z = M_{0z} + M_{z1} \sin \omega^* t + M_{z2} \sin 2\omega^* t - (\dot{H}_z + L_x B_y - L_y B_x) + H_x \dot{\varphi}_y - H_y \dot{\varphi}_x. \end{cases} \quad (1.33)$$

Отримані рівняння описують динаміку супутника, який керується за допомогою комплексної системи орієнтації, в якій силові гіростабілізатори працюють в якості основного контуру, а магнітна система виконує скидання кінетичного моменту.

2. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з реактивними двигунами

2.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей ШСЗ з реактивними двигунами

2.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з реактивними двигунами

Комплекс програм дозволяє досліджувати динаміку ШСЗ, що не містить рухомих мас та керується реактивними двигунами, на основі чисельного інтегрування системи рівнянь (1.26).

Комплекс програм складається з дев'яти М-файлів, двох файлів з рисунками та файлів допомоги (HTML – формат), лістинги яких наведені в додатку Д.1.

2.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему MATLAB і в командному вікні набрати `kla1.m`. Після натискання клавіші Enter, з'явиться вікно, зображене на рис. 2.1.

Це вікно має наступні елементи керування:

- кнопка «Завершити роботу» - служить для завершення роботи з програмою;
- кнопка «Продовжити роботу» - служить для запуску наступного файлу (`kla2.m`);
- кнопка «Допомога» – служить для виклику вбудованої довідки.

Також у даному вікні надаються короткі відомості про динаміку руху ШСЗ.

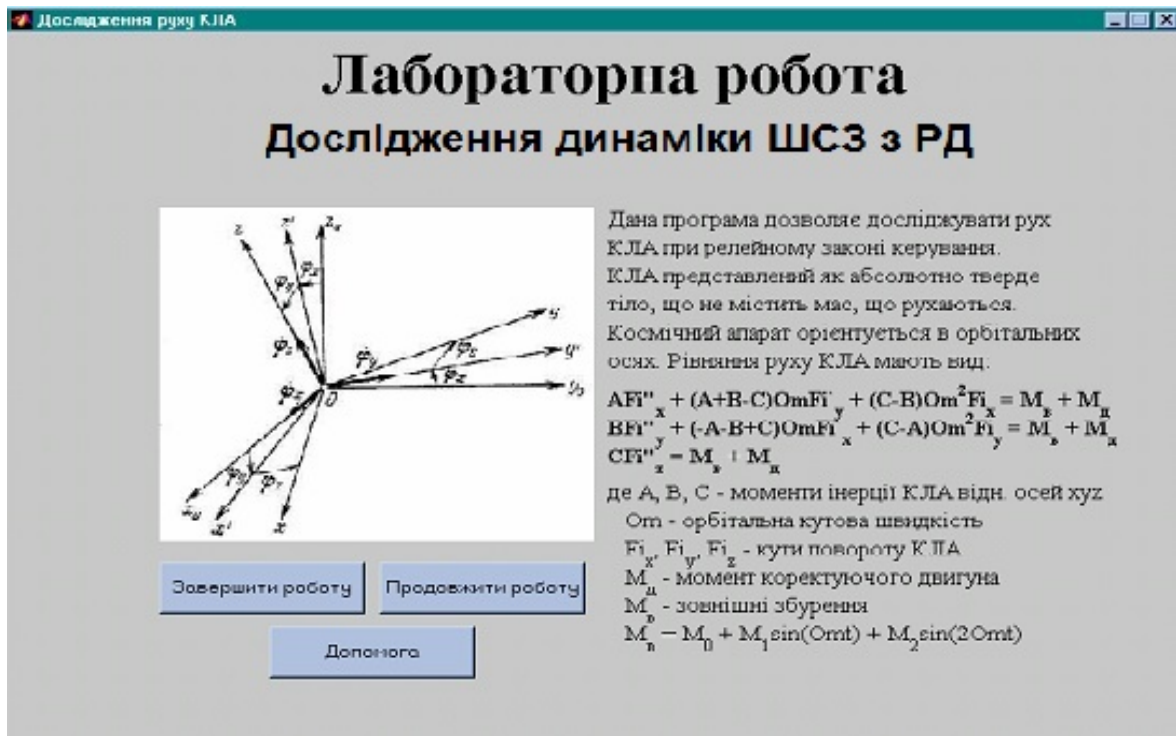


Рисунок 2.1 - Початкове вікно

При натисненні на кнопку «Продовжити роботу» виникає «Вікно досліджень», яке дозволяє змінювати значення вхідних даних (рис. 2.2).

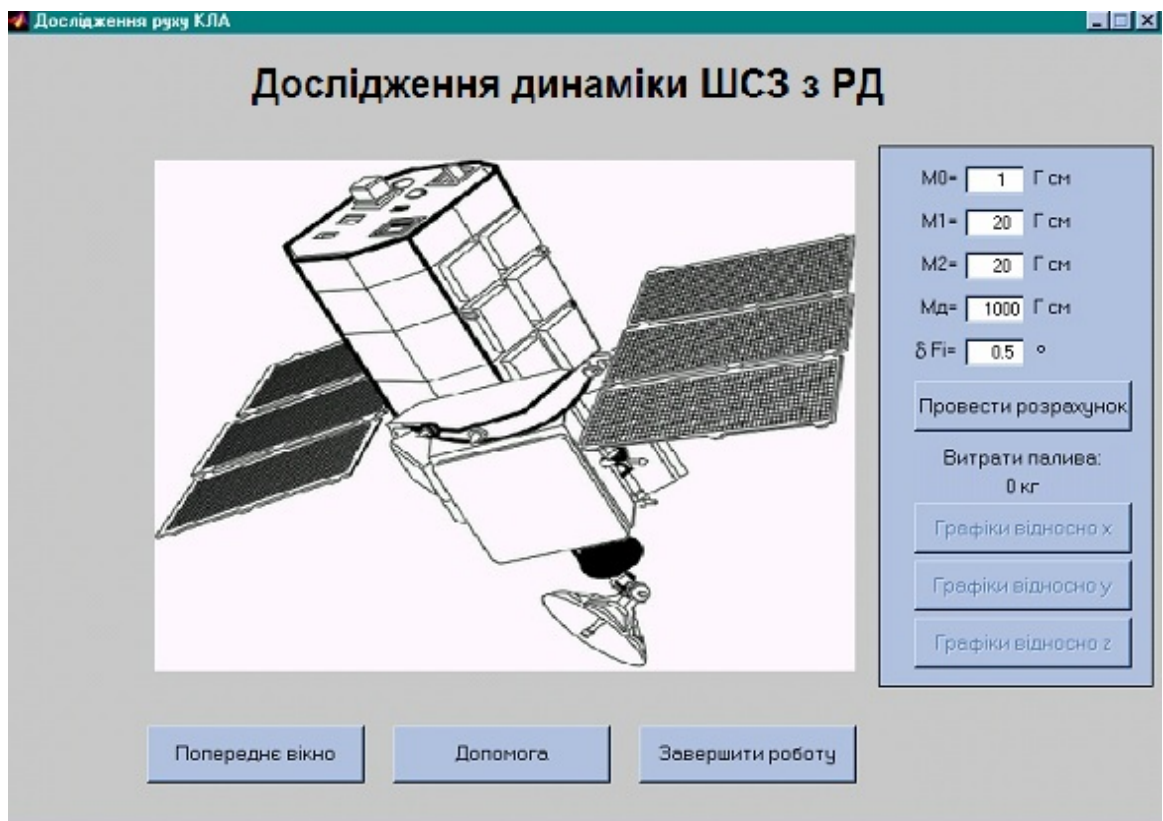


Рисунок 2.2 - Вікно досліджень

Тут позначено: M_0 - зовнішній збурюючий постійний момент; M_1, M_2 – ам-

плітуди зовнішніх збурюючих моментів орбітальної та подвійної орбітальної частот, відповідно; M_0 - момент реактивного двигуна; δFi - задана точність орієнтації.

У вікні рис. 2.2, окрім описаних раніше, формуються такі кнопки: «Попереднє вікно», «Провести розрахунок», «Графіки відносно x», «Графіки відносно y», «Графіки відносно z», при натисканні на які виконуються наступні дії:

- кнопка «Попереднє вікно» - повертає до попереднього вікна (kla1.m) зі збереженням поточних значень змінних;
- кнопка «Провести розрахунок» викликає головний файл kla_upr1.m. Це головний файл, в якому задаються параметри КЛА та орбіти, проводиться чисельне інтегрування диференціальних рівнянь руху КЛА та розраховується кількість витраченого палива. Час функціонування системи прийнятий 5400 с;
- кнопки «Графіки відносно x (y, z)» викликають файли, що будують графіки відносно відповідних осей - kla_x.m, kla_y.m, kla_z.m. При цьому будуються графіки залежностей кутової швидкості та фазової площини для відповідної координати (рис 2.3). Для більш зручного аналізу отриманого результату натискання мишкою в зоні графіка приводить до побудови цього графіка в окремому вікні

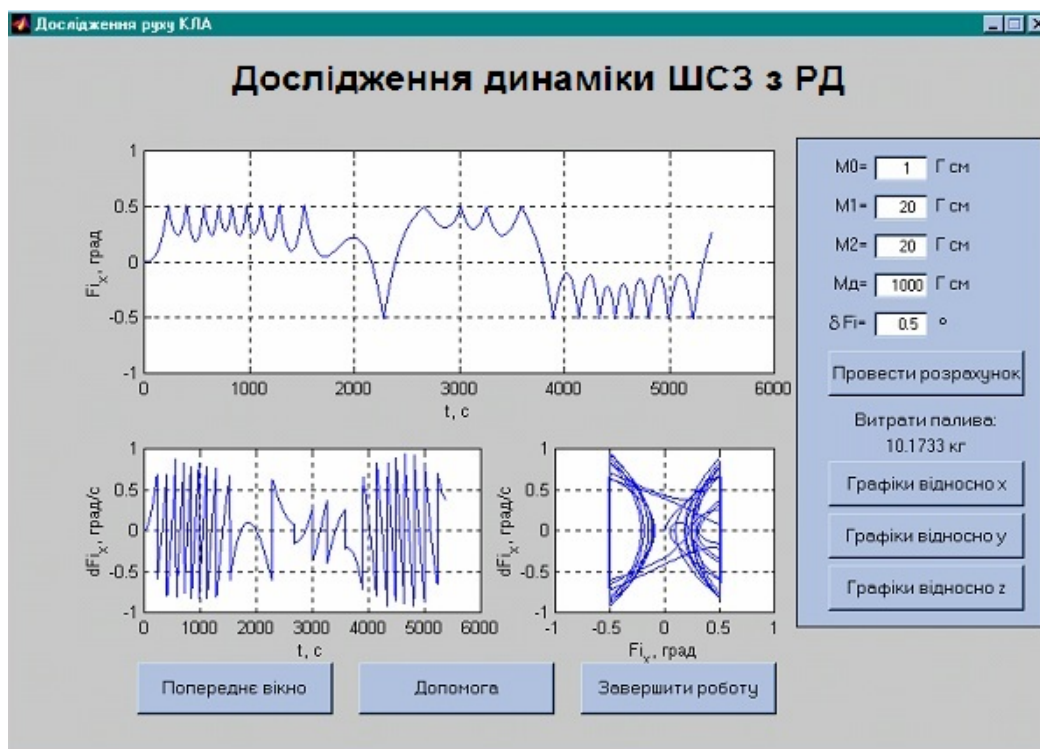


Рисунок 2.3 - Вікно результатів

2.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями. З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:
 - Які недоліки і переваги використання систем орієнтації з реактивними двигунами в якості виконавчих органів?
 - Що таке головні центральні осі інерції тіла?
 - Які типи реактивних двигунів використовуються в системах орієнтації штучних супутників Землі?
2. Завантажити середовище MATLAB.
3. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Ознайомитись з поясненнями, що наведені у вікні, зображеному на рис. 2.1.
4. У вікні, зображеному на рис. 2.1, обрати «Продовжити роботу».
5. У вікні рис. 2.2 послідовно задати 5 значень постійного моменту M_0 в діапазоні 1...100 при нульових значеннях M_1 і M_2 , визначити потрібну кількість палива для роботи РД, як функцію M_0 . При цьому прийняти $M_d=1000$, $\delta Fi=0.5$. Проаналізувати побудовані графіки.
6. У вікні, зображеному на рис. 2.2, послідовно задаючи 5 значень амплітуди моменту M_1 чи M_2 в діапазоні 1...100 при нульовому значенні M_0 , визначити потрібну кількість палива для роботи РД, як функцію M_1 чи M_2 . При цьому прийняти $M_d=1000$, $\delta Fi=0.5$. Проаналізувати побудовані графіки.
7. Дослідити залежність необхідної кількості палива від потрібної точності орієнтації. При цьому задавати δFi в діапазоні 0.1 . . .1. Проаналізувати побудовані графіки.
8. Зробити висновки за отриманими результатами.

2.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- назву роботи;
- мету роботи;
- короткі теоретичні відомості;

- отримані графіки;
- висновки по роботі.

2.6. Контрольні запитання

1. Чим відрізняються рівняння руху штучного супутника Землі при його орбітальній та інерціальній орієнтаціях?
2. Які складові має зовнішній збурюючий момент?
3. Яким чином можна зменшити витрати палива при роботі РД?
4. Яка, на Вашу думку, система орієнтації може забезпечити найбільшу точність?

3. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з гіроскопічними стабілізаторами, що розвантажуються реактивними двигунами

3.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей ШСЗ з гіроскопічними стабілізаторами, що розвантажуються реактивними двигунами.

3.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з гіроскопічними стабілізаторами

Комплекс програм дозволяє досліджувати динаміку ШСЗ, що керується силовими гіростабілізаторами та реактивними двигунами в якості устроїв розвантаження, на основі чисельного інтегрування системи рівнянь (1.31).

Комплекс програм складається з дев'яти М-файлів та файлів допомоги (HTML – формат), лістинги яких наведені в додатку Д.2.

3.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему MATLAB і в командному вікні набрати `Ine1gir`. Після натискання клавіші `Enter`, виникне «Початкове вікно», зображене на рис. 3.1.

Це вікно має наступні елементи керування:

- кнопка «Завершити роботу» - служить для завершення роботи з програмою;
- кнопка «Продовжити роботу» - служить для запуску наступного файлу (`Ine2gir`) програми;
- кнопка «Допомога» – служить для виклику вбудованої довідки.

Також у цьому вікні надаються короткі відомості про динаміку руху ШСЗ.

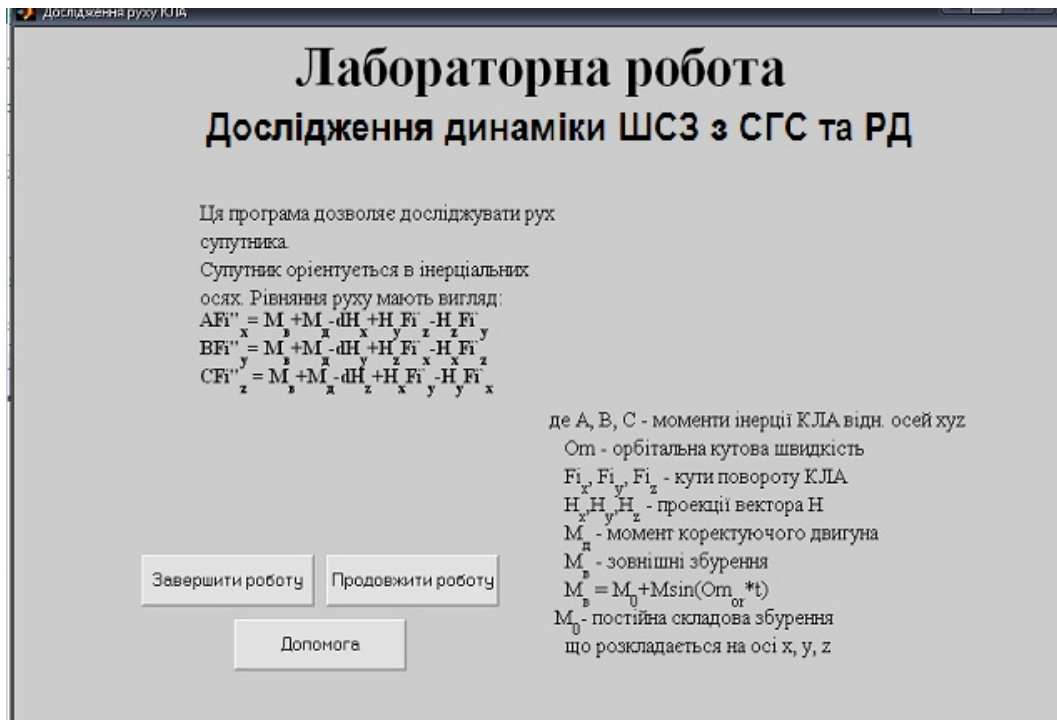


Рисунок 3.1 - Початкове вікно

При натисненні на кнопку «Продовжити роботу» виникає «Вікно досліджень», яке дозволяє змінювати значення вхідних даних.

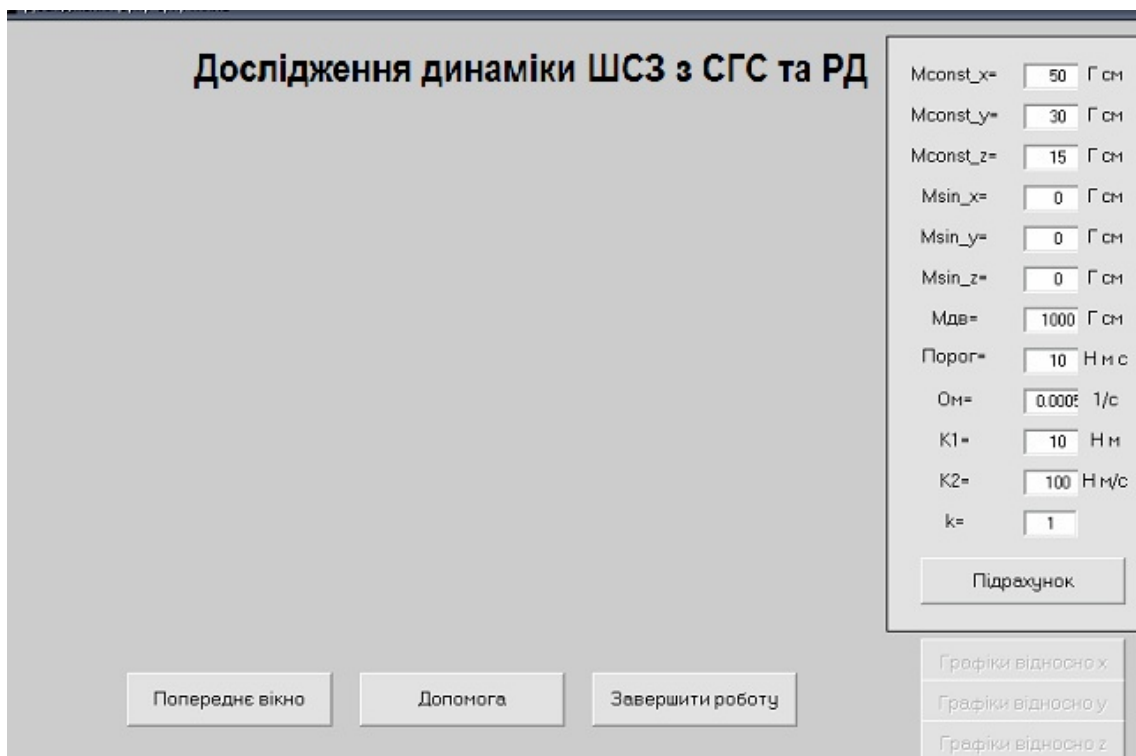


Рисунок 3.2 - Вікно досліджень

Тут позначено: M_{const_x} , M_{const_y} , M_{const_z} – складові зовнішнього збурюючого постійного моменту по відповідним осям; M_{sin_x} , M_{sin_y} , M_{sin_z} – амплітуди складових зовнішнього збурюючого моменту орбітальної частоти по відповідних осях; $M_{дв}$ - момент реактивного двигуна; *Порог* - порогове значення накопиченого стабілізатором кінетичного моменту, при якому вмикається реактивний двигун розвантаження; Ω_m - орбітальна частота; k_1 - коефіцієнт підсилення по позиційному сигналу в законі керування; k_2 - коефіцієнт підсилення по кутовій швидкості в законі керування; k - кількість обертів супутника навколо Землі.

У даному вікні, окрім описаних раніше, формуються такі кнопки: «Попереднє вікно», «Провести розрахунок», «Графіки відносно x», «Графіки відносно y», «Графіки відносно z» (рис. 3.2.), при натисканні на які виконуються наступні дії:

- кнопка «Попереднє вікно» - повертає до попереднього вікна (Ine1gir) зі збереженням поточних значень змінних;
- кнопка «Провести розрахунок» - викликається головний файл Ineupr1gir. Це головний файл, в якому задаються параметри ШСЗ та орбіти, проводиться чисельне інтегрування диференціальних рівнянь руху ШСЗ. Час функціонування системи прийнятий 5400 с;
- кнопки «Графіки відносно x (y, z)» - викликаються файли, що будують графіки відносно відповідних осей - ine xgir, ine ygir, ine zgir. При цьому будуються графіки залежностей кутової швидкості та фазової площини для відповідної координати. Вікно з прикладами результуючих графіків наведено на рис. 3.3.

3.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.

З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:

- За рахунок чого силовий гіростабілізатор створює керуючий момент?
- Які недоліки і переваги силових гіростабілізаторів при використанні їх в якості керуючих пристроїв?

- Які типи силових гіростабілізаторів відомі?
- Чим обмежується час роботи силового гіростабілізатора?

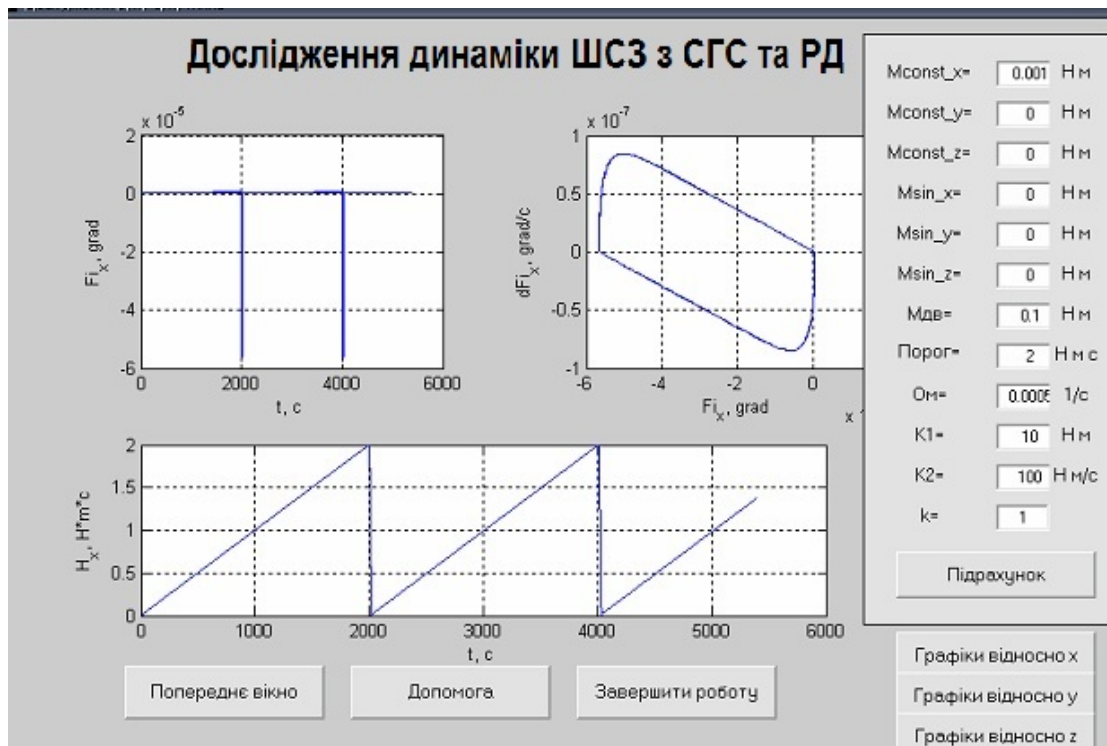


Рисунок 3.3 - Вікно результатів

2. Завантажити середовище MATLAB.
3. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Ознайомитись з поясненнями, що наведені у вікні, зображеному на рис. 3.1.
4. У вікні рис. 3.1 обрати «Продовжити роботу».
5. У вікні рис. 3.2 послідовно задати 5 значень постійного моменту $Mconst_x$, $Mconst_y$, $Mconst_z$ при нульових значеннях $Msin_x$, $Msin_y$, $Msin_z$, дослідити характер зміни кутів орієнтації та кінетичного моменту гіростабілізаторів при різних порогових значеннях включення реактивних двигунів. Підрахувати потрібну кількість палива для роботи РД за один оберт супутника.
6. У вікні, зображеному на рис. 3.2, послідовно задаючи 5 значень амплітуди моментів $Msin_x$, $Msin_y$, $Msin_z$ при нульових значеннях $Mconst_x$, $Mconst_y$, $Mconst_z$, дослідити характер зміни кутів орієнтації та кінетичного моменту гіростабілізаторів при різних порогових значеннях включення реактивних двигунів. Підрахувати потрібну кількість палива для роботи РД за один оберт супутника.

тичного моменту гіростабілізаторів при різних порогових значеннях включення реактивних двигунів. Підрахувати потрібну кількість палива для роботи РД за один оберт супутника.

7. У вікні, зображеному рис. 3.2, послідовно задати 5 значень коефіцієнта k_1 , дослідити його вплив на похибку орієнтації.

8. Зробити висновки за отриманими результатами.

3.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- назву роботи;
- мету роботи;
- короткі теоретичні відомості;
- отримані графіки залежності розходу палива РД від величини моментів та їх характеру, а також графіки похибки орієнтації від коефіцієнту k_1 та величин збурюючих моментів.

- висновки по роботі.

3.6. Контрольні запитання

1. Яким чином можна зменшити витрати палива при роботі системи орієнтації з СГС+РД при постійному збурюючому моменті?
2. Яким чином можна зменшити витрати палива при роботі системи орієнтації з СГС+РД при гармонічному збурюючому моменті?
3. Зобразіть схему розташування силових гіростабілізаторів різних типів по осях зв'язаної системи координат.

4. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з пасивною гравітаційною системою стабілізації

4.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей ШСЗ з пасивною гравітаційною системою стабілізації.

4.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з пасивною гравітаційною системою стабілізації

Комплекс програм дозволяє досліджувати динаміку ШСЗ, що керується пасивною гравітаційною системою стабілізації шляхом розв'язання рівнянь (1.33).

Комплекс програм складається з 4 М-файлів, лістинги яких наведені в додатку Д.3.

4.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему MATLAB і в командному вікні набрати `zastavka1`. Після запуску програми на виконання з'явиться вікно, зображене на рис. 4.1.

Це вікно має наступні елементи керування:

- кнопка «Завершити роботу» - служить для завершення роботи з програмою;

- кнопка «Продовжити роботу» - служить для запуску наступного файлу (`Ine2gir`). Також тут надаються короткі відомості про динаміку руху ШСЗ.

Лабораторна робота

Дослідження динаміки ШСЗ з гравітаційною СО

Дана програма дозволяє досліджувати рух супутника з гравітаційною СО. Супутник орієнтується в інерціальних осях. Рівняння руху мають вигляд:

$$J_1 \cdot \varepsilon_1'' + 4 \cdot \nu_0^2 \cdot (J_3 - J_2) \cdot \varepsilon_1 + \nu_0 \cdot (J_1 + J_2 - J_3) \cdot \varepsilon_1' = 0$$

$$J_2 \cdot \varepsilon_2'' + \nu_0^2 \cdot (J_3 - J_1) \cdot \varepsilon_2 - \nu_0 \cdot (J_1 + J_2 - J_3) \cdot \varepsilon_2' = 0$$

$$J_3 \cdot \varepsilon_3'' + 3 \cdot \nu_0^2 \cdot (J_1 - J_2) \cdot \varepsilon_3 = 0$$

J_1, J_2, J_3 - моменти інерції супутника;
 ν_0 - орбітальна кутова швидкість;
 $J_3 > J_1 > J_2$ - умова стійкості;
 $J_1 > J_2 > J_3$ - додаткова умова стійкості.

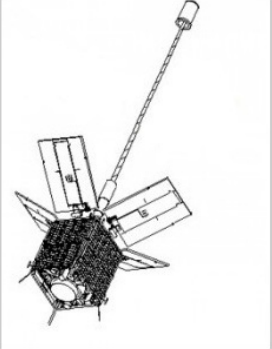
Завершити роботу

Продовжити роботу

Рисунок 4.1 Початкове вікно

При натисненні на кнопку «Продовжити роботу» відкривається вікно вхідних даних, зображене на рис. 4.2. У даному вікні слід задавати значення моментів інерції супутника, орбітальну частоту, початкові умови.

Дослідження динаміки ШСЗ з гравітаційною СО



Input fields for parameters:

- J1 = Гсм
- J2 = Гсм
- J3 = Гсм
- Nu0 =
- Eps1 = рад
- Eps2 = рад
- Eps3 = рад
- Eps1t = рад/с
- Eps2t = рад/с
- Eps3t = рад/с

Підрахунок

Попереднє вікно Завершити роботу

Рисунок 4.2 Вікно вхідних даних

Тут позначено: J_1, J_2, J_3 - моменти інерції ШСЗ; Nu_0 - орбітальна частота; Eps_1, Eps_2, Eps_3 - початкові кутові відхилення; Eps_1t, Eps_2t, Eps_3t - початкова кутова швидкість.

Кнопка «Попереднє вікно» повертає попереднє вікно зі збереженням введених значень. Кнопка «Завершити роботу» закриває усі вікна поточної програми. Кнопка «Підрахунок» звертається до програми UprProgramm.m, яка будує графіки залежності кутів положення КЛА від часу. Приклад вікна результатів приведено на рис. 4.3.

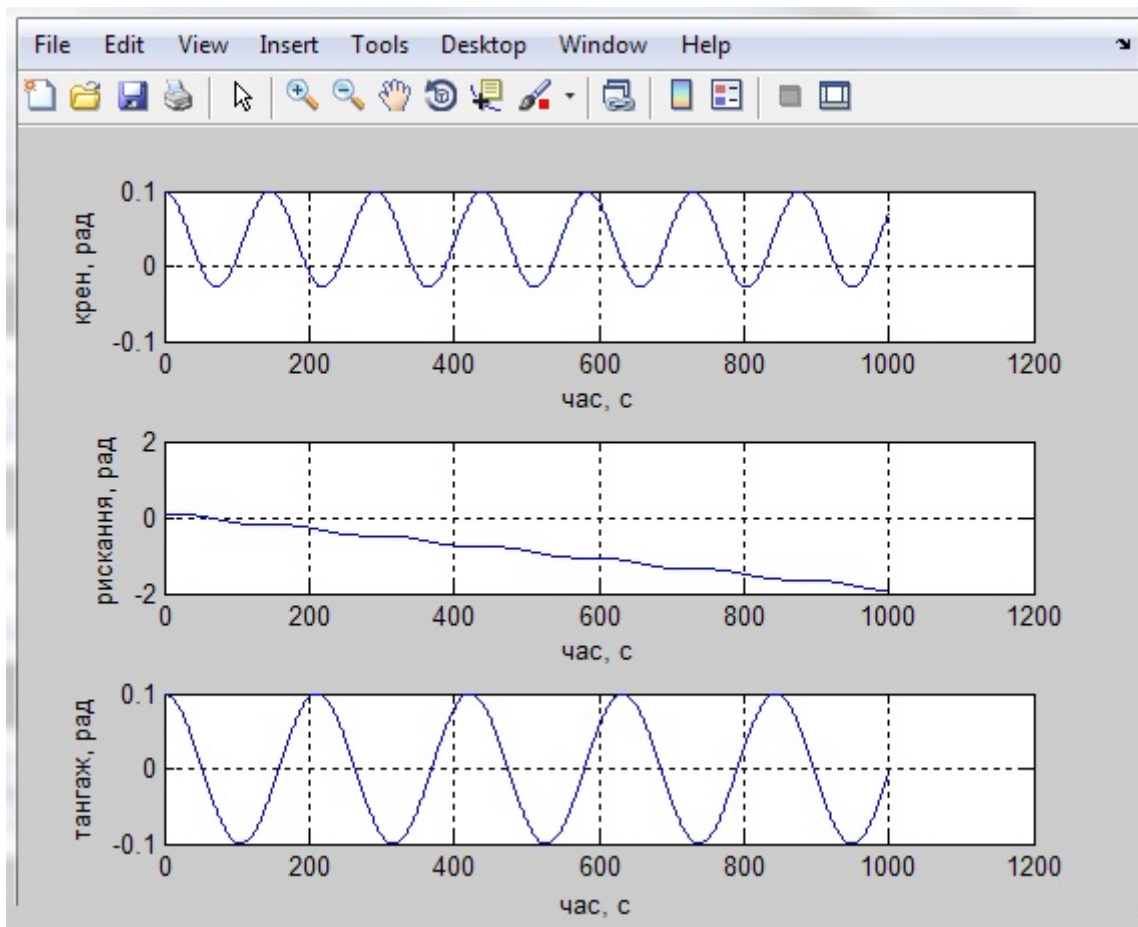


Рисунок 4.3 Вікно результатів

4.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.
2. З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:

- До якого класу систем орієнтації відноситься гравітаційна система?

- Який апаратурний склад гравітаційної системи?

3. Завантажити середовище MatLab. Запустити програму виконання лабораторної роботи. Ознайомитись з поясненнями, що наведені у вікні, зображеному на рис. 4.1.

5. У вікні, зображеному на рис. 4.2 задати значення моментів інерції J_1 , J_2 , J_3 у діапазоні 1...200 Гсм та значення орбітальної частоти $Nu\theta$ (рекомендовано $Nu\theta=0.031$). При нульових значеннях початкових кутів та кутових швидкостей дослідити характер зміни кутів орієнтації.

6. Повторити дослідження п.6, змінюючи значення початкових кутів положення та кутових швидкостей КЛА.

7. Зробити висновки за отриманими результатами.

4.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- назву роботи;
- мету роботи;
- короткі теоретичні відомості;
- отримані графіки залежності кутів орієнтації від часу.
- висновки по роботі.

4.6. Контрольні запитання

1. Які переваги має гравітаційна СО у порівнянні з іншими типами систем орієнтації?

2. Чи залежать амплітуди кутових коливань від початкових відхилень та кутових швидкостей КЛА?

3. Як можна підвищити ефективність гравітаційної стабілізації?

5. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з моментним магнітоприводом

5.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей ШСЗ з моментним магнітоприводом.

5.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з моментним магнітоприводом

Комплекс програм дозволяє досліджувати динаміку ШСЗ, що керується моментним магнітоприводом.

Комплекс програм складається з чотирьох М-файлів, лістинги яких наведені в додатку Д.4.

5.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему MATLAB і в командному вікні набрати `zastavka1`. Після натискання клавіші `Enter`, виникне вікно, зображене на рис. 5.1.

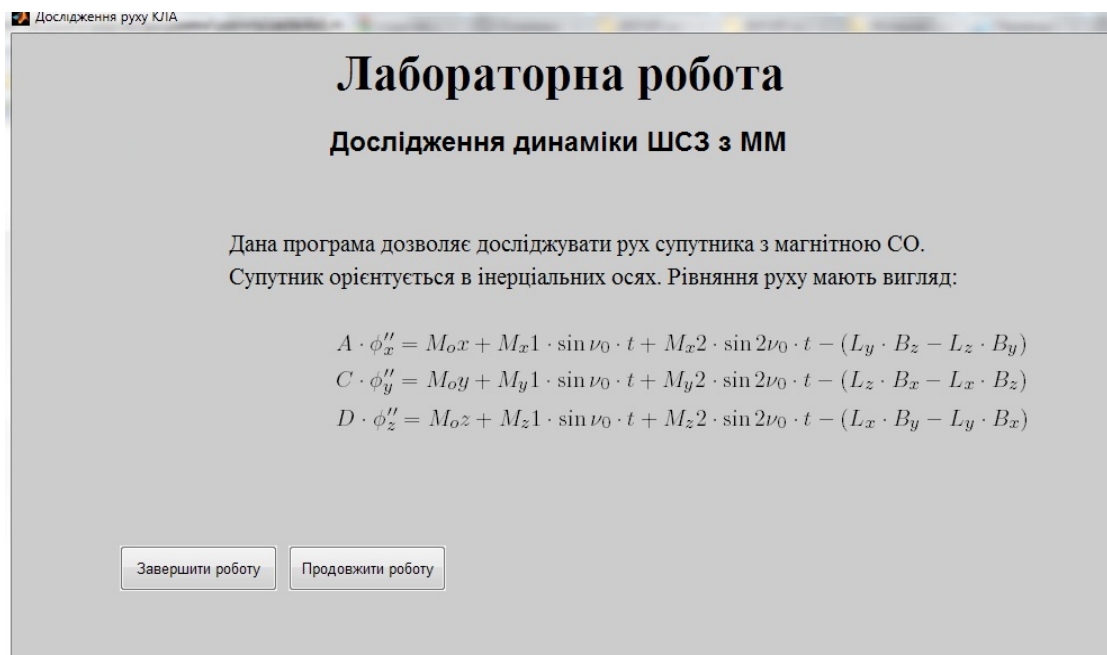


Рисунок 5.1 - Початкове вікно

Це вікно має наступні елементи керування:

- кнопка «Завершити роботу» - служить для завершення роботи з програмою;
- кнопка «Продовжити роботу» - служить для запуску наступного файлу (Ine2gir)». Також тут надаються короткі відомості про динаміку руху ШСЗ.

При натисненні на кнопку «Продовжити роботу» відкривається вікно, зображене на рис. 5.2. У даному вікні слід задавати значення параметрів та початкові умови.

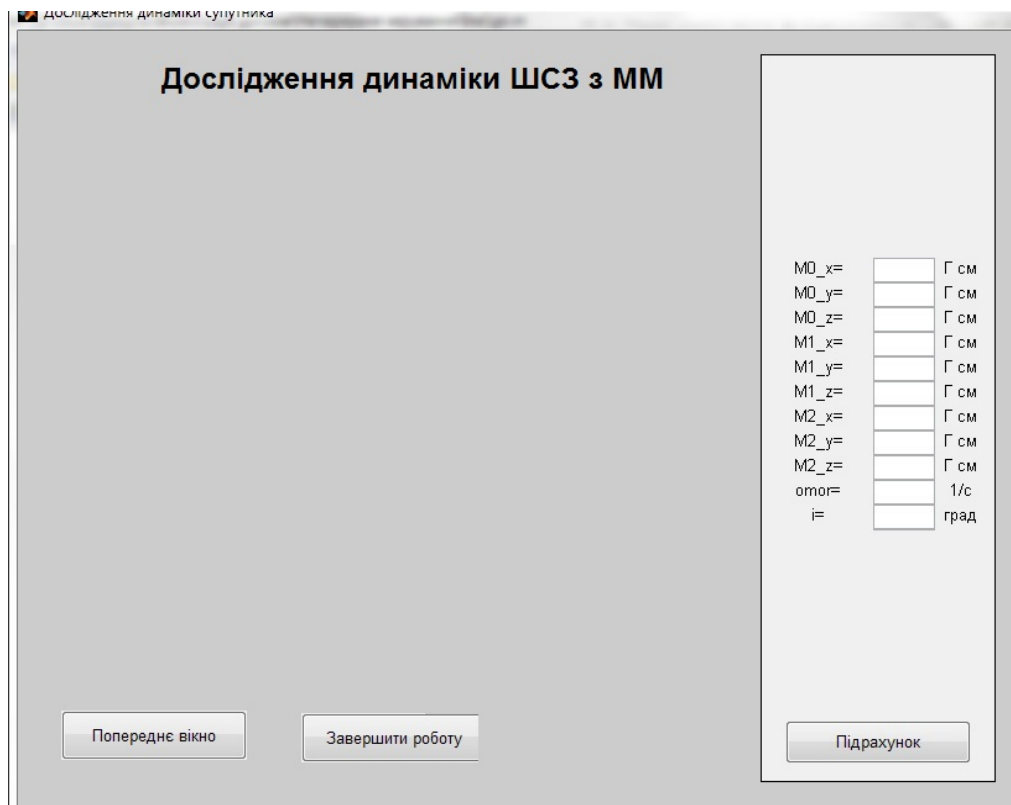


Рисунок 5.2 - Вікно вхідних значень

Тут позначено: $M0_x$, $M0_y$, $M0_z$ - постійні складові зовнішнього моменту по відповідних осях; $M1_x$, $M1_y$, $M1_z$ - амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти по відповідних осях; $M2_x$, $M2_y$, $M2_z$ - амплітуда зовнішнього моменту 2-ї орбітальної частоти по відповідних осях; $omor$ - орбітальна частота; i - орбіта.

Кнопка «Попереднє вікно» повертає попереднє вікно зі збереженням введених значень. Кнопка «Завершити роботу» закриває усі вікна поточної програми. Кнопка «Підрахунок» звертається до програми UpProgramm.m, яка будує графіки залежності кутів положення КЛІА від часу. Приклад вікна результатів приведено

на рис. 5.3.

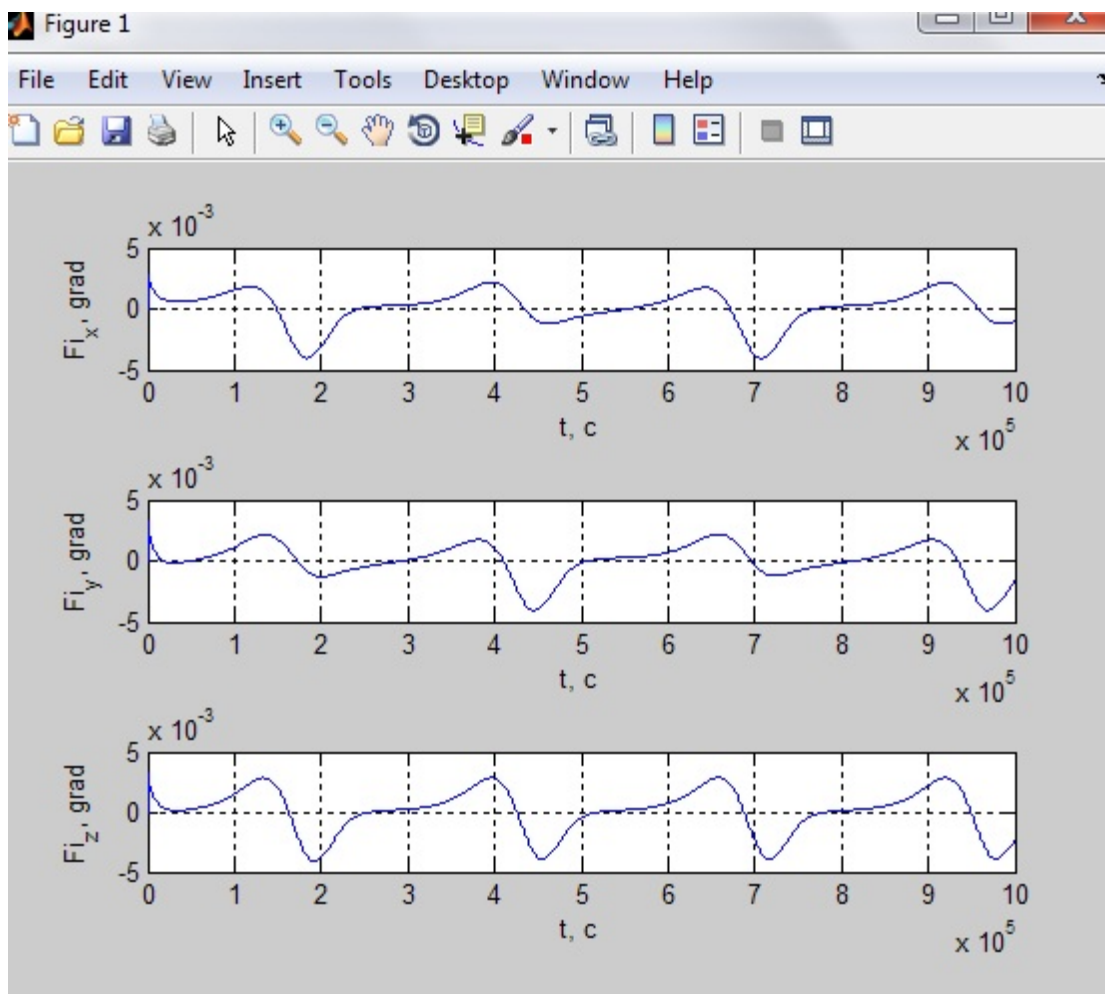


Рисунок 5.3 - Вікно результатів

5.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.
2. З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:
 - Які особливості роботи моментного магнітопроводу як пристрою керування орієнтації?
 - Який апаратний склад системи?
3. Завантажити середовище MatLab.
4. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Для цього варто набрати `zastavka1` у командному вікні MATLAB. Ознайомитись з поясненнями, що наведені у вікні зображеному на рис. 5.1.

5. У вікні зображеному на рис. 5.2 задати значення усіх складових зовнішніх моментів, орбіту, значення орбітальної частоти. Дослідити характер зміни кутів орієнтації.

6. Дослідити вплив вказаного викладачем параметра на стійкість системи.

7. Зробити висновки за отриманими результатами.

5.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- назву роботи;
- мету роботи;
- короткі теоретичні відомості;
- отримані графіки залежності кутів орієнтації від часу.
- висновки по роботі.

5.6. Контрольні запитання

1. Які переваги має магнітна СО у порівнянні з іншими типами систем орієнтації?
2. Чому при використанні магнітної СО неможливо створити керуючий момент у напрямі поля?
3. Як можна підвищити ефективність магнітної системи орієнтації?

6. Дослідження динаміки штучного супутника Землі з магнітно-гіроскопічною системою орієнтації

6.1. Мета роботи

Вивчення динамічних особливостей ШСЗ з магнітно-гіроскопічною системою орієнтації.

6.2. Опис комплексу програм моделювання динаміки ШСЗ з моментним магнітоприводом

Комплекс програм дозволяє досліджувати динаміку ШСЗ, що керується комбінованою системою орієнтації.

Комплекс програм складається з п'яти М-файлів, лістинги яких наведені в додатку Д.5.

6.3. Методичні вказівки до виконання роботи

Для коректного виводу інформації рекомендується в настройках екрану Windows встановити наступні параметри: 1024×768, великий шрифт.

Для запуску програми необхідно попередньо завантажити систему MATLAB і в командному вікні набрати Inelgir.m. Після натискання клавіші Enter, виникне вікно, зображене на рис. 6.1.

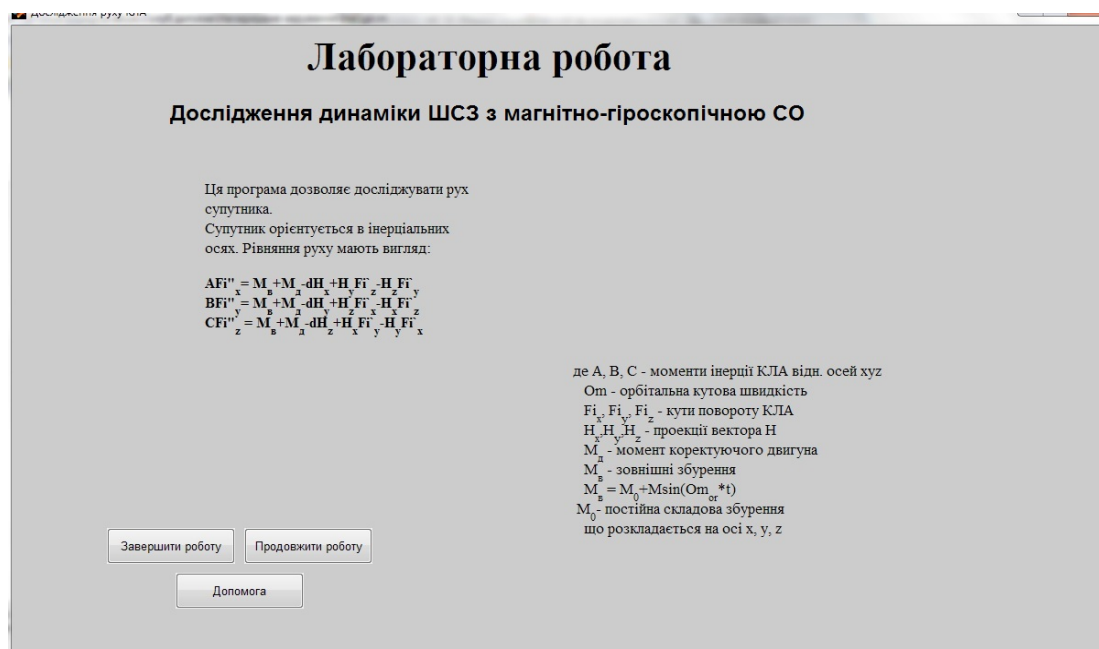


Рисунок 6.1 - Початкове вікно

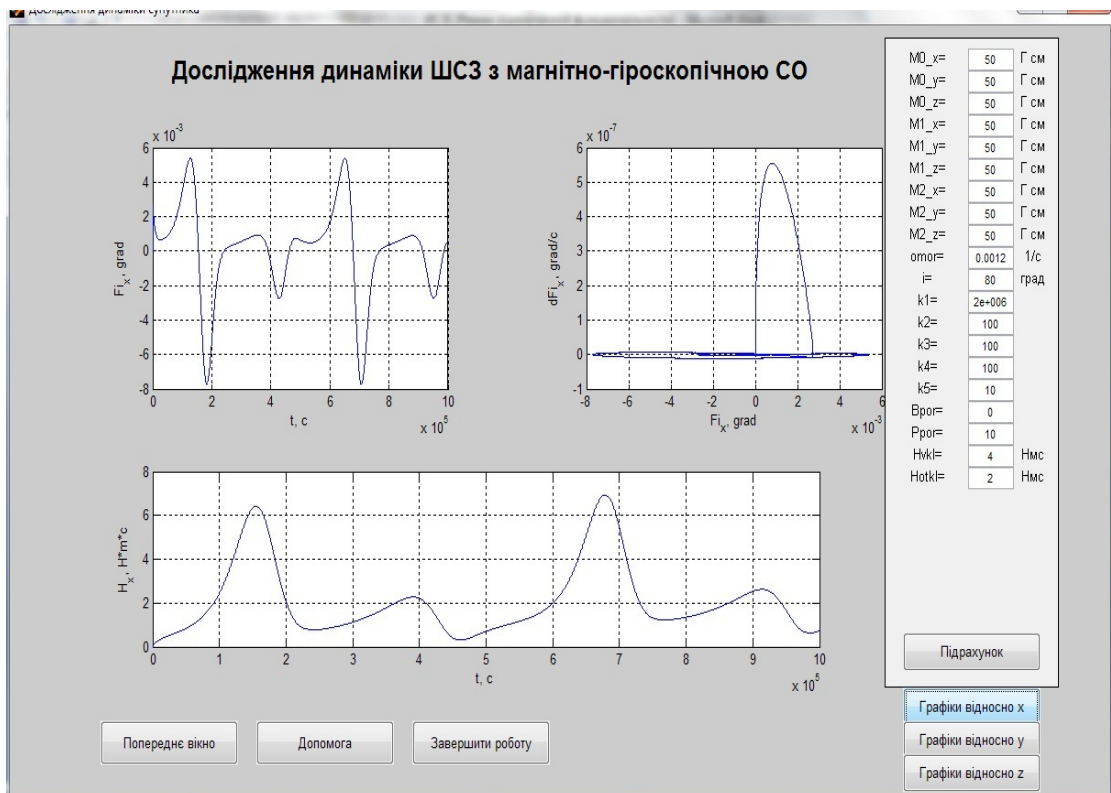


Рисунок 6.3 - Вікно результатів

6.4. Порядок виконання роботи

1. Ознайомитися з короткими теоретичними відомостями.
2. З метою контролю готовності до виконання роботи дати відповіді на наступні запитання:
 - Які особливості роботи комбінованої СО?
 - - Який апаратний склад системи?
3. Завантажити середовище MatLab.
4. Завантажити програму виконання лабораторної роботи. Ознайомитись з поясненнями, що наведені у вікні, зображеному на рис. 6.1.
5. Задати значення усіх складових зовнішніх моментів, орбіту, значення орбітальної частоти. Дослідити характер зміни кутів орієнтації.
6. Дослідити вплив вказаного викладачем параметра на стійкість системи.
7. Зробити висновки за отриманими результатами.

6.5. Зміст звіту

Звіт має містити:

- назву роботи;
- мету роботи;
- короткі теоретичні відомості;
- отримані графіки залежностей;
- висновки по роботі.

6.6. Контрольні запитання

1. Які переваги має комбінована СО у порівнянні з іншими типами систем орієнтації?
2. Чи доцільно постійно використовувати і магнітну і гіроскопічну СО одночасно протягом усього періоду функціонування супутника?

Література

1. Алексеев К. Б. Управление космическими летательными аппаратами / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 344 с.
2. Алпатов А.П. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления / А.П. Алпатов, В.И. Драновский – М.: Машиностроение, 1978. – 200 с.
3. Бондарь П.М. Физические основы ориентации и навигации. Ч.1. Физические поля Земли / П.М. Бондарь, Ю.В. Степанковский. – К.: Корнейчук, 2002. – 104с.
4. Карпенко С.О. Исследование возможности трехосной стабилизации микро-спутника с использованием только токовых катушек // Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Часть 7. Управление и прикладная математика / С.О. Карпенко. – Москва.: Долгопрудный, 2006. – С.218 – 219.
5. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1975. – С.248.
6. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках. // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. Том 100 / А.В. Козаков. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2001. С. 156-176.
7. Международное аналитическое поле // Геомагнетизм и аэрономия, 9. –1969. – №3. – С.584 – 586 с.
8. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов. /Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.

ДОДАТКИ

Додаток 1. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з реактивними двигунами

Файл kla1.m

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛА)
% kla1 - Заставка 1
global l delFie Mae Mor1e Mor2e Mdve a1
%----- Задання початкових значень -----
if a1~=1
    pal=0; % --- витрати палива
    Mae=1; % --- постійна складова зовнішніх моментів
    Mor1e=20; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
    Mor2e=20; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-ї орбітальної частоти
    Mdve=1000; % --- амплітуда моменту реактивних двигунів
    delFie=0.5; % --- зона нечутливості релейного закону керування двигунами
    l='off';
end;
%----- Створення графічного вікна -----
figure('name',...
    'Дослідження руху КЛА',...
    'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[1 30 800 550]);
subplot(5,6,[7 8 9 13 14 15 19 20 21])
%----- Вставка малюнка -----
[im,map1]=imread('image2_1.jpg');
image(im);colormap(map1);
axis off
clear im map1
%----- Назва роботи та рівняння руху -----
subplot(5,6,1:6);
text('position',[0.18 1.5],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',32,'string',...
    'Лабораторна робота');
text('position',[0.2 0.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
    'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
    'Дослідження руху космічного\newline літального апарату (КЛА)');
axis off
subplot(5,6,[10:12 16:18 22:24]);
text('position',[-0.06 1],'VerticalAlignment','top',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
    ['Дана програма дозволяє досліджувати рух\newlineКЛА при релейному законі
керування.',...

```

\newlineКЛІА представлений як абсолютно тверде\newlinетіло, що не містить мас, що рухаються.';...

\newlineКосмічний апарат орієнтується в орбітальних\newlineосях. Рівняння руху КЛІА мають вид:');

```
text('position',[-0.06 0.48],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
['AFi"_x + (A+B-C)OmFi`_y + (C-B)Om^2Fi_x = M_в + M_д',...
'\newlineBFi"_y + (-A-B+C)OmFi`_x + (C-A)Om^2Fi_y = M_в + M_д',...
'\newlineCFi"_z = M_в + M_д']);
```

```
text('position',[-0.06 0.18],'VerticalAlignment','top',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
['де А, В, С - моменти інерції КЛІА відн. осей хуz',...
'\newline Om - орбітальна кутова швидкість',...
'\newline Fi_x, Fi_y, Fi_z - кути повороту КЛІА',...
'\newline M_д - момент коректуючого двигуна',...
'\newline M_в - зовнішні збурення',...
'\newline M_в = M_0 + M_1sin(Omt) + M_2sin(2Omt)']);
```

axis off

%----- Створення кнопок -----

```
uicontrol('position',[105 100 140 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')
uicontrol('position',[255 100 140 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Продовжити роботу','callback','close all; kla2')
uicontrol('position',[180 50 140 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Допомога','callback','kla_help')
```

Файл kla2.m

% Лабораторна робота

% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛІА)

% kla2 - Головне вікно, меню

global l M0s M1s M2s Mds delFis delFie Mae Mor1e Mor2e Mdve pal

pals=num2str(pal);

%----- Створення графічного вікна -----

```
hf=figure('name','Дослідження руху КЛІА','nextplot','replace',...
'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[1 30 800 550]);
subplot(10,14,[15:25 29:39 43:53 57:67 71:81 85:95 99:109 113:123])
```

%----- Вставка малюнка -----

```
[im, map]=imread('solar1.bmp');
```

```
image(im);colormap(map);
```

axis off

```
clear im map
```

%----- Назва роботи та вивід параметрів КЛІА -----

```
subplot(10,14,1:14);
```

```
text('position',[0.2 1.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
```

```

'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
'Дослідження руху космічного\newline літального апарату (КЛІА)');
axis off
uicontrol('style','frame','position',[605 97 190 377]);

M0s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[665 440 50 20],'string','Mae');
M1s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[665 410 50 20],'string','Mor1e');
M2s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[665 380 50 20],'string','Mor2e');
Mds=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[665 350 50 20],'string','Mdve');
delFis=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[665 320 50 20],'string','delFie');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[635 440 25 20],'string','M0=');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[635 410 25 20],'string','M1=');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[635 380 25 20],'string','M2=');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[635 350 25 20],'string','Мд=');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[638 320 25 20],'string','Fi=');
uicontrol('style','text','fontsize',12,'fontname','symbol',...
'position',[630 322 10 20],'string','d');

uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[705 440 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[705 410 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[705 380 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',12,...
'position',[705 350 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',12,'fontname','symbol',...
'position',[705 320 25 20],'string','°');

%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[630 275 150 35],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Провести розрахунок','callback','kla_upr1')
uicontrol('position',[630 245 150 20],'fontsize',12,'style','text',...
'string','Витрати палива:');
uicontrol('position',[630 225 150 20],'fontsize',12,'style','text',...

```

```

'string',[pals,' кг']);

uicontrol('position',[630 190 150 35],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'enable',l,...
'string','Графіки відносно x','callback','kla_x')
uicontrol('position',[630 150 150 35],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'enable',l,...
'string','Графіки відносно y','callback','kla_y')
uicontrol('position',[630 110 150 35],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'enable',l,...
'string','Графіки відносно z','callback','kla_z')

uicontrol('position',[100 30 150 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Попереднє вікно','callback','close all; a1=1; kla1')
uicontrol('position',[270 30 150 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Допомога','callback','kla_help')
uicontrol('position',[440 30 150 40],'fontsize',12,'style','pushbutton',...
'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')

```

Файл kla_upr1.m

```

% Лабораторна робота
% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛА)
global A B C Ma Mor1 Mor2 OMor Mdv delFie Mae Mor1e Mor2e Mdve
global l M0s M1s M2s Mds delFis s1x s1y s1z ts pal
s1x=0;
s1y=0;
s1z=0;
ts=0;
clc
%----- Перетворення параметрів КЛА до числового формату -----
M0=get(M0s,'string');
Mae=str2num(M0);
M1=get(M1s,'string');
Mor1e=str2num(M1);
M2=get(M2s,'string');
Mor2e=str2num(M2);
Md=get(Mds,'string');
Mdve=str2num(Md);
delFi=get(delFis,'string');
delFie=str2num(delFi);

%----- Фізичні властивості супутника -----
d=0.5;      % --- діаметр супутника
l=2;       % --- довжина супутника

```

```

ro=3000;      % --- щільність супутника, як абс.твердого тіла
V=0.25*pi*1*d^2; % --- об'єм супутника
m=V*ro;      % --- маса супутника
rx=l/2;      % --- радіус вектор по осі x
ry=d/2;      % --- радіус вектор по осі y
rz=d/2;      % --- радіус вектор по осі z
A=(ry^2+rz^2)*m; % --- момент інерції відносно осі x
B=(rz^2+rx^2)*m; % --- момент інерції відносно осі y
C=(rx^2+ry^2)*m; % --- момент інерції відносно осі z
Mdv=Mdve*9.8*0.01; % --- амплітуда моменту реактивних двигунів
%----- Параметри орбіти -----
h=400*10^3;  % --- висота орбіти
Tor=90*60/108; % --- період обертання КЛА по орбіті (108 - масштабний коеф.)
OMor=2*pi/Tor; % --- частота обертання КЛА по орбіті
Mor1=Mor1e*9.8*0.01; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної час-
тоти
Mor2=Mor2e*9.8*0.01; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-ї орбітальної час-
тоти
Ma=Maе*9.8*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
%----- Чисельне інтегрування рівнянь руху КЛА -----
% Початкові значення:
%  x dx y dy z dz
Fi0=[0 0 0 0 0 0];
t0=0; % --- початковий момент інтегрування
tf=50; % --- кінцевий момент інтегрування

[t Fi]=rk('kla',t0,1e-2,tf,Fi0);
t=108*t;

l='on';
close all
ts
pal=ts*4;
if Mdve==0
    pal=0;
end

kla2

```

Файл rk.m

```

function [tout,yout]=rk(Rpart,t0,h,tf,y);
% Лабораторна робота
% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛА)

```

```

%
% Інтегрування ОДР методом
% Рунге-Кута 4-го порядку
a=1;
t=t0;
tout=[t0];
i=1;
%----- Створення графічного вікна з лічильником -----
hf3=figure('position',[250 300 300 25],'numbertitle','off','menubar','none',...
    'resize','off','name','Йде процес обчислення...Зачекайте');
    pause(1e-10);
while t<=tf;
    s=round(t*100/tf);    % --- час у відсотках
    ss=num2str(s);
    if (mod(s,5)==0)&(s~=a) % --- виводиться кожне 5 значення
        a=s;
        barh(s,'y');    % --- графічне відображення
        axis([0 100 0.6 1.4]);
        text('color',[0 0 0],'string', [ss,'%'],'HorizontalAlignment', 'center',...
            'FontSize', 14,'position', [50 1]);
        pause(1e-10);
        text('color',[1 1 1],'string', [ss,'%'],'HorizontalAlignment', 'center',...
            'FontSize', 14,'position', [50 1]);
    end
%----- Алгоритм чисельного інтегрування Рунге-Кутта 4-го порядку -----
    i=i+1;
    k1=feval(Rpart,t,y);
    k2=feval(Rpart,t+h/3,y+h*k1/3);
    k3=feval(Rpart,t+2*h/3,y+h*(k2-k1/3));
    k4=feval(Rpart,t+h,y+h*(k1-k2+k3));
    t=t+h;
    y=y+h*(k1+3*k2+3*k3+k4)/8;
    tout(i)=t;
    yout(i,:)=y;
end
clear s ss
close(hf3);

```

Файл kla.m

```

function s=kla(t,Fi0);
% Лабораторна робота
% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛА)
% kla - Підпрограма правих частин

```

```

global A B C Ma Mor1 Mor2 OMor Mdv delFie ts s1x t1x t2x s1y t1y t2y s1z t1z t2z
%----- Розрахунок значень зовнішніх моментів відносно осей x,y,z
Max=Ma+Mor1*sin(OMor*t)+Mor2*sin(2*OMor*t);
May=Ma+Mor1*sin(OMor*t)+Mor2*sin(2*OMor*t);
Maz=Ma+Mor1*sin(OMor*t)+Mor2*sin(2*OMor*t);

%----- Введення релейного закону керування, -----
%----- підрахунок часу, на який вмикаються двигуни ----
if (abs(Fi0(1))>delFie*pi/180)
    Max=Max-Mdv*sign(Fi0(1));
    if s1x==0;
        t1x=t;
    end
    t2x=t;
    s1x=s1x+1;
else
    if s1x~=0
        ts=ts+abs(t2x-t1x);
        s1x=0;
    end
end

if (abs(Fi0(3))>delFie*pi/180)
    May=May-Mdv*sign(Fi0(3));
    if s1y==0;
        t1y=t;
    end
    t2y=t;
    s1y=s1y+1;
else
    if s1y~=0
        ts=ts+abs(t2y-t1y);
        s1y=0;
    end
end

if (abs(Fi0(5))>delFie*pi/180)
    Maz=Maz-Mdv*sign(Fi0(5));
    if s1z==0;
        t1z=t;
    end
    t2z=t;
    s1z=s1z+1;
else
    if s1z~=0

```

```

ts=ts+abs(t2z-t1z);
s1z=0;
end
end

```

```

%----- Підпрограма правих частин -----
s(1)=Fi0(2);
s(2)=(Max-(A+B-C)*OMor*Fi0(4)-(C-B)*(OMor^2)*Fi0(1))/A;
s(3)=Fi0(4);
s(4)=(May-(-A-B+C)*OMor*Fi0(2)-(C-A)*(OMor^2)*Fi0(3))/B;
s(5)=Fi0(6);
s(6)=Maz/C;

```

Файл kla_x.m

```

% Лабораторна робота
% Дослідження руху космічного літального апарату (КЛА)
%
% kla_x - Побудова графіків відносно осі x
% --- ButtonDownFcn - реагування на натискання клавіши мишки
figure(hf)
subplot(10,14,[15:25 29:39 43:53 57:67])
plot(t,Fi(:,1)*180/pi),grid
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_x, град');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,1)*180/pi),grid');
subplot(10,14,[85:90 99:104 113:118])
plot(t,Fi(:,2)*180/pi),grid
xlabel('t, c');
ylabel('dFi_x, град/с');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,2)*180/pi),grid');
subplot(10,14,[92:95 106:109 120:123])
plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/pi),grid
xlabel('Fi_x, град');
ylabel('dFi_x, град/с');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/pi),grid');

```


Додаток 2. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з СГС та реактивними двигунами

Файл Ine1gir.m

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine1gir - Заставка 1
global l tmx porog OMore Mae Mor1e Mor2e Msine Msinex Msiney Msinez Mdve k0e dHx Hx dHy
Hy dHz Hz K1e K2e a1 Max
%----- Задання початкових значень -----
k0e=1; % --- коефіцієнт, що відповідає кількості оборотів супутника
Mae=0.0098; % --- постійна складова зовнішніх моментів
Mor1e=0; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Mor2e=0; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-ї орбітальної частоти
Mdve=0.098; % --- амплітуда моменту реактивних двигунів
K1e=10; % --- коефіцієнт передачі закону керування
K2e=100; % --- коефіцієнт передачі закону керування
OMore=0.0005; % --- орбітальна частота
Msinex=0; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти по осі -x
Msiney=0; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти по осі -y
Msinez=0; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти по осі -z
porog=0.3; % --- зона нечутливості релейного двигуна
l='off';

%----- Створення графічного вікна -----
figure('name',...
'Dослідження руху КЛА',...
'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[100 150 850 550]);
%subplot(5,6,[7 8 9 13 14 15 19 20 21])
%----- Вставка малюнка -----
%[im,map1]=imread('image2_1.jpg');
%image(im);colormap(map1);
%axis off
%clear im map1
%----- Назва роботи та рівняння руху -----
subplot(5,6,1:6);
text('position',[0.18 1.5],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',32,'string',...
'Лабораторна робота');
text('position',[0.2 0.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
'Дослідження руху супутника');
axis off
subplot(5,6,[10:12 16:18 22:24]);
text('position',[-0.96 1],'VerticalAlignment','top',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
['Ця програма дозволяє досліджувати рух\nnewlinesупутника.',...
'\newlineСупутник орієнтується в інерціальних\nnewlineосях. Рівняння руху мають вигляд:']);
text('position',[-0.96 0.68],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
```

```

['AFi"_x= M_v+M_d-dH_x+H_yFi`_z-H_zFi`_y',...
'\newlineBFi"_y= M_v+M_d-dH_y+H_zFi`_x-H_xFi`_z',...
'\newlineCFi"_z = M_v+M_d-dH_z+H_xFi`_y-H_yFi`_x');
text('position',[-0.06 0.38],'VerticalAlignment','top',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
['де А, В, С - моменти інерції КЛІА відн. осей хуз',...
'\newline Om - орбітальна кутова швидкість',...
'\newline Fi_x, Fi_y, Fi_z - кути повороту КЛІА',...
'\newline H_x,H_y,H_z - проекції вектора Н',...
'\newline M_d - момент коректуючого двигуна',...
'\newline M_v - зовнішні збурення',...
'\newline M_v = M_0+Msin(Om_o_r*t)',...
'\newline M_0- постійна складова збурення',...
'\newline що розкладається на осі x, y, z');

%'\newline M_v - зовнішні збурення',...
%'\newline M_v = M_0 + M_1sin(Omt) + M_2sin(2Omt)',...
%'\newline M_0- постійна складова збурення'...
%'\newline M_1,M_2- складові збурення орбітальної та подвійної',...
%'\newline орбітальної кутової швидкості');
axis off
%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[105 100 140 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')
uicontrol('position',[255 100 140 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Продовжити роботу','callback','close all; ine2gir')
uicontrol('position',[180 50 140 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Допомога','callback','ine_help')

```

Файл Ine2gir

```

% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine2 - Головне вікно, меню
global l porog K1s K2s k0s K1e K2e k0e M0s Mor1s Mor2s Msinex Msiney Msinez Msinsx Msinsy
Msinsz Mds delFis delFie Mae Mor1e Mor2e Msine Mdve OMors OMore pal Max

pals=num2str(pal);
%----- Створення графічного вікна -----
hf=figure('name','Дослідження руху супутника','nextplot','replace',...
'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[100 150 850 550]);
%subplot(10,14,[15:25 29:39 43:53 57:67 71:81 85:95 99:109 113:123])
%----- Вставка малюнка -----
%[im, map]=imread('solar1.bmp');
%image(im);colormap(map);
%axis off
%clear im map
%----- Назва роботи та вивід параметрів КЛІА -----
subplot(10,14,1:14);
text('position',[0.2 1.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...

```

```

'Dослідження руху супутника');
axis off
uicontrol('style','frame','position',[655 100 190 440]);

M0s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 500 50 20],'string','Має');
M1s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 470 50 20],'string','Mor1e');
M2s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 440 50 20],'string','Mor2e');

Msinsx=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 410 50 20],'string','Msinex');
Msinsy=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 380 50 20],'string','Msiney');
Msinsz=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 350 50 20],'string','Msinez');

Mds=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 320 50 20],'string','Mdve');

porog=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 290 50 20],'string','porog);

OMors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 260 50 20],'string','OMore);
K1s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 230 50 20],'string','K1e);
K2s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 200 50 20],'string','K2e);
k0s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[755 170 40 20],'string','k0e);

%porog=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
% 'position',[705 140 40 20],'string','porog);
%=====
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 500 90 20],'string','Mconst_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 470 90 20],'string','Mconst_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 440 90 20],'string','Mconst_z=');

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 410 90 20],'string','Msin_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 380 90 20],'string','Msin_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 350 90 20],'string','Msin_z=');

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[660 320 90 20],'string','Мдв=');

```

```

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[660 292 90 20],'string','Попор=');

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[660 260 90 20],'string','Ом=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[660 230 90 20],'string','K1=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[660 200 90 20],'string','K2=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[660 170 90 20],'string','k=');

%uicontrol('style','text','fontsize',10,...
% 'position',[610 140 90 20],'string','Porog=');
%=====
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 500 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 470 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 440 40 20],'string','H м');

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 410 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 380 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 350 40 20],'string','H м');

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 320 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 290 40 20],'string','H м с');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 260 40 20],'string','1/c');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 230 40 20],'string','H м');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[795 200 40 20],'string','H м/c');
%uicontrol('style','text','fontsize',10,...
% 'position',[745 140 40 20],'string','H м с');

%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[680 120 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'string','Підрахунок','callback','ine_upr1 gir')
uicontrol('position',[680 75 150 20],'fontsize',10,'style','text',...
    'string','Витрати палива:');
uicontrol('position',[680 60 150 20],'fontsize',10,'style','text',...
    'string',[pals,' кг']);
uicontrol('position',[680 60 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'enable',1,...

```

```
'string','Графіки відносно x','callback','ine_xgir')
uicontrol('position',[680 30 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'enable',1,...
'string','Графіки відносно у','callback','ine_ygir')
uicontrol('position',[680 0 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'enable',1,...
'string','Графіки відносно z','callback','ine_zgir')
uicontrol('position',[100 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Попереднє вікно','callback','close all; a1=1; ine1gir')
uicontrol('position',[270 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Допомога','callback','ine_help')
uicontrol('position',[440 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Звершити роботу','callback','close all; clear all')
```

Файл inehelp

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine_help - Підключення допомоги
cd c:\
cd c:\Progra~1
cd c:\Progra~1\Intern~1 % --- путь до програми Internet Explorer
!explore D:\Oleg\КРІ\Диплом\Опис програми та вказівки по її використанню.htm % --- путь до
файлу допомоги
```

Файл Ine upr1gir

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% orb_upr1gir - Головна програма

global A B C Ma Mor1 Mor2 Msin OMor Mdv OMore delFi delFie Mae Mor1e Mor2e Msine Mdve
K1 K2 K2e K1e k0 koe Max
global l porog M0s M1s M2s Msinex Msiney Msinez Msinx Msiny Msinz Msinsx Msinsy Msinsz Mds
flag1 flag2 flag3 flag11 flag22 flag33 delFis OMors K1s K2s kos s1x s1y s1z ts pal

flag1=0;
flag2=0;
flag3=0;
flag11=0;
flag22=0;
flag33=0;
tmx=1;
ts=0;
clc
%----- Перетворення параметрів супутника до числового формату -----
M0=get(M0s,'string');
Mae=str2num(M0);
Mdv=get(Mds,'string');
Mdve=str2num(Mdv);
```

```

K1=get(K1s,'string');
K1e=str2num(K1);
K2=get(K2s,'string');
K2e=str2num(K2);
OMor=get(OMors,'string');
OMore=str2num(OMor);
%delFi=get(delFis,'string');
%delFie=str2num(delFi);
M1=get(M1s,'string');
Mor1e=str2num(M1);
M2=get(M2s,'string');
Mor2e=str2num(M2);
k0=get(k0s,'string');
k0e=str2num(k0);

Msinx=get(Msinsx,'string');
Msinex=str2num(Msinx);
Msiny=get(Msinsy,'string');
Msiney=str2num(Msiny);
Msinz=get(Msinsz,'string');
Msinez=str2num(Msinz);

porog=get(porog,'string');
porog=str2num(porog);
%=====
% if delFie<0.5
%   delFie=0.5;
% end
% if Mdve>150
%   Mdve=150;
% end
% if K1e<2
%   K1e=2;
% end
% if K2e<3
%   K2e=3;
% end
% po2 = porog/2;
% Mdvinv=Mdv/10000;
% if po2>=Mdvinv
%   K2e=3;
% end

%----- Фізичні властивості супутника -----
k0=k0e;      % --- коефіцієнт коректування часу дослідження
d=0.5;      % --- діаметр супутника
l=2;        % --- довжина супутника
ro=3000;    % --- щільність супутника, як абс.твердого тіла
V=0.25*pi*l*d^2; % --- об'єм супутника
m=V*ro;     % --- маса супутника
gx=l/2;     % --- радіус вектор по осі x
gy=d/2;     % --- радіус вектор по осі y

```

```

rz=d/2;          % --- радіус вектор по осі z
A=(ry^2+rz^2)*m; % --- момент інерції відносно осі x
B=(rz^2+rx^2)*m; % --- момент інерції відносно осі y
C=(rx^2+ry^2)*m; % --- момент інерції відносно осі z
Mdv=Mdve; % --- амплітуда моменту реактивних двигунів
%----- Параметри орбіти -----
%h=400*10^3;      % --- висота орбіти
Mor1=Mor1e*10197.16; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі y
Mor2=Mor2e*10197.16; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі z
Msin=M sine*10197.16; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msinx=Msinex*10197.16; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msiny=Msiney*10197.16; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msinz=Msinez*10197.16; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Ma=Ma e*10197.16; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі x

Mor1=Mor1*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі y
Mor2=Mor2*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі z
Msin=Msin*9.8*0.001*0.1; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msinx=Msinx*9.8*0.01*1; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msiny=Msiny*9.8*0.01*1; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Msinz=Msinz*9.8*0.01*1; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-ї орбітальної частоти
Ma=Ma*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі x

if Msinex > 0
    Mdv=Mdv*100;
elseif Msiney > 0
    Mdv=Mdv*100;
elseif Msinez > 0
    Mdv=Mdv*100;
end

OMor=OMore*1000; % --- частота обертання супутника по орбіті
K1=10000*K1e; % --- коефіцієнт передачі
K2=10000*K2e/60; % --- коефіцієнт передачі
%delFi=100; % - зона нечутливості релейного двигуна
%----- Чисельне інтегрування рівнянь руху супутникаКЛА -----
% Початкові значення:
% x dx y dy z dz Hx Hy Hz
y0=[0 0 0 0 0 0 0 0 0];
t0=0; % --- початковий момент інтегрування
tf=60*k0; % --- кінцевий момент інтегрування
tfinal=tf;
%hf1=figure('position',[250 300 300 60],'menubar','none','resize','off','numbertitle','off',...
% 'name','Йде розрахунок...');
%uicontrol(hf1,'style','text','position',[5 5 290 50],'fontname','Times New Roman Cyr',...
% 'fontsize',16,'horizontalalignment','center',...
% 'string','Йде розрахунок. Будь ласка, зачекайте...');
%pause(1e-10);

options=odeset('RelTol',1e-6,'AbsTol',1e-8);
[t y]=ode45('inegir',[t0 tfinal],y0,options);
Fi=y;

```

```
l='on';
close all
ts;
pal=ts*0.01;
if Mdve==0
    pal=0;
end
```

```
ine2gir
```

Файл ine_xgir

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine_xgir - Побудова графіків відносно осі x
% --- ButtonDownFcn - реагування на натискання клавіши мишки
figure(hf)
subplot(10,14,[15:19 29:33 43:47 57:61])
plot(t,Fi(:,1)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_x, grad');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,1)*180/pi),grid,zoom on');
subplot(10,14,[22:26 36:40 50:54 64:68])
plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_x, grad');
ylabel('dFi_x, grad/c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/pi*3600),grid,zoom on');
%subplot(10,14,[19:21 33:35 47:49 61:63])
%plot(t,(Fi(:,1)+Fi(:,2))*180/pi),grid
%xlabel('t, c');
%ylabel('H_xстат');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,(Fi(:,1)+Fi(:,2))*180/pi),grid');
%subplot(10,14,[23:25 37:39 51:53 65:67])
%plot(t,(1/Fi(:,2))*180/pi),grid
%xlabel('t, c');
%ylabel('H_xастат');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,(1/Fi(:,2))*180/pi),grid');
subplot(10,14,[85:95 99:109 113:123])
plot(t,Fi(:,7)),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('H_x, H*m*c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,7)),grid,,zoom on');
%subplot(10,14,[92:95 106:109 120:123])
%plot(t,2*Fi(:,1)*180/pi),grid
%xlabel('t, c');
%ylabel('H_x');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,2*Fi(:,1)*180/pi),grid');
%subplot(10,14,[92:95 106:109 120:123])
%plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/pi),grid
%xlabel('Fi_x, град');
%ylabel('dFi_x, град/c');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/pi),grid');
```


Файл ine ygir

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine_ygir - Побудова графіків відносно осі y
% --- ButtonDownFcn - реагування на натискання клавіши мишки
figure(hf)
subplot(10,14,[15:19 29:33 43:47 57:61])
plot(t,Fi(:,3)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_y, grad');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,3)*180/pi),grid,zoom on');
subplot(10,14,[22:26 36:40 50:54 64:68])
plot(Fi(:,3)*180/pi,Fi(:,4)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_y, grad');
ylabel('dFi_y, grad/c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(Fi(:,3)*180/pi,Fi(:,4)*180/(pi*3600)),grid,zoom on');
subplot(10,14,[85:95 99:109 113:123])
plot(t,Fi(:,8)),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('H_y, H*m*c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,8)),grid,zoom on');
%subplot(10,14,[92:95 106:109 120:123])
%plot(t,2*Fi(:,3)*180/pi),grid
%xlabel('t, c');
%ylabel('H_y');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,2*Fi(:,3)*180/pi),grid');
```

Файл ine zgir

```
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine_zgir - Побудова графіків відносно осі z
% --- ButtonDownFcn - реагування на натискання клавіши мишки

figure(hf)
subplot(10,14,[15:19 29:33 43:47 57:61])
plot(t,Fi(:,5)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_z, grad');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,5)*180/pi),grid,zoom on');
subplot(10,14,[22:26 36:40 50:54 64:68])
plot(Fi(:,5)*180/pi,Fi(:,6)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_z, grad');
ylabel('dFi_z, grad/c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(Fi(:,5)*180/pi,Fi(:,6)*180/(pi*3600)),grid,zoom on');
subplot(10,14,[85:95 99:109 113:123])
plot(t,Fi(:,9)),grid;
```

```

xlabel('t, c');
ylabel('H_z, H*m*c');
set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,Fi(:,9)),grid,zoom on');
%subplot(10,14,[92:95 106:109 120:123])
%plot(t,2*Fi(:,5)*180/pi),grid
%xlabel('t, c');
%ylabel('H_z');
%set(gca,'ButtonDownFcn','figure;plot(t,2*Fi(:,5)*180/pi),grid');

```

Файл inegir

```

function z=inegir(t,y);
% Лабораторна робота
% Дослідження руху супутника
%
% ine - Підпрограма правих частин

global tmx A B C K1 K2 Msinx Max Msiny Msinz porog OMor ts flag1 flag2 flag3 flag11 flag22
flag33 t1x t2x t1y t2y t1z t2z Ma Mdv Mor1 Mor2 Msin delFie tfinal

%----- Розрахунок значень зовнішніх моментів відносно осей x,y,z
Max=Ma+Msinx*sin(OMor*t);
May=Mor1+Msiny*sin(OMor*t);
Maz=Mor2+Msinz*sin(OMor*t);
%----- Введення релейного закону керування, -----
if abs(y(7))<0.01
    flag1=0;

end
if abs(y(7))>=porog
    flag1=1;
end
if flag1==1
    if Max>0
        Max=Max-Mdv;
    else
        Max=Max+Mdv;
    end
end
if abs(y(8))<0.01
    flag2=0;
end
if abs(y(8))>=porog
    flag2=1;
end
if flag2==1
    if May>0
        May=May-Mdv;
    else
        May=May+Mdv;
    end
end
end

```

```

if abs(y(9))<0.01
    flag3=0;
end
if abs(y(9))>=porog
    flag3=1;
end
if flag3==1
    if Maz>0
        Maz=Maz-Mdv;
    else
        Maz=Maz+Mdv;
    end
end

%----- Підпрограма правих частин -----
z(1)=y(2);
z(2)=(Max-K1*y(1)-K2*y(2)+y(8)*y(6)-y(9)*y(4))/A;
z(3)=y(4);
z(4)=(May-K1*y(3)-K2*y(4)+y(9)*y(2)-y(7)*y(6))/B;
z(5)=y(6);
z(6)=(Maz-K1*y(5)-K2*y(6)+y(7)*y(4)-y(8)*y(2))/C;
z(7)=K1*y(1)+K2*y(2);
z(8)=K1*y(3)+K2*y(4);
z(9)=K1*y(5)+K2*y(6);
z=z';

```

Файл tmp

```

if flag1==1
    if abs(y(7))>0.01

        if abs(y(7))>1
            if Max>0
                Max=Max-Mdv;
            else Max=Max+Mdv;
            end
        end
        if 1>abs(y(7))>0.9
            if Max>0
                Max=Max-Mdv*0.9;
            else Max=Max+Mdv*0.9;
            end
        end
        if 0.9>abs(y(7))>0.8
            if Max>0
                Max=Max-Mdv*0.8;
            else Max=Max+Mdv*0.8;
            end
        end
        if 0.8>abs(y(7))>0.7
            if Max>0

```

```

    Max=Max-Mdv*0.7;
  else Max=Max+Mdv*0.7;
  end
end
if 0.7>abs(y(7))>0.6
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.6;
  else Max=Max+Mdv*0.6;
  end
end
if 0.6>abs(y(7))>0.5
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.5;
  else Max=Max+Mdv*0.5;
  end
end
if 0.5>abs(y(7))>0.4
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.4;
  else Max=Max+Mdv*0.4;
  end
end
if 0.4>abs(y(7))>0.3
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.3;
  else Max=Max+Mdv*0.3;
  end
end
if 0.3>abs(y(7))>0.2
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.2;
  else Max=Max+Mdv*0.2;
  end
end
if 0.2>abs(y(7))>0.1
  if Max>0
    Max=Max-Mdv*0.1;
  else Max=Max+Mdv*0.1;
  end
end
if abs(y(7))>0
  Max=Max;
end

end
end

```

Додаток 3. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з гравітаційною системою орієнтації

Файл zastavka1.m

```
% Заставка 1
%----- Створення графічного вікна -----
figure('name',...
    'Дослідження руху КЛА',...
    'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[50 50 1200 700]);
%subplot(5,6,[7 8 9 13 14 15 19 20 21])
%----- Назва роботи та рівняння руху -----
subplot(5,6,1:6);
text('position',[0.24 1.5],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',32,'string',...
    'Лабораторна робота');
text('position',[0.05 0.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
    'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
    'Дослідження руху супутника з гравітаційною системою орієнтації);
axis off
subplot(5,6,[10:12 16:18 22:24]);
text('position',[-0.8 1],'VerticalAlignment','top',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
    ['Дана програма дозволяє досліджувати рух супутника з гравітаційною СО.',...
    '\newlineСупутник орієнтується в інерціальних осях. Рівняння руху мають ви-
гляд:']);
hT=text('Position', [-0.6 0.7], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
    '$\ J_1 \cdot \varepsilon_1'''+4\cdot \nu_0^2 \cdot (J_3-
J_2) \cdot \varepsilon_1 + \nu_0 \cdot (J_1 + J_2 - J_3) \cdot \varepsilon_2 = 0$', 'FontSize',
15)
hT=text('Position', [-0.6 0.6], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
    '$\ J_2 \cdot \varepsilon_2'''+\nu_0^2 \cdot (J_3 - J_1) \cdot \varepsilon_2 -
\nu_0 \cdot (J_1 + J_2 - J_3) \cdot \varepsilon_1 = 0$', 'FontSize', 15)
hT=text('Position', [-0.6 0.5], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
    '$\ J_3 \cdot \varepsilon_3'''+3\cdot \nu_0^2 \cdot (J_1 - J_2) \cdot \varepsilon_3 = 0$',
'FontSize', 15)
hT=text('Position', [-0.8 0.34], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
    '$J_1, \ J_2, \ J_2$', 'FontSize', 15)
text('position',[-0.55 0.38],'VerticalAlignment','top',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
    ['- моменти інерції супутника;']);
hT=text('Position', [-0.8 0.28], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
    '$\nu_0$', 'FontSize', 15)
text('position',[-0.75 0.32],'VerticalAlignment','top',...
    'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
```

```

['- орбітальна кутова швидкість;']);
hT=text('Position', [-0.8 0.22], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
'$ J_3 \> J_1 \> J_2 $', 'FontSize', 15)
text('position',[-0.5 0.26], 'VerticalAlignment', 'top', ...
'fontname', 'Times New Roman Cyr', 'fontsize', 16, 'string', ...
['- умова стійкості;']);
hT=text('Position', [-0.8 0.16], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
'$ J_1 \> J_2 \> J_3 $', 'FontSize', 15)
text('position',[-0.5 0.20], 'VerticalAlignment', 'top', ...
'fontname', 'Times New Roman Cyr', 'fontsize', 16, 'string', ...
['- додаткова умова стійкості.']);
axis off
%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[105 100 140 40], 'fontsize', 10, 'style', 'pushbutton', ...
'string', 'Завершити роботу', 'callback', 'close all; clear all')
uicontrol('position',[255 100 140 40], 'fontsize', 10, 'style', 'pushbutton', ...
'string', 'Продовжити роботу', 'callback', 'close all; ine2gir')

```

Файл UprProgramm.m

```

clc
clear all
global nu0 j1 j2 j3

nu0=0.031;
j1=130;
j2=90;
j3=130;
%y(1)=епсилон1
%y(2)=епсилон1 с точкой
%y(3)=епсилон2
%y(4)=епсилон2 с точкой
%y(5)=епсилон3
%y(6)=епсилон3 с точкой
y=[0 0 0.1 0 0 0.1]; %нач усл
t=0;
h=0.1;
TK=1000;
k=1;
Eps1(k)=y(1);
Eps2(k)=y(2);
Eps3(k)=y(3);
Eps4(k)=y(4);
Eps5(k)=y(5);

```

```

Eps6(k)=y(6);
tt(k)=t;
while t<TK
[tout,yout]=RK42('Eulerh',h,t,y);
k=k+1;
Eps1(k)=yout(1);
Eps2(k)=yout(2);
Eps3(k)=yout(3);
Eps4(k)=yout(4);
Eps5(k)=yout(5);
Eps6(k)=yout(6);
tt(k)=tout;
t=tout; y=yout;
end
figure(1)
subplot(3,1,1)
plot(tt,Eps2);
ylabel('епсилон1 с точкой');
grid;
subplot(3,1,2)
plot(tt,Eps4);
ylabel('епсилон2 с точкой');
grid;
subplot(3,1,3)
plot(tt,Eps6);
ylabel('епсилон3 с точкой');
grid;
figure(2)
subplot(3,1,1)
plot(tt,Eps1);
ylabel('крен');
grid;
subplot(3,1,2)
plot(tt,Eps3);
ylabel('рысканье');
grid;
subplot(3,1,3)
plot(tt,Eps5);
ylabel('тангаж');
grid;
%
%

```

Файл RK42.m

```
function [tout,yout]=RK42(yfun,h,t,y)
```

```
%Ейлера 1 порядка
% k1=feval(yfun,t,y);
% F=k1;
%Мод Ейлера 2 порядка
% k1=feval(yfun,t,y);
% k2=feval(yfun,t+h,y+h*k1);
% F=(k1+k2)/2;
%Хойне 3 порядка
% k1=feval(yfun,t,y);
% k2=feval(yfun,t+h/3,y+h*k1/3);
% k3=feval(yfun,t+2*h/3,y+2*h*k2/3);
% F=(k1+3*k3)/4;
%Рунге-кутта 4 порядка 1
% k1=feval(yfun,t,y);
% k2=feval(yfun,t+h/2,y+h*k1/2);
% k3=feval(yfun,t+h/2,y+h*k2/2);
% k4=feval(yfun,t+h,y+h*k3);
% F=(k1+2*k2+2*k3+k4)/6;
%Рунге-кутта 4 порядка 2
k1=feval(yfun,t,y);
k2=feval(yfun,t+h/3,y+h*k1/3);
k3=feval(yfun,t+2*h/3,y+h*(k2-k1/3));
k4=feval(yfun,t+h,y+h*(k1-k2+k3));
F=(k1+3*k2+3*k3+k4)/8;

yout=y+h*F;
tout=t+h;
```

Файл Eulerh.m

```
function z=Eulerh(t,y)
global nu0 j1 j2 j3

z(1)=y(2);
z(2)=(-4*nu0^2*(j3-j2)*y(1)-nu0*(j1+j2-j3)*y(4))/j1;
z(3)=y(4);
z(4)=(nu0*(j1+j2-j3)*y(2)-nu0^2*(j3-j1)*y(3))/j2;
z(5)=y(6);
z(6)=(-3*nu0^2*(j1-j2)*y(5))/j3;

end
```


Додаток 4. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з моментним магнітопроводом

Файл `zastavka1.m`

```
% Заставка 1
%----- Вставка малюнка -----
[im,map1]=imread('image2_1.jpg');
image(im);colormap(map1);
axis off
clear im map1
%----- Назва роботи та рівняння руху -----
subplot(5,6,1:6);
text('position',[0.24 1.5],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',32,'string',...
     'Лабораторна робота');
text('position',[0.05 0.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
     'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
     'Дослідження руху супутника з моментним магнітопроводом);
axis off
subplot(5,6,[10:12 16:18 22:24]);
text('position',[-0.8 1],'VerticalAlignment','top',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
     ['Дана програма дозволяє досліджувати рух супутника з комбінованою СО.',...
     '\newlineСупутник орієнтується в інерціальних осях. Рівняння руху мають ви-
гляд:']);

hT=text('Position', [-1.1 0.7], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
        '$\ A \cdot \phi_x'''=M_{ox}+M_{x1}\cdot \sin \nu_0 \cdot t + M_{x2} \cdot \sin 2 \nu_0 \cdot t-(L_y \cdot B_z - L_z \cdot B_y)-4\cdot \nu_0^2\cdot(D-C)\cdot \phi_x-\nu_0\cdot(A+C-D)\cdot \phi_y''$', 'FontSize', 15)
hT=text('Position', [-1.1 0.6], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
        '$\ C \cdot \phi_y'''=M_{oy}+M_{y1}\cdot \sin \nu_0 \cdot t + M_{y2} \cdot \sin 2 \nu_0 \cdot t-(L_z \cdot B_x - L_x \cdot B_z)-\nu_0^2\cdot(D-A)\cdot \phi_y+\nu_0\cdot(A+C-D)\cdot \phi_x''$', 'FontSize', 15)
hT=text('Position', [-1.1 0.5], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
        '$\ D \cdot \phi_z'''=M_{oz}+M_{z1}\cdot \sin \nu_0 \cdot t + M_{z2} \cdot \sin 2 \nu_0 \cdot t-(L_x \cdot B_y - L_y \cdot B_x)-3\cdot \nu_0^2\cdot(A-C)\cdot \phi_z''$', 'FontSize', 15)

% hT=text('Position', [-0.8 0.34], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
%   '$A, \ C, \ D$', 'FontSize', 15)
% text('position',[-0.55 0.38],'VerticalAlignment','top',...
%   'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
```

```

% ['- моменти інерції супутника;]);
%
%
% hT=text('Position', [-0.8 0.28], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
% '$\nu_0$', 'FontSize', 15)
% text('position',[-0.75 0.32],'VerticalAlignment','top',...
% 'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
% ['- орбітальна кутова швидкість;]);
%
%
% hT=text('Position', [-0.8 0.22], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
% '$J_3 \> J_1 \> J_2$', 'FontSize', 15)
% text('position',[-0.5 0.26],'VerticalAlignment','top',...
% 'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
% ['- умова стійкості;]);
%
% hT=text('Position', [-0.8 0.16], 'Interpreter', 'latex', 'String', ...
% '$J_1 \> J_2 \> J_3$', 'FontSize', 15)
% text('position',[-0.5 0.20],'VerticalAlignment','top',...
% 'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',16,'string',...
% ['- додаткова умова стійкості.']);

```

axis off

```

%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[105 100 140 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')
uicontrol('position',[255 100 140 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
'string','Продовжити роботу','callback','close all; ine2gir')

```

Файл zastavka2.m

% ine2 - Головне вікно, меню

```

global l Bpor Bpore Bpors Ppor Ppore Ppors Hvkle Hotkle Hvkl Hotkl Hvkls Hotkls Px
Py Pz Mmx Mmy Mmz Mmxe Mmye Mmze Mmxs Mmys Mmzs k1 k1e k1s k2 k2e
k2s k3 k3e k3s k4 k4e k4s k5 k5e k5s omors omore M0xs M0ys M0zs M1xs M1ys
M1zs M2xs M2ys M2zs M0xe M0ye M0ze M1xe M1ye M1ze M2xe M2ye M2ze
delFis delFie pal is ie Be Bs

```

```

pals=num2str(pal);
%----- Створення графічного вікна -----
hf=figure('name','Дослідження динаміки супутника','nextplot','replace',...

```

```

'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[50 50 1200 700]);

%----- Назва роботи та вивід параметрів КЛІА -----
subplot(10,14,1:14);
text('position',[0.2 1.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
'Дослідження динаміки супутника');
axis off

uicontrol('style','frame','position',[955 100 190 590]);

M0xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 660 50 20],'string',M0xe);
M0ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 640 50 20],'string',M0ye);
M0zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 620 50 20],'string',M0ze);
M1xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 600 50 20],'string',M1xe);
M1ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 580 50 20],'string',M1ye);
M1zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 560 50 20],'string',M1ze);
M2xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 540 50 20],'string',M2xe);
M2ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 520 50 20],'string',M2ye);
M2zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 500 50 20],'string',M2ze);
omors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 480 50 20],'string',omore);
is=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 460 50 20],'string',ie);
k1s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 440 50 20],'string',k1e);
k2s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 420 50 20],'string',k2e);
k3s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 400 50 20],'string',k3e);
k4s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 380 50 20],'string',k4e);
k5s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 360 50 20],'string',k5e);
Bpors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 340 50 20],'string',Bpore);

```

```

Ppors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 320 50 20],'string',Ppore);
Hvklks=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 300 50 20],'string',Hvkle);
Hotklks=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 280 50 20],'string',Hotkle);

```

```

%=====
=====

```

```

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 660 90 20],'string','M0_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 640 90 20],'string','M0_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 620 90 20],'string','M0_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 600 90 20],'string','M1_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 580 90 20],'string','M1_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 560 90 20],'string','M1_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 540 90 20],'string','M2_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 520 90 20],'string','M2_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 500 90 20],'string','M2_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 480 90 20],'string','omor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 460 90 20],'string','i=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 440 90 20],'string','k1=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 420 90 20],'string','k2=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 400 90 20],'string','k3=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 380 90 20],'string','k4=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 360 90 20],'string','k5=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 340 90 20],'string','Bpor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 320 90 20],'string','Ppor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...

```

```
'position',[956 300 90 20],'string','Hvkl=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[956 280 90 20],'string','Hotkl=');
%=====
```

```
=====
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 660 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 640 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 620 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 600 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 580 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 560 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 540 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 520 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 500 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 480 40 20],'string','1/c');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 460 40 20],'string','град');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 440 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 420 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 400 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 380 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 360 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 340 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 320 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 300 40 20],'string','Hmc');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
'position',[1096 280 40 20],'string','Hmc');
```

```

%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[975 115 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'string','Підрахунок','callback','ine_upr1gir')
uicontrol('position',[975 65 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'enable',1,...
  'string','Графіки відносно x','callback','ine_xgir')
uicontrol('position',[975 35 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'enable',1,...
  'string','Графіки відносно y','callback','ine_ygir')
uicontrol('position',[975 5 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'enable',1,...
  'string','Графіки відносно z','callback','ine_zgir')

uicontrol('position',[100 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'string','Попереднє вікно','callback','close all; a1=1; ine1gir')
uicontrol('position',[270 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'string','Допомога','callback','ine_help')
uicontrol('position',[440 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
  'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')

```

Файл upr.m

```

global Mmx Mmy Mmz B k1 k2 k3 i Mvx Mvy Mvz M0x M0y M0z M1x M1y M1z
M2x M2y M2z omor tfinal Px Py Pz Bpor Ppor Hvkl Hotkl A C D

```

```

%----- Задання початкових значень -----
k0e=1;      % --- коефіцієнт, що відповідає кількості оборотів супутника
M0xe=50;    % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі x
M0ye=50;    % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі y
M0ze=50;    % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі z
M1xe=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти по осі
x
M1ye=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти по осі
y
M1ze=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти по осі
z
M2xe=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти по осі
x
M2ye=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти по осі
y
M2ze=50;    % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти по осі
z
omore=0.0012; % --- орбитальна частота
Be=0.00004;  % --- напруженність магнітного поля Землі
ie=60;      % --- широта використання спутника

```

```

k1e=2*10^6;
k2e=10^2;
k3e=10^2;
k4e=10^2;
k5e=10;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%----- Фізичні властивості супутника -----
k0=k0e;      % --- коефіцієнт коректування часу дослідження
d=0.4;       % --- діаметр супутника
L=1;        % --- довжина супутника
ro=3000;     % --- щільність супутника, як абс.твердого тіла
V=0.25*pi*L*d^2; % --- об'єм супутника
m=V*ro;     % --- маса супутника
rx=L/2;     % --- радіус вектор по осі x
ry=d/2;     % --- радіус вектор по осі y
rz=d/2;     % --- радіус вектор по осі z
A=(ry^2+rz^2)*m; % --- момент інерції відносно осі x
C=(rz^2+rx^2)*m; % --- момент інерції відносно осі y
D=(rx^2+ry^2)*m; % --- момент інерції відносно осі z

%----- Параметри орбіти -----
M0x=M0xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M0y=M0ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M0z=M0ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M1x=M1xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M1y=M1ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M1z=M1ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M2x=M2xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M2y=M2ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
M2z=M2ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів по осі
y
omor=omore; % --- частота обертання супутника по орбіті
i=ie*pi/180; % --- широта, на якій використовується супутник
k1=k1e;
k2=k2e;
k3=k3e;

```

```

B=Be;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%----- Чисельне інтегрування рівнянь руху супутника КЛІА -----
% Початкові значення:
%  x dx y dy z dz Hx Hy Hz
y0=[0 0 0 0 0 0 0 0];
t0=0; % --- початковий момент інтегрування
tf=10000 *k0; % --- кінцевий момент інтегрування
tfinal=tf;

options=odeset('RelTol',1e-6,'AbsTol',1e-8);

[t y]=ode45('inegir',[t0 tfinal],y0,options);
t=100*t;
Fi=y;
tout=t;
fiout=Fi;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Bx=3/2*B*cos(omor*tout)*sin(i);
By=-3/2*B*cos(omor*tout)*sin(i);
Bz=-B*cos(i);

Px=k1*(y(:,8).*Bz-y(:,9).*By);
Py=k1*(y(:,9).*Bx-y(:,7).*Bz);
Pz=k1*(y(:,7).*By-y(:,8).*Bx);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
X %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(1)
subplot(3,1,1)
plot(t,Fi(:,1)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_x, grad');

subplot(3,1,2)
plot(Fi(:,1)*180/pi,Fi(:,2)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_x, grad');
ylabel('dFi_x, grad/c');

subplot(3,1,3)
plot(t,Fi(:,7)),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('H_x, H*m*c');

```



```

%%%%%%%%%%%% Y %%%%%%%%%%
figure(2)
subplot(3,1,1)
plot(t,Fi(:,3)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_y, grad')

subplot(3,1,2)
plot(Fi(:,3)*180/pi,Fi(:,4)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_y, grad');
ylabel('dFi_y, grad/c');

subplot(3,1,3)
plot(t,Fi(:,8)),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('H_y, H*m*c');

%%%%%%%%%%%% Z %%%%%%%%%%
figure(3)
subplot(3,1,1)
plot(t,Fi(:,5)*180/pi),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('Fi_z, grad');

subplot(3,1,2)
plot(Fi(:,5)*180/pi,Fi(:,6)*180/(pi*3600)),grid;
xlabel('Fi_z, grad');
ylabel('dFi_z, grad/c');

subplot(3,1,3)
plot(t,Fi(:,9)),grid;
xlabel('t, c');
ylabel('H_z, H*m*c');

```

Файл inegir.m

```

function z=inegir(t,y);

global Mmx Mmy Mmz B k1 k2 k3 i Mvx Mvy Mvz M0x M0y M0z M1x M1y M1z
M2x M2y M2z omor tfinal Px Py Pz Bpor Ppor Hvkl Hotkl A C D

%----- Розрахунок значень зовнішніх моментів відносно осей x,y,z

```

```

Mvx=M0x;%+M1x*sin(omor*t)+M2x*sin(2*omor*t);
Mvy=M0y;%+M1y*sin(omor*t)+M2y*sin(2*omor*t);
Mvz=M0z;%+M1z*sin(omor*t)+M2z*sin(2*omor*t);
%----- Розрахунок напруженості відносно осей x,y,z
Bx=3/2*B*cos(omor*t)*sin(i);
By=-3/2*B*cos(omor*t)*sin(i);
Bz=-B*cos(i);

```

```

Mmx=-k1*y(7)*(By^2+Bz^2)+k1*Bx*(y(8)*By+y(9)*Bz);
Mmy=-k1*y(8)*(Bx^2+Bz^2)+k1*By*(y(7)*Bx+y(9)*Bz);
Mmz=k1*y(9)*(Bx^2+By^2)+k1*Bz*(y(8)*By+y(7)*Bx);

```

```

%----- Підпрограма правих частин -----

```

```

z(1)=y(2);
z(2)=(Mvx-k2*y(1)-k3*y(2)+y(8)*y(6)-y(9)*y(4)+Mmx)/A;
z(3)=y(4);
z(4)=(Mvy-k2*y(3)-k3*y(4)+y(9)*y(2)-y(7)*y(6)+Mmy)/C;
z(5)=y(6);
z(6)=(Mvz-k2*y(5)-k3*y(6)+y(7)*y(4)-y(8)*y(2)-Mmz)/D;
z(7)=k2*y(1)+k3*y(2);
z(8)=k2*y(3)+k3*y(4);
z(9)=k2*y(5)+k3*y(6);
z=z';

```

Додаток 5. Тексти програм для дослідження динаміки ШСЗ з магнітно-гіроскопічною СО

Файл `zastavka.m`

```
global l k1e k2e k3e omore M0xe M0ye M0ze M1xe M1ye M1ze M2xe M2ye
M2ze ie Ve Mmx Mmy Mmz dNx Hx dNy Hy dHz Hz Vx Vy Vz Vpor Px Py Pz Ppor
%----- Задання початкових значень -----
k0e=1; % --- коефіцієнт, що відповідає кількості оборотів супутника
M0xe=10; % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі x
M0ye=9; % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі y
M0ze=6; % --- постійна складова зовнішнього моменту по осі x
M1xe=5; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти
по осі x
M1ye=8; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти
по осі y
M1ze=9; % --- амплітуда зовнішнього моменту 1-їорбітальної частоти
по осі z
M2xe=4; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти
по осі x
M2ye=5; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти
по осі y
M2ze=6; % --- амплітуда зовнішнього моменту 2-їорбітальної частоти
по осі z
omore=0.0012; % --- орбітальна частота
Ve=0.00004; % --- напруженність магнітного поля Землі
Vpore=0.000008;
Ppore=10;
ie=45; % --- широта використання спутника
k1e=10^6;
k2e=10^6;
k3e=10^6;
l='off';
%----- Створення графічного вікна -----
figure('name',...
'Dослідження руху КЛА',...
'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[50 50 1200 700]);
%----- Назва роботи та рівняння руху -----
subplot(5,6,1:6);
text('position',[0.25 1.5],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',32,'string',...
'Дипломна дисертація');
text('position',[0.245 0.8],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Arial Cyr','fontsize',20,'string',...
'Дослідження динаміки супутника');
```

```

axis off
subplot(5,6,[10:12 16:18 22:24]);
text('position',[-1.3 1.15],'VerticalAlignment','top',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',14,'string',...
     ['Ця програма дозволяє досліджувати динаміку супутника. Супутник оріє-
нтується в інерціальних осях. Кінетичний момент визначається:']);
text('position',[-0.3 1.03],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',14,'string',...
     ['dH_x/dt=-M_з_x-P_yB_z-P_zB_y']);
text('position',[-0.3 0.93],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',14,'string',...
     ['dH_y/dt=-M_з_y-P_zB_x-P_xB_z']);
text('position',[-0.3 0.83],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',14,'string',...
     ['dH_z/dt=-M_з_z-P_xB_y-P_yB_x']);
text('position',[-0.57 0.7],'VerticalAlignment','top',...
     'fontname','Times New Roman Cyr','fontsize',12,'string',...
     ['де H_x, H_y, H_z - кінетичні моменти гіроскопів по осям x, y, z;',...
     '\newline M_з_x, M_з_y, M_з_z - зовнішні збурюючі моменти по осям
x, y, z;',...
     '\newline M_з_x=M_0_x+M_1_xcos(om_o_rt)+M_2_xcos(2om_o_rt);',...
     '\newline M_з_y=M_0_y+M_1_ycos(om_o_rt)+M_2_ycos(2om_o_rt);',...
     '\newline M_з_x=M_0_z+M_1_zcos(om_o_rt)+M_2_zcos(2om_o_rt);',...
     '\newline om_o_r - орбітальна кутова швидкість;',...
     '\newline M_0_x, M_0_y, M_0_z - амплітуди постійних складових зо-
внішніх моментів;',...
     '\newline M_1_x, M_1_y, M_1_z - амплітуди зовнішніх моментів 1-ї
орбітальної частоти;',...
     '\newline M_2_x, M_2_y, M_2_z - амплітуди зовнішніх моментів 2-ї
орбітальної частоти;',...
     '\newline B_x, B_y, B_z - проекції магнітної індукції магнітного поля
Землі на осі x, y, z;',...
     '\newline P_x, P_y, P_z - проекції магнітних моментів на осі x, y, z;',...
     '\newline H_x, H_y, H_z - кінетичні моменти гіроскопів по осям x, y,
z;',...
     '\newline P_x=H_zB_y-H_yB_z, P_y=H_xB_z-H_zB_x,
P_z=H_yB_x-H_xB_y;',...
     '\newline B_x=3/2Bcos(om_o_rt)sin(i), B_y=-3/2Bcos(om_o_rt)sin(i),
B_x=-cos(i).']);
axis off
%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[150 40 400 60],'fontsize',14,'style','pushbutton',...
         'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')
uicontrol('position',[650 40 400 60],'fontsize',14,'style','pushbutton',...
         'string','Продовжити роботу','callback','close all; golovna1')

```

Файл ine1.m

```
global l Bpor Bpore Bpors Ppor Ppore Ppors Hvkle Hotkle Hvkl Hotkl Hvkls
Hotkls Px Py Pz Mmx Mmy Mmz Mmxe Mmye Mmze Mmxs Mmys Mmzs k1 k1e k1s
k2 k2e k2s k3 k3e k3s k4 k4e k4s k5 k5e k5s omors omore M0xs M0ys M0zs M1xs
M1ys M1zs M2xs M2ys M2zs M0xe M0ye M0ze M1xe M1ye M1ze M2xe M2ye M2ze
delFis delFie pal is ie Be Bs
pals=num2str(pal);
%----- Створення графічного вікна -----
hf=figure('name','Дослідження динаміки супутника','nextplot','replace',...
'numbertitle','off','resize','off','menubar','none','position',[50 50 1200 700]);
%----- Назва роботи та вивід параметрів КЛІА -----
subplot(10,14,1:14);
text('position',[0.2 1.7],'VerticalAlignment','top','FontWeight','bold',...
'fontname','Arial Cyr','fontsize',18,'string',...
'Дослідження динаміки супутника');
axis off
uicontrol('style','frame','position',[955 100 190 590]);
M0xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 660 50 20],'string',M0xe);
M0ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 640 50 20],'string',M0ye);
M0zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 620 50 20],'string',M0ze);
M1xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 600 50 20],'string',M1xe);
M1ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 580 50 20],'string',M1ye);
M1zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 560 50 20],'string',M1ze);
M2xs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 540 50 20],'string',M2xe);
M2ys=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 520 50 20],'string',M2ye);
M2zs=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 500 50 20],'string',M2ze);
omors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 480 50 20],'string',omore);
is=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 460 50 20],'string',ie);
k1s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 440 50 20],'string',k1e);
k2s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
'position',[1046 420 50 20],'string',k2e);
```

```

k3s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 400 50 20],'string',k3e);
k4s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 380 50 20],'string',k4e);
k5s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 360 50 20],'string',k5e);
Bpors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 340 50 20],'string',Bpore);
Ppors=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 320 50 20],'string',Ppore);
Hvkl=s=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 300 50 20],'string',Hvkle);
Hotkls=uicontrol('backgroundcolor',[1 1 1],'style','edit',...
    'position',[1046 280 50 20],'string',Hotkle);
%-----
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 660 90 20],'string','M0_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 640 90 20],'string','M0_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 620 90 20],'string','M0_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 600 90 20],'string','M1_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 580 90 20],'string','M1_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 560 90 20],'string','M1_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 540 90 20],'string','M2_x=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 520 90 20],'string','M2_y=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 500 90 20],'string','M2_z=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 480 90 20],'string','omor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 460 90 20],'string','i=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 440 90 20],'string','k1=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 420 90 20],'string','k2=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 400 90 20],'string','k3=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 380 90 20],'string','k4=');

```

```

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 360 90 20],'string','k5=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 340 90 20],'string','Bpor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 320 90 20],'string','Ppor=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 300 90 20],'string','Hvkl=');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[956 280 90 20],'string','Hotkl=');
%-----
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 660 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 640 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 620 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 600 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 580 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 560 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 540 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 520 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 500 40 20],'string','Г см');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 480 40 20],'string','1/c');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 460 40 20],'string','град');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 440 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 420 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 400 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 380 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 360 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 340 40 20],'string','');

```

```

uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 320 40 20],'string','');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 300 40 20],'string','Нмс');
uicontrol('style','text','fontsize',10,...
    'position',[1096 280 40 20],'string','Нмс');
%----- Створення кнопок -----
uicontrol('position',[975 115 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'string','Підрахунок','callback','ine_upr1gir')
uicontrol('position',[975 65 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'enable',1,...
    'string','Графіки відносно x','callback','ine_xgir')
uicontrol('position',[975 35 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'enable',1,...
    'string','Графіки відносно y','callback','ine_ygir')
uicontrol('position',[975 5 150 35],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'enable',1,...
    'string','Графіки відносно z','callback','ine_zgir')
uicontrol('position',[100 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'string','Попереднє вікно','callback','close all; a1=1; ine1gir')
uicontrol('position',[270 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'string','Допомога','callback','ine_help')
uicontrol('position',[440 30 150 40],'fontsize',10,'style','pushbutton',...
    'string','Завершити роботу','callback','close all; clear all')

```

Файл upr.m

```

global A C D Mmx Mmy Mmz Bpor Bpore Ppor Ppore Hvkl Hvkle Hotkl Hotkle
i ie M0x M0xe M0y M0ye M0z M0ze M1 M1e M1x M1xe delFi delFie M1y M1ye
M1z M1ze M2 M2e M2x M2xe M2y M2ye M2z M2ze omor omore k1 k1e k2 k2e k3
k3e k4 k4e k5 k5e
global l is M0xs M0ys M0zs M0s M1s M2s B Be Bs Hvkl Hvkle Hotkl Hotkle
s1x s1y s1z ts k1s k2s k3s k4s k5s Bpors Ppors delFis flag1 flag2 flag3 flag11 flag22 flag33
kos s1x s1y s1z ts pal
%
% global A B C Ma Mor1 Mor2 Msin OMor Mdv OMore delFi delFie Mae
Mor1e Mor2e Msine Mdve K1 K2 K2e K1e k0 koe
% global l porog M0s M1s M2s Msinex Msiney Msinez Msinx Msiny Msinz
Msinsx Msinsy Msinsz Mds flag1 flag2 flag3 flag11 flag22 flag33 delFis OMors K1s
K2s kos s1x s1y s1z ts pal
ts=0;
clc
%----- Перетворення параметрів супутника до числового формату -----
M0x=get(M0xs,'string');
M0xe=str2num(M0x);

```



```

M0y=get(M0ys,'string');
M0ye=str2num(M0y);
M0z=get(M0zs,'string');
M0ze=str2num(M0z);
M1x=get(M1xs,'string');
M1xe=str2num(M1x);
M1y=get(M1ys,'string');
M1ye=str2num(M1y);
M1z=get(M1zs,'string');
M1ze=str2num(M1z);
M2x=get(M2xs,'string');
M2xe=str2num(M2x);
M2y=get(M2ys,'string');
M2ye=str2num(M2y);
M2z=get(M2zs,'string');
M2ze=str2num(M2z);
i=get(is,'string');
ie=str2num(i);
omor=get(omors,'string');
omore=str2num(omor);
k1=get(k1s,'string');
k1e=str2num(k1);
k2=get(k2s,'string');
k2e=str2num(k2);
k3=get(k3s,'string');
k3e=str2num(k3);
Bpor=get(Bpors,'string');
Bpore=str2num(Bpor);
Ppor=get(Ppors,'string');
Ppore=str2num(Ppor);
Hvkl=get(Hvcls,'string');
Hvkle=str2num(Hvkl);
Hotkl=get(Hotcls,'string');
Hotkle=str2num(Hotkl);
%----- Фізичні властивості супутника -----
k0=k0e;      % --- коефіцієнт коректування часу дослідження
d=0.4;      % --- діаметр супутника
L=1;        % --- довжина супутника
ro=3000;    % --- щільність супутника, як абс.твердого тіла
V=0.25*pi*L*d^2; % --- об'єм супутника
m=V*ro;    % --- маса супутника
rx=L/2;    % --- радіус вектор по осі x
ry=d/2;    % --- радіус вектор по осі y
rz=d/2;    % --- радіус вектор по осі z
A=(ry^2+rz^2)*m; % --- момент інерції відносно осі x

```

```

C=(rz^2+rx^2)*m; % --- момент інерції відносно осі y
D=(rx^2+ry^2)*m; % --- момент інерції відносно осі z
%----- Параметри орбіти -----
M0x=M0xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M0y=M0ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M0z=M0ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M1x=M1xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M1y=M1ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M1z=M1ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M2x=M2xe*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M2y=M2ye*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
M2z=M2ze*9.8*0.001*0.01; % --- постійна складова зовнішніх моментів
по осі y
omor=omore; % --- частота обертання супутника по орбіті
ie=ie*pi/180; % --- широта, на якій використовується супутник
k1=k1e;
k2=k2e;
k3=k3e;
V=Ve;
Vpor=Vpore;
Ppor=Ppore;
Hvkl=Hvkle;
Hotkl=Hotkle;
%----- Чисельне інтегрування рівнянь руху супутникаКЛА -----
-
% Початкові значення:
% x dx y dy z dz Hx Hy Hz
y0=[0 0 0 0 0 0 0 0 0];
t0=0; % --- початковий момент інтегрування
tf=10000*k0; % --- кінцевий момент інтегрування
tfinal=tf;
options=odeset('RelTol',1e-6,'AbsTol',1e-8);
[t y]=ode45('inegir',[t0 tfinal],y0,options);
t=100*t;
Fi=y;
tout=t;
fiout=Fi;

```

```

l='on';
close all
ts;
Bx=3/2*B*cos(omor*tout)*sin(i);
By=-3/2*B*cos(omor*tout)*sin(i);
Bz=-B*cos(i);
%
Px=k1*(y(:,8).*Bz-y(:,9).*By);
Py=k1*(y(:,9).*Bx-y(:,7).*Bz);
Pz=k1*(y(:,7).*By-y(:,8).*Bx);
%-----
Mmx=abs(4*8930/(1*1*10^7).*Px);
Mmy=abs(4*8930/(1*1*10^7).*Py);
Mmz=abs(4*8930/(1*1*10^7).*Pz);
%
Ex=4*0.0175*10.*Px;
Ey=4*0.0175*10.*Py;
Ez=4*0.0175*10.*Pz;
%
Pens_x=sum(abs(Ex))/a1;
Pens_y=sum(abs(Ey))/a1;
Pens_z=sum(abs(Ez))/a1;
%
Mbx=1/180.*Pens_x;
Mby=1/180.*Pens_y;
Mbz=1/180.*Pens_z;
%
mgx=abs(0.7.*sqrt(y(:,7)));
mgy=abs(0.7.*sqrt(y(:,8)));
mgz=abs(0.7.*sqrt(y(:,9)));
%
Mgx=max(mgx);
Mgy=max(mgy);
Mgz=max(mgz);
%
msx=max(Mmx)+Mgx+Mbx
msy=max(Mmy)+Mgy+Mbx
msz=max(Mmz)+Mgz+Mbx
ms=msx+msy+msz

```

Файл ine.m

```

function z=inegir(t,y);
global A C D a b c f g h Mmx Mmy Mmz B k1 k2 k3 k4 k5 i Mvx Mvy Mvz bx
by bz M0x M0y M0z M1x M1y M1z M2x M2y M2z omor flag1 flag2 flag3 flag11

```

flag22 flag33 ts t1x t2x t1y t2y t1z t2z delFie tfinal Px Py Pz Bpor B Ppor Hvkl Hotkl A
C D

%----- Розрахунок значень зовнішніх моментів відносно осей x,y,z

Mvx=M0x+M1x*sin(omor*t)+M2x*sin(2*omor*t);

Mvy=M0y+M1y*sin(omor*t)+M2y*sin(2*omor*t);

Mvz=M0z+M1z*sin(omor*t)+M2z*sin(2*omor*t);

%----- Розрахунок напруженості відносно осей x,y,z

Bx=3/2*B*cos(omor*t)*sin(i);

By=-3/2*B*cos(omor*t)*sin(i);

Bz=-B*cos(i);

%

Px=k1*(y(8)*Bz- y(9)*By);

Py=k1*(y(9)*Bx- y(7)*Bz);

Pz=k1*(y(7)*By- y(8)*Bx);

%

Mmx=Py*Bz-Pz*By;

Mmy= Pz*Bx-Px*Bz;

Mmz= Px*By-Py*Bx;

%----- Підпрограма правих частин -----

z(1)=y(2);

z(2)=(Mvx-k2*y(1)-k3*y(2)+y(8)*y(6)-y(9)*y(4)+Mmx)/A;

z(3)=y(4);

z(4)=(Mvy-k2*y(3)-k3*y(4)+y(9)*y(2)-y(7)*y(6)+Mmy)/C;

z(5)=y(6);

z(6)=(Mvz-k2*y(5)-k3*y(6)+y(7)*y(4)-y(8)*y(2)-Mmz)/D;

z(7)=k2*y(1)+k3*y(2);

z(8)=k2*y(3)+k3*y(4);

z(9)=k2*y(5)+k3*y(6);

z=z';