

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО КУРСУ "ДИНАМИКА ПОЛЕТА
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ".
ЧАСТЬ №2

САМАРА, 2001

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО КУРСУ "ДИНАМИКА ПОЛЕТА
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ".

ЧАСТЬ №2

Методические указания

САМАРА, 2001

Составители: В.М. Белоконов, И.Е. Давыдов, Б.А. Титов

УДК

Лабораторный практикум по курсу "Динамика полета ракеты-носителя". Часть №2. *Методические указания* / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Сост. В.М. Белоконов, И.Е. Давыдов, Б.А. Титов. Самара, 2001. 32с.

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного университета им. Академика С.П. Королева.

Рецензент доц., к.т.н. Е.И. Давыдов

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

*ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО КРЕНУ
В ПРОЦЕССЕ ПОЛЕТА*

2001 г.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО КРЕНУ В ПРОЦЕССЕ ПОЛЕТА

Цель работы: Исследование устойчивого движения летательного аппарата по крену и подбор параметров автомата стабилизации.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Ознакомление с физической постановкой задачи.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания. Выбор передаточных чисел автомата стабилизации летательного аппарата по крену (решение задачи на ПЭВМ).
3. Подготовка отчета по лабораторной работе на стандартном бланке.
4. Сдача зачета по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 2 часа: первый час отводится для выполнения пункта 1, второй час – на выполнение пунктов 2÷4.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При исследовании вопросов устойчивости и управляемости летательного аппарата применяется связанная система координат. Связанная система координат ориентирована относительно стартовой тремя углами Эйлера: угол тангажа (θ), угол рыскания (ψ) и угол крена (γ).

Под движением крена летательного аппарата (ЛА) понимается его вращение относительно продольной оси Ox под действием возмущающих и управляющих моментов.

Летательный аппарат с плоской траекторией имеет нулевой программный угол крена, поэтому управляющий момент для них также равен нулю, а положение ЛА определяется невозмущенной связанной системой координат $Oxyz$.

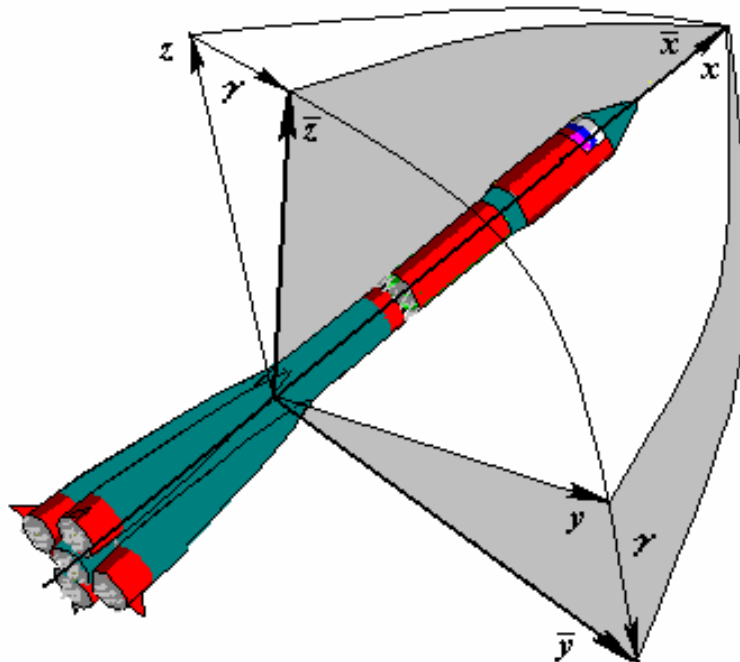


Рис.1. Возмущенная и невозмущенная связанные системы координат

Где: $Oxyz$ - связанная невозмущенная система координат;

$O\bar{x}\bar{y}\bar{z}$ - связанная возмущенная система координат; γ - вариация угла крена (в дальнейшем – угол крена).

Однако, под действием различных возмущающих моментов (аэродинамических, от перекоса вектора тяги двигательной установки) происходит вращение ЛА относительно продольной оси Ox (Рис.1). То есть, действие возмущающих моментов приводит к появлению дополнительного угла крена γ и угловой скорости ω (вариации относительно программных значений), а положение ЛА будет определяться связанной возмущенной системой координат $Ox\overline{y}\overline{z}$.

Ликвидировать вращение относительно продольной оси и поддерживать нулевой угол крена γ и нулевое значение угловой скорости ω – задача автомата стабилизации (АС).

Рассмотрим структурную схему автомата стабилизации (Рис.2.).

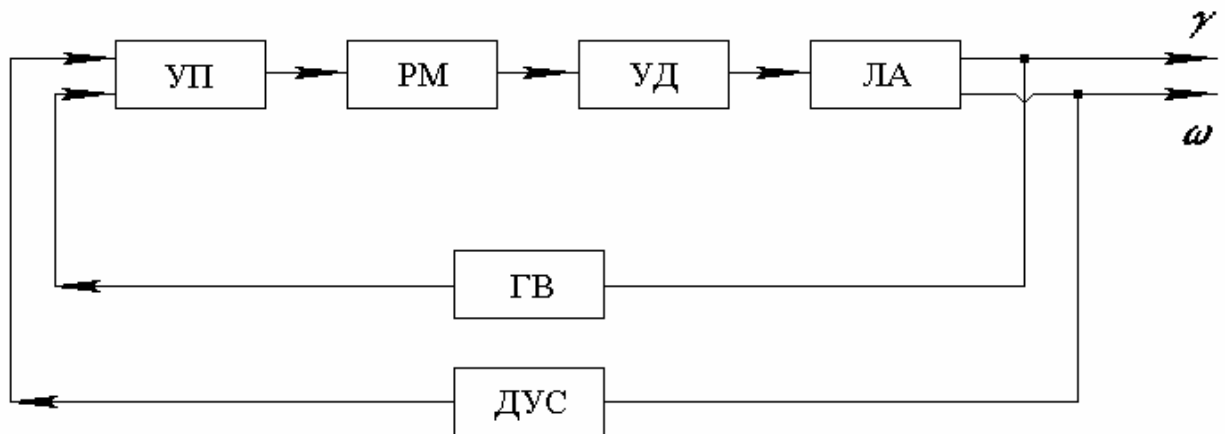


Рис.2. Структурная схема системы

На рис.2. обозначено:

- ЛА – летательный аппарат;
- ГВ – гировертикант;
- ДУС – датчик угловой скорости;
- УП – усилитель-преобразователь;
- РМ – рулевые машинки;
- УД – управляющие двигатели.

Работа автомата стабилизации заключается в следующем: Пусть угол крена γ , под действием возмущающего момента, станет неравен нулю или

угловая скорость ω отлична от нуля. Эти параметры будут измерены соответственно гировертикантом и датчиком угловой скорости. Сигналы с них (отличные от нуля) поступят на усилитель-преобразователь (УП), который выдаст соответствующий сигнал на РМ. Рулевые машинки начнут поворачивать управляющие двигатели (УД), при этом возникает управляющий (стабилизирующий) момент, что приводит к ликвидации крена и гашению вращения ЛА относительно продольной оси Ox . Процесс будет продолжаться до тех пор, пока γ и ω не станут равными нулю.

Для того, чтобы АС смог стабилизировать полет ЛА, система "ЛА - АС" должна быть устойчивой. Под устойчивостью движения ЛА по крену (устойчивость системы) понимается ее способность возвращаться на нулевой угол крена после прекращения действия возмущений.

Теоретическая задача обеспечения устойчивости решается на основе моделирования (в данной работе на ПЭВМ) уравнений возмущенного движения ЛА по крену и уравнения АС. Эти уравнения имеют вид:

Уравнения движения ЛА:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}; \quad (1)$$

$$\omega = \dot{\gamma}. \quad (2)$$

Уравнения АС:

а) статического АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega \quad (3)$$

б) астатического АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int_0^t \gamma dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega \quad (4)$$

В уравнениях (1) ÷ (4) введены следующие обозначения:

$C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэффициент, характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний ЛА по крену;

$C_{\gamma\delta}$ - коэффициент, характеризующий эффективность управляющих двигателей;

M_γ - относительный (на единицу момента инерции ЛА относительно оси Ox) возмущающий момент;

δ_γ - угол поворота УД;

$$\left. \begin{array}{l} a_\gamma \\ a_\omega \\ b_s \\ b_\gamma \\ b_\omega \end{array} \right\} - \text{передаточные числа АС по соответствующим входным сигналам.}$$

Таким образом, АС реагирует включением УД и соответственно созданием стабилизирующего момента на линейную комбинацию кинематических параметров γ и ω . Существуют два вида таких АС. Второй отличается от первого (наиболее распространенного на практике) наличием входного сигнала в виде интеграла от угла крена.

Различие двух видов АС принципиально лишь в случае постоянного возмущающего момента $M_\gamma = const$. При его случайных значениях (тем более знакопеременных) предпочтительнее статический АС из-за его более простой реализации и малой чувствительности к разбросу передаточных чисел в процессе реализации АС.

Рассмотрим поведение ЛА со статическим и астатическим АС при постоянном возмущающем моменте. В установившемся режиме движения, характеризующимся параметрами $\dot{\delta} = \dot{\gamma} = \dot{\ddot{\gamma}} = 0$, в случае статического АС имеем:

$$\delta_{\gamma_{уст}} = \frac{M_\gamma}{C_{\gamma\delta}} = const \neq 0 \quad \text{из (1)} \quad (5)$$

$$\gamma_{уст} = \frac{\delta_\gamma}{a_\gamma} = const \neq 0 \text{ из (2)} \quad (6)$$

Таким образом, ЛА будет летать с постоянным углом крена (статическая ошибка) и повернутым УД (для компенсации возмущения). Это объясняется еще и тем, что УД отклоняются только при наличии угла крена (3).

При астатическом АС будет то же $\delta_{уст}$ (при одинаковом возмущающем моменте). Однако, $\gamma_{уст} = 0$ (статическая ошибка отсутствует), что следует из другой записи уравнения (4):

$$\dot{\delta}_\gamma = b_s \gamma + b_\gamma \dot{\gamma} + b_\omega \ddot{\gamma}. \quad (7)$$

Управляющие двигатели будут повернуты пропорционально интегралу от угла крена при стабилизации (переходном процессе):

$$\delta_{\gamma_{уст}} = b_s \int_0^t \gamma dt. \quad (8)$$

Как сказано выше, теоретическая задача обеспечения стабилизации заключается в подборе передаточных чисел АС, при котором обеспечивается устойчивость движения и приемлемое качество переходного процесса. Под переходным процессом, как известно, понимается реакция системы на постоянное входное воздействие.

Рассмотрим показатели качества переходного процесса, понимая под входным сигналом M_γ и выходным γ . Главными среди них являются:

T_n – длительность переходного процесса; $T_{ср}$ – время срабатывания; V – относительный максимальный разброс (Рис.3.).

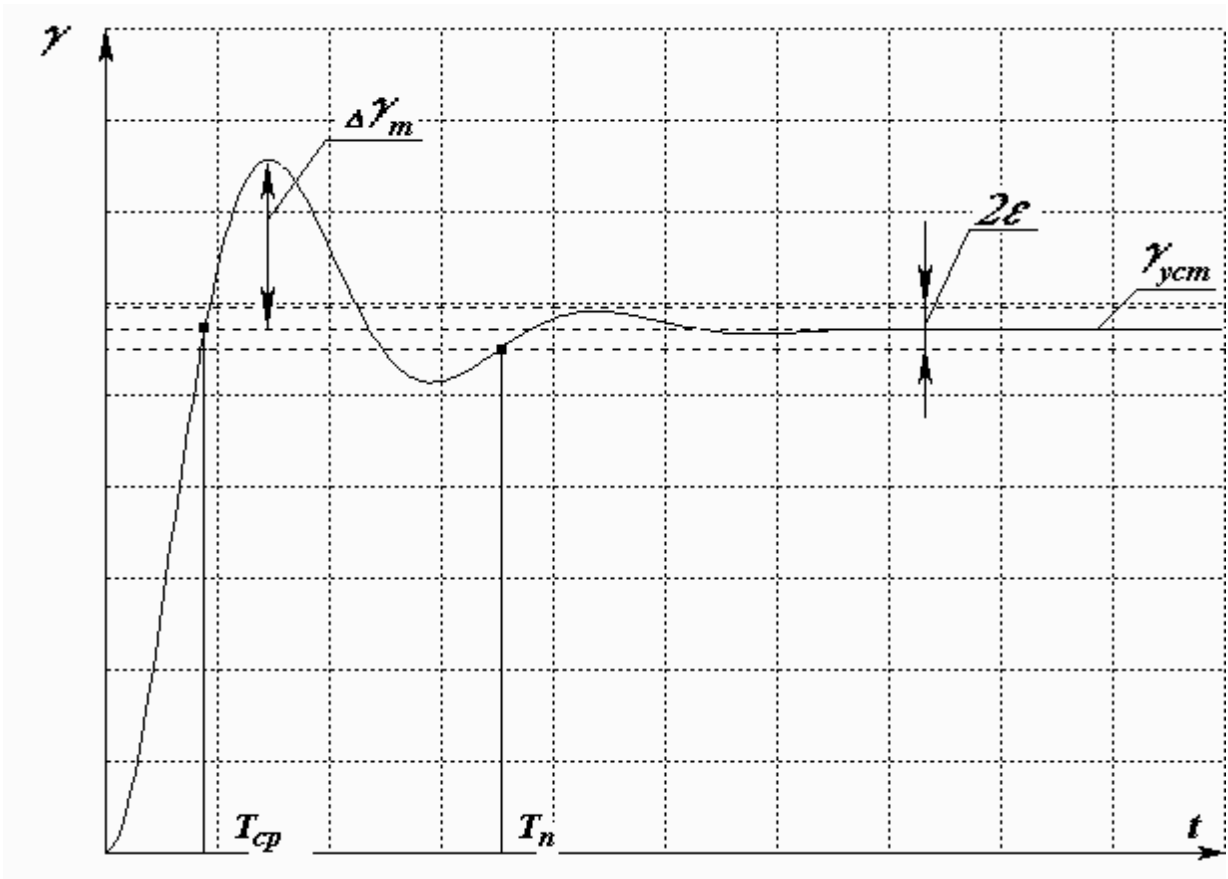


Рис.3. Переходной процесс по углу крена (γ)

На рис.3.: $\varepsilon = 0,05 \gamma_{уст}$; $\Delta \gamma_m = \frac{\gamma_{max} - \gamma_{уст}}{\gamma_{уст}}$;

$$\nu = \frac{\Delta \gamma_m}{\gamma_{уст}} \cdot 100 \% . \quad (9)$$

Переходный процесс считается закончившимся, когда выходной сигнал последний раз войдет в зону $(\gamma_{уст} \pm \varepsilon)$ и больше из нее не выйдет.

Время срабатывания – время первого достижения выходным сигналом установившегося значения. Заброс вычисляется по формуле (9) в процентах.

По нормам летной годности (НЛГ) на эти характеристики наложены ограничения:

$$T_n \leq 5..7 \text{ с}; T_{сп} \leq 1..2 \text{ с}; \nu \leq 40 \% . \quad (10)$$

Передаточные числа АС подбираются так, чтобы обеспечить выполнение этих требований.

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПО КРЕНУ ЛА НА ПЭВМ

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта (табл.1.). Моделирование переходных процессов производится с помощью уравнений (1) ÷ (4) для трех параметров возмущенного движения: γ , ω и δ_γ .

Исследование устойчивости ЛА по крену производится на ПЭВМ в программе StabKren.Com из среды DOS.

При запуске данной программы на экране монитора высвечивается диалоговая панель (Рис. 4.).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

Уравнение возмущенного движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_\gamma = M_\gamma$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний РН по крену, $C_{\gamma\delta}$ - коэф., характеризующий эффективность управляющих двигателей;
 M_γ - относительный возмущающий момент;
 δ_γ - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

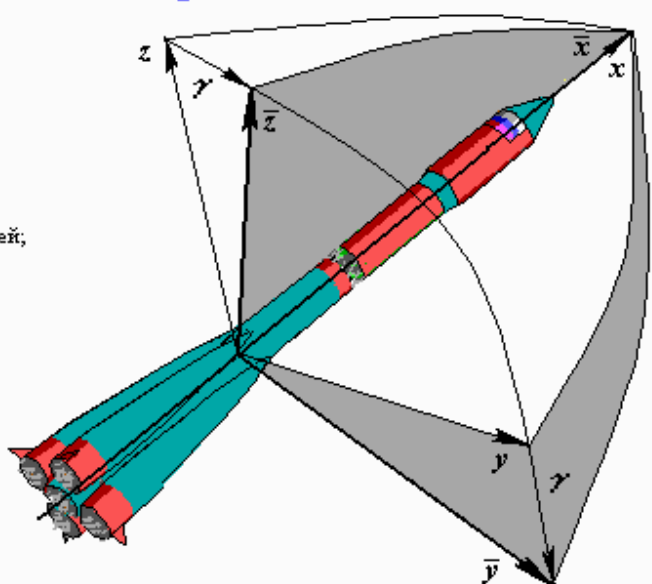
- статический АС:

$$\delta_\gamma = a_\gamma \gamma + a_\omega \omega$$

- астатический АС:

$$\delta_\gamma = b_s \int_0^t \gamma dt + b_\gamma \gamma + b_\omega \omega$$

Обеспечение устойчивости летательного аппарата по крену в процессе полета



Введите исходные данные:

Ф.И.О. - -	
№ группы -	
M_γ (с ⁻²) -	b_s (с ⁻¹) -
$C_{\gamma\delta}$ (с ⁻²) -	b_γ (a_γ) -
$C_{\gamma\dot{\gamma}}$ (с ⁻¹) -	b_ω (a_ω) (с) -

Рис. 4. Диалоговая панель программы StabKren.Com

Ввод исходных данных производится в окно "**Введите исходные данные**". После ввода каждого параметра – нажать клавишу <Enter>.

После того, как будут введены все исходные данные программа последовательно высветит на экран монитора переходные процессы по углу крена γ , угловой скорости ω , углу отклонения УД δ_γ и исходные данные (Рис. 6, 8). Если данные переходные процессы не удовлетворяют наложенным на них требованиям (10), то производится перерасчет с измененными исходными данными.

3. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ

Как отмечено в НЛГ (10), на переходной процесс по углу крена γ наложены ограничения, общие для всех вариантов:

$$T_n \leq 5..7 \text{ с}; T_{cp} \leq 1..2 \text{ с}; \nu \leq 40 \text{ \%}.$$

Таблица 1

Варианты заданий

№ варианта	$C_{\gamma\dot{\gamma}},$ с ⁻¹	$C_{\gamma\delta},$ с ⁻²	$b_s,$ с ⁻¹	$b_\gamma(a_\gamma)$	$b_\omega(a_\omega),$ с	$M_\gamma,$ с ⁻²
1	0,00	2,00	0..2	0..2	0..2	0,090
2	0,01	1,95	0..2	0..2	0..2	0,085
3	0,02	1,90	0..2	0..2	0..2	0,080
4	0,03	1,85	0..2	0..2	0..2	0,075
5	0,04	1,80	0..2	0..2	0..2	0,070
6	0,05	1,75	0..2	0..2	0..2	0,065
7	0,06	1,70	0..2	0..2	0..2	0,060
8	0,07	1,65	0..2	0..2	0..2	0,055
9	0,08	1,60	0..2	0..2	0..2	0,050
10	0,09	1,55	0..2	0..2	0..2	0,045
11	0,10	1,50	0..2	0..2	0..2	0,040
12	0,09	1,45	0..2	0..2	0..2	0,035
13	0,08	1,40	0..2	0..2	0..2	0,030
14	0,07	1,35	0..2	0..2	0..2	0,025
15	0,06	1,30	0..2	0..2	0..2	0,020
16	0,05	1,25	0..2	0..2	0..2	0,015
17	0,04	1,20	0..2	0..2	0..2	0,010

№ варианта	$C_{\gamma\dot{\gamma}},$ c^{-1}	$C_{\gamma\delta},$ c^{-2}	$b_s,$ c^{-1}	$b_\gamma(a_\gamma)$	$b_\omega(a_\omega),$ c	$M_\gamma,$ c^{-2}
18	0,03	1,15	0..2	0..2	0..2	0,080
19	0,02	1,10	0..2	0..2	0..2	0,075
20	0,01	1,05	0..2	0..2	0..2	0,070
21	0,02	1,00	0..2	0..2	0..2	0,065
22	0,03	0,95	0..2	0..2	0..2	0,060
23	0,04	0,90	0..2	0..2	0..2	0,055
24	0,05	0,85	0..2	0..2	0..2	0,050
25	0,06	0,80	0..2	0..2	0..2	0,045
26	0,07	0,75	0..2	0..2	0..2	0,040
27	0,08	0,70	0..3	0..3	0..3	0,035
28	0,09	0,65	0..3	0..3	0..3	0,030
29	0,10	0,60	0..3	0..3	0..3	0,025
30	0,05	0,55	0..3	0..3	0..3	0,020

3. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Задача 1. Стабилизация крена статическим АС

1. Взять исходные данные согласно номеру задания;
2. Ввести исходные данные в программу StabKren.Com ($b_s = 0$);
3. Подобрать минимально возможные значения коэффициентов a_γ , a_ω для обеспечения требуемого качества переходного процесса (10);
4. Зарисовать (распечатать) переходные процессы по γ , ω и δ_γ . Записать значения передаточных чисел a_γ , a_ω . Определить характеристики переходного процесса по углу крена γ ;
5. Подготовить отчет на стандартном бланке.

Задача 2. Стабилизация крена астатическим АС

Стабилизация крена астатическим АС та же, что и в задаче 1, только с добавлением коэффициента b_s . По окончании работы оформить отчет.

4. ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР

Примем следующие исходные данные:

$$C_{\gamma\dot{\gamma}}=0.05 \text{ c}^{-1}; C_{\gamma\delta}=1.0 \text{ c}^{-2}; M_{\gamma}=0.05\text{c}^{-2};$$

$$b_s=\{0..5\}; b_{\gamma}(a_{\gamma})=\{0..3\}\text{c}^{-1}; b_{\omega}(a_{\omega})=\{0..2.5\} \text{ c}$$

Подставив данные значения в программу StabKren.Com (Рис.5, 7), получим переходные процессы (Рис. 6, 8).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

Уравнение возмущенного движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое демпфирование колебаний РН по крену; $C_{\gamma\delta}$ - коэф., характеризующий эффективность управляющих двигателей;
 M_{γ} - относительный возмущающий момент;
 δ_{γ} - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

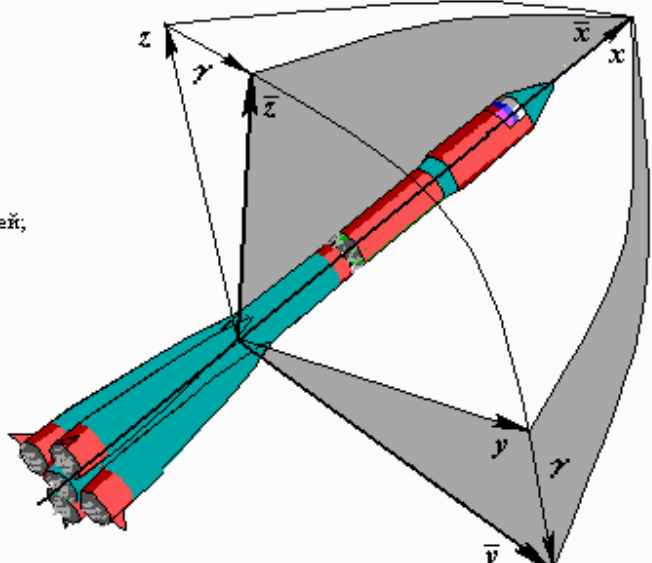
- статический АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega$$

- астатический АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int \gamma dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega$$

Обеспечение устойчивости летательного аппарата по крену в процессе полета



Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.	
№ группы - 1416	
$M_{\gamma} (\text{c}^{-2}) - 0.05$	$b_s (\text{c}^{-1}) - 0$
$C_{\gamma\delta} (\text{c}^{-2}) - 1$	$b_{\gamma}(a_{\gamma}) - 2$
$C_{\gamma\dot{\gamma}} (\text{c}^{-1}) - 0.05$	$b_{\omega}(a_{\omega}) (\text{c}) - 1.5$

Рис. 5. Ввод исходных данных в программу StabKren.Com для статического АС

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Динамика полета"

**Обеспечение устойчивости
летательного аппарата по крену
в процессе полета**

Уравнение возмущенного
движения РН по каналу крена:

$$\ddot{\gamma} + C_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + C_{\gamma\delta}\delta_{\gamma} = M_{\gamma}$$

$$\omega = \dot{\gamma}$$

где: $C_{\gamma\dot{\gamma}}$ - коэф., характеризующий аэродинамическое
демпфирование колебаний РН по крену; $C_{\gamma\delta}$ - коэф.,
характеризующий эффективность управляющих двигателей;
 M_{γ} - относительный возмущающий момент;
 δ_{γ} - угол поворота управляющих двигателей.

Уравнения АС:

- статический АС:

$$\delta_{\gamma} = a_{\gamma}\gamma + a_{\omega}\omega$$

- астатический АС:

$$\delta_{\gamma} = b_s \int_0^t \gamma dt + b_{\gamma}\gamma + b_{\omega}\omega$$

Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.

№ группы - 1416

M_{γ} (с⁻²) - 0.05

$C_{\gamma\dot{\gamma}}$ (с⁻²) - 1

$C_{\gamma\delta}$ (с⁻¹) - 0.05

b_s (с⁻¹) - 2

$b_{\gamma}(a_{\gamma})$ - 2

$b_{\omega}(a_{\omega})$ (с) - 1.5

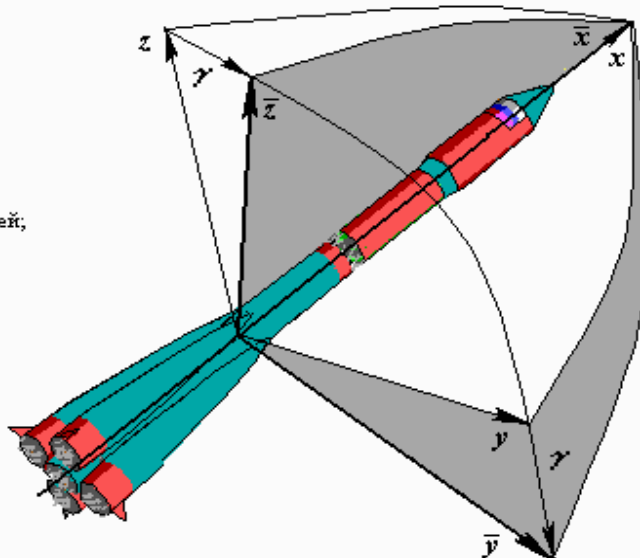


Рис. 7. Ввод исходных данных в программу StabKren.Com для астатического АС

5. ВОПРОСЫ К ЗАЧЕТУ

1. Принцип действия АС;
2. Понятие устойчивости движения;
3. Различия в реакции ЛА с разными АС при постоянном возмущающем моменте;
4. Показатели качества переходного процесса.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

*ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ
ГРАВИТАЦИОННО-УСТОЙЧИВОГО ИСЗ
С ПАССИВНЫМ ДЕМПФЕРОМ*

2001 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ГРАВИТАЦИОННО-УСТОЙЧИВОГО ИСЗ С ПАССИВНЫМ ДЕМПФЕРОМ

Цель работы: Изучение движения относительно центра масс гравитационно-устойчивого ИСЗ и подбор параметров пассивного демпфера.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Ознакомление с физической постановкой задачи. Составление математической модели движения ИСЗ гантелеобразной формы относительно центра масс в плоскости круговой орбиты.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания (по подгруппам) и расчет коэффициентов математической модели движения.
3. Определение диапазона изменения физических переменных задачи.
4. Проведение моделирования движения ИСЗ и подбор параметров пассивного демпфирующего устройства; запись переходных процессов и их анализ.
5. Подготовка отчета по лабораторной работе на стандартном бланке.
6. Сдача зачета по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 2 часа: первый час отводится для выполнения пунктов 1÷3, второй час – на выполнение пунктов 4÷6.

1. ФИЗИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И СОСТАВЛЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ГРАВИТАЦИОННО-УСТОЙЧИВОГО ИСЗ

Рассматривается ИСЗ, движущийся на круговой орбите высотой H_0 и имеющий форму "гантели". Компонировка его такова, что можно выделить центральное абсолютно жесткое тело – корпус аппарата – и две массы (в общем случае неравной величины), вынесенные с помощью специальных штанг на периферию (рис.1). Штанги обладают определенной степенью упругости, которая однако не будет учитываться в дальнейшем. Влияние аэродинамического, магнитного моментов и момента сил светового давления пренебрегается.

Рассматривается действие на такую механическую систему только гравитационного момента. Предполагается, что в начальный момент времени связанная система координат $Oxuz$ повернута относительно базовой оси OZ (оси Oz и OZ совпадают) на некоторый угол φ .

Требуется смоделировать динамику движения ИСЗ относительно центра масс в плоскости движения (относительно связанной оси Oz) и исследовать процесс демпфирования колебаний при различных коэффициентах демпфирования системы.

На рис.1. система координат $OXYZ$ – орбитальная, принимается за базовую; система $Oxuz$ – связанная. Центр обеих систем координат находится в центре масс ИСЗ; ось Oy направлена по оси "гантели". Угол φ -угол ориентации спутника в базовой системе координат. Величины J_0, m_1, m_2, l_1, l_2 – соответственно момент инерции центра тела относительно оси Oz , массы грузов, вынесенных на периферию, и длины штанг.

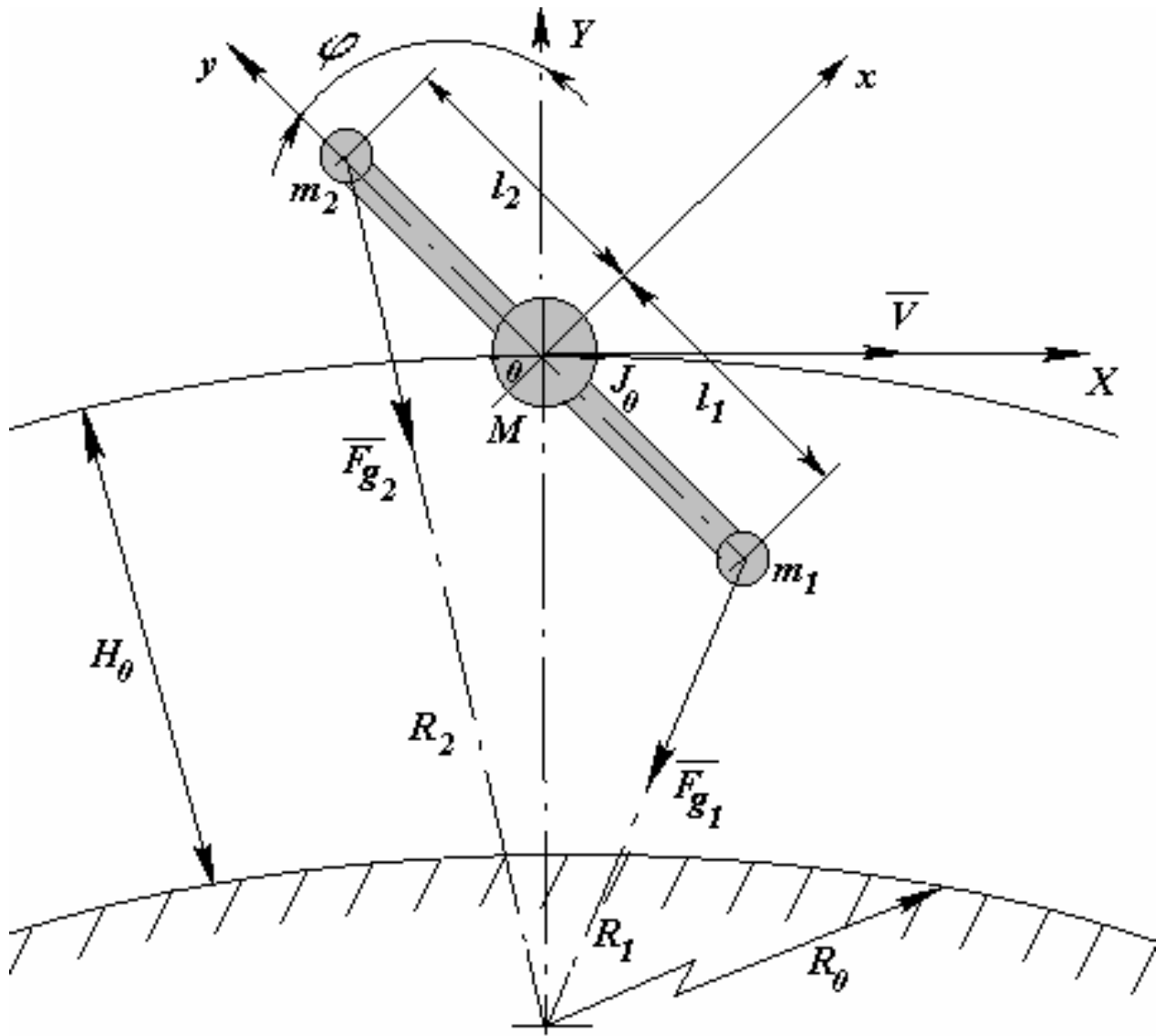


Рис. 1. Гантелеобразный ИСЗ

В качестве демпфирующего устройства может быть использовано устройство, приведенное на рис.2. Оно представляет собой закрепленную на спутнике полую сферу 1, внутренняя поверхность которой облицована диамагнитным материалом 2.

В полость сферы 1 помещается подвижная полая сфера 3, вдоль диаметра которой расположен стержневой магнит 4, а по периферии – несколько подковообразных магнитов 5. Пространство между сферами заполняется вязкой жидкостью. Стержневой магнит ориентирует внутреннюю сферу вдоль силовой линии магнитного поля Земли. При

колебаниях спутника происходит относительное угловое перемещение сфер 1 и 3, и механическая энергия его колебаний рассеивается за счет вязкого трения в жидкости и вихревых токов в оболочке сферы 1.

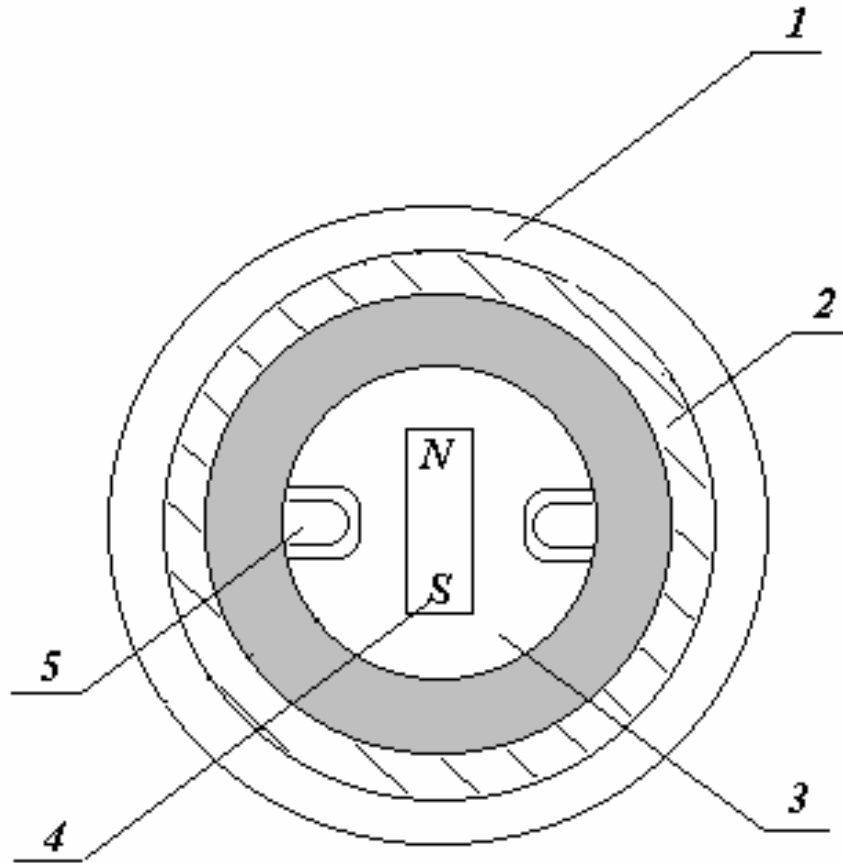


Рис. 2. Демпфирующее устройство вязкого трения

Гравитационные силы, действующие на массы m_1 и m_2 в центральном гравитационном поле, определяются следующим образом:

$$\bar{F}_{g_1} = -\frac{K_{\oplus} m_1}{R_1^2}, \quad \bar{F}_{g_2} = -\frac{K_{\oplus} m_2}{R_2^2} \quad (1)$$

где $K_{\oplus} = 3.9858 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли (на широте 45^0); R_1 и R_2 – соответственно расстояния масс m_1 и m_2 от, притягивающего центра.

Поскольку $R_1 > R_2$ в данной конфигурации спутника на орбите, то принимая $m_1 = m_2$ и $l_1 = l_2$ без нарушения общности рассуждений, получим:

$$\bar{F}_{g_1} > \bar{F}_{g_2} \text{ для } -90^0 < \varphi < +90^0 \quad (2)$$

Отсюда возникает разворачивающий момент, который приводит ориентацию спутника (его связанной оси Oy) в положение местной вертикали.

Следует отметить, что величина гравитационного момента весьма мала и зависит от целого ряда факторов: высоты полета, соотношения моментов инерции J_X и J_Y , угла ориентации φ /2/.

Приближенно гравитационный момент тангажа (в плоскости OXY) определяется по формуле:

$$M_{gpz} = - \frac{3K_{\oplus}}{2(R_0 + H_0)^3} (J_X - J_Y) \text{Sin}2\varphi \quad (3)$$

где R_0 – радиус Земли в км.

Из (3) следует, что при $\varphi = 0^0$ гравитационный момент исчезает.

Таким образом, в вертикальном положении "гантели" гравитационный момент равен нулю. Для того, чтобы увеличить M_{gpz} необходимо увеличивать момент инерции спутника J_X относительно связанной оси Ox и уменьшать J_Y относительно Oy . То есть желаемого эффекта можно добиться изменением компоновки аппарата.

В приближенных расчетах при $\varphi \leq 10^0$ можно принять:

$$M_{\text{эп}Z} \approx - \frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} (J_X - J_Y) \varphi \quad (4)$$

Вращательное движение спутника относительно оси Oz описывается следующим уравнением:

$$J_Z \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = M_{\text{ГП}Z} + M_g \quad (5)$$

где M_g – демпфирующий момент, создаваемый специальным пассивным демпфирующим устройством. Момент магнитовязкого демпфера приближенно может быть равен

$$M_g = -K_g \frac{d\varphi}{dt} \quad (6)$$

Здесь K_g – коэффициент демпфирования, подлежащий подбору в данной работе.

Перепишем (5) в нормальной форме Коши:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \omega \\ \frac{d\omega}{dt} &= - \frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} \frac{J_X - J_Y}{J_Z} \varphi - \frac{K_g}{J_Z} \omega \end{aligned} \quad (7)$$

Введем обозначения:

$$C = \frac{3K_{\oplus}}{(R_0 + H_0)^3} \frac{J_X - J_Y}{J_Z}; \quad K = \frac{K_g}{J_Z}. \quad (7a)$$

Тогда (7) перепишем в виде:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \omega \\ \frac{d\omega}{dt} &= -C\varphi - K\omega \end{aligned} \quad (8)$$

Начальные условия движения таковы:

$$\varphi(0) = \varphi_0; \quad \omega(0) = 0 \quad (9)$$

Входящие в (7) моменты инерции определяются следующим образом:

$$J_Z = J_0 + 2ml^2 + 2J_m \quad (9a)$$

где $m = m_1 = m_2$, $l = l_1 = l_2$, $J_m = 0.4 m r^2$ (для сферы, где r – радиус сферы)

Моментами инерции штанг пренебрегаем.

$$J_Y = J_0 + 2J_m \quad (10)$$

$$J_X = 0.9J_Z \quad (11)$$

При выборе компоновки гравитационно-устойчивого ИСЗ необходимо соблюдать условие устойчивости:

$$J_Z > J_X > J_Y \quad (12)$$

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ГРАВИТАЦИОННО-УСТОЙЧИВОГО СПУТНИКА НА ПЭВМ

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта и определения коэффициентов C и K системы (8) с помощью (7a) и (9 ÷ 11). При определении моментов инерции необходима проверка по соотношению (12).

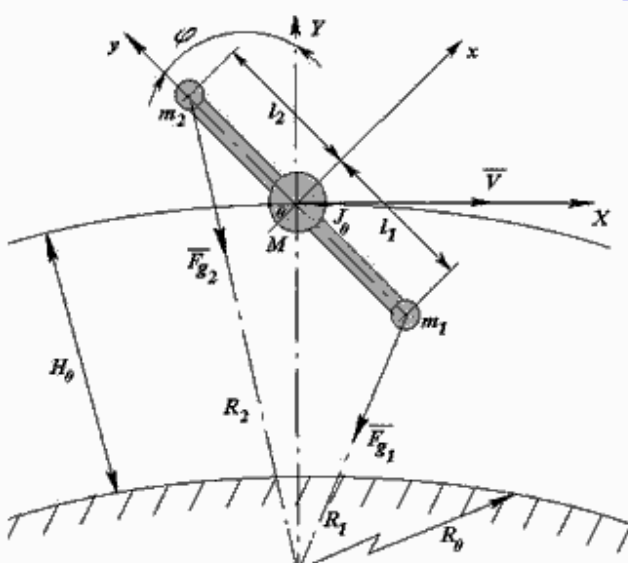
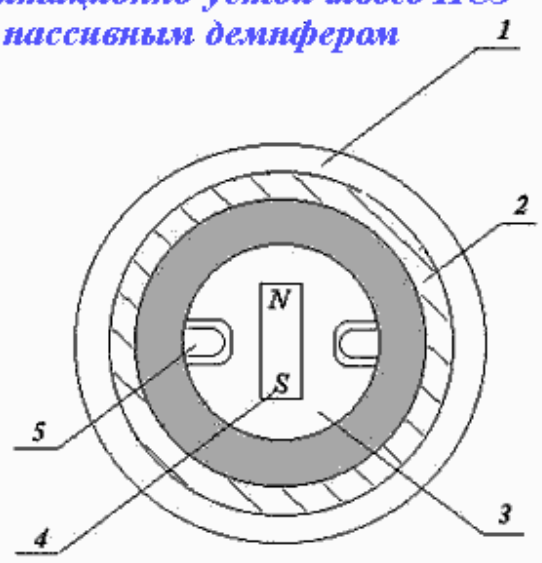
Кроме исходных данных для проведения расчета следует задать время переходного процесса переориентации ИСЗ с гравитационно-градиентной системой стабилизации. Необходимо помнить, что при малости гравитационного момента, действующего на ИСЗ, это время может достигать порядка $15 \div 20$ минут с учетом пассивного демпфирования. Без демпфера гравитационно-устойчивый ИСЗ ведет себя как почти консервативная система, и время переходного процесса, обусловленного лишь внутренним и конструкционным трением, может исчисляться несколькими десятками суток /1/.

Исследование динамики гравитационно-устойчивого ИСЗ с пассивным демпфером производится на ПЭВМ в программе GravStab.Com из среды DOS.

При запуске данной программы на экране монитора высвечивается диалоговая панель (Рис. 3).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Теория движения и динамика полета"

Исследование динамики гравитационно-устойчивого ИСЗ с пассивным демпфером

Введите исходные данные:

Ф.И.О. -	
№ группы -	
Угол φ_0 (град.) -	$\Delta\varphi$ (град.) -
Козф. С (c^{-2}) -	t_k (сут.) -
Козф. К (c^{-1}) -	Δt (с) -

Рис. 3. Диалоговая панель программы GravStab.Com

Ввод исходных данных производится в окно "Введите исходные данные". После ввода каждого параметра – нажать клавишу <Enter>.

После того, как будут введены все исходные данные программа выведет на экран монитора переходной процесс по углу φ (\mathbf{F}), фазовый портрет $(\varphi, \dot{\varphi})$ (\mathbf{F}, \mathbf{F}') и исходные данные (Рис. 5.). Кроме того, программа укажет время, в течение которого ИСЗ выйдет на заданную ориентацию с требуемой точностью $\Delta\varphi$ ($T_k(\Delta\varphi)$). Если данный переходной процесс (параметры фазового портрета) не удовлетворяют наложенным на них требованиям, то производится перерасчет с измененными исходными данными.

3. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ

1. $K_{\oplus} = 3.9858 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли (на широте 45°);
2. R_0 - 6371 км – радиус Земли;
3. Коэффициент демпфирования K_g при моделировании берется из ряда: $(80 \cdot 10^{-3}, 160 \cdot 10^{-3}, 400 \cdot 10^{-3}, 4) \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$;
4. $\Delta\varphi = 0,05^\circ$ – максимально допустимая погрешность по углу φ при завершении переходного процесса;
5. $T_k = 1$ сутки – требуемое время переходного процесса, т.е. время, в течении которого ИСЗ должен выйти на заданную ориентацию с требуемой погрешностью $\Delta\varphi$;
6. $\Delta t = 60$ секунд – шаг интегрирования.

В работе предполагается, что центральное тело ИСЗ имеет сферическое распределение плотности, и его момент инерции J_0 вычисляется по формуле для сферы (13) с массой $M_{ЦТ}$ и радиусом $R_{ЦТ}$.

$$J_0 = 0.4 M_{ЦТ} R_{ЦТ}^2. \quad (13)$$

Варианты заданий

№ варианта	$M_{цт}$, кг	$R_{цт}$, м	H_0 , км	m , кг	l , м	r , м	φ , град.
1	1000	1,0	300	5	20	0,1	10
2	800	1,0	300	9	15	0,05	10
3	600	0,7	300	15	12	0,1	10
4	400	0,6	300	14	20	0,1	10
5	200	0,5	300	16	30	0,1	10
6	500	1,0	300	18	20	0,15	10
7	700	1,0	300	20	15	0,2	10
8	900	0,8	300	6	25	0,15	10
9	1000	1,2	300	15	23	0,2	10
10	200	0,4	300	10	20	0,2	10
11	300	0,5	450	12	30	0,2	10
12	400	0,6	450	14	25	0,1	10
13	500	0,7	450	12	35	0,05	10
14	600	0,8	450	18	25	0,1	10
15	700	0,9	450	20	10	0,1	10
16	800	0,95	450	9	20	0,1	10
17	900	0,95	450	6	30	0,1	10
18	950	1,1	450	8	40	0,2	10
19	850	1,0	450	10	35	0,2	10
20	750	0,9	450	12	25	0,15	10
21	650	0,65	500	20	15	0,2	10
22	550	0,9	600	16	20	0,2	10
23	450	0,7	600	18	30	0,2	10
24	350	0,6	600	15	36	0,1	10
25	250	0,5	600	12	40	0,1	10
26	900	1,3	600	10	25	0,1	10
27	1000	1,5	600	8	30	0,1	10
28	430	0,8	600	6	40	0,1	10
29	500	0,8	600	5	50	0,1	10
30	850	1,2	600	12	15	0,1	10

4. ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Примем следующие исходные данные:

$$H_0 = 280 \text{ км}; M_{ЦГ} = 200 \text{ кг}; R_0 = 6371 \text{ км}; R_{ЦГ} = 0.5 \text{ м};$$

$$K_{\varnothing} = 3.98580 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2; m = 5 \text{ кг}; \Delta\varphi = 0,05^\circ; r = 0.1 \text{ м};$$

$$T_k = 1 \text{ сутки}; l = 20 \text{ м}; \Delta t = 60 \text{ сек.}$$

В результате расчета по формулам (7а), (9) ÷ (11) и (13) получаем:

$$C = 3.6375 \cdot 10^{-6} \text{ с}^{-2}; K = K_g / 4020 \text{ с}^{-1} \text{ (Для } K_g = 4 \text{ кгм}^2/\text{с } K = 9.95 \cdot 10^{-4});$$

$$J_0 = 20 \text{ кг м}^2; J_m = 0.02 \text{ кг м}^2; J_Z = 4020 \text{ кг м}^2; J_X = 3618 \text{ кг м}^2; J_Y = 20.04 \text{ кг м}^2.$$

Подставив данные значения в программу GravStab.Com (Рис.4.), получим переходной процесс (Рис. 5).

Лабораторная работа № 1 -
по курсу "Теория движения и динамика полета"

Исследование динамики гравитационно-устойчивого ИСЗ с пассивным демпфером

Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.	
№ группы - 1418	
Угол φ_0 (град.) - 10	$\Delta\varphi$ (град.) - 0.05
Козф. C (с^{-2}) - 3.63753e-6	t_k (сут.) - 1
Козф. K (с^{-1}) - 9.95015e-5	Δt (с) - 60

Рис. 4. Ввод исходных данных в программу GravStab.Com

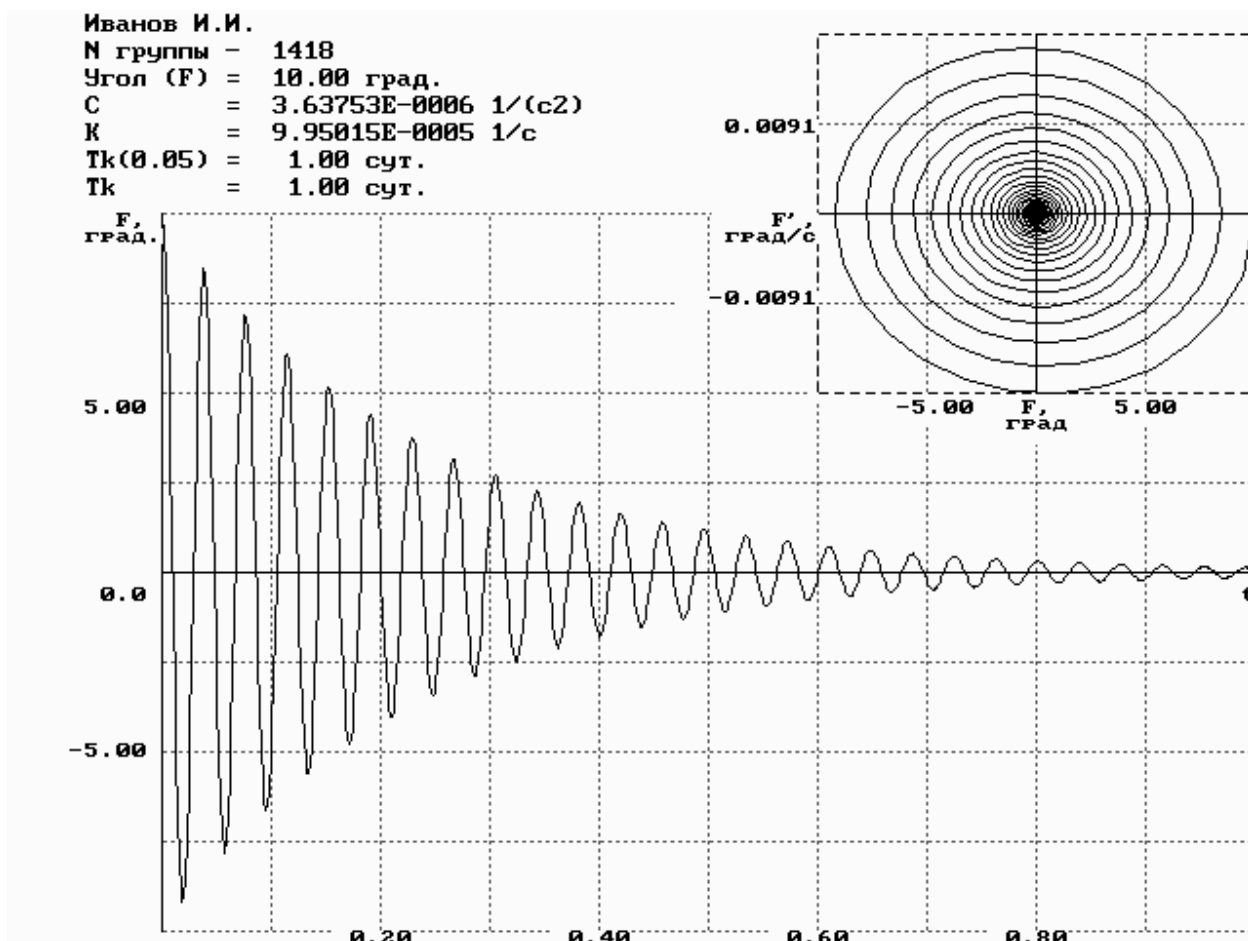


Рис. 5. Переходной процесс гравитационно-устойчивого ИСЗ

В результате моделирования исследуются переходные процессы с различными коэффициентами демпфирования.

Подбор демпфера производится по требуемому времени переходного процесса, которое определяется как:

$$T_K \{ |\varphi| \leq \Delta\varphi \text{ или } |\omega| \leq \omega_{\text{Дол}} \}.$$

Величина T_K для реальных лежит в пределах 1 суток. При этом допустимое значение по φ может составлять $\approx 10\%$ от $\varphi_0/1/$.

ЛИТЕРАТУРА

1. В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич, Ю.Н. Павлов и др. Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях. М.: Наука, 1976г.
2. Б.В. Раушинбах, Б.Н. Токарь. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974г.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2

*РАСЧЕТ ОБЛАСТЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В
ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА (РЫСКАНИЯ)*

2001 г.

РАСЧЕТ ОБЛАСТЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА (РЫСКАНИЯ)

Цель работы: Исследование областей устойчивости летательного аппарата в плоскости тангажа (рыскания) методом D-разбиения и выбор параметров автомата стабилизации.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Ознакомление с физической постановкой задачи.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания.
3. Построение областей устойчивости по каналу тангажа (рыскания) в параметрах автомата стабилизации для различных моментов времени полета (решение задачи на ПЭВМ).
4. Определение области параметров автомата стабилизации, обеспечивающей устойчивость летательного аппарата в плоскости тангажа (рыскания) на заданном участке полета.
5. Выбор численных значений параметров автомата стабилизации из заданной области устойчивости.
6. Подготовка отчета по лабораторной работе на стандартном бланке.
7. Сдача зачета по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 4 часа: первые два часа отводятся для выполнения пунктов 1÷3, вторые два часа – на выполнение пунктов 4÷7.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Устойчивость движения летательного аппарата (ЛА) есть его свойство реагировать малыми изменениями кинематических параметров движения на малые возмущения. Существует много различных определений устойчивости движения, наиболее распространенным из которых является определение устойчивости, данное А.А. Ляпуновым. Исходя из этого определения, система "летательный аппарат – автомат стабилизации" будет устойчивой, если корни характеристического полинома системы имеют отрицательные вещественные части (рис.1.).

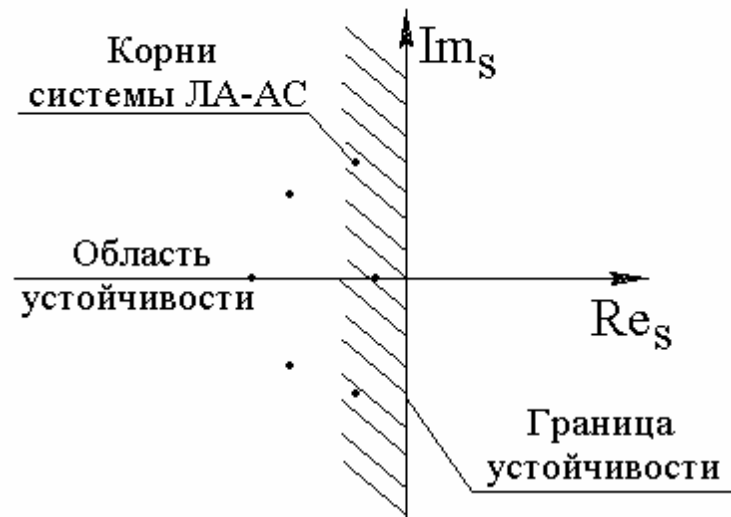


Рис.1 - Положение области устойчивости на комплексной плоскости

При этом рассматривается свободное возмущенное движение системы при некоторых произвольных начальных отклонениях от невозмущенного движения. Поэтому под устойчивостью невозмущенного движения ЛА понимается его способность вернуться на программную (невозмущенную) траекторию после прекращения действия возмущений. При расчете и проектировании автомата стабилизации (АС) обычно исследуют влияние различных конструктивных параметров ЛА и параметров АС на устойчивость системы ЛА – АС. С этой целью строят области устойчивости по двум параметрам при фиксированных значениях остальных

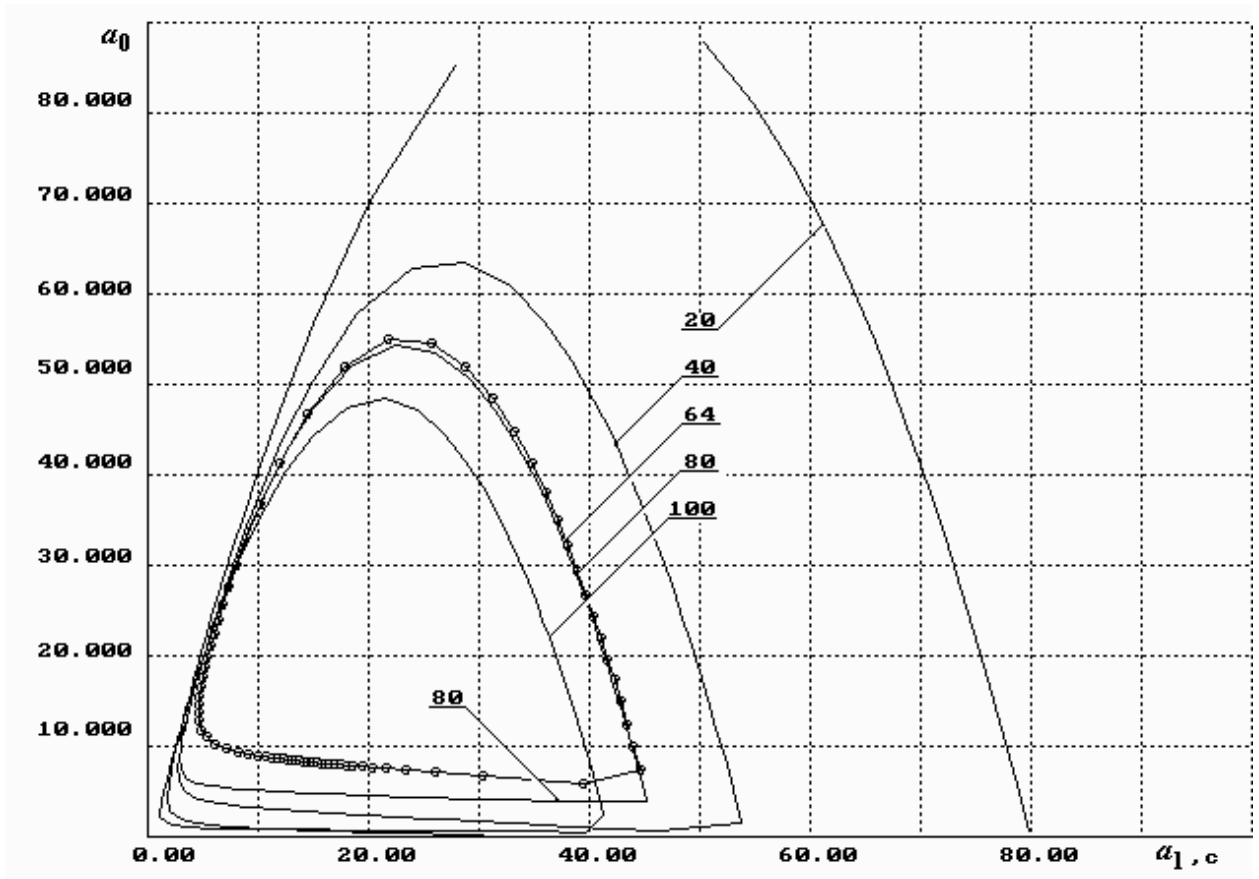


Рис. 2 – Области устойчивости параметров a_0, a_1 АС в функции времени

параметров (Рис.2). Плоскость исследуемых параметров подвергается так называемому D-разбиению с помощью кривой, являющейся границей области, характеристический полином которой имеет корни с отрицательной вещественной частью.

Рассматривая устойчивость движения ЛА в плоскости тангажа (рыскания) линеаризованные уравнения возмущенного движения запишем в виде /1, 2/:

$$\begin{aligned} \ddot{y} + C_{Yg}\vartheta + C_{YY}\dot{y} + C_{Y\delta}\delta &= 0, \\ \ddot{\vartheta} + C_{g\vartheta}\vartheta + C_{gY}\dot{y} + C_{g\delta}\delta &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Дополним систему уравнений (1) линеаризованным уравнением АС:

$$\tau_2 \ddot{\delta} + \tau_1 \dot{\delta} + \delta = a_0 \vartheta + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 y + a_3 \dot{y} \quad (2)$$

где $C_{Yg}, C_{YY}, C_{Y\delta}, C_{gg}, C_{gY}, C_{g\delta}$ - коэффициенты, характеризующие собственную динамику ЛА; $\vartheta, \dot{\vartheta}$ - отклонение угла тангажа, угловой скорости по тангажу от программных значений; y, \dot{y} - линейное отклонение центра масс ЛА и скорости от программных значений; δ - угол отклонения управляющих двигателей в плоскости тангажа (рыскания); a_0, a_1, a_2, a_3 - передаточные числа АС по соответствующим входным сигналам; τ_2, τ_1 - коэффициенты, характеризующие динамические свойства АС.

Области устойчивости строятся на плоскости параметров АС a_0 и a_1 на основе метода D-разбиения по характеристическому полиному системы уравнений (1), (2).

Суть метода D-разбиения состоит в следующем:

1. На основе уравнений (1) и (2) создается матрица замкнутой системы "ЛА – АС" возмущенного движения системы /2/:

$$\begin{vmatrix} (p^2 + pC_{YY}) & C_{Yg} & C_{Y\delta} \\ pC_{gY} & (p^2 + C_{gg}) & C_{g\delta} \\ (a_2 + pa_3) & (a_0 + pa_1) & (-p^2\tau_2 - p\tau_1 - 1) \end{vmatrix}. \quad (3)$$

2. Вычисляется характеристический полином созданной матрицы (3) :

$$\sum_{i=0}^6 p^i x_i \equiv 0, \quad (4)$$

где x_i - коэффициенты характеристического полинома, равные:

$$x_6 = \tau_2;$$

$$x_5 = \tau_1 + \tau_2 C_{YY};$$

$$x_4 = \tau_1 C_{YY} + \tau_2 C_{gg} + 1;$$

$$x_3 = \tau_1 C_{YY} + \tau_2 (C_{YY} C_{gg} - C_{gY} C_{Yg}) + C_{YY} + C_{Y\delta} a_3 + C_{g\delta} a_1;$$

$$x_2 = C_{gg} + C_{Y\delta} a_2 + \tau_1 (C_{YY} C_{gg} - C_{gY} C_{Yg}) + C_{g\delta} a_0 - a_1 (C_{gY} C_{Y\delta} - C_{g\delta} C_{YY});$$

$$x_1 = C_{YY} C_{gg} - C_{gY} C_{Yg} + a_3 (C_{Y\delta} C_{gg} - C_{g\delta} C_{Yg}) - a_0 (C_{gY} C_{Y\delta} - C_{g\delta} C_{YY});$$

$$x_0 = a_2 (C_{Y\delta} C_{gg} - C_{g\delta} C_{Yg}).$$

3. Вводится подстановка $p = j\omega$ и решается уравнение характеристического полинома (4) относительно параметров АС a_0 и a_1 :

$$\begin{aligned} a_0 S(\omega) + a_1 Q(\omega) + R(\omega) &= 0, \\ A(\omega) &= A_1(\omega) + jA_2(\omega), \\ A &= S, Q, R, \end{aligned} \quad (5)$$

где S, Q, R – элементы характеристического полинома (4);

4. Приравняв в уравнении (5) нулю отдельно действительную $A_1(\omega)$ и мнимую $A_2(\omega)$ части, вычислим параметрическое уравнение линии Д-разбиения в плоскости параметров a_0 и a_1 :

$$\begin{cases} a_0 S_1(\omega) + a_1 Q_1(\omega) + R_1(\omega) = 0; \\ a_0 S_2(\omega) + a_1 Q_2(\omega) + R_2(\omega) = 0; \end{cases} \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} S_1(\omega) &= C_{g\delta} \omega^2; \\ S_2(\omega) &= \omega(C_{gY} C_{Y\delta} - C_{g\delta} C_{YY}); \\ Q_1(\omega) &= -\omega^2(C_{gY} C_{Y\delta} - C_{g\delta} C_{YY}); \\ Q_2(\omega) &= C_{g\delta} \omega^3; \\ R_1(\omega) &= \omega^6 \tau_2 - \omega^4(\tau_2 C_{g\delta} + \tau_1 C_{YY} + 1) + \omega^2(C_{g\delta} + a_2 C_{Y\delta} + C_{YY} + \tau_1(C_{YY} C_{g\delta} - C_{gY} C_{Y\delta})) \\ &\quad + a_2(C_{g\delta} C_{Y\delta} - C_{Y\delta} C_{g\delta}); \\ R_2(\omega) &= -\omega^5(\tau_1 + \tau_2 C_{YY}) + \omega^3(\tau_1 C_{g\delta} + a_3 C_{Y\delta} + \tau_2(C_{YY} C_{g\delta} - C_{gY} C_{Y\delta})) \\ &\quad + \omega(C_{YY} C_{g\delta} - C_{gY} C_{Y\delta} + a_3(C_{Y\delta} C_{g\delta} - C_{g\delta} C_{Y\delta})); \end{aligned}$$

5. Запишем систему уравнений (6) в матричной форме:

$$\begin{vmatrix} S_1 & Q_1 & R_1 \\ S_2 & Q_2 & R_2 \end{vmatrix} = 0, \quad (7)$$

тогда:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{\Delta a_0}{\Delta} = \frac{-R_1 Q_2 + R_2 Q_1}{S_1 Q_2 - S_2 Q_1}, \\ a_1 &= \frac{\Delta a_1}{\Delta} = \frac{-S_1 R_2 + S_2 R_1}{S_1 Q_2 - S_2 Q_1}. \end{aligned} \quad (8)$$

6. Изменяя частоту ω , вычисляем значения кривой $(a_0(\omega), a_1(\omega))$;
7. При построении графика области устойчивости (Рис.2) по оси абсцисс откладывается a_1 , по оси ординат – a_0 . Далее производится штриховка кривой D-разбиения по следующему правилу. Если при движении по этой кривой в сторону возрастания ω главный определитель системы (6) отрицателен, то кривую штрихуют справа. Замкнутая область, покрытая наибольшим числом штриховок, будет областью устойчивости, если таковая в рассматриваемый момент времени имеется;
8. После определения границы области устойчивости (Рис.2) производится выбор численных значений параметров АС (a_0, a_1) – значений рабочей точки (a_0, a_1) .
9. Рабочая точка должна находиться в области устойчивости и при этом на некотором удалении от границы области устойчивости. Это расстояние определяется как запас устойчивости ($K_{уст}$) по параметрам a_0, a_1 и выражается в % относительно границы области устойчивости. Реально $K_{уст}$ лежит в пределах 10÷30 %. Для исследования устойчивости системы ЛА-АС по времени полета строятся несколько областей устойчивости для нескольких участков полета. После совмещения полученных областей устойчивости определяется область, обеспечивающая устойчивость на заданном участке полета (Рис.2). Внутри которой выбирается рабочая точка (a_0, a_1) .

2. ПОСТРОЕНИЕ ОБЛАСТЕЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЛА В ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА НА ПЭВМ

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта. Моделирование областей устойчивости производится с помощью уравнений (1), (2), (8) для трех фиксированных моментов времени: t_1 , t_2 и t_3 .

Исследование устойчивости системы ЛА-АС по тангажу (рысканию) производится на ПЭВМ программой D_gazb.Com из среды DOS.

При запуске данной программы на экране монитора высвечивается диалоговая панель (Рис. 3.).

Лабораторная работа № 2 -
по курсу "Динамика полета"

Уравнения возмущенного движения РН по каналу тангажа:
- уравнение линейных ускорений:
$$\ddot{y} + C_{yv} v + C_{yy} \dot{y} + C_{y\delta} \delta = 0$$

- уравнение угловых ускорений:
$$\ddot{\delta} + C_{v\delta} v + C_{v\dot{\delta}} \dot{\delta} + C_{v\delta} \delta = 0$$

Линеаризованное уравнение АС:

$$\tau_2 \ddot{\delta} + \tau_1 \dot{\delta} + \delta = a_0 v + a_1 \dot{v} + a_2 y + a_3 \dot{y}$$

Расчет областей устойчивости летательного аппарата в плоскости тангажа (рыскания)

Введите исходные данные:

Ф.И.О. -		
№ группы -		$a_2 (м) -$
$C_{vv}(c^{-2}) -$	$C_{yv}(м c^{-2}) -$	$a_3 (с м^{-1}) -$
$C_{vy}(м^{-1} c^{-1}) -$	$C_{yy}(c^{-1}) -$	$\tau_1 (с) -$
$C_{v\delta}(c^{-2}) -$	$C_{y\delta}(м c^{-2}) -$	$\tau_2 (с^2) -$

Рис. 3. Диалоговая панель программы D_gazb.Com

Ввод исходных данных производится в окно "**Введите исходные данные**". После ввода каждого параметра – нажать клавишу <Enter>.

После того, как будут введены все исходные данные для выбранного участка полета, программа высветит на экран монитора область устойчивости по каналу тангажа (рыскания) в плоскости параметров АС (a_0 , a_1) и исходные данные (Рис. 5, 6). После сохранения рисунка программа повторит расчет для следующего участка полета.

3. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ

Как отмечено в пункте 1, на определение численных значений a_0 и a_1 рабочей точки наложено ограничение по запасу устойчивости, общее для всех вариантов:

$$10\% \leq K_{уст} \leq 30\% . \quad (9)$$

Коэффициенты уравнений (1), (2) задаются в соответствии с вариантами исходных данных на курсовую работу по курсу: «Динамика полета».

4. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Взять исходные данные согласно номеру задания;
2. Ввести исходные данные для заданного участка времени в программу D_gazb.Com;
3. Зарисовать (распечатать) область устойчивости в плоскости a_0 , a_1 .
4. Повторить пункты 2, 3 для следующих участков времени;
5. Определить по рисункам область устойчивости в плоскости a_0 , a_1 , неизменную на всем протяжении полета;
6. Определить численные значения рабочей точки с учетом (9);
7. Подготовить отчет на стандартном бланке.

5. ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР

Примем следующие исходные данные:

$$C_{gg} = -0.75; -1.55; -0.37 \text{ с}^{-2};$$

$$C_{gy} = -0.0004; -0.001; -0.006 \text{ м}^{-1}\text{с}^{-1};$$

$$C_{g\delta} = 0.12; 0.2; 0.21 \text{ с}^{-2};$$

$$C_{Yg} = 18.50; 20.55; 20.30 \text{ мс}^{-2};$$

$$C_{YY} = 0.020; 0.035; 0.027 \text{ с}^{-1};$$

$$C_{Y\delta} = 1.05; 1.55; 1.70 \text{ мс}^{-2};$$

$$a_2 = -0.00076; -0.00076; -0.00076 \text{ м}^{-1};$$

$$a_3 = -0.01; -0.01; -0.01 \text{ см}^{-1};$$

$$\tau_1 = 0.20; 0.20; 0.20 \text{ с};$$

$$\tau_2 = 0.025; 0.025; 0.25 \text{ с}^2;$$

Подставив данные значения в программу D_razb.Com (Рис.4), получим области устойчивости (Рис. 5, 6, 7).

Лабораторная работа № 2 -
по курсу "Динамика полета"

Уравнения возмущенного движения РН по каналу тангажа:
- уравнение линейных ускорений:
 $\ddot{y} + C_{yv} v + C_{yy} \dot{y} + C_{y\delta} \delta = 0$
- уравнение угловых ускорений:
 $\ddot{\delta} + C_{v\delta} v + C_{v\dot{y}} \dot{y} + C_{v\delta} \delta = 0$

Линеаризованное уравнение АС:
 $\tau_2 \ddot{\delta} + \tau_1 \dot{\delta} + \delta = a_0 v + a_1 \dot{v} + a_2 y + a_3 \dot{y}$

Расчет областей устойчивости летательного аппарата в плоскости тангажа (рыскания)

Введите исходные данные:

Ф.И.О. - Иванов И.И.		
№ группы - 1407		
C _{vv} (с ⁻²) - -1.55	C _{yv} (м с ⁻²) - 20.55	a ₂ (м) - -0.00076
C _{vδ} (м ⁻¹ с ⁻¹) - -0.001	C _{yy} (с ⁻¹) - 0.035	a ₃ (см ⁻¹) - -0.01
C _{vδ} (с ⁻²) - 0.2	C _{yδ} (м с ⁻²) - 1.55	τ ₁ (с) - 0.2
		τ ₂ (с ²) - 0.025

Рис. 4. Ввод исходных данных в программу D_razb.Com

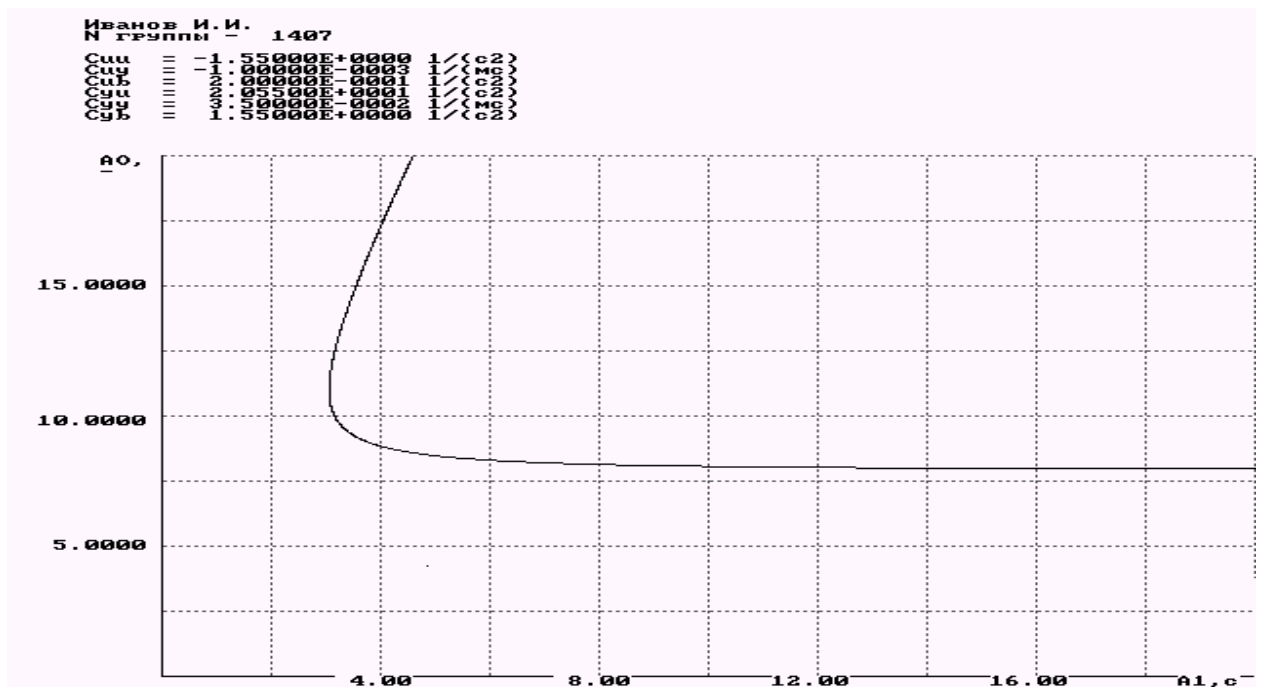
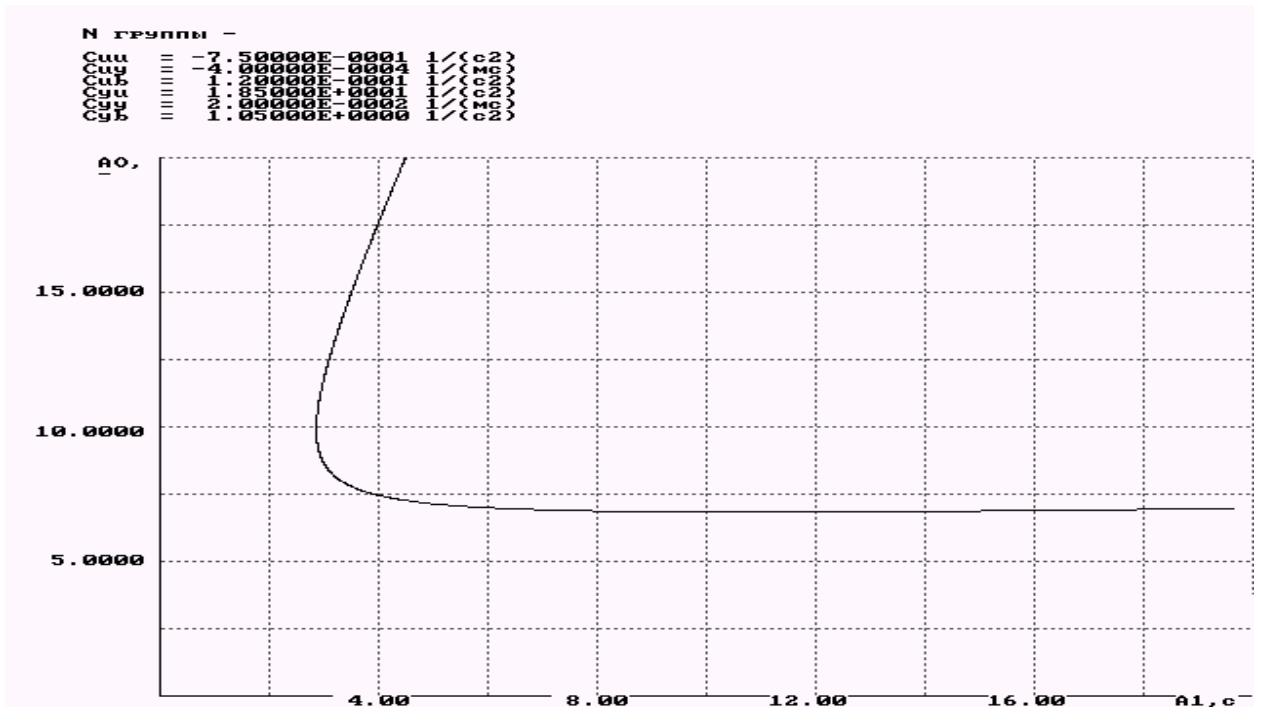
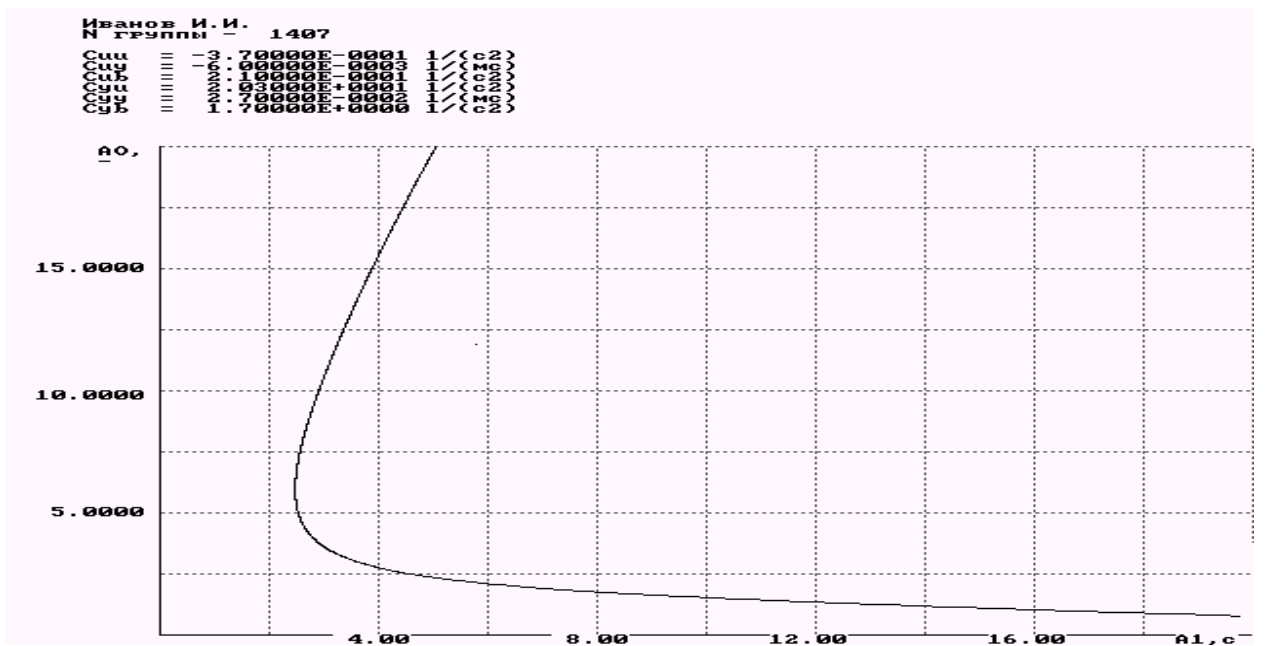


Рис. 5. Область устойчивости параметров АС для времени полета t_2

Рис. 6. Область устойчивости параметров АС для времени полета t_1 Рис. 7. Область устойчивости параметров АС для времени полета t_3

На основе анализа областей устойчивости (верхняя часть рис.5-7), можно сделать вывод, что для времени t_2 (Рис.5) нижняя граница области устойчивости смещена вверх относительно границ для других участков времени полета (Рис.6 – 7). Поэтому выбор рабочей точки производим по области устойчивости для t_2 . Учитывая (9), получим $a_0 = 9.8$, $a_1 = 8$ с для $K_{уст} = 30\%$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоконов В.М., Вьюжанин В.А. Расчет летных характеристик летательных аппаратов с применением ЭВМ: Учебное пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1987. – 68с.
2. Динамика ракет: Учебник для студентов вузов/ К.А. Абгарян, Э.Л. Калязин, В.П. Мишин и др.: Под общ. ред. В.П. Мишина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990. – 464 с.: ил.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2

***РАСЧЕТ ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦИКЛОВ В
РЕЖИМЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОЙ
ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА***

2001 г.

РАСЧЕТ ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦИКЛОВ В РЕЖИМЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Цель работы: Исследование динамики космического аппарата с релейной системой ориентации на базе реактивных двигателей малой тяги.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

1. Ознакомление с физической постановкой задачи.
2. Выбор исходных данных согласно коду варианта задания (по подгруппам) и расчет параметров предельных циклов в режиме поддержания заданной ориентации. Решение задачи на ПЭВМ.
3. Подготовка отчета по лабораторной работе на стандартном бланке.
4. Сдача зачета по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 4 часа: первые два часа отводятся для выполнения пунктов 1÷2, вторые два часа – на выполнение пунктов 3÷4.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Одним из требований, предъявляемых к системе ориентации (СО) космического аппарата (КА), является экономичность в отношении расхода рабочего тела, запасы которого на борту КА ограничены. В релейных системах управления реактивные двигатели работают в течение сравнительно небольших промежутков времени, необходимых для поддержания ориентации с требуемой точностью. Это обстоятельство позволяет соответствующим выбором величины тяги и моментов включения и выключения двигателей, производимым с учетом параметров угловых движений КА и характеристик системы ориентации, получить минимальный расход рабочего тела.

Рассматривается КА, имеющий релейную систему ориентации на базе реактивных двигателей малой тяги. Предполагается, что после проведения программного разворота по крену (переориентация КА) связанная система координат КА $Ox_0y_0z_0$ совпала с базовой системы координат $Oxyz$ с некоторой точностью. При этом $\varphi \neq 0$ и $\dot{\varphi} \neq 0$ (φ - угол между осями Oy_0 и Oy).

Требуется смоделировать режим поддержания заданной ориентации на базе реактивных двигателей малой тяги и исследовать влияние времени запаздывания на включение и выключение исполнительных органов системы ориентации КА на расход рабочего тела.

Уравнение движения КА по каналу крена имеет вид:

$$\ddot{\varphi} = m_Y, \quad m_Y = M_Y / J, \quad (1)$$

Преобразуя уравнение (1) к нормальной форме Коши и введя обозначения:

$$x_1(t) = \varphi(t) / m_0; \quad x_2(t) = \dot{\varphi}(t) / m_0; \quad m_Y / m_0 = u(t): \quad (2)$$

получим:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1(t) &= x_2(t) \\ \dot{x}_2(t) &= u(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где $u(t)$ - управление, m_0 - максимальное значение приведенного управляющего момента m_Y , создаваемого двигателями ориентации. Так как $m_Y \leq m_0$, то $|u(t)| \leq 1$.

В качестве начальных условий для расчета фазовой траектории, как было отмечено выше, принимаются значения угла крена φ_0 и угловой скорости $\dot{\varphi}_0$, которые КА приобретет после выполнения программного разворота, т.е. при выходе на границу зоны высокоточной ориентации $(\varphi_C, \dot{\varphi}_C)$ (Рис.3). Расчет фазовой траектории производится с построения линий переключения и далее вычисления фазовой траектории по точкам 1, 2, 3, ... (Рис.3) до выполнения соотношения:

$$|\dot{\varphi}_{K-1} - \dot{\varphi}_K| \leq \delta \quad (4)$$

Величина δ определяет норму близости витков фазовой траектории по угловой скорости ($\delta \approx 10^{-3} \div 10^{-4}$).

В результате расчетов определяются параметры предельного цикла (амплитуд, периодов колебаний, длительности включения двигателей ориентации, расход рабочего тела и т.д.) и строится фазовый портрет, иллюстрирующий приведенные расчеты (Рис. 4).

Расчетная модель системы «КА – СО» по каналу крена представлена на рис.1, схема выходных характеристик датчика угла (ДУ) и датчика угловой скорости (ДУС) на рис.2а и рис.2б, соответственно.

Величина управляющего момента m_Y , который прикладывается к КА, зависит от управляющего сигнала I_Y . Эта зависимость определяется характеристикой трехпозиционного поляризованного реле и представлена на рис.2в. Соответственно $a_0 = K_\varphi K_Y$; $a_1 = K_{\dot{\varphi}} K_Y$; K_Y - коэффициент усиления на выходе поляризованного реле.

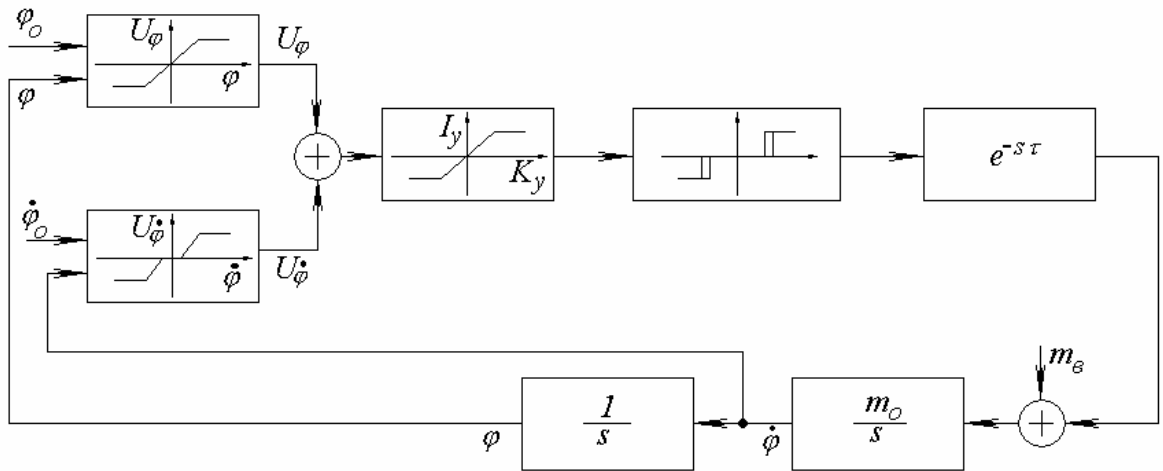


Рис.1 – Структурная схема системы ориентации КА по каналу крена.

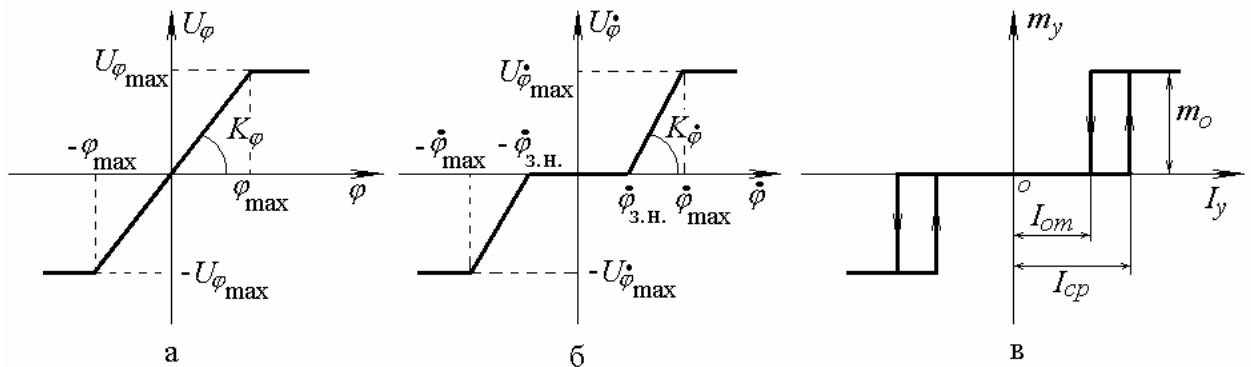


Рис.2 – Выходные характеристики датчика угла (а) и датчика угловой скорости (б), зависимость управляющего момента m_y от управляющего сигнала I_y (в).

K_φ - коэффициент усиления ДУ; U_φ - напряжение на выходе ДУ; $\pm \varphi_{MAX}$ - диапазон линейности ДУ; $K_{\dot{\varphi}}$ - коэффициент усиления ДУС; $U_{\dot{\varphi}}$ - напряжение на выходе ДУС; $\pm \dot{\varphi}_{MAX}$ - диапазон линейности ДУС; $2\dot{\varphi}_{з.н.}$ - зона нечувствительности ДУСа; I_{CP} - ток срабатывания реле; $I_{отп}$ - ток отпускания реле; $\lambda = I_{отп} / I_{CP}$ - коэффициент возврата реле.

На основании /1/ и рис. 1÷4 строятся фазовые траектории процесса поддержания заданной ориентации в координатах $(\varphi, \dot{\varphi})$ начиная с точки $(\varphi_0, \dot{\varphi}_0)$ и заканчивая условием (4).

Вид разбиения фазовой плоскости линиями переключения управляющего момента и типичная фазовая траектория с выходом на предельный цикл представлены на рис.3.

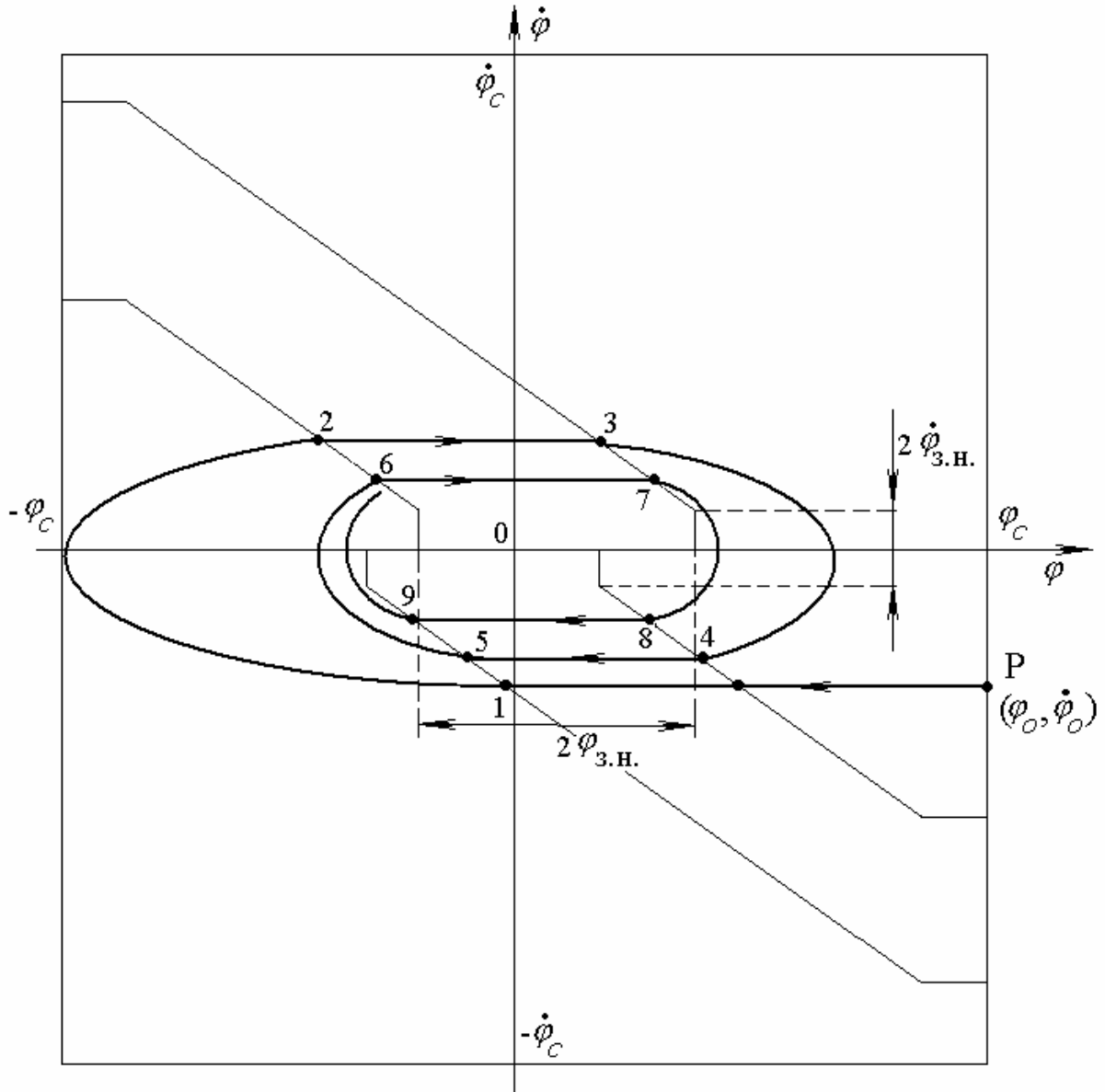


Рис.3 - Фазовый портрет системы ориентации при малых начальных отклонениях по углу и угловой скорости

Реально в системах ориентации срабатывание исполнительных органов релейного типа (например, жидкостные реактивные двигатели малой тяги) происходит с временным запаздыванием, величина которого может быть существенной. На рис.5 представлена деформация линий переключения в результате постоянного временного запаздывания τ , одинакового как при

включении исполнительного органа, так и при его выключении. Из рис.4 видно, что запаздывание τ приводит к некоторому повороту линий переключения по часовой стрелке.

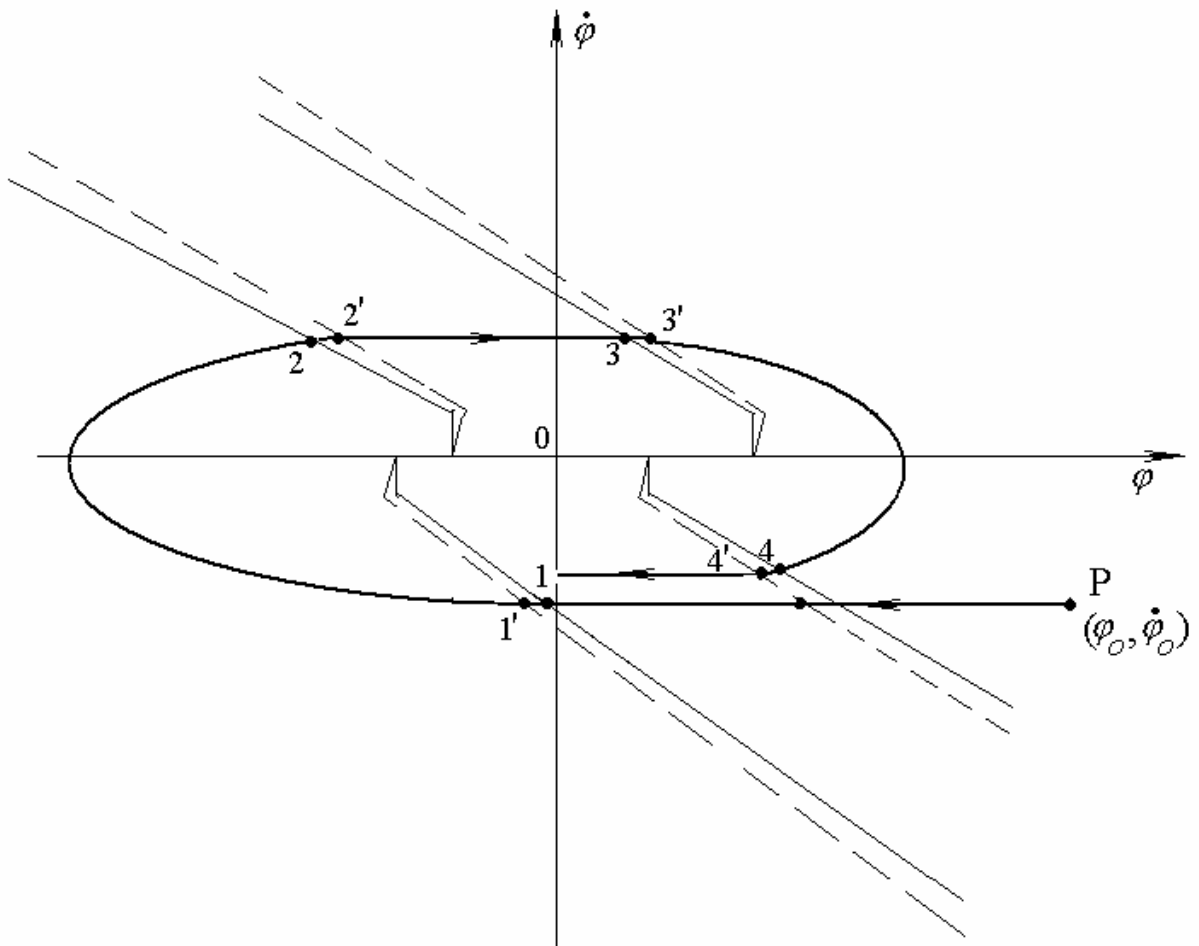


Рис.4 – Линии переключения в системе ориентации при малых значениях угла и угловой скорости и их деформация вследствие запаздывания.

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ЦИКЛА В РЕЖИМЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО КРЕНУ КА НА ПЭВМ

Моделирование задачи начинается с выбора численных значений исходных данных согласно коду варианта (табл.1, 2.). Моделирование предельного цикла в режиме поддержания заданной ориентации производится с помощью уравнений (1) ÷ (4) и математических модели СО (Рис.1-3) для различных значений времени запаздывания τ .

Исследование параметров режима поддержания заданной ориентации по крену производится на ПЭВМ в программе L_CICL.Exe в среде DOS.

Пакет состоит из следующих программных единиц:

1. L_CICL.EXE – основная программа;
2. ALERT_.EXE – программа проверки наличия и готовности принтера;
3. EGAVGA.BGI – драйвер графического экранного режима.

Для нормальной работы пакета все три файла должны находиться в текущей рабочей директории.

Описываемый пакет программ позволяет:

- подбирать параметры режима поддержания заданной ориентации;
- проводить расчет фазовой траектории КА с газореактивной системой исполнительных органов с отображением ее на экране монитора вплоть до выхода на предельный цикл или на скользящий режим;
- рассчитывать параметры предельного цикла или скользящего режима;
- проводить расчеты как в идеальном случае (при отсутствии запаздывания в системе), так и в случае наличия запаздывания при включении и выключении исполнительных органов;
- проводить оценку затрат рабочего тела в цикле.

После того, как будут введены все исходные данные, программа выведет на экран монитора фазовый портрет и результаты расчета (Рис. 6).

После сохранения рисунка программа повторит расчет для следующих исходных данных.

3. ВАРИАНТЫ ЗАДАНИЙ

Таблица 1

Исходные данные, общие для всех вариантов

№ п/п	Характеристика	Обозначение	Численное значение	Размерность
Характеристики ДУ:				
1.	Коэффициент усиления	K_ϕ	0,0524	В рад ⁻¹
2.	Выходное напряжение	$U_{\phi \max}$	3	В
Характеристики ДУС				
1.	Зона нечувствительности ДУС	$\phi_{з.н.}$	0,0001745	рад с ⁻¹
2.	Коэффициент усиления ДУС	K_ϕ	0,1763	В рад ⁻¹ с
3.	Выходное напряжение	$U_{\phi \max}$	3	В
Характеристики электронного усилителя				
1.	Коэффициент усиления эл. усилителя	K_γ	10	А В ⁻¹
2.	Ток срабатывания электронного усилителя	$I_{ср}$	0,15	А
3.	Ток отпускания электронного усилителя	$I_{отп}$	0,10	А
Начальные условия движения по:				
1.	Углу	ϕ_0	0,02	рад
2.	Угловой скорости	$\dot{\phi}_0$	-0,000873	рад с ⁻¹
3.	Норма близости витков	δ	0,0001	град с ⁻¹

Таблица 2

Варианты заданий

№ п/п	Название	Назначение	J, кгм ²	N*	l, м	P, Н	P _{уд} , Нскг ⁻¹	τ, с	M _в , Нм
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1.	Ресурс-Ф1	Дис. зондир. Земли	3150	4	1,0	50	2800	0,05	0,20
2.	Ресурс-Ф2	-	6300	4	1,0	50	2800	0,05	0,40
3.	Маяк	КА связи	1180	4	0,8	50	2800	0,05	0,16
4.	Экран	-	1530	4	1,0	50	2800	0,05	0,20
5.	Горизонт-20	-	990	2	0,9	30	2800	0,03	0,055
6.	Горизонт-21	-	1050	2	0,9	30	2800	0,03	0,055
7.	Горизонт-Луч	Коммуникац. для ОКС	695	2	1,0	50	2800	0,03	0,10
8.	Аркос	Геостац. КА связи	3452	4	0,8	40	2600	0,07	0,128
9.	Экспресс	-	3550	4	0,8	40	2600	0,07	0,128

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
10.	Галс	-	3750	4	0,8	40	2600	0,07	0,128
11.	Космос-2079	Навигационный	2500	4	1,05	50	2800	0,05	0,21
12.	Космос-2110	-	4100	4	1,0	50	2800	0,05	0,20
13.	Космос-2088	-	3500	4	0,9	50	2800	0,05	0,18
14.	Ресурс-О	Метеорологический	3477	4	0,85	50	2800	0,05	0,17
15.	Метеор-2	-	2117	4	0,7	30	2800	0,07	0,084
16.	Метеор-3	-	2250	4	0,7	30	2800	0,07	0,084
17.	Океан	Дист. зонд Земли	7100	4	0,75	80	2800	0,05	0,24
18.	Зенит	-	2695	4	0,9	30	2800	0,05	0,108
19.	Космос-1870 (Алмаз)	-	55000	8	2,0	80	3000	0,05	1,28
20.	Фотон-3	Научно – исследоват.	2500	4	1,0	50	2800	0,03	0,20
21.	Ника-Т	-	10000	4	0,9	40	2800	0,05	0,144
22.	Гамма	-	3500	4	1,05	50	2800	0,05	0,21
23.	Гранат	-	5150	4	1,0	50	3000	0,05	0,20
24.	Магион-2	-	2150	2	0,9	30	2800	0,05	0,054
25.	Интеркосмос-24	-	3510	4	0,9	40	2800	0,05	0,145
26.	Спектр-UVT	-	5800	4	1,5	80	3000	0,03	0,48
27.	Спектр – X	Гамма – телескоп	5500	4	1,5	50	2800	0,05	0,3
28.	Спектр – IR	-	5700	4	1,05	80	3000	0,03	0,35
29.	Спектр – R	Радиоастрономический	6100	4	1,0	80	3000	0,03	0,35
30.	Прогноз–M2	Научно – исследоват.	750	4	0,75	50	2800	0,05	0,15
31.	Космос-2080	Навигационный	3050	4	1,4	30	2500	0,05	0,168
32.	Космос-2081	-	3150	4	1,4	30	2500	0,05	0,165
33.	Космос-2100	-	4050	4	0,8	50	2800	0,05	0,16
34.	Космос-2016	-	4000	4	0,8	50	2800	0,05	0,16
35.	Космос-2061	-	3500	4	1,0	30	2500	0,05	0,12

Примечание: В таблице приведено число реактивных двигателей ориентации N*; для ввода в программу L_Cicl.Exe нужно ввести N*/2 (число пар реактивных двигателей).

3. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Для начала работы необходимо запустить на выполнение файл основной программы L_CICL.EXE. На экране появится основное горизонтальное меню программы из пунктов:

- 1.Ввод;
- 2.Моделирование;
- 3.Результаты;
- 4.Выход.

Закончить выполнение программы можно, выбрав пункт “Выход”, или по клавише <Esc>.

При выборе пункта меню “Ввод” на экране появится панель ввода и редактирования исходных данных, включающая их список и поля ввода соответствующих числовых значений.

В число исходных данных входят:

- Момент инерции КА, кг* м²;
- Число пар двигателей ориентации, шт.;
- База установки двигателей ориентации, м;
- Тяга двигателей, Н;
- Удельная тяга двигателей, Н*с/кг;
- Временное запаздывание по включению, с;
- Временное запаздывание по выключению, с;
- Коэффициент усиления датчика угла, В/рад.;
- Выходное напряжение датчика угла, В ;
- Зона нечувствительности датчика угловой скорости, рад./с;
- Коэффициент усиления датчика угловой скорости, В*с/рад.;
- Выходное напряжение датчика угловой скорости, В;
- Ток срабатывания электронного усилителя, А;
- Ток отпускания электронного усилителя, А;
- Коэффициент усиления электронного усилителя, А/В;
- Начальный угол ориентации, рад.;
- Начальная угловая скорость, рад./с;
- Норма близости витков, град./с.

После проведения расчета с выбранным временным запаздыванием τ и вывода на печать графика (создания электронной копии) с полученным результатом, повторяется расчет для нового значения τ . После проведения 3 – 5 расчетов – составляется отчет о проделанной работе с описанием зависимости изменения расхода рабочего тела от временного запаздывания

на включение и выключение исполнительных органов системы ориентации КА. Ниже описан механизм работы в программе L_CICL.EXE.

Стрелками управления курсором можно перемещаться по списку исходных данных вверх и вниз и вводить в соответствующие поля ввода требуемые числовые значения. Выход из режима ввода исходных данных в главное меню осуществляется по клавише <Esc>.

После ввода исходных данных следует выбрать пункт меню “Моделирование”. При этом на экране отображается в графическом режиме фазовый портрет траектории поддержания заданной ориентации для принятых исходных данных. Работу программы по расчету фазовой траектории в любой момент можно прервать по клавише <Esc> и выйти в главное меню. По мере расчета фазовой траектории она отображается на фазовой плоскости. При этом в левом нижнем углу графического окна выводятся текущие расчетное время T в секундах от начала режима выхода на предельный цикл, текущий расход рабочего тела Q в килограммах массы, текущая разность угловых скоростей соседних витков на пассивном участке. При достижении предельного цикла или замкнутой траектории скользящего режима в нижней части окна выводится об этом сообщение и достигнутое значение угловой скорости, а расчет прекращается. Траектория рассчитанного аналитически предельного цикла или траектория замкнутого цикла при скользящем режиме отображается красным цветом.

Выход в главное меню осуществляется по клавише <Esc>.

Для просмотра расчетных параметров полученного цикла следует выбрать пункт основного меню “Результаты”. При этом открывается подменю из пунктов “Просмотр” и “Печать”. При выборе пункта “Просмотр” на экране отображаются следующие расчетные данные:

- Амплитуда цикла по угловой скорости, рад./с;
- Амплитуда цикла по углу, рад.;
- Период цикла, с;
- Время активного движения в цикле, с;

- Время пассивного движения в цикле, с;
- Расход рабочего тела за цикл, кг;
- Средневременной расход рабочего тела в цикле, кг;
- Время выхода на предельный цикл (или замкнутый цикл), с;
- Расход рабочего тела за это время (за время выхода на предельный цикл), кг;
- Зона нечувствительности по углу, рад.;

Подпункт меню “Печать” позволяет распечатать полученные результаты на принтере или записать их в текстовый файл для хранения, откуда их тоже можно распечатать. При выборе этого пункта появляется новое подменю с пунктами: “На принтер”, “В файл”, “Из файла”.

Выбор пункта “На принтер” позволяет сразу распечатать исходные данные и результаты расчетов.

При выборе пункта “В файл” с экрана запрашивается имя текстового файла без расширения (!), в котором требуется сохранить данные. После ввода имени в текстовый файл с расширением “txt” записываются исходные данные и результаты расчета. Файл помещается в текущую директорию. По клавише <Esc> можно отказаться от сохранения и выйти в предыдущее меню.

При выборе пункта “Из файла” на экране появляется список существующих в текущей директории файлов результатов. Стрелками управления курсором <Стрелка вверх> и <Стрелка вниз> можно выбрать нужный файл. По клавише <Esc> можно отказаться от выбора и выйти в предыдущее меню. При нажатии клавиши <Enter> на экране отображается содержимое выбранного файла. В нижней части экрана появляется меню из пунктов “Печатать” и “Отмена печати”, с помощью которых можно распечатать файл или отказаться и выйти в предыдущее меню.

Если при попытке печати отсутствует или не готов к печати принтер, то на экране появляется диалоговое окно с сообщением: “Принтер не готов, включите принтер, вставьте бумагу” и с меню выбора: “Печатать” и

“Отмена”. Выбором пункта “Отмена” или по клавише <Esc> можно отказаться от печати.

4. ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР

В главном меню программы выбираем пункт “Ввод” и нажимаем клавишу <Enter>. В результате открывается окно ввода и редактирования исходных данных. Возьмем в качестве примера для расчета навигационный искусственный спутник Земли (ИСЗ) Космос 2081 “Надежда” 1990 года запуска. Для него исходные данные будут (Таблица 3, 4):

Таблица 3

Наименование	Численное значение	Размерность
Момент инерции КА относительно продольной оси, I_z	3150	кг* м ²
Число пар реактивных двигателей ориентации, N	2	шт
База установки двигателей ориентации, L	1,4	м
Тяга двигателей, P	30	Н
Удельная тяга двигателей, $P_{уд}$	2500	Н*с/кг

Введем эти параметры в соответствующие поля ввода окна ввода и редактирования. Кроме того, назначим и введем следующие значения параметров системы поддержания заданной ориентации и начальные условия движения:

Таблица 4

Наименование	Численное значение	Размерность
Временное запаздывание по включению, TAU1	0,07	с
Временное запаздывание по выключению, TAU2	0,001	с
Коэффициент усиления датчика угла, Kfi	5,787e+2	В/рад
Зона нечувствительности датчика угловой скорости, $F_i'_{з.н.}$	1,745e-04	рад./с
Коэффициент усиления датчика угловой скорости, Kfi'	1,719e+02	В*с/рад.
Выходное напряжение датчика угловой скорости,	3	В

Ufi' max		
Ток срабатывания электронного усилителя, Iср.	0,15	А
Ток отпускания электронного усилителя, Iотп.	0,10	А
Коэффициент усиления электронного усилителя, Ky	100	А/В
Начальный угол ориентации, Fi	9,599e-06	рад
Начальная угловая скорость, dFi	-2,573e-04	рад./с
Норма близости витков, DELTA	0,0001	град./с

Ввод каждой цифры завершаем нажатием клавиши <Enter>. После ввода данных закрываем окно нажатием клавиши <Esc>. Сразу после выхода в главное меню выбираем пункт “Моделирование”. На экране появится графическое окно, изображающее фазовую плоскость, на которой по мере расчета будет отображаться фазовая траектория режима поддержания заданной ориентации. При принятых исходных данных поддержание заданной ориентации будет происходить в скользящем режиме. В конце расчета на экране будет фазовый портрет траектории, показанный на рис.5.

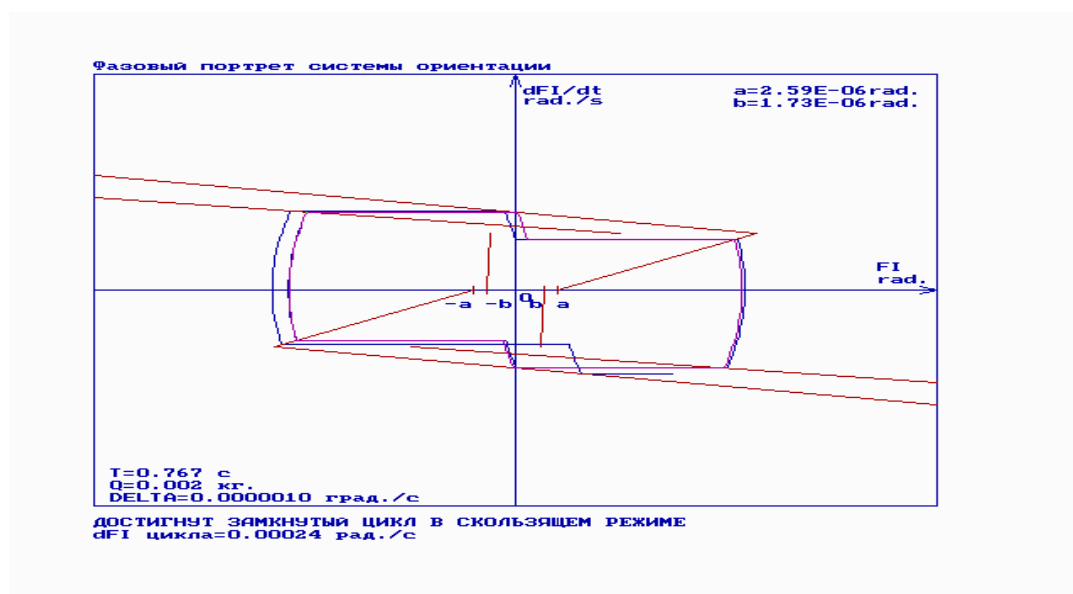


Рис.5 – Рассчитанный фазовый портрет.

При необходимости масштаб изображения можно увеличить или уменьшить соответственно клавишами <PageUp> и <PageDown>. Аналогично, клавишами <Стрелка вверх> и <Стрелка вниз> можно изменять масштаб только по вертикальной оси, а клавишами <Стрелка вправо> и <Стрелка влево> только по горизонтальной оси.

Для выхода из режима моделирования фазовой траектории следует нажать клавишу <Esc>. Для просмотра рассчитанных параметров полученного замкнутого цикла выбираем в главном меню пункт “Результаты” и далее подпункт “Просмотр”. На экране появится текстовое окно с расчетными данными (Таблица 5):

Таблица 5

Наименование	Численное значение	Размерность
Амплитуда цикла по угловой скорости, $d\dot{\varphi}$ ц.	2,393e-04	рад./с
Амплитуда цикла по углу, φ ц.	1,390e-05	рад.
Период цикла, T ц.	3,079e-01	с
Время активного движения в цикле, $T_{\text{вкл.}}$	3,588e-02	с
Время пассивного движения в цикле, $T_{\text{выкл.}}$	2,720e-01	с
Расход рабочего тела за цикл, Q ц.	8,612e-04	кг
Средневременной расход рабочего тела в цикле, Q ср. вр.	2,797e-03	кг
Время выхода на замкнутый цикл, T в	0,459	с
Расход рабочего тела за это время, Q в	0,001	кг
Зона нечувствительности по углу, φ з.н.	2,160e-06	рад
Зона нечувствительности по угловой скорости, $d\dot{\varphi}$ з.н.	1,745e-04	рад./с

В верхней части окна будет сообщение о том, что поддержание заданной ориентации происходит в скольльзящем режиме. Выходим из режима просмотра результатов по клавише <Esc> в пункт главного меню “Результаты”. Для распечатки результатов расчета или сохранения их в файле следует выбрать подпункт “Печать”. При этом откроется подменю из пунктов: “На принтер”, “В файл”, “Из файла”. Пункт “На принтер” позволяет сразу распечатать результаты. Если нет возможности распечатать (отсутствует принтер), то для сохранения данных в файле следует выбрать пункт “В файл”. При этом на экране появится запрос: “Введите имя файла результатов”, и далее в поле ввода будет стоять имя, принимаемое по умолчанию: name. Это имя можно отредактировать или ввести новое без расширения. Далее для создания файла следует нажать клавишу <Enter>. В результате в текущей директории будет создан текстовый файл с

расширением “txt”, в котором будут записаны исходные данные и результаты расчета.

Чтобы распечатать уже существующий файл результатов, следует из главного меню войти последовательно в пункты: “Результаты”, “Печать”, “Из файла”. На экране откроется окно списка существующих в текущей директории текстовых файлов результатов. Для распечатки следует выбрать с помощью клавиш «Стрелка вверх» и «Стрелка вниз» требуемый файл и нажать «Enter». На экране отобразится содержимое файла результатов, а в нижней части экрана появится меню из пунктов: “Печатать”, “Выход”. Для начала печати следует выбрать пункт “Печатать”, пункт “Выход” позволяет выйти из режима просмотра содержимого файла без распечатки.

Нажимая последовательно клавишу <Esc>, можно вернуться в главное меню для продолжения работы. Закончить работу можно, выбрав пункт главного меню “Выход” или по клавише <Esc>.

Сделаем еще один расчет. Для этого возьмем все исходные данные из предыдущего примера, но назначим:

Таблица 6

Наименование	Численное значение	Размерность
Коэффициент усиления датчика угла, K_{fi}	5,987e+02	В/рад.
Коэффициент усиления датчика угловой скорости, K_{fi}'	1,319e+02	В*с/рад.

После корректировки исходных данных выходим из режима редактирования по клавише <Esc>, выбираем пункт главного меню “Моделирование” и нажимаем «Enter». При принятых исходных данных поддержание заданной ориентации будет происходить в нормальном режиме. В конце расчета на экране будет фазовый портрет траектории, показанный на рис.6.

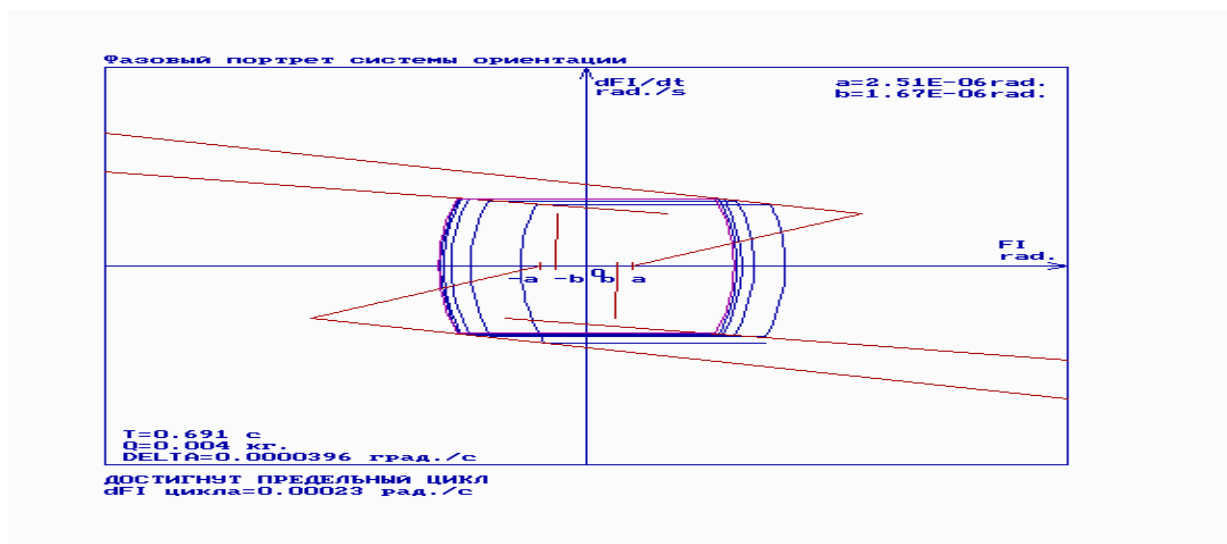


Рис.6 – Фазовый портрет

Для просмотра рассчитанных параметров полученного замкнутого цикла выбираем в главном меню пункт “Результаты” и далее подпункт “Просмотр”. На экране появится текстовое окно с расчетными данными:

Таблица 7

Наименование	Численное значение	Размерность
Амплитуда цикла по угловой скорости, dFi ц.	2,261e-04	рад./с
Амплитуда цикла по углу, Fi ц.	7,918e-06	рад.
Угол включения, $Fi_{вкл.}$	6,959e-06	рад.
Период цикла, T ц.	1,57e-01	с
Время активного движения в цикле, $T_{вкл.}$	3,392e-02	с
Время пассивного движения в цикле, $T_{выкл.}$	1,231e-01	с
Расход рабочего тела за цикл, Q ц.	1,628e-03	кг
Средневременной расход рабочего тела в цикле, Q ср. вр.	1,037e-02	кг
Время выхода на замкнутый цикл, T в	0,691	с
Расход рабочего тела за это время, Q в	0,004	кг
Зона нечувствительности по углу, Fi з.н.	2,0e-06	рад
Зона нечувствительности по угловой скорости, dFi з.н.	1,745e-04	рад./с

- Период цикла T ц., с: 1,570e-01;
- Время активного движения в цикле $T_{вкл.}$, с: 3,392e-02;
- Время пассивного движения в цикле $T_{выкл.}$, с: 1,231e-01;
- Расход рабочего тела за цикл Q ц., кг: 1,628e-03;
- Средневременной расход рабочего тела в цикле Q ср. вр., кг: 1,037e-02;

- Время выхода на замкнутый цикл T_v , с: 0,691;
- Расход рабочего тела за это время Q_v , кг: 0,004;
- Зона нечувствительности по углу F_i з.н., рад.: $2,088e-06$;
- Зона нечувствительности по угловой скорости dF_i з.н., рад./с.: $1,745e-04$.

Далее можно работать как и в предыдущем примере. Исходные данные можно при необходимости многократно редактировать, чтобы добиться желаемого вида фазовой траектории (желаемого режима ориентации).

5. ЛИТЕРАТУРА

1. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для ВТУЗов. 2-ое изд., перераб. И доп. М.: Машиностроение, 1990, 480 с.
2. Раушенбах Б.В., Тонарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974, 599 с.
3. Алексеев К.Б., Беберин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. 2-ое изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1974, 343 с.
4. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование реактивных систем управления КЛА. М.: Машиностроение, 1974, 198 с.

