ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ՀԱՆՐԱՊԵՏՈՒԹՅԱՆ ԿՐԹՈՒԹՅԱՆ ԵՎ ԳԻՏՈՒԹՅԱՆ ՆԱԽԱՐԱՐՈՒԹՅՈՒՆ ՀԱՅԱՍՏԱՆԻ ՊԵՏԱԿԱՆ ՃԱՐՏԱՐԱԳԻՏԱԿԱՆ ՀԱՄԱԼՍԱՐԱՆ (ՊՈԼԻՏԵԽՆԻԿ)

ԲԱՂԻՑԱՆ ԱՐԱՄ ՀԱՑԿԱԶԻ

ԹՈՉՈՂ ԱՊԱՐԱՏՆԵՐԻՑ ՎԵՐԳԵՏՆՍ ՕԲՑԵԿՏՆԵՐԻ ՀԵՏԵՎՄԱՆ ՌՈԲԱՍՏ ՀԱՄԱԿԱՐԳԻ ՄՇԱԿՈՒՄԸ

Ե. 13.01 «Կառավարում, կառավարման համակարգեր և դրանց տարրերը» մասնագիտությամբ տեխնիկական գիտությունների թեկնածուի գիտական աստիձանի հայցման ատենախոսության

ሀԵՂՄԱԳԻՐ

ԵՐԵՎԱՆ 2014

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ АРМЕНИЯ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ИНЖЕНЕРНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ АРМЕНИИ (ПОЛИТЕХНИК)

БАГИЯН АРАМ АЙКАЗОВИЧ

РАЗРАБОТКА РОБАСТНОЙ СИСТЕМЫ СОПРОВОЖДЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ С ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.01 – «Управление, системы управления и их элементы»

EPEBAH 2014

Ատենախոսության թեման հաստատվել է Հայաստանի պետական ձարտարագիտական համալսարանի (Պոլիտեխնիկ) գիտական խորհրդի կողմից

Գիտական ղեկավար՝ տ.գ.դ. Օ.Ն. Գասպարյան

Պաշտոնական ընդդիմախոսներ՝ ֆ.-մ.գ.դ. Ա.Ա. Ղուկասյան

տ.գ.դ. Է.Վ. Ղարսլյան

Առաջատար կազմակերպություն՝ ՀՀ ԳԱԱ Մեխանիկալի ինստիտուտ

Պաշտպանությունը կայանալու է 2014 թ. սեպտեմբերի 5-ին ժամը 14։00-ին Հայաստանի պետական *ճ*արտարագիտական համալսարանում գործող ԲՈՀ-ի «Կառավարման, ավտոմատացման և էլեկտրոնիկայի» 032 մասնագիտական խորհրդի նիստում (հասցեն՝ 0009, Երևան, Տերլան 105, 17 մասնաշենք)։

Ատենախոսությանը կարելի է ծանոթանալ ՀՊՀՀ գրադարանում։ Մեղմագիրն առաքված է 2014 թ. հուլիսի 18-ին։

Մասնագիտական խորհրդի գիտական քարտուղար, տ.գ.դ.

Ա.Գ. Ավետիսյան

Тема диссертации утверждена Ученым советом Государственного инженерного университета Армении (Политехник)

Научный руководитель: д.т.н. О.Н. Гаспарян

Официальные оппоненты: д.ф.-м.н. А.А. Гукасян

д.т.н. Э.В. Карслян

Ведущая организация: Институт механики НАН РА

Защита состоится 5-го сентября 2014 г. в 14:00 на заседании специализированного совета ВАК 032 «Управления, автоматизации и электроники», действующего при Государственном инженерном университете Армении (адрес: 0009, Ереван, ул. Теряна 105, корпус 17).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГИУА. Автореферат разослан 18-го июля 2014 г.

Ученый секретарь специализированного совета, д.т.н.

А.Г. Аветисян

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В авиационных боевых комплексах для решения различных задач прикладного назначения, таких как разведка, прицеливание и применение авиационных средств поражения по объектам противника, необходимым условием является их сопровождение с помощью бортовых или подвесных обзорно-прицельных систем (ОПС). В настоящее время задача сопровождения решается как в автоматических, так и в полуавтоматических режимах.

Современные обзорно-прицельные комплексы представляют собой совокупность функционально взаимосвязанных устройств, предназначенную для обнаружения, распознавания, определения координат цели и решения задачи прицеливания.

Требуемая высокая точность сопровождения целей предполагает соответствующее развитие в разработке автоматических систем управления в составе обзорно-прицельных комплексов.

На практике для реализации сопровождения цели набор исполнительных устройств объединяется в следящую систему. Точность и надежность отработки следящей системой подаваемых на ее вход сигналов зависит от качества ее технической реализации.

Следящая система для сопровождения цели представляет собой систему автоматического управления, к которой предъявляются высокие требования по точности, надежности и способности сохранять свои свойства в условиях неопределенностей, проявляемых в полете при перегрузках и вибрации конструкции летательного аппарата. Стремление К построению высокоточных высоконалежных систем автосопровождения обуславливает актуальность применением современной проектирования следящих систем автоматического управления.

Цель и задачи исследования. Целью диссертационной работы является разработка методов проектирования и исследования следящих систем сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов при неопределенностях в их структуре, зависящих от условий полета.

В соответствии с поставленной целью сформулированы и решены следующие задачи:

- 1. Вывод обобщенных уравнений углового перемещения наземных объектов относительно летательного аппарата с помощью кватернионов, построение математических моделей и структурных схем элементов системы сопровождения и всей системы.
- 2. Вывод уравнений динамики системы сопровождения с учетом параметров исполнительных двигателей и неопределенностей в ее модели.
- 3. Разработка методов, алгоритмов и вычислительных программ динамического моделирования и анализа системы сопровождения в условиях полета для оценки влияния перегрузок на неопределенности, вызванные сухим трением в элементах конструкции механической системы.

4. Разработка методики, алгоритмов и вычислительных программ для анализа и синтеза корректирующих устройств системы сопровождения с применением теории робастного управления.

Методы исследования. В диссертационной работе использованы методы теоретической и аналитической механики, робототехники и мехатроники, матричного и кватернионного исчисления, классической теории линейных и нелинейных систем автоматического управления, теории робастного управления и численные методы компьютерного моделирования в среде MATLAB.

Научная новизна. В процессе исследования получены следующие результаты, отличающиеся новизной:

- 1. Впервые выведены обобщенные уравнения относительного углового перемещения наземной цели с помощью кватернионов.
- 2. Для выбранной кинематической схемы ОПС выведены уравнения динамики системы сопровождения с учетом параметров исполнительных двигателей постоянного тока.
- 3. Проведен анализ влияния перегрузок на структурные и параметрические неопределенности в динамике системы сопровождения в полете, получены оценки ошибок слежения.
- 4. Разработана методика проектирования корректирующих устройств систем сопровождения с применением их гармонической линеаризации, способов разрыва связей между каналами управления и аппарата теории робастного управления.

Практическая ценность работы. Разработанные методы, алгоритмы и программы были использованы при проектировании и лабораторных испытаниях авиационной обзорно-прицельной системы A01 OOO «АСТРОМАПС».

Разработанные уравнения относительного перемещения наземных объектов в общем случае могут применяться

- в системах программного сопровождения при отсутствии сигнала от цели,
- в задачах прицеливания при применении всех видов неуправляемых авиационных средств поражения по подвижным и неподвижным наземным целям,
- ullet для управления наводкой подвижного авиационного артиллерийского оружия,
- в задачах наведения управляемых авиационных ракет «воздухповерхность» на наземные цели,
- в системах алгоритмической защиты наведения управляемых авиационных ракет «воздух-поверхность» от противодействия.

Применение кватернионов в реализации уравнений относительного перемещения целей позволило моделировать динамику системы без ограничений на маневр летательного аппарата, а также уменьшить продолжительность процесса моделирования.

Предложенная методика учета и анализа неопределенностей в динамике системы позволяет проектировать системы сопровождения, обладающие большей точностью и надежностью. Кроме того, выявление и аналитическое представление связи обобщенных сил сухого трения и перегрузок летательного аппарата дает основу для новых исследований, производства экспериментов и создания моделей трения, учитывающих эту зависимость.

Предложенная методика проектирования систем сопровождения реализована с помощью разработанных алгоритмов и вычислительных программ, эффективность которых проиллюстрирована конкретными численными примерами процессов слежения за целью в условиях полета.

Результаты диссертации использованы:

- при проектировании обзорно-прицельных систем в ООО «АСТРОМАПС»,
- в учебном процессе, при подготовке курсантов в Военном авиационном институте имени маршала А. Ханферянца МО РА,
- в рамках темы 13Ap_2b019 «Разработка адаптивного автопилота и высокоточной гиростабилизированной платформы беспилотного летательного аппарата и конструирование лабораторного образца», финансируемой на конкурсной основе Государственным комитетом по науке Министерства образования и науки Республики Армения.

Основные положения, выносимые на защиту:

- 1. Совокупность разработанных методов динамического моделирования и анализа систем сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов.
- 2. Вывод обобщенных уравнений относительного углового перемещения наземных целей с применением угловых координат и кватернионов.
- 3. Вывод уравнений динамики системы сопровождения с учетом выбранной кинематической схемы, параметров исполнительных электродвигателей и неопределенностей в модели системы в условиях полета.
- 4. Методика анализа и синтеза корректирующих устройств систем сопровождения обзорно-прицельных комплексов летательных аппаратов.

Апробация работы. Основные положения и результаты работы докладывались на:

- ежегодных научных конференциях ГИУА (Ереван, 2009-2012 гг.),
- III Международном межотраслевом молодежном научно-техническом форуме «Молодежь и будущее авиации и космонавтики 2011», (Московский авиационный институт, Москва, 2011 г.),
- II Международной научной заочной конференции «Актуальные вопросы современной техники и технологии» (Липецк, 2010 г.).

Публикации. Основные результаты работы опубликованы в двенадцати научных работах, список которых представлен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка использованной литературы из 163 наименований и приложения. Основной текст диссертации изложен на 128 страницах, включая 70 рисунков и 2 таблицы. Общий объем диссертации составляет 151 страницу. Диссертация написана на русском языке.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, представлены научная новизна, практическая ценность работы и основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе проведен анализ литературных источников, где описаны основные методы сопровождения объектов, существующие технологии их проектирования и способы технической реализации. На основе обзора литературы предложена общая классификация систем сопровождения в зависимости от вида задающего устройства и способа формирования сигналов управления в нем. Как показал анализ библиографических источников, по структуре указанные системы сопровождения практически одинаковы, единственное отличие — разные способы реализации задающего устройства. Иными словами, с точки зрения автоматического управления, анализ и синтез систем сопровождения можно рассмотреть для общего случая, не учитывая структуру задающего устройства.

Реализация автоматического управления в процессе слежения за целью в условиях полета связана с задачей учета неопределенностей, возникающих в структуре системы. В основном эти неопределенности обусловлены силами сухого трения в элементах конструкции механической системы, оценка которых в полетных условиях является весьма трудной задачей. Обзор существующих методов компенсации сухого трения показал ограниченность их применения на летательных аппаратах. Что дало основание для дальнейших исследовательских работ.

Анализ литературы позволил представить задачу проектирования систем сопровождения в общем виде, выявить требуемые направления исследований, пути решения предложенных задач и необходимость применения робастной теории управления.

Во второй главе разработаны методика моделирования, математические описания и структурные схемы системы сопровождения и основных ее элементов. Выведены обобщенные уравнения (1), (2) относительного углового перемещения наземных целей с применением кватернионов, что позволило проводить моделирование без ограничений на маневр летательного аппарата.

На начальном этапе проектирования с помощью метода стандартных коэффициентов принятием предложения об одинаковости корней характеристического уравнения получается желаемая передаточная функция замкнутой системы, которая для рассматриваемой системы определяется выражением (3). На основе полученной передаточной функции применением метода Гуллемина рассчитываются передаточные функции регуляторов (4) и разомкнутой системы (5), а также строится структурная схема одного канала системы (рис. 1) в условиях отсутствия возмущений и неопределенностей в ее динамике.

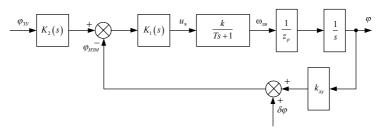


Рис. 1. Структурная схема системы сопровождения

Затем получается передаточная функция (5) одного канала замкнутой системы и определяются характеристики системы (рис. 2, 3). Для рассматриваемой системы показано, что полученная модель (6) по своим характеристикам в рабочем диапазоне частот отличается от требуемой (3) не более чем на 2% по амплитуде (рис. 3).

$$\begin{vmatrix} \dot{y}_{1} = -y_{1}^{2} + \left(\frac{y_{2}}{y_{4}}\right)^{2} + \left(\frac{y_{3}}{y_{4}}\right)^{2} - \frac{j_{1xD}}{y_{4}}, \\ \dot{y}_{2} = -y_{1}y_{2} + j_{1ZD}, \\ \dot{y}_{3} = -y_{1}y_{3} - j_{1yD}, \\ \dot{y}_{4} = y_{1}y_{4}, y_{4} \neq 0, \\ \dot{y}_{5} = \frac{\omega_{1x1}y_{4}y_{5} - \left(\omega_{1y1}y_{4} - y_{2}\right)y_{7} + \left(\omega_{1Z1}y_{4} - y_{3}\right)y_{8}}{2y_{4}}, \\ \dot{y}_{6} = \frac{-\omega_{1x1}y_{4}y_{5} - \left(\omega_{1y1}y_{4} + y_{2}\right)y_{8} + \left(\omega_{1Z1}y_{4} + y_{3}\right)y_{7}}{2y_{4}}, \\ \dot{y}_{7} = \frac{\omega_{1x1}y_{4}y_{8} - \left(\omega_{1y1}y_{4} - y_{2}\right)y_{5} - \left(\omega_{1Z1}y_{4} + y_{3}\right)y_{6}}{2y_{4}}, \\ \dot{y}_{8} = \frac{-\omega_{1x1}y_{4}y_{7} + \left(\omega_{1y1}y_{4} + y_{2}\right)y_{6} - \left(\omega_{1Z1}y_{4} - y_{3}\right)y_{5}}{2y_{4}}, \\ a = \frac{\omega_{1x1}y_{4} + 2y_{2}\left(y_{5}y_{8} - y_{6}y_{7}\right) - 2y_{3}\left(y_{5}y_{7} + y_{6}y_{8}\right)}{2y_{4}}, \\ b = \frac{\omega_{1y1}y_{4} - y_{2}\left(1 - 2y_{6}^{2} - 2y_{8}^{2}\right) + 2y_{3}\left(y_{5}y_{6} - y_{7}y_{8}\right)}{2y_{4}}, \\ \dot{y}_{9} = y_{10}a + y_{11}b + y_{12}c, \\ \dot{y}_{10} = -y_{9}a + y_{11}c - y_{12}b, \\ \dot{y}_{11} = -y_{9}b - y_{10}c + y_{12}a, \\ \dot{y}_{12} = -y_{9}c + y_{10}b - y_{11}a, \end{aligned}$$
(1)

где в выражениях для краткости записей опущены аргументы функций времени $y_i(t)$, i=1...12, и величинами y_1 , y_2 , y_3 , y_4 соответственно обозначены отношение скорости сближения с наземным объектом к величине вектора дальности $\left(\dot{D}/D\right)$, произведения составляющих угловой скорости вектора дальности в лучевой системе

координат на дальность до ОД $\omega_{\Gamma}D$, $\omega_{B}D$ и величина вектора дальности D; j_{1XD} , j_{1YD} , j_{1ZD} – проекции абсолютного ускорения ЛА $\overline{j_1}$ на оси лучевой системы координат; y_5 , y_6 , y_7 , y_8 , y_9 , y_{10} , y_{11} , y_{12} – соответствующие составляющие кватернионов O и P переходов из связанной системы координат в лучевую.

$$\begin{cases} \varphi_{\gamma} = \arcsin\left(2p_0p_2 + 2p_1p_3\right), \\ \varphi_{Z} = \arcsin\left(2p_0p_3 + 2p_1p_2\right), \end{cases}$$
 (2)

где $\varphi_{\scriptscriptstyle Y}$, $\varphi_{\scriptscriptstyle Z}$ – угловые координаты сопровождаемой наземной цели.

$$\Phi(s) = \frac{1}{0.05s + 1}. (3)$$

$$K_1(s) = k_1 \frac{T_{11}s + 1}{T_{12}s + 1}, \quad K_2(s) = \frac{T_{21}s + 1}{T_{22}s + 1}.$$
 (4)

$$W(s) = 8,2132 \frac{0,028s+1}{0,00051s^3 + 0.049s^2 + s}.$$
 (5)

$$\Phi(s) = \frac{0.09s + 1}{0.00006s^3 + 0.006s^2 + 0.15s + 1}.$$
 (6)

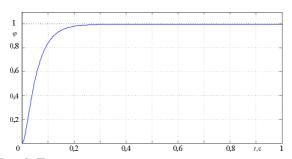


Рис. 2. Переходная характеристика полученной системы

В третьей главе разработана методика динамического моделирования и исследования систем сопровождения наземных целей в условиях полета летательного аппарата. Рассмотрена динамика системы сопровождения с применением обобщенных уравнений Эйлера-Лагранжа и аппарата преобразования координат с помощью параметров Денавита-Хартенберга. Обобщенные уравнения динамики системы преобразованы с учетом параметров электродвигателей. Рассмотрены вопросы образования неопределенностей и их учета в динамике системы спровождения.

Обобщенное уравнение динамики системы сопровождения, для выбранной кинематической схемы (рис. 4), выражается следующим образом:

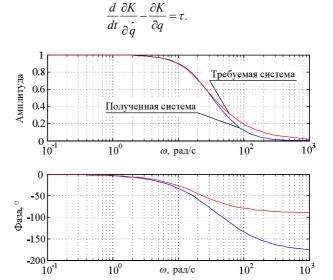


Рис. 3. Частотные характеристики требуемой и полученной системы

Последнее применением аппарата преобразования координат Денавита-Хартенберга преобразуется к виду:

$$M(q)\frac{d^2q}{dt^2} + C\left(q, \frac{dq}{dt}\right) = \tau, \tag{8}$$

(7)

где элементы $m_{ij}(q)$ матрицы M(q) и $c_i(q,dq/dt)$ вектора C(q,dq/dt) выражаются через тензоры псевдоинерции I_p и матрицы однородных преобразований T_p так:

$$\begin{split} m_{ij}\left(q\right) &= \sum_{p=\max(i,j)}^{n} Trace\left(\frac{\partial T_{p}}{\partial q_{j}} I_{p} \frac{\partial T_{p}^{T}}{\partial q_{i}}\right), \\ c_{ijk}\left(q, \frac{dq}{dt}\right) &= \sum_{p=\max(i,j,k)}^{n} Trace\left(\frac{\partial^{2} T_{p}}{\partial q_{j} \partial q_{k}} I_{p} \frac{\partial T_{p}^{T}}{\partial q_{i}}\right), \end{split}$$

С учетом параметров электродвигателей динамика системы сопровождения описывается уравнением следующего вида:

$$\left[\operatorname{diag}\left\{z_{\mathrm{pi}}^{2}J_{i}\right\}+M\left(q\right)\right]\frac{d^{2}q}{dt^{2}}=\operatorname{diag}\left\{z_{\mathrm{pi}}\right\}\tau_{_{\mathrm{JIB}}}-B\left(q,\frac{dq}{dt}\right)\frac{dq}{dt}-\operatorname{diag}\left\{z_{\mathrm{pi}}\right\}\tau_{_{\mathrm{TIP}}},\ i=1,2,\quad(9)$$

где z_{pi} — коэффициенты передачи исполнительных редукторов, J_i — моменты инерции якорей электродвигателей, q — вектор обобщенных координат системы, $au_{\mathrm{дв}}$ — вектор обобщенных сил, создаваемых исполнительными электродвигателями, $B\!\left(q,dq/dt\right)$ — известная матрица, au_{p} — вектор обобщенных сил трения в элементах механической системы.

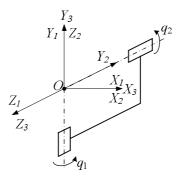


Рис. 4. Кинематическая схема системы сопровождения

Обобщенные силы, обусловленные трением в механических исполнительных устройствах, могут быть большими даже для нормальных (наземных) условий и достигать 25% от требуемых усилий передвижения составных частей. Поэтому эти силы оказывают существенное влияние на динамику системы в целом. На практике в общем случае трение рассматривают как сумму вязкого и сухого трения (рис. 5).

Коэффициент вязкого трения k_{ν} двигателя является постоянной величиной и задается технической документацией. Информацию о сухом трении в механизмах обычно трудно определить даже в лабораторных условиях, а при маневрах ЛА с большими перегрузками в полете — практически невозможно.

Известно, что сухое трения обусловлено реакциями между соприкасающимися поверхностями. Источниками возникновения реакций в виде внутренних усилий в элементах конструкции ЛА служат перегрузки, которые в различных частях ЛА, в общем случае различны (рис. 6). Так, для современных ЛА в отдаленных от центра масс точках дополнительная разность перегрузки Δn_{vd} может достигать 1-2 единиц.

В настоящее время существует множество моделей учета сухого трения и методов его компенсации в механических системах. Однако ни одна из рассмотренных моделей не учитывает влияние перегрузок на силы сухого трения. Применение различных методов компенсации дает удовлетворительные результаты в случае наземного применения. Однако в полете, при действии положительных перегрузок компенсация по известным моделям может быть недостаточной, а при близких к нулевым и отрицательных перегрузках может проявиться эффект перекомпенсации, что приведет к потере устойчивости системы и автоколебаниям.

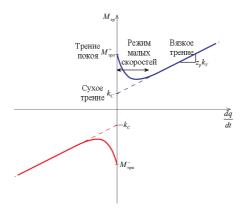


Рис. 5. Зависимость трения от обобщенных скоростей системы

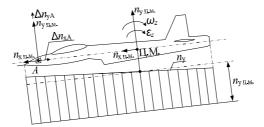


Рис.6. Распределение перегрузок при маневре ЛА

С применением динамической модели полета самолета произведен учет возможного влияния перегрузок на параметры системы сопровождения. В качестве зависимости обобщенных сил сухого трения от перегрузок при моделировании в первом приближении принята их прямая пропорциональность. При этом перегрузки в каналах управления при выполнении расчетного маневра летательным аппаратам (рис. 7) меняются в соответствии с графическими зависимостями, представленными на рис. 8.

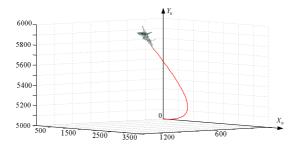
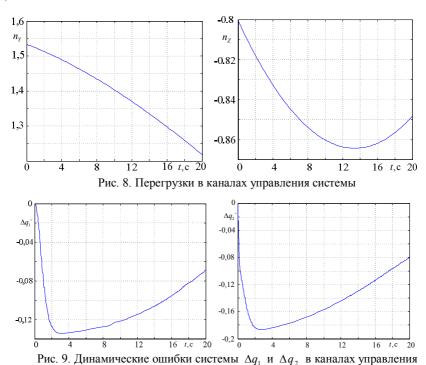


Рис. 7. Траектория полета летательного аппарата

В результате моделирования получаются оценки динамических ошибок в каналах управления системы (рис. 9).

Для большей наглядности возможного влияния перегрузок на динамическую ошибку сопровождения проведено моделирование другого расчетного случая в условиях перегрузок в обоих каналах системы сопровождения со значениями $n_{1,2}=0,\,1,\,5,\,9$ единиц.



Моделированием в среде MATLAB десятисекундного участка сопровождения наземной цели в условиях перегрузок получены оценки влияния последних на

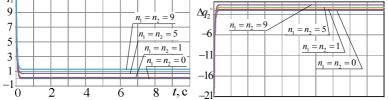


Рис. 10. Влияние перегрузок на динамические ошибки Δq_1 и Δq_2

Моделирование подтвердило значимость учета сил трения и влияния перегрузок на эти силы в процессе сопровождения наземных целей. Однако в условиях недостаточной информации в полете такой учет не всегда возможен. Следовательно, для улучшения динамических характеристик систем сопровождения наземных целей с учетом неопределенностей в их модели при синтезе корректирующих устройств этих систем следует применять аппарат теории робастного управления.

В четвертой главе сформулирована задача и разработана методика проектирования робастных корректирующих устройств систем сопровождения, позволяющая упрощенно с помощью линеаризованной модели одного канала получить для многосвязной нелинейной системы параметры регуляторов и префильтров. Разработанная методика предполагает следующий алгоритм действий: разрыв связей между каналами управления, гармоническую линеаризацию канала управления, применение аппарата теории робастного управления и ПИДрегуляторов для выбора параметров корректирующего устройства, обеспечивающих свойства робастной устойчивости и робастного качества системы.

Разрыв связей между каналами управления производится представлением их взаимовлияния в виде возмущений. С учетом этого многосвязная система сопровождения (рис. 11) представляется в виде совокупности несвязанных каналов управления с одним входом и одним выходом (рис. 12). Иными словами, исследование системы сопровождения сводится к рассмотрению одного ее канала.

Затем, канал управления системы с нелинейностью типа сухого трения преобразуется с помощью гармонической линеаризации.

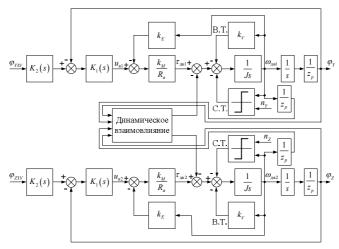


Рис. 11. Многосвязная система сопровождения

После линеаризации системы производится выделение номинального объекта управления и типа неопределенности. При этом некоторые параметры

линеаризованной модели системы зависят от амплитуды входного сигнала. Эти же параметры зависят еще и от неопределенностей в динамике, которые можно учесть мультипликативной моделью вида (10). С учетом этого получена взаимная однозначная связь между неопределенностями в динамике системы и амплитудой входного сигнала. Построены модели системы с номинальным и возмущенным объектами (рис. 13).

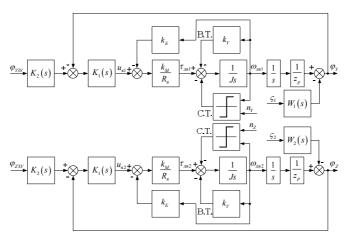


Рис. 12. Преобразованная структура системы сопровождения

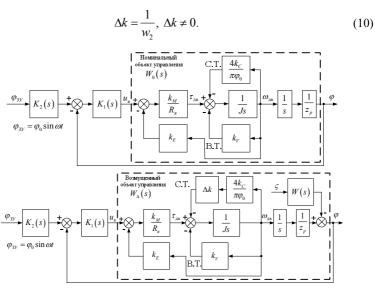


Рис. 13. Модели номинального и возмущенного объекта управления

Полученная модель неопределенности системы сопровождения и ее однозначная связь с амплитудой входного сигнала обеспечивает условие робастной устойчивости системы.

Представлением задающего сигнала $r = \varphi_{3y}$ в виде зависимости (11) структурная схема системы (рис. 14) преобразуется к виду (рис.15), что позволяет задачу обеспечения робастного качества системы рассмотреть как задачу синтеза системы с высокой точностью при действии внешних возмущений.

$$r = w_2 r_0 \sin \omega t, \tag{11}$$

где w_2 – вес неопределенности.

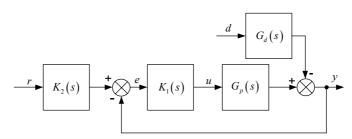


Рис. 14. Структурная схема системы

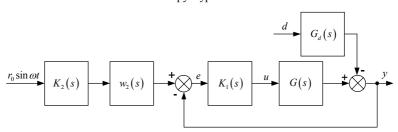


Рис. 15. Приведенная модель системы

Анализ и синтез корректирующих устройств систем сопровождения с учетом приведенных выше рассуждений и рекомендаций источников литературы производится по разработанной процедуре выбора префильтра и регулятора из класса ПИД-регулятров. Рассчитанные параметры по предложенной процедуре обеспечивают минимум интеграла от взвешенного модуля ошибки, при синусоидальном задающем сигнале.

С учетом параметров рассматриваемого изделия A01 передаточные функции регуляторов, префильтров и замкнутой системы получаются:

$$K_1(s) = 1093, 3 + 3,735s, \quad K_2(s) = \frac{1093,3}{1093,3 + 3,735s}, \quad \Phi(s) = \frac{2994}{s^2 + 122,9s + 2994}.$$
 (12)

Рассчитанные параметры системы в диапазоне изменения амплитуды входного сигнала $\varphi_0 \in (0, 2\pi]$ обеспечивают робастные свойства устойчивости и качества линеаризованной модели системы (рис. 16, 17).

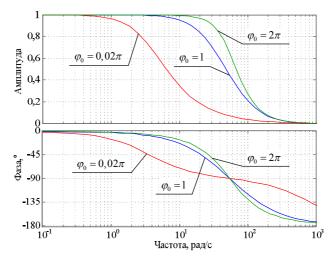


Рис. 16. Частотные характеристики линеаризованной модели при номинальном φ_0 и значениях $\varphi_0 = 0.02\pi$, $\varphi_0 = 2\pi$

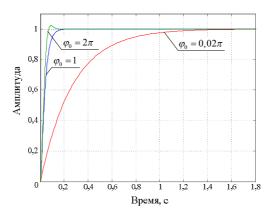


Рис. 17. Временные характеристики линеаризованной модели при номинальном φ_0 и значениях $\varphi_0=0.02\pi, \; \varphi_0=2\pi$

Динамическим моделированием реальной нелинейной системы и ее линеаризованной модели показана эффективность применения полученного корректирующего устройства (рис. 18, 19). Что свидетельствует о пригодности

разработанной методики проектирования корректирующих устройств систем сопровождения, функционирующих в условиях неопределенностей.

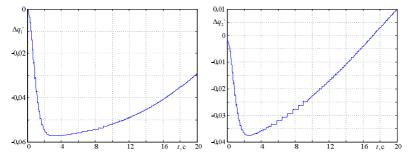


Рис. 18. Динамическая ошибка реальной нелинейной системы в обоих каналах

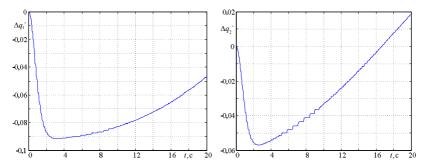


Рис. 19. Динамическая ошибка линеаризованной модели системы в обоих каналах

В заключении сформулированы основные результаты работы.

В приложении приведены технические характеристики рассматриваемой обзорно-прицельной системы A01 и исходные коды программ для моделирования и расчета параметров системы сопровождения в среде MATLAB.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

- 1. Предложена классификация систем сопровождения, обобщена структура и задача управления для систем слежения за целями.
- 2. Выведены обобщенные уравнения углового перемещения наземных целей относительно летательного аппарата с применением угловых координат [2, 7, 9-12] и кватернионов [3, 4]. Показано, что применение кватернионов не ограничивает техническую реализацию полученных систем уравнений на бортовых цифровых вычислительных машинах ЛА и позволяет снизить вычислительные ресурсы для их решения по сравнению с уравнениями, выраженными угловыми координатами.
- 3. Предложена методика построения модели одного канала управления системы без учета внешних возмущений и неопределенностей в ее динамике. При

этом на основе предложенной методики определяются требуемая передаточная функция замкнутой системы и рассчитываются параметры разомкнутой системы и регуляторов.

- 4. Разработана динамическая модель системы сопровождения с учетом параметров исполнительных электродвигателей. Предложена методика учета и анализа неопределенностей в динамике системы [6, 8]. При этом выявлена и аналитически представлена зависимость сил сухого трения от перегрузок при маневрах ЛА. Моделированием процесса сопровождения [1, 5] в условиях полета произведена оценка влияния перегрузок летательного аппарата на динамическую ошибку системы слежения.
- 5. Предложена методика проектирования корректирующих устройств, позволяющая упрощенно с помощью линеаризованной модели одного канала получить для многосвязной нелинейной системы параметры регуляторов и префильтров, которые обеспечивают робастные свойства устойчивости и качества системы. На конкретном примере с использованием разработанной методики рассчитаны передаточные функции регуляторов системы, позволяющие снизить эффект от действия перегрузок и взаимного влияния каналов управления на динамику системы.
- 6. Разработанные методы, алгоритмы и вычислительные программы показали хорошие результаты при расчете и выборе параметров системы сопровождения в процессе проектировании обзорно-прицельной системы A01 летательных аппаратов вооруженных сил Республики Армения, что подтвердилось лабораторными и натурными испытаниями.

Основное содержание диссертации опубликовано в следующих статьях и тезисах:

- 1. Багиян А.А. Повышение точности системы программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов с применением фильтра Калмана // Вестник Государственного инженерного университета Армении. Сборник научных статей. 2013. Ч.1. С. 213-218.
- 2. Багиян А.А. Бесплатформенная система программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов // Вестник Государственного инженерного университета Армении. Сборник научных статей. 2012. Ч.1. С. 322-326.
- 3. Baghiyan A.H. Quaternion-Based Algorithm of Ground Target Tracking by Aircraft // Gyroscopy and Navigation, 2012, Vol. 3, No. 1, pp. 28–34.
- 4. Багиян А.А. Применение кватернионов в задаче программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов // Гироскопия и навигация. 2011. № 4. С. 11–22.
- Багиян А.А. К вопросу о точности системы программного сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов // Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». – 2011. – С. 80.

- 6. Багиян А.А. Робастное автосопровождение объектов с летательных аппаратов на основе кватернионов // Сборник трудов Международной молодежной конференции «Королевские чтения», посвященной 50-летию первого полета человека в космос. 2011. С. 27.
- 7. Гаспарян О.Н., Багиян А.А. Программное управление в задачах сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов // Информационные технологии и управление. 2011. № 3. С. 234—240.
- 8. Багиян А.А. Робастное управление в задачах сопровождения объектов с летательных аппаратов // Сборник докладов II-ой Международной научной заочной конференции «Актуальные вопросы современной техники и технологии». 2010. С. 15–16.
- 9. Давыдов В.И., Багиян А.А. К вопросу о стабилизации лазерного луча при проведении подсвета наземной цели // Труды Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н.Е. Жуковского. Авиационное вооружение. 2007. С. 59—63.
- 10. Багиян А.А. Фильтрация начальных условий, необходимых для решения уравнений алгоритма программного управления лазерным лучом // Всероссийская научно-техническая школа-семинар «Передача, обработка и отображение информации о быстропротекающих процессах». 2007. С. 24–27.
- 11. Давыдов В.И., Багиян А.А. Алгоритм программного управления лазерным лучом, проводящим подсвет наземной цели // Юбилейная Всероссийская научно-техническая школа-семинар «Передача, обработка и отображение информации». 2007. С. 11–13.
- 12. Багиян А.А. К вопросу о стабилизации лазерного луча при подсвете наземной цели // Всероссийская научно-техническая конференция «VIII научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». 2007. Ч.1. С. 137—138.

ՂՎՔԱՓՈՓԱԱ

Ատենախոսական աշխատանքի նպատակն է մշակել թռչող ապարատներից վերգետնյա օբյեկտների հետևման համակարգերի նախագծման և հետազոտման մեթոդներ` հաշվի առնելով թռիչքային պայմաններում դրանցում ի հայտ եկող անորոշություններո։

Առաջին գլխում կատարված է գրականության վերլուծական ակնարկ, որտեղ նկարագրված են օբլեկտների հետևման հիմնական մեթոռները, դրանց նախագծման և տեխնիկական իրացման գոլություն ունեցող եղանակները և տեխնոլոգիաները։ Գրականության վերլուծության հիման վրա առաջարկվել է հետևման համակարգերի րնդհանուր դասակարգում՝ կախված մուտքային սարքի տեսակից և դրանում ազդանշանի ձևավորման եղանակից: կառավարման Գրականության ուսումնասիրումը գույզ տվեզ, որ նշված համակարգերը գործնականում չունեն բովանռակային առանձնահատկություններ, և ավտոմատ ևառավաոման տեսանկյունից հետևման համակարգերի անալիզը և սինթեզը կարելի է դիտարկել ոնդիանուր դեպքի իամար` հաշվի չառնելով մուտքային սարքի կառուզվածքը։

Թռիչքային պայմաններում թիրախի հետևման ժամանակ ավտոմատ կառավարման համար անհրաժեշտ է հաշվի առնել համակարգում ի հայտ եկող անորոշությունները։ Նշված անորոշությունները հիմնականում պայմանավորված են մեխանիկական համակարգում չոր շփման ուժերով, որոնց գնահատումը թռիչքի ընթացքում շատ բարդ խնդիր է։ Չոր շփման ուժերի գոյություն ունեցող գնահատման մոդելների և նրանց համակշռման մեթոդների ուսումնասիրությունը ցույց է տալիս դրանց կիրառելիության սահմանափակումները թռիչքի ժամանակ, ինչն էլ հիմք հանդիսազավ հետագա հետագոտությունների համար։

Երկրորդ գլխում մշակված են հետևման համակարգերի և դրանց տարրերի մոդելավորման մեթոդները և կառուցվածքային սխեմաները։ Քվատերնիոնների միջոցով դուրս են բերվել վերգետնյա թիրախի հարաբերական շարժման ընդհանրացված հավասարումները [3, 4], ինչը թույլ է տալիս իրականացնել մոդելավորումը՝ առանց ինքնաթիռի մանևրման սահմանափակման [2, 9-12]։

Յետևման համակարգերի նախագծման նախնական շրջանում ստանդարտ գործակիցների մեթոդով, բնութագրիչ հավասարման արմատների նույնության վերաբերյալ առաջարկն ընդունելով, ստացվում է փակ համակարգի ցանկալի փոխանցման ֆունկցիան։ Ստացված փոխանցման ֆունկցիայի միջոցով Գուլլեմինի մեթոդի կիրառմամբ հաշվվում են կարգավորիչների, բաց համակարգի փոխանցման ֆունկցիաները և մշակվում է կառավարման կապուղիներից մեկի կառուցվածքային սխեման՝ հաշվի չառնելով անորոշությունները և խանգարումները դինամիկայում։

Այնուհետև ստացվում է փակ համակարգի մի անցուղու փոխանցման ֆունկցիան և որոշվում են նրա ժամանակային և հաճախային բնութագրերը ցանկալի բնութագրերի հետ համեմատելու համար։

Երրորդ գլխում մշակվել են վերգետնյա թիրախների հետևման համակարգերի թռիչքային պայմաններում դինամիկ մոդելավորման և հետազոտման մեթոդակարգերը։

Էլլեր-Լագրանժի մեխանիկայի ընդհանրազված հավասարումների հիման վրա Դենավիտ-Յարտենբերգի կոորդինատային ձևափոխությունների կիրառմամբ ստացվել հետևման համակարգի ռինամիկայի մաբեմատիակական նակարագրությունը: **Յա**շվի Ł առնվել էլեկտրաշարժիչների աարամետրերի ագրեցությունը իետևման համակարգի ռինամիկայի վրա։

Դիտարկվել են համակարգի դինամիկայում առաջացող անորոշությունները և դրանց պատճառները` թռիչքային պայմաններում համակարգի մեխանիկական մասերում առաջացող չոր շփման ընդհանրազված ուժերը:

MATLAB միջավայրում իրականացվել է հետևման համակարգի դինամիկայի մոդելավորում՝ հաշվի առնելով թռիչքային պայմանները [1, 5, 7]։ Ընդ որում չոր շփման ուժերի և մանևրի գերբեռնվածքի փոխադարձ կապը մոտավոր արտահայտվել է ուղիղ համեմատականությամբ։ Յաշվի առնելով վերը նշվածը՝ ստացվել է հետևման համակարգի դինամիկայի մոդելը թռիչքային պայմաններում։

Յետևման համակարգի դինամիկայում ի հայտ եկող անորոշությունները հիմնականում պայմանավորված են թռիչքի ընթացքում չոր շփման ընդհանրացված ուժերի գնահատման դժվարություններով։ Ընդգծված է ռոբաստ կառավարման տեսության կիրառման նպատակահարմարությունը համակարգի մոդելում անորոշություններով պայմանավորված անբարենպաստ երևույթների չեզոքացման համար [6, 8]:

Չորրորդ գլխում առաջարկվել է հետևման համակարգերի շտկող սարքերի նախագծման մեթոդակարգ, որը թույլ է տալիս պարզ եղանակով միայն մեկ անցուղու գծայնացված մոդելի հիման վրա ստանալ կարգավորիչների և նախազտիչների՝ համակարգի ռոբաստ կայունության և որակի հատկություններն ապահովող պարամետրերը։

Կատարողական մեխանիկական մասի պարամետրերը հաշվի առնելով՝ ցույց է տրված, որ կառավարման անցուղիների դինամիկ փոխազդեցությունը շատ փոքր է, ինչը պայմանավորված է ռեդուկտորների փոխանցման գործակիցների մեծ արժեքներով։ Յետևաբար առաջարկվել է կառավարման անցուղիների փոխադարձ կապը հաշվի առնել դրանց վրա ազդող խանգարումների տեսքով։

Քանի որ չոր շփումը կառավարման համակարգերում կարելի է ներկայացնել ռելեային օղակի տեսքով, ապա տվյալ դեքում առավել արդյունավետ է կիրառել համակարգի հարմոնիկ գծայնացումը։ Նշված մեթոդի կիրառմամբ ստացվել է

հետևման համակարգի գծայնացված մոդելը։

Յամակարգի գծայնացված մոդելի որոշ պարամետրեր կախված են մուտքային ազդանշանի լայնույթից։ Նույն պարամետրերը կախված են նաև դինամիկայում առկա անորոշություններից, որոնք կարելի ներկայացնել մուլտիպլիկատիվ որոշակի մոդելի տեսքով։ Յաշվի առնելով վերը նշվածը՝ համակարգի դինամիկայի անորոշությունների և մուտքային ազդանշանի լայնույթի միջև ստացվել է միանշանակ փոխադարձ կապ։ Որից հետո կառուցվել են համակարգի մոդելները կառավարման նոմինալ և խանգարված օբլեկտներով։

Ռոբաստ կառավարման տեսության և PID-կարգավորիչների անալիզի և սինթեզի ապարատի կիրառմամբ առաջարկվել է հետևման համակարգի գծայնացված մոդելի համար շտկող սարքերի նախագծման ընթացակարգ, որն

ապահովում է համակարգի ռոբաստ հատկությունները:

MATLAB միջավայրում իրական ոչ գծային համակարգի և նրա գծայնացված նմանակի դինամիկ մոդելավորմամբ ցույց է տրվել ստացված շտկող սարքերի կիրառման արդյունավետությունը, ինչը վկայում է անորոշությունների պայմաններում գործող հետևման համակարգերի շտկող սարքերի նախագծման մշակված մեթոդակարգի պիտանիության մասին։

Baghiyan Aram

ROBUST CONTROL SYSTEM DESIGN FOR GROUND TARGET TRACKING BY AIRCRAFT

RESUME

The goal of the thesis is to develop methods of design and analysis of aircraft systems for ground target tracking taking into account uncertainties in their structure, depending on the flight conditions.

In Chapter 1, an analytical survey of literature on target tracking systems is performed, where described the basic methods of object tracking, existing technologies for their design and the methods of their technical implementation. Based on the review of the literature, a general classification of tracking systems is proposed, depending on the type of setting device and the method of generating control signals in it. Analysis of bibliographic sources revealed that the structure of these systems are not fundamentally different, and in terms of automatic control, analysis and synthesis of tracking systems can be considered for the general case, without taking into account the structure of the setting device.

Implementation of automatic control for target tracking in flight conditions associated with the task of accounting uncertainties in the structure of the system. In general, these uncertainties caused by dry friction in structural elements of the mechanical system, the evaluation of which is a very difficult task in the flight. Review of existing models of dry friction and methods of its compensation showed the limitations of their use on aircraft. What was the basis for the further research.

In Chapter 2, developed a technique for modeling, mathematical descriptions and block diagrams of tracking system and its basic elements. The generalized equations of relative angular displacement of ground targets were derived using quaternions [3, 4], which permitted to implement simulations without any restriction on maneuver of the aircraft [2, 9-12].

At the initial stage of design of the tracking systems the method of standard coefficients were used to obtained the desired transfer function of the closed-loop system, with accepting the proposal of the identity of the roots of characteristic equation. On the basis of obtained transfer function the transfer functions of regulators and the open-loop system were calculated based on Gullemin's method and the block diagram of one of the control channel of the system was built without taking into account disturbances and uncertainties in its dynamics.

After that the transfer function of one of the channel of closed-loop system was obtained and the time-domain and frequency-domain characteristics of the system were defined to compare them with the desired characteristics.

In Chapter 3, a method of dynamic modeling and analysis of ground target tracking systems operating on aircraft in the flight conditions was developed.

Based on the general Euler-Lagrange equations using Denavit-Hartenberg methods of coordinate transformation, a description of the dynamics of the tracking system was

obtained. The influence of parameters of the electric servo-motors on the system dynamics was taken into account.

The problems of uncertainties in the dynamics of the system and their causes – generalized dry friction forces at the nodes of a mechanical system in flight conditions, were considered.

The dynamics of the tracking system in the conditions of the flight along a predetermined path and for different values of load factors were modeled [1, 5, 7] in MATLAB. In the first approximation, as the dependence of dry friction forces on load factor the direct proportionality was adopted. With this, a model of the dynamics of the system was obtained taking into account the flight conditions.

Uncertainties in the dynamics of the tracking system are mainly related to difficulties in assessing the generalized dry friction forces during the flight. The expediency of the use of robust controllers was shown [6, 8] for elimination the adverse events associated with the uncertainties in the system model.

In Chapter 4, the technique of designing correction devices was proposed, allowing with simple using a linearized model of one of the control channels to obtain for multivariable nonlinear system the parameters of regulators and prefilter, which provide properties of robust stability and performance of that system.

Using the parameters of the mechanical part of the system it is shown that dynamic cross-coupling of control channels is very small, due to large values of the transmission coefficients of gears. Therefore the cross-coupling of control channels were proposed to consider as disturbances on each of the channel.

While dry friction in control systems can be represented as a relay element, then the use of harmonic linearization method is more efficient. With the help of this method the linearized model of tracking system was obtained.

Some parameters of the linearized model of the system depend on the amplitude of the input signal. These parameters also depend on the uncertainties in the dynamics, which can be taken into account in the form of some multiplicative model. Based on this the mutual-one correspondence between the uncertainties in the dynamics of system and the amplitude of the input signal was obtained. The models of the system with nominal and perturbed objects were built.

A procedure for correction device development was proposed for the linearized models of the tracking system using robust control theory and the means of analysis and synthesis of PID-controllers which provides the properties of robust stability and robust performance of the system.

Dynamic simulation of real nonlinear system and its linearized model in MATLAB shows the efficiency of the resulting correction device. That indicates the suitability of the developed methods of designing correction devices of tracking systems operating in conditions of uncertainties.

1/10