

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**

**имени М.В. ЛОМОНОСОВА**

**Механико-математический факультет**

---

На правах рукописи

**Харичкин Максим Викторович**

**ЗАДАЧА КОМПЕНСАЦИИ ДЕВИАЦИИ  
АЭРОМАГНИТОМЕТРА**

Специальность 01.02.01 – теоретическая механика

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени

кандидата физико-математических наук

Москва 2009

Работа выполнена на кафедре прикладной механики и управления  
механико-математического факультета  
МГУ им. М.В. Ломоносова.

<b>Научные руководители:</b>	доктор физико-математических наук	А.А. Голован
	кандидат физико-математических наук	Е.В. Каршаков
<b>Официальные оппоненты:</b>	в.н.с., доктор физико-математических наук	П.Н. Александров
	кандидат технических наук	А.А. Трусов
<b>Ведущая организация:</b>	Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова (ЛИИ)	

Защита диссертации состоится 20 февраля 2009 года в 16 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д 501.001.22 при Московском государственном университете им. М.В. Ломоносова по адресу: 119991, Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, механико-математический факультет, аудитория 16-10.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке механико-математического факультета МГУ.

Автореферат разослан 20 января 2009 года.

Ученый секретарь  
диссертационного совета,  
доцент

В.А. Прошкин

## 1. Общая характеристика работы

**Актуальность темы.** В настоящее время аэромагнитометрия является наиболее распространенным методом аэрогеофизической съемки. Это обусловлено высоким качеством магнитометрического оборудования, большим опытом проведения магнитных съемок и развитием аппаратного и программного обеспечения, упрощающего интерпретацию и обработку полученных данных.

Магнитное поле самолета или вертолета, на корпусе которого жестко укреплен магнитный датчик, вызывает искажение (девиацию) его показаний. Поэтому, прежде чем проводить магнитные съемки необходимо осуществить действия, направленные на компенсацию девиации прибора. Различают физические и алгоритмические методы компенсации девиации. Физические методы предполагают аппаратную компенсацию девиации, когда формируется специальная магнитная помеха, близкая по величине и обратная по знаку девиации.

Другой, более конструктивный и надежный способ – алгоритмическая компенсация девиации. Для этого летательный аппарат предварительно осуществляет специальный калибровочный полет с регистрацией показаний магнитометра. С помощью того или иного алгоритма обработки оцениваются параметры математической модели девиации магнитометра. Далее, для данных рабочего, съемочного полета, с помощью указанных оценок непрерывно вычисляется и алгоритмически компенсируется девиация аэромагнитометра в его показаниях.

В настоящее время значительным резервом повышения точности и разрешающей способности промышленных магнитных съемок является высокоточная алгоритмическая компенсация девиации магнитометра. Поэтому тема диссертационной работы, посвященная задаче алгоритмической компенсации девиации аэромагнитометра является актуальной.

Здесь следует отметить, что важным практическим аспектом исследования задачи служит то, что алгоритмы компенсации должны быть в достаточной степени универсальны и реализуемы на современной компьютерной технике без каких либо вычислительных проблем.

**Цель работы.** В работе поставлены следующие основные задачи:

1. Формализация, построение и анализ составных математических моделей в задаче компенсации девиации аэромагнитометра.
2. Сведение задачи компенсации девиации к стандартной линейной задаче оценивания калмановского типа. Детерминированный и стохастический анализ наблюдаемости поставленной задачи.

3. Построение алгоритмов решения задачи компенсации как задачи оптимального оценивания. Численная обработка экспериментальных данных и анализ результатов.
4. Построение при достаточно общих предположениях о геометрических и магнитных свойствах лопастей несущего винта аналитической модели создаваемых им магнитных помех. Оценивание параметров полученной модели на основе экспериментальных данных. Анализ полученных результатов и практические рекомендации по применению алгоритмов обработки.

**Методы исследования.** В работе используются методы теории дифференциальных уравнений, линейной алгебры, теории наблюдаемости линейных систем, теории случайных процессов, теории оптимального оценивания, фракционного анализа, векторного анализа, электродинамики.

**Научная новизна.** Результаты диссертации являются новыми. В диссертационной работе решены следующие задачи:

1. Получены составные математические модели в задаче компенсации магнитной девиации, произведен их анализ на основе процедур нормализации и редукции по малому параметру.
2. Задача компенсации девиации сведена к стандартной линейной задаче оптимального оценивания, для которой проведен детерминированный и стохастический анализ наблюдаемости.
3. Проведена обработка экспериментальных данных, которая показала работоспособность предложенных алгоритмов. Практическим результатом явилось обоснование использования неполного калибровочного полета, что важно для приложений.
4. Для случая вертолета-носителя при достаточно общих предположениях получена детерминированная модель магнитных помех, создаваемых несущим винтом.
5. С использованием экспериментальных данных произведена оценка параметров упрощенной модели магнитных помех, создаваемых несущим винтом. На основе полученных оценок параметров было проведено моделирование данных аэромагнитной съемки, показавшее преимущества использования указанной модели и соответствующего алгоритма обработки по отношению к традиционно применяемым алгоритмам.

Полученные результаты применимы для всех видов аэромагнитометрических съемок и всех типов аэромагнитометров.

**Теоретическая и практическая ценность.** Полученные результаты могут быть использованы при решении задачи компенсации девиации аэромагнитометра с целью повышения точности измерений при построении карт аномалии МПЗ. Соответствующие алгоритмы могут быть реализованы в бортовых программах.

Работа выполнялась в рамках сотрудничества с ЗАО «Геотехнологии», ЗАО «ГНПП Аэрогеофизика», Амакинской ГРЭ АК «Алроса». Использовались данные, полученные в разное время компаниями ЗАО «ГНПП Аэрогеофизика», Aerogeophysica LA, Амакинская ГРЭ АК «Алроса».

На основании предложенного в работе подхода к компенсации магнитной девиации автором совместно с ЗАО «Геотехнологии» было разработано программно-математическое обеспечение (ПМО) REINMAG для обработки данных промышленных аэромагнитных съемок. Результаты работы ПМО REINMAG используются компаниями ЗАО «ГНПП Аэрогеофизика», ЗАО «Геотехнологии» и Амакинской ГРЭ АК «Алроса» в своей производственной работе.

**Апробация диссертации.** Результаты диссертации докладывались на научных семинарах кафедры прикладной механики и управления механико-математического факультета и в лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова, на научных семинарах в Институте проблем управления им. В.А.Трапезникова РАН, на международных научно-технических семинарах «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработке информации» в Алуште.

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано шесть работ, три из них опубликованы в журналах, рекомендованных ВАК для защиты диссертаций (одна из них в журнале по профилю Совета). Их список приводится ниже.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из трех глав, разбитых на разделы, выводов и приложений. Список литературы содержит 33 наименования. Общий объем диссертации составляет 106 страниц.

## 2. Содержание работы

Диссертация содержит три главы, заключение и приложения. Первая глава является вводной – в ней содержатся: предметная часть работы, общие понятия и обзор современного состояния исследуемой задачи. Вторая и третья главы посвящены постановке и методам решения задачи компенсации магнитной девиации для самолета и вертолета соответственно. В заключении содержатся основные результаты, полученные в работе.

**Первая глава** является вводной и состоит из пяти разделов.

Во введении (**раздел 1**) дана общая характеристика работы, приведена краткая постановка предлагаемой задачи и описана структура работы.

Вкратце описывается предложенный в работе новый подход к решению задачи компенсации магнитной девиации летательных аппаратов (самолета и вертолета) и построению программно-математического обеспечения (ПМО) для обработки данных промышленных аэромагнитных съемок. Основная особенность предложенного подхода – введение стохастической модели аномального магнитного поля Земли (МПЗ). В такой постановке задача компенсации магнитной девиации сводится к стандартной постановке задачи оптимального оценивания и решается с помощью алгоритмов калмановского типа (фильтрации и сглаживания). Это позволило получить более высокий порядок точности при построении карт аномалии МПЗ.

В **разделе 2** содержится перечень основных обозначений, используемых в работе.

В **разделе 3** приведен обзор основных понятий в магниторазведке: необходимые физические понятия, описания и технические характеристики основных видов магнитометров, описание современной модели магнитного поля Земли.

В **разделе 4** содержится обзор по теме задачи: рассматривается история и современное состояние магниторазведки и задачи компенсации девиации, описываются проблемы, возникающие при проведении компенсации с использованием самолета и вертолета.

В случае самолета-носителя существуют основополагающие подходы к решению проблемы компенсации девиации, опирающиеся на представление магнитных помех суммой полей, обусловленных постоянными, индуктивными и вихревыми источниками. В западной литературе данная модель получила название модель Лелиака (Leliak model). Для описания постоянной и индуктивной составляющих используется известная модель Пуассона. Иногда

используется также информация о высоте полета носителя для учета вертикального градиента магнитного поля Земли.

Методика компенсации девиации требует проведения калибровочного полета (рис. 1) на существенно большей в сравнении с рабочей высоте, в дальнейшем называемой калибровочной высотой ( $h \sim 1000$  м). Калибровочный полет выполняется на четырех различных курсах, что необходимо для наблюдаемости при определении неизвестных параметров магнитных помех. Далее, проводится обработка данных калибровочного полета, и определяются параметры магнитных помех. После определения параметров возможно проведение магнитной съемки на рабочей высоте  $h \sim 100$  м, для которой в реальном времени или в постобработке производится компенсация девиации аэромагнитометра.

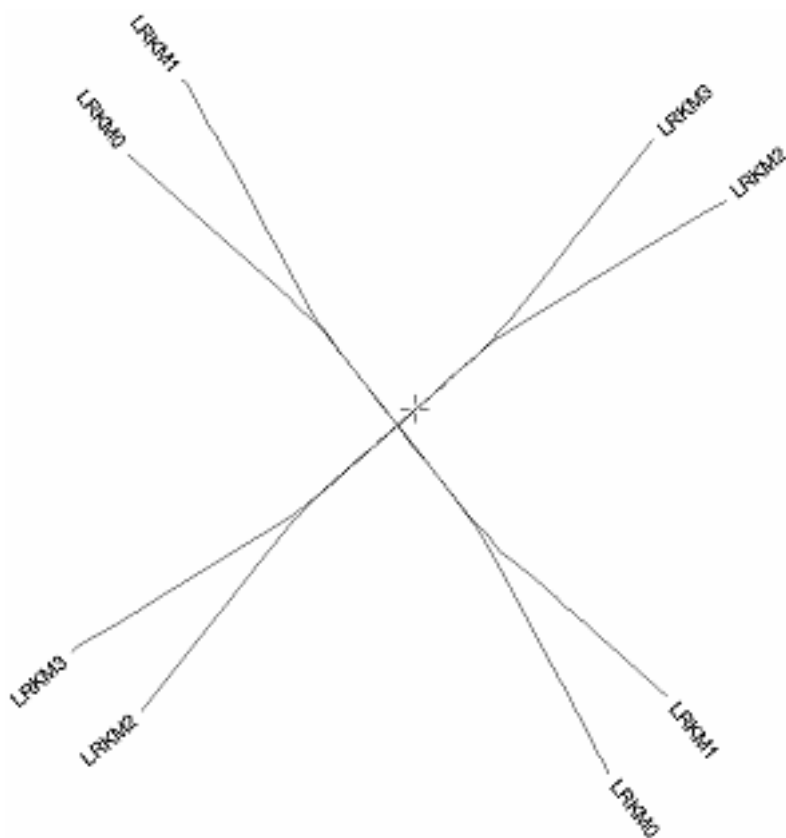


Рис. 1 Маршруты калибровочного полета.

Для решения задачи компенсации магнитной девиации используется два магнитометра. Первый магнитометр – скалярный, позволяющий с высокой точностью измерить модуль МПЗ. Именно его девиацию необходимо компенсировать. Второй – векторный, имеющий меньшую точность, но необходимый для измерения вектора МПЗ, используемого при определении ориентации носителя. Совместно с указанными выше измерениями модуля и вектора магнитного поля необходима дополнительная информация о

координатах и скорости носителя, получаемые по данным от спутниковой навигационной системы.

Есть несколько коммерческих программ, реализующих алгоритмы компенсации, основанные на использовании Leliak model. Среди них наиболее известны программы канадских компаний «Pico Envirotec» и «RMS Instruments». Есть и российский аналог, разработанный в ФГУ НПП «Геологоразведка».

Основной недостаток существующих методов заключается в использовании слишком грубой модели для аномального МПЗ при оценке параметров магнитных помех. Так, например, ни один из предлагаемых ранее методов не учитывает горизонтальные градиенты аномального поля. Кроме того, существующие методы не учитывают девиацию, вызываемую изменением модуля внешнего магнитного поля.

В случае жесткой установки датчика на вертолете-носителе возникают многочисленные дополнительные проблемы при компенсации. Это связано, во-первых, со значительно (примерно на порядок) большими по сравнению с самолетом магнитными помехами и меньшей их стабильностью. Во-вторых, более сложный характер магнитных помех, создаваемых вертолетом, обусловлен рядом особенностей его конструкции, к числу которых можно отнести быстро движущиеся намагниченные элементы в составе лопастей несущего и хвостового винтов.

Таким образом, в случае проведения аэромагнитных съемок с использованием вертолета на датчик действует как быстрая составляющая, создаваемая магнитным влиянием несущего и хвостового винтов, так и медленная составляющая, наведенная неподвижными частями фюзеляжа. Следовательно, решение задачи компенсации для вертолета-носителя частично опирается на решение задачи компенсации для самолета-носителя.

Используемые в настоящее время на практике методы компенсации для вертолетов-носителей как правило сводятся к предварительной дополнительной численной обработке данных измерений методами низкочастотной или полосовой фильтрации, или физической синхронизации данных с фазой вращения несущего винта. На следующем этапе происходит численная обработка данных аналогичными самолетным методами.

Существует несколько как отечественных, так и зарубежных коммерческих реализаций методов компенсации для вертолета, основанных на использовании методов фильтрации или синхронизации. В России одним из наиболее известных являются разработки ФГУ НПП «Геологоразведка», применяющие полосовую фильтрацию.

Основной недостаток существующих методов заключается в том, что они не учитывают эволюции и величину раствора конуса несущего винта, так как привязаны только к его частоте вращения. Однако, даже при небольших изменениях конуса несущего винта характер помехи меняется довольно



динамично, что может дать ощутимый остаток после фильтрации или синхронизации данных.

В заключительном разделе главы (**раздел 5**) сформулированы особенности и преимущества предлагаемого метода компенсации.

**Вторая глава** посвящена задаче компенсации девиации для самолета и состоит из восьми разделов.

Во введении (**раздел 6**) приводится краткая постановка задачи компенсации девиации для случая самолета, и описываются основные этапы решения задачи.

В разделе «формализация моделей задачи» (**раздел 7**) описываются составные модели задачи:

1) Модель магнитных помех (на основе существующей Leliak model):

$$\bar{B} = \bar{B}_0 + \Delta\bar{B}, \quad \Delta\bar{B} = \Delta\bar{B}_m + \Delta\bar{B}_i = \bar{K} + L\bar{B}_0 + M \frac{d\bar{B}_0}{dt},$$

где  $\Delta\bar{B}_m = \bar{K} + L\bar{B}_0$  – помехи, создаваемые магнитными массами;

$\Delta\bar{B}_i = M \frac{d\bar{B}_0}{dt}$  – помехи, создаваемые полем вихревых токов;

$\bar{B}$  – измеренное магнитное поле;

$\bar{B}_0$  – истинное внешнее магнитное поле;

$\Delta\bar{B}$  – магнитная помеха,

$\bar{K}$  – вектор жесткой составляющей,

$L, M$  – матрицы мягкой и вихревой составляющей.

2) Стохастическая модель аномального МПЗ:

$$B_0(x, z) = B^h(x, z_0) + B_z(x, z_0)\Delta z,$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dB^h}{dt} = vB_x \\ \frac{dB^h_x}{dt} = vB_{xx} \\ \frac{dB^h_{xx}}{dt} = vq_1 \end{array} \right\}, \quad \left\{ \begin{array}{l} \frac{dB_z}{dt} = vB_{zx} \\ \frac{dB_{zx}}{dt} = vq_2 \end{array} \right\},$$

где  $B^h(x, z_0)$  – поле в плоскости  $z = z_0$ , моделируемое 3 интегралом от белого шума  $q_1$ ;

$B_z(x, z_0)$  – вертикальный градиент, моделируемый 2 интегралом от белого шума  $q_2$ ;

$v$  – скорость;  $\Delta z = z - z_0$ ;  $x$  – параметр маршрута.

В разделе 8 производится нормализация моделей задачи для случаев калибровочной ( $h \sim 1000$  м) и рабочей ( $h \sim 100$  м) высот и вводится малый безразмерный параметр  $\varepsilon$ .

Опираясь на полученные нормализованные модели, в разделе 9 приводится вывод линейной скалярной модели измерений МПЗ требуемого порядка аппроксимации для случая калибровочной высоты:

$$b = b_0 + \varepsilon^3 \bar{e}_F^T \bar{k} + \varepsilon^3 \bar{b}_F^T l_S \bar{e}_F + \varepsilon^4 \bar{b}_F^T m \left( \frac{d\bar{e}_F}{d\tau} \right),$$

где

$$\bar{k} = \frac{\bar{K}}{K_*}, \quad l = \frac{L}{L_*}, \quad l_S = \frac{l + l^T}{2}, \quad m = \frac{M}{M_*}, \quad \bar{b}_F = \frac{\bar{B}_F}{B_*}, \quad \bar{e}_F = \frac{\bar{B}_F}{B_F}, \quad b_0 = \frac{B_0}{B_*}, \quad b = \frac{B}{B_*}, \quad \tau = \frac{t}{T_*}, \quad \varepsilon^3 = \frac{L_*}{B_*},$$

$B_*$ ,  $T_*$  – характерные значения модуля МПЗ и времени эволюции летательного аппарата вокруг центра масс,

$K_*$ ,  $L_*$ ,  $M_*$  – характерные значения модели магнитных помех,

$\bar{B}_F$ ,  $B_F$  – вектор МПЗ, измеренный векторным магнитометром и его модуль.

Так же показывается, что для рабочей высоты в скалярной модели измерений появляется дополнительный член порядка  $\varepsilon^6$ , связанный с производной по времени модуля внешнего поля  $dB_0/dt$ . Это обусловлено сравнительно большими по сравнению с калибровочной высотой горизонтальными градиентами аномального МПЗ. Влияние этого члена невозможно учесть, в силу малости, при калибровочном полете, но на рабочих высотах оно становится существенно.

Таким образом, в отдельных случаях для повышения точности компенсации при рабочей съемке необходимо произвести оценку дополнительного члена в модели. Для этого следует использовать известный в геофизике метод переуравнивания.

В разделе 10 проводится детерминированный анализ наблюдаемости параметров модели, на основании которого определяется набор наблюдаемых параметров в модели магнитных помех.

В разделе 11 рассматривается сведение формализованной ранее задачи компенсации девиации к задаче оптимального оценивания и предложен алгоритм ее численного решения.

Показывается, что задача оптимального оценивания имеет следующую структурную особенность:

$$\begin{cases} \begin{pmatrix} \dot{\bar{X}}_1 \\ \dot{\bar{X}}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_1 & O \\ O & A_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{X}_1 \\ \bar{X}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \bar{q}_1 \\ \bar{q}_2 \end{pmatrix} \\ z = (H_1 \ H_2) \begin{pmatrix} \bar{X}_1 \\ \bar{X}_2 \end{pmatrix} + r \end{cases},$$

$$\bar{X}_2 = \begin{pmatrix} \bar{X}_{21} \\ \bar{X}_{22} \end{pmatrix}, \quad A_2 = \begin{pmatrix} A_{21} & O \\ O & A_{22} \end{pmatrix}, \quad \bar{q}_2 = \begin{pmatrix} \bar{q}_{21} \\ \bar{q}_{22} \end{pmatrix}.$$

Здесь фазовый вектор  $\bar{X}$  состоит из 2 частей:

$\bar{X}_1$  – 16 наблюдаемых параметров модели помех,

$\bar{X}_2$  – 9 параметров модели аномального поля.

Предполагая калибровочные параметры постоянными, имеем:

$$A_{11} = 0, \quad \bar{q}_1 = 0.$$

$H_1$  – определяется по показаниям векторного магнитометра на основе скалярной модели измерений.

Параметры  $\bar{X}_{21}$ ,  $\bar{X}_{22}$ ,  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $\bar{q}_{21}$ ,  $\bar{q}_{22}$ ,  $H_2$  определяются из стохастической модели аномального МПЗ:

$$\bar{X}_{21} = \begin{pmatrix} B^h \\ B^h_x \\ B^h_{xx} \end{pmatrix}, \quad \bar{X}_{22} = \begin{pmatrix} B_z \\ B_{zx} \end{pmatrix}, \quad A_1 = \begin{pmatrix} 0 & v & 0 \\ 0 & 0 & v \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad A_2 = \begin{pmatrix} 0 & v \\ 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad \bar{q}_{21} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ q_1 \end{pmatrix}, \quad \bar{q}_{22} = \begin{pmatrix} 0 \\ q_2 \end{pmatrix},$$

$$H_2 = (1, 0, 0, \Delta z, 0),$$

где  $\Delta z, v$  – определяются из показаний спутниковой навигационной системы.

В такой постановке задача оптимального оценивания принимает замкнутый вид и может быть решена с использованием алгоритмов калмановского типа: фильтрации или сглаживания.

**В разделе 12** рассматриваются численные результаты работы с экспериментальными данными, на примере которых показана работоспособность предложенных алгоритмов.

На примере построенной сравнительной таблицы оценок калибровочных параметров для разных мест (Элисты, Бразилии и Якутии) показывается вклад жесткой, мягкой и вихревой составляющей.

Строятся графики отражающие результаты обработки данных для калибровочного полета и площадной съемки. Показываются преимущества использования алгоритмов компенсации.

Проводится стохастический анализ наблюдаемости моделей задачи с привлечением понятия мер оцениваемости.

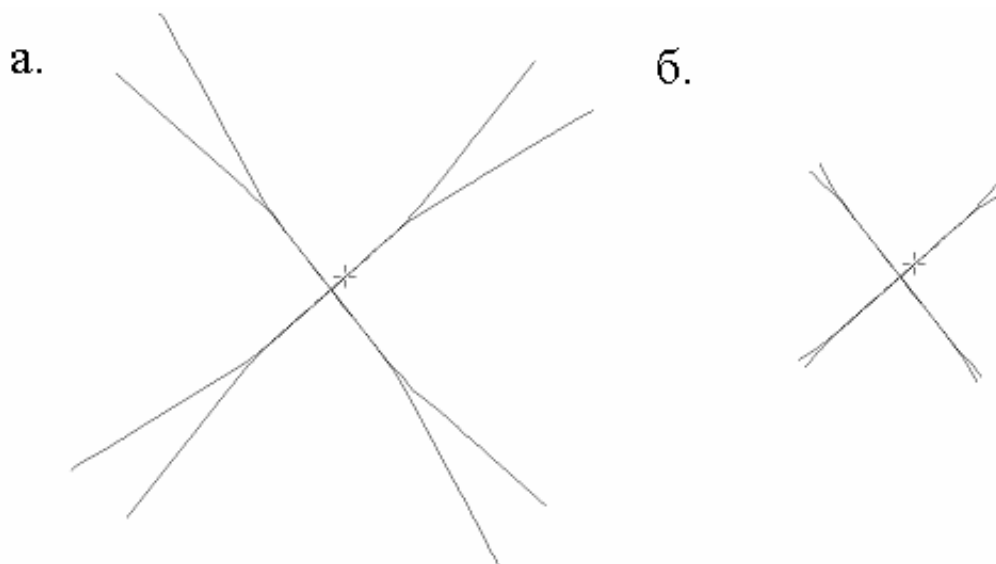


Рис. 2 Маршруты для полного (а) и «усеченного»(б) калибровочных полетов.

Опираясь на результаты детерминированного и стохастического анализа наблюдаемости в задаче оптимального оценивания, был проведен сравнительный анализ результатов компенсации данных, полученных на полном (обычно используемом) и неполном («усеченном») калибровочных вылетах (рис. 2).

По результатам проделанного эксперимента можно сделать вывод: результат компенсации для «усеченного» вылета несущественно отличается от полного вылета и является приемлемым для использования. Это подтверждается сравнением мер оцениваемости, показывающим их несущественное отличие.

Таким образом, при проведении компенсации достаточно производить вылет по упрощенной схеме, позволяющей сэкономить до четверти летного времени.

В заключительном разделе (**раздел 13**) приводятся основные выводы к главе.

**Третья глава** посвящена некоторым аспектам задачи компенсации девиации для вертолета и состоит из четырех разделов. Во введении (**раздел 14**) приводится краткое описание задачи и существующих методов компенсации для вертолета.

В следующем разделе (**раздел 15**) описывается получение детерминированной магнитной модели несущего винта вертолета. При выводе модели помех учитываются следующие достаточно общие предположения:

- 1) лопасть считается цилиндрической, а ее поперечные размеры малыми относительно длины;
- 2) модуль МПЗ считается постоянным в зоне винта;
- 3) мягкая составляющая помехи считается направленной вдоль лопасти.

По аналогии с моделью Лелиака помехи, создаваемые несущим винтом можно разделить на помехи  $\Delta\bar{B}_m$ , создаваемые магнитными массами; помехи  $\Delta\bar{B}_i$ , создаваемые полем вихревых токов.

$$\Delta\bar{B}_m = \lambda D_I (Q_K + B_r E) \bar{r}_p, \quad \Delta\bar{B}_i = \gamma D_I \left( \frac{d\bar{B}}{dt} - \Omega \bar{B} \right) \approx -\gamma D_I \Omega \bar{B},$$

где  $\lambda, \gamma$  – магнитные параметры лопасти;

$Q_K$  – ортогональная матрица;

$E$  – единичная матрица;

$\bar{r}_p$  – единичный вектор лопасти;

$B_r = \bar{r}_p^T \bar{B}$ ,  $\Omega = \text{coax } \bar{\omega}$ ,  $\bar{\omega}$  – угловая скорость вращения лопасти;

$D_I$  – дипольный интеграл вдоль лопасти.

При анализе полученной модели показывается её зависимость от геометрических и магнитных характеристик лопасти.

В разделе 16 исследуется модель помех, создаваемой несущим винтом, и производится анализ потенциальной точности существующих методов компенсации для вертолета.

При оценке параметров намагничивания лопасти проводится упрощение полученной модели помех с учетом следующих предположений:

- 1) предполагается, что в системе координат, связанной с фюзеляжем вертолета лопасть винта вращается равномерно в одной плоскости;
- 2) жесткая составляющая помехи направлена вдоль лопасти  $Q_K = k_0 E$ .

С учетом данных предположений полученная магнитная модель несущего винта принимает линейный вид, и её параметры могут быть определены с использованием метода наименьших квадратов на основе обработки экспериментальных данных.

Далее в разделе проводится анализ модельных данных для вертолета на примерах сравнения графиков для экспериментальных и приближенных по МНК данных. На основании полученных параметров намагничивания лопасти строятся модельные данные калибровочного полета, и на их основе определяется потенциальная точность существующих методов компенсации.

В заключительном разделе (раздел 17) приводятся основные выводы к главе.

**Заключение** содержит основные результаты диссертационной работы.

В приложениях для целостности работы описаны:

- необходимые физические понятия (раздел 18);
- обзор основных видов магнитометров (раздел 19);
- основы наблюдаемости линейных систем (раздел 20);

- основы теории оптимального оценивания: фильтр Калмана (раздел 21) и задача сглаживания (раздел 22).

### **По теме диссертации опубликованы в следующие работы:**

1. Каршаков Е.В. Стохастическая задача оценивания при компенсации девиации аэромагнитометра / Е.В. Каршаков, М.В. Харичкин // Автоматика и телемеханика. – 2008. – N. 7. – С. 68 - 77.
2. Волковицкий А.К. Система аэромагнитной съемки аномалий магнитного поля / А.К. Волковицкий, Е.В. Каршаков, М.В. Харичкин // Датчики и системы. – 2007. – N. 8. – С. 17 - 21.
3. Харичкин М.В. Компенсация магнитных свойств летательного аппарата / М.В. Харичкин // Вестник КРАУНЦ. Науки о Земле. – 2008. – N. 2. – Вып. 10. – С. 134 - 137.
4. Каршаков Е.В. Задача компенсации девиации аэромагнитометра / Е.В. Каршаков, М.В. Харичкин // Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации: труды XIV Международного научно-технического семинара. Сентябрь 2005 г., Алушта – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2005. – С. 292.
5. Каршаков Е.В. Компенсация магнитной помехи при аэрогеофизической съемке / Е.В. Каршаков, М.В. Харичкин // Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации: труды XV Международного научно-технического семинара. Сентябрь 2006 г., Алушта – М: МИФИ, 2006. – С. 307.
6. Каршаков Е.В. Компенсация магнитной помехи при аэрогеофизической съемке / Е.В. Каршаков, М.В. Харичкин // Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации: труды XVI Международного научно-технического семинара. Сентябрь 2007 г., Алушта – Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. – С. 261.