на правах рукописи

БРОДСКИЙ Сергей Александрович

МЕТОДЫ СИНТЕЗА ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ УПРУГИМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

Специальность 05.13.14 - Системы обработки информации и управления

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2000

Работа выполнена в Санкт-Петербургском государственном университете аэрокосмического приборостроения на кафедре аэрокосмических приборов и измерительно-вычислительных комплексов

Научный руководитель: Заслуженный деятель науки Российской Федерации, доктор технических наук, профессор А.Н. Синяков

Официальные оппоненты: Заслуженный деятель науки Российской Федерации, доктор технических наук, профессор А.С. Шалыгин;

кандидат технических наук, доцент В.К. Пономарев

Ведущая организация: ФНЦП ЦНИИ «Гранит»

Защита состоится "28" июня 2000 года в 15^{00} часов на заседании диссертационного совета Д.063.21.02 Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения по адресу: 190000, Санкт-Петербург, Большая Морская, 67

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке института

Автореферат разослан "25" мая 2000 г.

Ученый секретарь диссертационного совета В.В. Фильчаков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

ктуальность работы. Решение задачи оптимального выбора и размещения ıков на упругом летательном аппарате (УЛА) неразрывно связано с комплексом лем аэроавтоупругости, рассматриваемых в работах: С. М. Белоцерковского, Боднера, А. Г. Бутковского, В. А. Вьюжанина, Ю. Н. Горелова, Г. Л. Дегтярева, Дмитриева, С. В. Емельянова, Б. О. Качанова, Г. М. Кащина, К. С. Колесникова, .. Кочеткова, А. А. Красовского, Н. Т. Кузовкова, С. В. Лучко, Ю. С. Мануйлова, Нелепина, В. В. Новицкого, Б. Н. Петрова, Е. П. Попова, Б. И. Рабиновича, Ризаева, В. Ю. Рутковского, А. Н. Синякова, Т. К. Сиразетдинова, В. Н. Сухова, Суханова, Б. А. Титова, Ю. И. Топчеева, Г. И. Федоренко, С. М. Федорова, Шаталова и многих других. Рассматриваемая тема не исследовалась с учетом всех эваний к пилотажно-навигационному (ПН) комплексу. В основном, проблема ıлась с учетом ограничений на места установки датчиков первичной информации 1), основываясь на выбранном типе стабилизации упругих колебаний, по льтатам моделирования, но чаще всего на основе интуитивных представлений ıботчика. Сложность решения этой проблемы связана с особенностями . - сложной динамической системы. Упругие связи между элементами конструкции озволяют, в общем случае, рассматривать объект управления как твердое тело. ользование распределенной модели объекта приводит к высокой размерности ıемых задач управления и оценивания, переход к системе обыкновенных ференциальных уравнений методом заданных форм приводит к тому, что вектор эяния (ВС) содержит абстрактные параметры, соответствующие тонам упругих баний. Установленные на объекте ДПИ воспринимают не только параметры сения твердого тела, но и упругие перемещения мест крепления. Кроме того, метры математической модели объекта непрерывно меняются в процессе полета, а ования к системе управления (СУ) и информационно-измерительному комплексу К), которые определяются эвристически, по результатам решения ПН-задач, чаются для различных режимов полета.

[елью работы является создание методики синтеза, позволяющей определить тре-ния к количеству, характеристикам и размещению ДПИ, обеспечивающих ходимые динамические свойства объекта, замкнутого системой стабилизации ı, и необходимую точность измерений ПН-параметров.

Iаучная новизна работы состоит:

формализации задачи синтеза как оптимизационной задачи математического раммирования (МП), для которой соответствие предложенных критерия и ничений реальным требованиям к ИИК определяется предлагаемыми методами иза;

постановке задачи МП, где вычисление целевой функции (ЦФ) рассматривается решение задачи линейного программирования (ЛП), приведение которой к ническому виду обосновывает оптимальное количество, а результат решения деляет расположение и точностные характеристики применяемых ДПИ;

решении прикладных задач (дискретизация матрицы измерений, выбор ıвляемых переменных, исключение избыточных неравенств, методы вычисления градиентов), позволяющих сократить объем вычислений и время реш оптимизационной задачи численными методами;

– *в доказательстве условий выпуклого программирования* при сделанном вы управляемых переменных, что гарантирует сходимость алгоритма и однознач решения;

– *в создании методики анализа динамических свойств*, позволяющей обосн выбор ограничений в задаче МП для обеспечения необходимых динамич характеристики замкнутой системы и требуемой точности оценок заданных комп текущего ВС, учитывая структурную и параметрическую неопределенности и ош идентификации модели;

– *в разработке метода идентификации распределенных параметро* использованием априорной информации о расчетной схеме объекта, распреде массы и жесткости, рассматривая известные формы свободных колеб соответствующие доминирующим гармоникам как реакцию на распредел гармоническое воздействие инерциальных сил;

– *в решении спектральными методами задачи выбора базиса аэроавтоупругих* для расчета, построения и идентификации модели УЛА.

Практическая ценность работы определяется тем, что предлагаемая мет является теоретической основой разрабатываемого программного обеспечени зволяющего решать практические задачи оптимизации ИИК в составе СУ дающего возможность сократить время и повысить уровень инженерного проек вания. Разработанные методы, методики анализа, алгоритмы, рекомендации и ре ряда вспомогательных задач могут иметь самостоятельное значение и практическое применение вне состава общей методики.

Методы исследования. Теоретические основы работы базировались на мето принципах теории оптимального управления динамическими системами, лин алгебры и МП, математической физики и теории упругости.

Реализация работы. Результаты использованы в научных работах кафедры космических приборов и измерительно-вычислительных комплексов СПГУА программам «Безопасность полетов», «Перспективные приборные компле «Интеравиакосмос», «Методы и средства комплексирования информационных ка в задачах управления, прогнозирования и экспертных оценок». Методичес программное обеспечение позволило при проектировании СУ сократить объе числений и повысить качество разрабатываемых систем. Материалы исследо внедрены в учебный процесс по курсу «Бортовые комплексы управления».

На защиту выносятся следующие основные положения и результаты:

1. Выбор критерия и постановка задачи МП для решения оптимизационной задач
2. Методика анализа динамических свойств замкнутой системы.
3. Методика идентификации модели УЛА с учетом априорной информа расчетной схеме объекта.
4. Выбор базиса аэроавтоупругих форм для построения модели УЛА.

\пробация работы. Основные положения диссертации и научно-технические льтаты исследований докладывались автором на Второй международной ідежной школе-семинаре «БИКАМП' 99». (Санкт-Петербург, 1999), на научных інарах кафедры аэрокосмических приборов и измерительно-вычислительных ілексов СПГААП.

Іубликации. По теме опубликовано семь печатных работ, материалы вошли в два но-технических отчета по госбюджетным НИР. Основное содержание диссертации жено в работах, список которых приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав, ючения и приложения, содержит 156 стр. машинописного текста, включая 5лиц, 22 рисунка и список литературы, включающий 58 источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Зо введении обоснованна актуальность темы, определена цель исследования, ;аны рассмотренные вопросы и основные научные результаты.

Эпределяя область применения предлагаемой методики синтеза ИИК, а также для ;е полного раскрытия специфики упругого объекта (в качестве объекта управления блюдения) и определения места ИИК в СУ, важно раскрыть современные методы ;ания математической модели УЛА, ограничивая при этом рамки диссертации и ;деляя ее место в комплексе смежных проблем.

С этой целью *в первой главе* проводится аналитический обзор современных ідов описания математической модели УЛА:

іриводятся математические модели упругих подвижных объектов как систем с іределенными и с сосредоточенными параметрами, в непрерывной и дискретной ме, раскрывается суть метода заданных форм;

іриводятся уравнения движения УЛА в продольной плоскости с учетом взаимного іния упругих поперечных колебаний корпуса и аэродинамических сил и моментов, іже подвижности жидкости в топливных баках и магистралях;

эассматриваются УЛА различного типа, совершающие поперечные, продольные и гильные колебания, приводятся рекомендации по выбору расчетной схемы.

Іриведенный обзор служит для обоснования применимости результатов диссерта- к различным типам упругих подвижных объектов и использования в расчетной ;и диссертации известных математических моделей. За основу была взята модель і упругий стержень с произвольным распределением массы и жесткости, совер- эщий изгибные колебания. Учитывалась связь с аэродинамическими силами и іентами, с управляющими и возмущающими воздействиями.

Во второй главе определяется постановка задачи синтеза ИИК как определение 5ований к количеству, точности и размещению ДПИ, обеспечивающих 5ходимые динамические свойства объекта, замкнутого системой стабилизации), и необходимую точность измерений ПН-параметров, основываясь на дположении, что режим стабилизации наиболее продолжительный и важный, а іолнения ограничений на дисперсии ошибки ВС оказывается достаточным для ;печения необходимого управления при различных режимах полета. Для этого рассматривается общая структура ИИК СУ УЛА, как объекта с сосредоточенн параметрами.

Оптимальная СС линейной стационарной динамической системы, при непо наблюдениях определяется системой уравнений в векторно-матричной форме:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{v}$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{w}$$

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{K}(\mathbf{y} - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}\mathbf{u}$$

$$\mathbf{u} = -\mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}$$

где матрицы: **A** - объекта управления, **B** - управления, **C** - наблюдения; век **x** - состояния объекта, **u** - управления, **y** - наблюдения; $\hat{\mathbf{x}}$ - оценки состояния, **v** - и возбуждения, **w** - шума измерения.

Замкнутая система состоит из оптимального наблюдателя (ОН) и оптималь регулятора (ОР), рассчитанного в предположении известного ВС, согласно тео разделения. Параметры наблюдателя $\mathbf{K}=\mathbf{QC'V2}^{-1}$ и регулятора $\mathbf{F}=\mathbf{R2}^{-1}\mathbf{B'P}$ определя решением соответствующих алгебраических уравнений Риккати (АУР):

$$\mathbf{A\,Q} + \mathbf{Q\,A'} - \mathbf{Q\,C'V2}^{-1}\mathbf{CQ} + \mathbf{V1} = \mathbf{0}$$

$$\mathbf{A'\,P} + \mathbf{P\;A} - \mathbf{P\,B\,R2}^{-1}\mathbf{B'\,P} + \mathbf{R1} = \mathbf{0}$$

Решение оптимально для следующего критерия, с весовыми матрицами R выбранными с учетом требований к динамическим свойствам замкнутой систем гауссовых белых шумов измерений и возмущений $\mathbf{Rvv} = \mathbf{V1}\cdot\delta(\tau)$, $\mathbf{Rww} = \mathbf{V2}\cdot\delta(\tau$

$$J = \lim_{\substack{t_o \to -\infty \\ t \to \infty}} \int_{t_o}^{t} E(\mathbf{x'R1x} + \mathbf{u'R2u})dt$$

Для стационарных систем усредненная по времени величина критерия

$$\sigma = \lim_{\substack{t_o \to -\infty \\ t \to \infty}} \frac{1}{t - t_o} \int_{t_o}^{t} E(\mathbf{x'R1x} + \mathbf{u'R2u})\,dt$$

будет определяться линейной зависимостью $\sigma_0 = tr(\mathbf{PV1} + \mathbf{QF'R2F})$ от мат дисперсий ошибки оценки ВС, которая в свою очередь оказывается связанной называемой *информационной матрицей* $\mathbf{H} = \mathbf{C'V2}^{-1}\mathbf{C}$. Таким образом удается св динамические свойства замкнутой системы и точность оценки заданных компонен с датчиками первичной информации.

Известен метод оптимизации размещения датчиков, *минимизацией величин рассмотренного критерия*. Искомые координаты размещения датчиков использую качестве управляемых переменных, решение находится численным методом.

При таком подходе:

1. не обосновывается оптимальное число, тип и точностные характеристики датч определяя их заранее;
2. оптимизация приводит к нахождению локальных экстремумов, из кот оптимальное решение находится перебором;
3. не рассматриваются ограничения дисперсий ошибок оценки ВС.

[режде чем предложить иной подход, рассмотрим связь информационной матрицы ızмещением, типом и дисперсиями ошибок датчиков. Матрица измерений **C** деляет связь с расположением датчиков. Рассмотрим матрицу измерений для *всех ожных мест установки датчиков различных типов* (измерители угла атаки, ажа, угловой скорости и упругой деформации).

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \varphi 1_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \varphi 1_n & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \varphi 2_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \varphi 2_n & 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \varphi 1_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \varphi 1_n & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \varphi 2_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \varphi 2_n & 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0 & \varphi 1_1 \\ \vdots & \vdots \\ 0 & \varphi 1_n \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0 & \varphi 2_1 \\ \vdots & \vdots \\ 0 & \varphi 2_n \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \sigma 1_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \sigma 1_n & 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \sigma 2_1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \sigma 2_n & \end{bmatrix} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \alpha \\ \vartheta \\ \dot{\vartheta} \\ \xi 1 \\ \dot{\xi} 1 \\ \xi 2 \\ \dot{\xi} 2 \end{pmatrix} \qquad (5)$$

Иатрица **C** будет соответствовать формам $h_i(x)$ соответствующих тонов $\xi_i(t)$ юдных изгибных колебаний, а также первым $\varphi_i(x) = \partial h_i(x)/\partial x$ и вторым $ = \partial^2 h_i(x)/\partial x^2$ пространственным производным от форм (для угломерных и ометрических датчиков соответственно).

Каждая строка матрицы соответствует определенному сечению. Очевидно, имеет сл ограничить число строк **C**, исключая сечения, где невозможно установить ики. *Предлагается процедура*, которая позволяет, руководствуясь достоверностью ета собственных форм, а также из практических соображений организации ислений, осуществить дискретизацию и установить неоднозначное соответствие ду строками матрицы измерений и пространственными координатами точек южной установки датчиков.

Для некоррелированных шумов измерителей матрица дисперсий будет иметь гональный вид. Обратную к ней матрицу $\mathbf{W}=\mathbf{V}^{-1}$ назовем *матрицей затрат*. гональные элементы этой матрицы, равные нулю, будут соответствовать тствию датчиков. Определим под *критерием затрат* сумму затрат на отдельные ерители, величин обратно пропорциональных дисперсиям ошибки датчиков с выми коэффициентами, выбранными исходя из приоритетности применяемых иков (стоимости датчика, его веса, надежности и т.д.) и мест установки, которые ут отличаться дисперсией шума измерений.

Практический смысл ограничения затрат состоит в том, что:

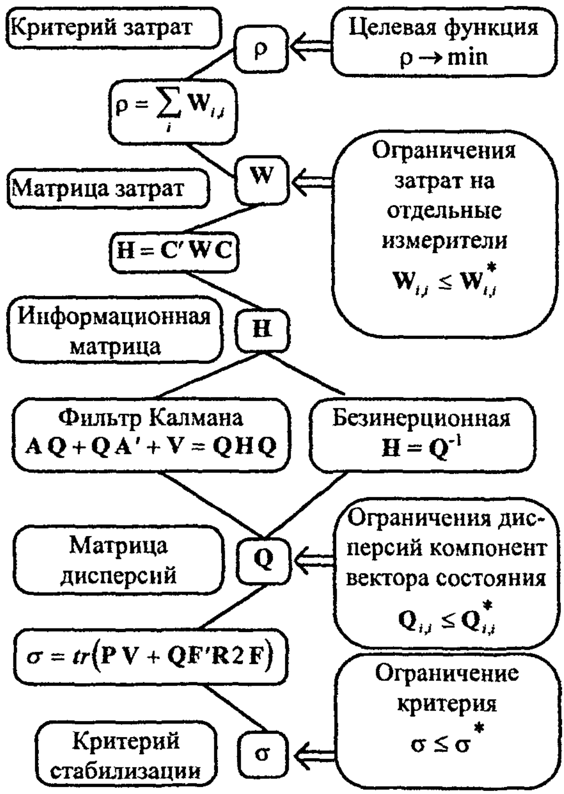
затраты на совокупность датчиков будут определяться суммой затрат на каждый;

чем точнее датчик, тем он надежнее;

– величина критерия не меняется при перемещении датчика;
– в том случае, когда два или более датчиков располагаются на одном месте можно рассматривать как единый датчик с дисперсией ошибки измеряемой велич определяемой по обобщенному методу наименьших квадратов (ОМНК).

Предлагается решать задачу оптимального выбора и размещения датч минимизацией предложенного критерия затрат, при ограничениях-неравенствах:
– *заданным критерием стабилизации (величиной и параметрами);*
– *требованиями к точности заданных компонент ВС.*

Структура связей между переменными, ограничениями и ЦФ в соответствук задаче МП представлена на рисунке.



Линейная зависимость между информационной матрицей и критерием затрат м быть преобразована в линейную форму:

$$\mathbf{H} = \mathbf{C}'\mathbf{V}^{-1}\mathbf{C} = \mathbf{C}'\mathbf{W}\mathbf{C} \Leftrightarrow \mathbf{A}\mathbf{x} = \mathbf{b},$$

A - матрица ограничений, столбцы которой соответствуют строкам **C**, **x** - вектор, тоящий из диагональных элементов **W**, **b** - вектор, составленный из элементов **H**.

$$\mathbf{W} = diag(\mathbf{x}), \quad \mathbf{H} = \mathbf{H}' = \begin{bmatrix} b_1 & b_{k+1} & \cdots & \cdots & b_{m=(k^2+k)/2} \\ * & b_2 & b_{k+2} & & \vdots \\ * & * & \ddots & \ddots & \vdots \\ * & * & * & b_{k-1} & b_{2k-1} \\ * & * & * & * & b_k \end{bmatrix} \tag{7}$$

юльзование в качестве управляемых переменных компонент информационной трицы позволяет рассматривать вычисление ЦФ как решение задачи ЛП. ıгональные элементы **W** – величины обратно пропорциональные дисперсии чиков, этим определяется их положительность: $x_i \geq 0$, $i=1,...n.$. Критерий затрат ожен быть минимальным, что соответствует минимуму линейной формы:

$$f(\mathbf{x}) = \langle \mathbf{c}, \mathbf{x} \rangle = \sum_{i=1}^{n} c_i x_i \to \min \tag{8}$$

Когда ограничения состава ИМ имеют вид равенств для ее диагональных ментов, очевидно, задача ЛП представлена в канонической форме:

$$\min\{\mathbf{cx}/\mathbf{x} \geq 0, \mathbf{Ax} = \mathbf{b}\}, \mathbf{b} \in E_m, \mathbf{x} \in E_n \tag{9}$$

Приведение последней к каноническому виду обосновывает оптимальное ичество датчиков, а результат решения определяет расположение и точностные актеристики датчиков.

В третьей главе рассматриваются особенности предлагаемого алгоритма имизации и дается решение ряда задач, позволяющих упростить его техническую лизацию и обосновать его эффективность.

Предлагаемая *постановка задачи МП* для решения оптимизационной задачи ючает в себя, кроме описанной ранее процедуры дискретизации матрицы ерений, процедуру исключения избыточных векторов столбцов матрицы аничений **A**, определением выпуклой оболочки ***conv.hull***{**A**}, что дополнительно ожает размерность задачи и соответствует исключению избыточных ограничений авенств в двойственной задаче ЛП: $\max\{\mathbf{b}'\mathbf{y} \,|\mathbf{A}'\,\mathbf{y} \leq \mathbf{c}\}$.

качестве управляемых переменных используются коэффициенты разложения торов, составленных из компонент информационной матрицы, в базисе допустимых ıений (переход к управляемым переменным **y**: $\mathbf{b} \to \mathbf{y}$, $\mathbf{b} = \mathbf{A}\,\mathbf{x} = \mathbf{A_r}\,\mathbf{y}$, где ı$(\mathbf{x}) > \dim(\mathbf{y})$, тогда $min\{\mathbf{1x} \,|\, \mathbf{x} \geq \mathbf{0}, \mathbf{A}\,\mathbf{x} = \mathbf{b}\} \to min\{\mathbf{1x} \,|\mathbf{x} \geq \mathbf{0}, \mathbf{A}\,\mathbf{x} = \mathbf{A_r}\,\mathbf{y}\}$).

Определение градиента ЦФ осуществляется решением двойственной задачи ЛП, юльзуя схему соответствия. В общем виде, для различных типов ограничений, рица системы ограничений, вектор управляемых переменных и вектор ограничений ют вид:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} & \mathbf{C} \\ \mathbf{D} & \mathbf{E} & \mathbf{F} \\ \mathbf{G} & \mathbf{H} & \mathbf{K} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \mathbf{a} \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{c} \end{bmatrix}, \quad [\mathbf{d}, \mathbf{e}, \mathbf{f}]; \tag{10}$$

Тогда col (**x**,**y**,**z**) и row (**u**,**v**,**w**) - решения прямой и двойственной задач ЛП:

$$\max\{\mathbf{dx}+\mathbf{ey}+\mathbf{fz}\,|\,\mathbf{x}\geq 0,\ \mathbf{z}\leq 0,\ \mathbf{Ax}+\mathbf{By}+\mathbf{Cz}\leq \mathbf{a},$$

$$\mathbf{Dx}+\mathbf{Ey}+\mathbf{Fz}=\mathbf{b},\ \mathbf{Gx}+\mathbf{Hy}+\mathbf{Kz}\geq \mathbf{c}\}\ =$$

$$min\{\mathbf{ua}+\mathbf{vb}+\mathbf{wc}\,|\,\mathbf{u}\geq 0,\mathbf{w}\leq 0,\ \mathbf{uA}+\mathbf{vD}+\mathbf{wG}\geq \mathbf{d},$$

$$\mathbf{uB}+\mathbf{vE}+\mathbf{wH}=\mathbf{e},\ \mathbf{uC}+\mathbf{vF}+\mathbf{wK}\leq \mathbf{f}\};$$

Сокращает объем вычислений предложенный *обратный метод* вычисле градиентов функций ограничений $\mathbf{q}=col(\mathbf{Q})$ и $\sigma=tr(\mathbf{QW})=\mathbf{lq}$, связанны управляемыми переменными АУР. Для этого:

– определяем $\mathbf{q}_o$=**Q**(**H**) как положительно определенное решение АУР для ОН;

– определяем численным методом $\partial\mathbf{q}/\partial\mathbf{h}=(\partial\mathbf{h}/\partial\mathbf{q})^{-1}$ при малых отклонениях от (используем *i*-е компоненты;

– определяем $\partial\sigma/\partial\mathbf{h}=\mathbf{l}\,(\partial\mathbf{q}/\partial\mathbf{h})$.

В этой постановке применение известного алгоритма МП характеризуется высс сходимостью и однозначностью решения, нет необходимости устанавли дополнительные ограничения, определяемые требованиями физической реализуемо Алгоритм может быть применен с учетом ограничений на отдельные измери (предельной точности и определенных заранее мест установки). Имеется возможн устанавливать ограничение требуемого числа датчиков.

Вычислительные эксперименты по оптимизации выбора и размещения датчиков СУ УЛА, с учетом двух первых тонов поперечных колебаний проводилис использованием различных алгоритмов:

1. Стандартного алгоритма МП (Matlab Optimization Toolbox.Ver.1.0d).
2. Фасеточного, с использованием заранее рассчитанного фасеточного описани наиболее эффективен и нагляден при ранге матрицы ограничений равном трем.
3. Универсального - вычисление ближайшей фасеты, определение базиса допусти решений и выбор управляемых переменных осуществлялись периодически в оптимизации с учетом текущих параметров.

Менялись условия оптимизации установлением и снятием ограничений на диспе ошибок оценок отдельных компонент ВС, критерий стабилизации, а т ограничением затрат на отдельные измерители. Вычисление градиента проводи прямым, обратным и аналитическим методом. Расчет проводился для различ моделей измерений, соответствующих различным типам датчиков и алгори оценки.

Сходимость метода и однозначность решения гарантируют доказанные для постановки задачи условия выпуклого программирования. Выпуклость Ц пространстве управляемых параметров **y**:

$$\rho(a\mathbf{y}^{(1)}+(1-a)\,\mathbf{y}^{(2)})\leq a\,\rho\,(\mathbf{y}^{(1)})+(1-a)\,\rho\,(\mathbf{y}^{(2)}),\ a\in[0,1]$$

Выпуклость функций-ограничений **q** и σ следует из доказанного неравенства:

$$\mathbf{Q}(a\mathbf{H}_1+(1-a)\,\mathbf{H}_2)\leq a\mathbf{Q}\,(\mathbf{H}_1)+(1-a)\,\mathbf{Q}\,(\mathbf{H}_2).$$

Найденное решение определяет результирующую информационную матриц таким образом можно определить изменившееся значение величин крит стабилизации и дисперсий ошибок оценки заданных компонент ВС. Выбор аничений, а также весовых матриц критерия стабилизации (3) требует дальнейшего снования.

Для этого *в четвертой главе* предлагается методика анализа динамических свойств кнутой системы стабилизации, позволяющая оценить результаты оптимизации ИИК эставе СУ УЛА, с учетом возможных факторов, которые не рассматривались при тановке задачи оптимизации. Ее использование также позволяет доказать, что дением фиктивных моделей динамики объекта и шумов, можно добиться такого же ректа, что и применением рассматриваемых в литературе амплитудного и фазового одов стабилизации упругих колебаний, определяя не только параметры, но и уктуру звена обратной связи ОН+ОР или ОН*+ОР* или ОН*+ОР (ОН*и ОР*- оектированы с учетом модели возмущающего воздействия).

Анализ проводится для расширенной системы, с учетом различных моделей иущающего воздействия, в том числе и колебательных звеньев, соответствующих шим гармоникам, которые не подлежат наблюдению по причине не стабильности тветствующих собственных форм (СФ) упругих колебаний или снижения иерности модели объекта. Учитываются особенности дискретной реализации звена атной связи и неопределенность в структуре и параметрах модели объекта и темы управления. С учетом ошибки идентификации параметров {A,B,C} амические свойства расширенной системы будет определять матрица:

$$\begin{pmatrix} A-BF & BF \\ \left(B_m-B\right)F+K\left(C_m-C\right)+A-A_m & \left(B-B_m\right)F+A_m-KC_m \end{pmatrix} \qquad (13)$$

В ходе вычислительного эксперимента особенности анализа раскрываются на мере исследования динамической устойчивости замкнутой СС УЛА в продольной скости, при учете связи изгибных колебаний продольной оси с аэродинамическими ами и моментами. Для этого:

иоделируется реакция системы на импульсное воздействие, как в канале иущения, так и канале шума, определяется АФЧХ системы по всем каналам;

эпределяется передаточная функция звена обратной связи, включающего в себя пюдатель и регулятор, а также передаточная функция системы в целом;

эсуществляется вычислительный эксперимент с дискретной моделью системы в ме разностных уравнений с дискретным фильтром Калмана в качестве ОН и урсивным цифровым фильтром высоких частот в канале управления, имитирующим эдаточные характеристики привода;

делаются выводы о зависимости качества стабилизации от типа обратной связи, ранного алгоритма ОН, интенсивности квантования и реакции на гармонические иущения в определенных диапазонах частот;

ставится вопрос о необходимости идентификации модели с целью, как улучшения ества регулирования, так и уменьшения возмущений в канале наблюдатель – тема управления, за счет неучтенных и неправильно учтенных тонов упругих ебаний.

Ошибка в идентификации параметров объекта приводит к изменению амических свойств замкнутой системы и даже неустойчивости объекта, что бходимо учитывать при выборе и размещении датчиков.

С этой целью *в пятой главе* проводилось исследование возможно идентификации модели упругого летательного аппарата, как решение зад одновременной идентификации параметров $\{\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}\}$ динамической систе ОН+ОР+УЛА и оценивания ВС, методом последовательных приближений, при это качестве ВС используется его оценка. Дискретный аналог системы (1) – сист разностных уравнений:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = (\mathbf{A} + {}_\Delta\mathbf{A})\,\hat{\mathbf{x}}_k + (\mathbf{B} + {}_\Delta\mathbf{B})\,\mathbf{u}_k + \mathbf{v}_k;$$
$$\mathbf{y}_k = (\mathbf{C} + {}_\Delta\mathbf{C})\,\hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{w}_k$$

v и **w** – шумы возмущений и измерений с учетом ошибки идентификации. Оце ОМНК отклонений параметров $\{{}_\Delta\mathbf{A}, {}_\Delta\mathbf{B}, {}_\Delta\mathbf{C}\}$ с учетом характеристик случай величин, осуществляется следующим образом:

$$\left[{}_\Delta\hat{\mathbf{A}}\,{}_\Delta\hat{\mathbf{B}}\right] = \left(\left[\hat{\mathbf{x}}_{k+1},\cdots\hat{\mathbf{x}}_{k+1+n}\right] - \left[\mathbf{A}\,\mathbf{B}\right]\begin{bmatrix}\hat{\mathbf{x}}_k & \cdots & \hat{\mathbf{x}}_{k+n}\\ \mathbf{u}_k & & \mathbf{u}_{k+n}\end{bmatrix}\right)\begin{bmatrix}\hat{\mathbf{x}}_k & \cdots & \hat{\mathbf{x}}_{k+n}\\ \mathbf{u}_k & & \mathbf{u}_{k+n}\end{bmatrix}^+;$$

$${}_\Delta\hat{\mathbf{C}} = \left(\left[\mathbf{y}_k,\cdots\mathbf{y}_{k+n}\right] - \mathbf{C}\left[\hat{\mathbf{x}}_k,\cdots\hat{\mathbf{x}}_{k+n}\right]\right)\left[\hat{\mathbf{x}}_k,\cdots\hat{\mathbf{x}}_{k+n}\right]^+$$

Сходимость метода *последовательных приближений (например, для оце* матрицы измерений $\mathbf{C}_{i+1} = \mathbf{C}_i + (\mathbf{y} - \mathbf{C}_i\hat{\mathbf{x}}_i)\,\hat{\mathbf{x}}_i^+ :\ \mathbf{C}_i \to \mathbf{C},\ \hat{\mathbf{x}}_i \to \mathbf{x}$) позволяет судит возможности одновременной идентификации и оценивания.

Использование априорной информации об объекте может способство успешному решению этой задачи. Для этого предлагается метод идентифика модели УЛА с учетом априорной информации о расчетной схеме объекта (напри упругий стержень совершающий изгибные колебания), распределенной массе *m(* жесткости *EJ(x)* при изгибе. Используются найденные линейные зависимост дискретной форме $\{m_i,\ EJ_i\}$ для N точек между изгибающим моменто распределенной силой $\boldsymbol{\mu} = \mathbf{G1}\,\mathbf{f}$, между величиной обратно пропорционал жесткости $\zeta = \mathrm{EJ}^{-1}$ и кривизной $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{G2}\,\zeta$ или углом наклона касательной $\boldsymbol{\phi} = \mathbf{G3}\,\zeta$.

$$i = 1 \ldots N,\ j = 1 \ldots N,\ k = 1 \ldots N-1,\ s = 1 \ldots N-1.$$

$$\mathrm{G1}_{i,j} = \begin{cases} x_j - x_i & (j > i)\\ 0 & (j \le i)\end{cases},\quad \mathrm{G2}_{s+1,k} = \begin{cases} \mu_{k+1} & (s = k)\\ 0 & (s \ne k)\end{cases},$$

$$\mathrm{G3}_{s+1,k} = \begin{cases} \dfrac{\mu_{k+1} + \mu_k}{2}\cdot\Delta x_k & (s+1 > k)\\ 0 & (s+1 \le k)\end{cases},\quad \Delta x_k = x_{k+1} - x_k$$

Прогиб балки в консольной системе координат: $\mathbf{h}_c = \mathbf{G4}\,\zeta$.

$$\mathrm{G4}_{i,k} = \begin{cases} \dfrac{\mu_{k+1} + 2\mu_k}{6}\cdot\Delta x_k^{\,2} + \sum\limits_{s}^{k<s<i}\Delta x_s\,\Delta x_k\,\dfrac{\mu_{k+1} + \mu_k}{2} & (i > k)\\ \sum\limits_{s}^{k<s<i}\Delta x_s\,\Delta x_k\,\dfrac{\mu_{k+1} + \mu_k}{2} & (i \le k)\end{cases}$$

›гиб балки с учетом условий динамического равновесия в связанной системе рдинат: $\mathbf{h} = \mathbf{G5}\,\mathbf{h}_c$.

$$\mathbf{G0} = \mathbf{E} - \mathbf{X}\cdot\begin{pmatrix} \sum_i m_i x_i & \sum_i m_i \\ \sum_i m_i x_i^2 & \sum_i m_i x_i \end{pmatrix}^{-1}\cdot\mathbf{Y} \tag{18}$$

$$\mathbf{X}^{(1)} = \mathbf{x};\ X_{i,2} = 1;\qquad E_{i,j} = \begin{cases} 1 & (j = i) \\ 0 & (j \neq i) \end{cases}$$
$$\mathbf{Y}^{(2)} = \mathbf{m};\ Y_{i,2} = m_i\cdot x_i;$$

Линейность соотношений позволяет, используя ОМНК, осуществить нтификацию распределения массы и жесткости, рассматривая известные формы $\mathbf{h}$ 5одных колебаний, соответствующие доминирующим гармоникам с частотой w_j как кцию на распределенное гармоническое воздействие инерциальных сил $f_i = m_i h_{i,j} w_j^2$. пределенная упругость *EJ(x)* восстанавливается по реакции на известное пределенное воздействие $\mathbf{f}$ и прогибу в консольной системе координат $\mathbf{h}_c$, с ранным начальным приближением ζ_o:

$$\hat{\zeta} = \zeta_o + \Delta\zeta,\ \Delta\zeta = \mathbf{G4}^{+}(\mathbf{h_C} - \mathbf{G4}\zeta_o) \tag{19}$$

іетом условий динамического равновесия $\mathbf{G5} = \mathbf{G0}\,\mathbf{G4}$, решение будет иметь вид:

$$\Delta\zeta = \mathbf{G5}^{+}(\mathbf{h} - \mathbf{G5}\,\zeta_o) \tag{20}$$

ілогично восстанавливается распределение массы.

Упругий объект, как систему сосредоточенных масс m_i, совершающих малые ко-зния относительно положения равновесия, характеризует матрица коэффициентов яния Δ. Коэффициенты влияния Δ_{ij} равны обобщенному перемещению i-той точки действием обобщенной единичной силы, приложенной в j-той точке. Предлагается водить расчет матрицы коэффициентов влияния определением реакции упругого ı $\mathbf{H}$ на базисные воздействия $\mathbf{F}$, выбранные с учетом условий динамического новесия: $\Delta = \mathbf{H}\,\mathbf{F}^{+}$.

Распределенная информация об объекте $\{\mathbf{M}=diag(m_i), \Delta\}$ позволяет восстановить ный базис СФ: $\mathbf{Q} = \mathbf{M}^{-1/2}\,\mathbf{V}$ и определить частоты $\omega = \lambda^{-1/2}$ упругих колебаний.

$$-\Delta\mathbf{M}p^2\mathbf{x}(p) = \mathbf{x}(p), \tag{21}$$
$$\lambda = eigenval(\sqrt{\mathbf{M}}\Delta\sqrt{\mathbf{M}}),\ \mathbf{V} = eigenvec(\sqrt{\mathbf{M}}\Delta\sqrt{\mathbf{M}},\lambda)$$

чет параметров модели в пространстве состояний может быть осуществлен по :стной методике описанной *в первой главе*. Идентификацию тонов доминирующих моник предлагается осуществлять частотными методами.

Модель, полученная методом разделения переменных, представляет собой описание мущенного движения линейной динамической системы в базисе СФ упругих ебаний. Полученные теоретически СФ и частоты будут соответствовать свободным ебаниям упругого тела, но не будут соответствовать колебаниям ЛА с учетом эавтоупругости – аэродинамики и активной системы демпфирования.

По этой причине предлагается рассматривать вопрос идентификации модели угости как определение массовых и упругих свойств, соответствующих периментально определенным доминирующим гармоникам. Определяемые таким образом характеристики не будут соответствовать реальным массам и упругости могут быть использованы для построения полного базиса *аэроавтоупр собственных форм*, на основе которых предлагается определять параме математической модели объекта, как системы с сосредоточенными параметрами.

Выделение неполного базиса из бесконечного ряда СФ приводит к ошибк каждом этапе проектирования ИИК СУ УЛА. Предлагается определять реакции на гармонические воздействия, приложенные в точках расположения управляю органов и отличающиеся по частоте от собственных колебаний системы. Уравн вынужденных колебаний в операторной форме:

$$\mathbf{x}(jw) = \left(\Delta\mathbf{M}(jw)^2 + \mathbf{E}\right)^{-1} \Delta\mathbf{f}(jw)$$

или с учетом диссипации энергии:

$$\mathbf{x}(p) = \left(\Delta\mathbf{M}p^2 + \Delta\xi p + \mathbf{E}\right)^{-1} \Delta\mathbf{f}(p)$$

позволяет рассчитать формы упругих колебаний при распределенном возмущаю воздействии (ξ – в простейшем случае диагональная матрица, определяющая дейс распределенных сил, пропорциональных местной скорости).

Анализ форм упругих колебаний под воздействием распределенного возмущаю воздействия позволяет:

– определить ошибку, вызванную использованием ограниченного несколькı тонами, неполного базиса;
– позволяет учитывать влияние внутренних осцилляторов;
– прогнозировать реакцию упругого объекта на заданный закон управления.

Оценка спектра позволяет обосновать выбор конечного базиса. При необходим предлагается учитывать формы, соответствующие вынужденным гармониче колебаниям, а также учитывать неидентифицируемые упругие формы распределение шума вдоль упругой линии в задаче оптимизации.

В приложении приведено описание программ, предназначенных для оптимиз ИИК и использованных при расчетах.

В заключении перечислены следующие основные результаты, полученны основе теоретических разработок и моделирования, выполненных в настоящей раб

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ

В результате проделанной работы разработана методика синтеза информацио измерительного комплекса в составе *системы управления упругим летател* аппаратом, с целью определения состава и размещения датчиков различных тип упругом летательном аппарате, для обеспечения необходимых динамиче характеристик замкнутой системы и требуемой точности оценок заданных компс текущего ВС системы. Выполнение поставленной задачи на различных э включает в себя применение разработанных автором методов, методик ана алгоритмов, рекомендаций и решений ряда вспомогательных задач. Значимость этапов и эффективность их применения определяются эмпирически для конкре объектов и конкретных требований.

овные выводы и результаты диссертационной работы сводятся к следующим:

)пределена постановка задачи МП определения числа, расположения и точности ичных типов ДПИ, применяемых в ИИК СУ УЛА.

'азработана методика анализа динамики замкнутой СС УЛА, которая позволяет новать сделанные допущения в задаче оптимизации, выбрать структуру звена тной связи и определить компоненты весовых матриц в функционале илизации, обеспечивая при этом выполнение различных требований к динамике емы, учитывая структурную и параметрическую неопределенность реального кта.

Исследованы возможности и разработана методика идентификации модели того летательного аппарата и модели измерений.

)боснован выбор базиса аэроавтоупругих форм (форм колебаний замкнутой илизированной системы под воздействием аэродинамических сил и моментов) и м вынужденных колебаний при расчете, построении и идентификации модели ι.

Входящие в состав предлагаемой методики синтеза ИИК алгоритмы решения авленных задач были подвергнуты проверке в ходе вычислительных ериментов и вошли в состав разрабатываемого программного комплекса, назначенного для проектирования систем управления упругими ЛА.

Проведенные вычислительные эксперименты подтвердили правильность сделанных положений и высокую эффективность разработанных методов.

'азработанная методика синтеза позволяет рассматривать задачу выбора и ещения датчиков неразрывно от задачи построения системы управления и фирования, выбора и идентификации модели объекта, анализа динамических йств замкнутой системы в целом. Решения этих задач позволяют обосновать анные допущения в постановке оптимизационной задачи, а также могут иметь стоятельное значение и найти применение вне состава общей методики.

'ешения для объекта, соответствующего расчетной схеме совершающего изгибные бания стержня с произвольным распределением массы и жесткости, могут быть иенены для реальных объектов, расчетные схемы которых могут быть образованы методом конечных элементов и упругие свойства которых можно еделить матрицей коэффициентов влияния.

)бласть применения предлагаемой методики не ограничивается УЛА, методика ет быть применена для проектирования ИИК СУ любыми объектами, упругие бания которых необходимо учитывать.

Предлагаемый алгоритм оптимизации выбора и размещения датчиков может быть иенен для решения задач, не связанных с упругими колебаниями, задач, где полагаемое место установки датчика будет определять измеряемую линейную бинацию оцениваемых параметров и ошибок измерений. Подход к оптимизации ора и размещения датчиков также может быть применен для решения задач имизации выбора и размещения устройств активного демпфирования упругих ебаний, исходя из дуальности задач построения ОР и ОН.

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Бродский С.А. Анализ динамической устойчивости системы управления упр: летательным аппаратом. Санкт-Петербургский государственный университет а космического приборостроения. СПб., 1998. Деп. в ВИНИТИ 14.01.99 №38-В99. 25
2. Бродский С.А. Оптимизация выбора и размещения датчиков, входящих в со системы управления упругим летательным аппаратом. // Тезисы докл. Вт международной молодежной школы-семинара. «БИКАМП' 99». Санкт-Петер 24-28 мая 1999 года. С.21-23.
3. Бродский С.А. Особенности алгоритма оптимизации информацио измерительного комплекса в составе системы управления упругим летател аппаратом. Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмичес приборостроения. СПб., 1998. Деп. в ВИНИТИ 14.01.99 №40-В99. 20 с.
4. Бродский С.А. Постановка задачи оптимизации информационно-измеритель комплекса в составе системы управления упругим летательным аппаратом. С Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостро СПб., 1998. Деп. в ВИНИТИ 14.01.99 №39-В99. 19 с.
5. Программа «Оптимизация выбора и размещения датчиков, входящих в со системы управления упругим летательным аппаратом», автор Бродский №ГР ГосФАП-50990000062.
6. Программа «Анализ динамической устойчивости системы управления упр летательным аппаратом», автор Бродский С.А. №ГР ГосФАП-50990000063.
7. Программа «Построение модели упругого летательного аппарата», а Бродский С.А. №ГР ГосФАП-50990000064.

СА Бродский

Подписано в печать 22.05.00. Формат 60x84 1/16
Печать оперативная. Гарнитура "Таймс"
Усл. печ. л. 1,00. Тираж 80 экз.
Зак. № 198

Отпечатано с готовых оригинал-макетов
СПГУАП