05.11.16

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЗАМКНУТО-РАЗОМКНУТОЙ СХЕМЫ КОРРЕКЦИИ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВИБРАЦИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

А.А. Афонин, А.С. Сулаков, М.Ш. Маамо

Институт Системы управления, информатика и электроэнергетика, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В настоящее время в связи со всевозрастающей степенью сложности проектирования, производства и эксплуатации летательных аппаратов все более важным направлением в области развития информационно-измерительных систем становится совершенствование существующих и разработка новых способов измерения параметров вибрации элементов механических конструкций летательных аппаратов. Целью данной работы является анализ возможности и перспективности построения системы для измерения вибраций элементов конструкции самолета на основе использования микромеханических инерциальных измерительных блоков в качестве основных виброметрических измерителей. При этом объектом исследования является система измерения параметров вибрации, а предметом – ее структура, состав, алгоритмы функционирования и ожидаемые точностные характеристики. Для достижения поставленной цели строится информационно-измерительная система на базе инерциальных приборов, а также датчиков для непосредственных измерений перемещений, используются численные и аналитические методы высшей математики и теоретической механики, методы теории случайных процессов и оптимального оценивания. В статье рассмотрены принципы построения такой системы на примере варианта системы измерения параметров вибраций крыла самолета, представлен краткий обзор существующих решений в предметной области и обоснована актуальность и целесообразность предложенного варианта технического решения. Приведены базовый состав и структура системы, описаны основные принципы ее работы, основанные на использовании данных датчиков перемещения, инерциальных измерителей и оптимального калмановского оценивания и коррекции. Показаны основные алгоритмы работы системы, включая алгоритмы ориентации и навигации, оценивания и коррекции при замкнуто-разомкнутой схеме включения оптимального фильтра Калмана, алгоритм вычисления параметров вибрации, представлены математические модели ошибок основных измерителей системы, показаны полученные предварительные результаты имитационного моделирования, демонстрирующие работоспособность системы и ее ожидаемые приемлемые точностные характеристики, подтверждающие возможность эффективного использования системы и перспективность выбранного направления работ.

Ключевые слова: параметры вибрации крыла, оптимальный фильтр Калмана, слияние сенсорной информации, микромеханический инерциальный измерительный блок, замкнуто-разомкнутая схема коррекции.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день по-прежнему актуальной остается проблема высокоточного измерения параметров вибрации элементов конструкции летательного аппарата (ЛА) в основных режимах его работы, включая полет, для анализа его вибрационных свойств и характеристик, диагностики состояния его конструкции, прогнозирования появления и развития дефектов, а также предупреждения приближения к опасным режимам. Решение задачи проектирования системы измерения параметров вибрации (СИПВ) в значительной степени зависит от выбора типа вибропреобразователей. Сейчас в качестве вибропреобразователей наибольшие распространение все еще имеют пьезоэлектрические акселерометры. К их достоинствам можно отнести: достаточную точность; устойчивость к вибрациям, ударным воздействиям и высоким температурам. К их недостаткам относятся

высокие стоимость и энергопотребление, значительные с учетом монтажных устройств масса и габариты, что, например, особенно негативно проявляется при экспериментальных исследованиях свойств крыла самолета, когда необходимо использовать большое число датчиков с громоздкими усилителями заряда. Кроме того, традиционные способы крепления, масса и габариты датчиков негативно влияют на частотный диапазон измерения, искажают частотные свойства объектов исследований (особенно малогабаритных, тонкостенных), затрудняют применение СИПВ в основных режимах эксплуатации ЛА. Также имеют место искажения сигналов при измерении низкочастотных ускорений, приводящие к значительным ошибкам при вычислении виброскорости и виброперемещения [1,2].

В связи с бурным развитием микромеханической техники и появлением нового поколения датчиков, в частности, микромеханических инерциальных

измерительных блоков (МИИБ), которые включают в свой состав интегрированные трехкомпонентные блоки микромеханических гироскопов (МГ) и микромеханических акселерометров (МА), а иногда и другие датчики – магнитометрические, температурные, барометрические и др., открылось новое направление разработок и исследований, основанное на встраивании МЭМС-датчиков в СИПВ. МИИБ, предназначенный в первую очередь для измерения проекций кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости в связанной с ним системе координат, нашел широкое применение в области навигации и управления движением. При этом он может дать полную информацию о параметрах движения исследуемой точки механической структуры, на основании которой в итоге можно определить ее виброускорение, виброскорость, виброперемещение, их амплитудно-частотные и фазовые характеристики и другие параметры вибрации. В отличие от пьезоэлектрического акселерометра даже дешёвый МИИБ работает без существенных искажений как при высоких, так и при низких частотах и характеризуется небольшими массогабаритными характеристиками, что позволяет его использование при испытаниях малогабаритных структур без значительных искажений истинной картины колебаний. Однако, к главным недостаткам МИИБ относятся невысокая точность и значительная нестабильность характеристик. В этой связи большое число научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ посвящено вопросам построения моделей ошибок МИИБ и способам их уменьшения, а также совершенствованию методов его калибровки. Для устранения указанных недостатков МИИБ, широкое применение нашли методы оптимального калмановского оценивания и коррекции, а также технология слияния сенсорной информации [3-6].

Таким образом, и в данном случае предлагается строить СИПВ на основе МИИБ с использованием технологии слияния сенсорной информации и оптимального калмановского оценивания. При этом предполагается, что при ее построении удастся преодолеть основные отмеченные выше недостатки МИИБ. Ключевым достоинством такой СИПВ будет достаточно высокая точность, связанная с применением комплексной оптимальной обработки информации таких разных источников, как МИИБ, бортовой навигационный комплекс (НК) ЛА, а также датчик перемещения (ДП), что позволит оценивать и корректировать их основные погрешности. Кроме того, к достоинствам системы относятся невысокие стоимость и энергопотребление, небольшие масса и габариты, а также простота оснащения самолета системой такого типа, что связано, в частности, с возможностью относительного несложного монтажа МИИБ в точке измерения. Система сможет работать

как при стационарном положении объекта (в лабораторных условиях или на предприятии), так и в процессе эксплуатации объекта (в том числе на аэродроме или в полете). При этом большинство современных ЛА обладают собственными НК, а некоторые перспективные самолеты оснащены ДП, встроенными в их основные элементы конструкции, например, в крылья.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Вариант схемы аппаратного состава СИПВ представлен на рис. 1, где $\mathbf{R}_L$ – геоцентрический радиус-вектор положения точки O объекта исследования, измеряемый НК; $\mathbf{R}_{M1}$ – геоцентрический радиус-вектор положения точки O_1 объекта, измеряемый на основе показаний МИИБ1; $\mathbf{R}_{M2}$ – геоцентрический радиус-вектор положения точки O_2 объекта, измеряемый на основе показаний МИИБ2; $\mathbf{R}_{K1}$ – вектор, характеризующий положение O_1 относительно O ; $\mathbf{R}_{K2}$ – вектор, характеризующий положение O_2 относительно O_1 , измеряемый ДП; $\mathbf{u}$ – вектор угловой скорости собственного вращения Земли; XYZ – связанная с объектом правая система координат (ССК), где ось X направлена по его продольной оси, а ось Z по правому крылу. Для СИПВ в качестве базовой выбрана правая Земная экваториальная (гринвичская) система координат (ЭСК) с началом отсчёта в центре Земли (O_3) и ортами ξ, η, ζ , где ξ лежит на пересечении плоскостей экватора и Гринвичского меридиана, ζ направлен по оси вращения Земли. Из рис. 1 видно, что для измерения вибрации крыла в ее конец установлен МИИБ2, на крыле расположен ДП, на основании (например, фюзеляже) возле начала крыла установлен МИИБ1. При этом СИПВ включает МИИБ2, МИИБ1, ДП, а также бортовой НК, совместная обработка их информации с использованием оптимального калмановского оценивания позволяет определять параметры вибрации с повышенной точностью. При измерении вибрации элементов конструкции летательного аппарата (ЛА) в режиме полета, целесообразно использовать информацию присутствующего на борту НК, в рамках же наземных тестов, можно использовать и другие источники информации о координатах объекта исследования.

сохранено обозначено $\mathbf{R}$. Разомкнутая схема включения оптимального фильтра Калмана (ОФК) в комплексную систему дает приемлемый результат лишь в течение ограниченного промежутка времени [9], после чего начинается существенный рост ошибок оценивания по ряду параметров. Одной из причин этого является ограниченная точность моделей ошибок МИИБ и каналов ориентации и навигации на их основе, а также ДП, что проявляется особенно остро при их больших собственных погрешностях, возникающих вследствие длительной работы. Одним из способов решения этой проблемы является так называемое «замыкание» схемы включения ОФК [10], при котором в определенные точки системы вносятся соответствующие корректирующие сигналы, снижающие собственные ошибки МИИБ и ДП, каналов ориентации и навигации до уровня, обеспечиваемого возможностями оптимального оценивания в ОФК. Корректирующий сигнал в этой схеме формируется в виде произведения вектора измерения на матрицу оптимальных коэффициентов усиления фильтра $\mathbf{K}$. Особенностью такого способа формирования сигналов коррекции является то, что в данном случае нет необходимости вычислять оценки ошибок, что существенно снижает необходимый объем вычислений. В рассматриваемой системе по ряду параметров физически или технически сложно, или невозможно осуществить «замыкание», в связи с этим для реализации системы с остаточными ошибками, идентичными погрешностям полностью замкнутой системы, можно осуществлять коррекцию этих параметров их оценками. Таким образом, получается смешанная (замкнуто-разомкнутая) схема включения ОФК в систему.

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{A}} &= 0,5 \mathbf{M}_{(\omega_0 - \Delta\omega_{\text{сист}} - \Delta\omega_{\text{дп}} - \Delta k_{\text{мд}} \omega_0 + \mathbf{A}_{O/E}^T \mathbf{K}^{<0-2>} \mathbf{z})} \mathbf{A}; \\ \mathbf{A}_{O/E} &= \begin{pmatrix} \cos(u_0 t) & \sin(u_0 t) & 0 \\ -\sin(u_0 t) & \cos(u_0 t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \left[(2\lambda_0^2 - 1) \mathbf{E} + 2[\lambda \lambda^T] - 2\lambda_0 \mathbf{K}_\lambda \right]; \\ \dot{\mathbf{U}} &= -2\mathbf{u} \times \mathbf{U} + \mathbf{A}_{O/E} (\mathbf{n}_O - \Delta \mathbf{n}_{\text{сист}} - \Delta \mathbf{n}_{\text{дп}} - \Delta k_{\text{мд}} \mathbf{n}_O) + \mathbf{g}_{\text{ТН}} - \mathbf{K}^{<3-5>} \mathbf{z}; \\ \dot{\mathbf{R}} &= \mathbf{U} - \mathbf{K}^{<6-8>} \mathbf{z}; \quad \Delta \dot{\omega}_{\text{сист}} = \mathbf{K}^{<9-11>} \mathbf{z}; \quad \Delta \dot{\mathbf{n}}_{\text{сист}} = \mathbf{K}^{<12-14>} \mathbf{z}; \\ \Delta \dot{\omega}_{\text{дп}} &= -\mu_{\omega} \Delta \omega_{\text{дп}} + \mathbf{K}^{<15-17>} \mathbf{z}; \quad \Delta \dot{\mathbf{n}}_{\text{дп}} = -\mu_n \Delta \mathbf{n}_{\text{дп}} + \mathbf{K}^{<18-20>} \mathbf{z}; \\ \delta \dot{k}_{\text{мд}} &= \mathbf{K}^{<21-23>} \mathbf{z}; \quad \delta \dot{k}_{\text{мд}} = \mathbf{K}^{<24-26>} \mathbf{z}; \\ \dot{\hat{\omega}} &= \mathbf{K}^{<27-32>} \mathbf{z}; \quad \dot{\hat{\theta}} = \mathbf{K}^{<33-35>} \mathbf{z}; \\ \Delta \dot{\mathbf{R}}_{\text{дпсисст}} &= \mathbf{K}^{<36-38>} \mathbf{z}; \quad \Delta \dot{\mathbf{R}}_{\text{дпсл}} = -\mu_{\text{дп}} \Delta \mathbf{R}_{\text{дпсл}} + \mathbf{K}^{<39-41>} \mathbf{z}; \\ \delta \dot{k}_{\text{мдп}} &= \mathbf{K}^{<42-44>} \mathbf{z}; \quad \dot{\hat{\theta}}^{\text{дп}} = \mathbf{K}^{<45-50>} \mathbf{z}; \\ \mathbf{z} &= \mathbf{R} - (\mathbf{R}_{\text{ЛВ}} + \mathbf{A}_{O/E} (\mathbf{R}_{\text{К2ОВ}} + \mathbf{R}_{\text{К1ОВ}} - \Delta \mathbf{R}_{\text{дпсисст}} - \Delta \mathbf{R}_{\text{дпсл}} - \Delta k_{\text{мд}} \mathbf{R}_{\text{К2ОВ}})), \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где индекс в означает, что соответствующий вектор является вычисленным; $\mathbf{R}_{\text{ЛВ}}$, $\mathbf{A}_{O/E}$ – вычислены высокоточным бортовым НК; индекс $<i-j>$ показывает, что в матрице $\mathbf{K}$ сохранены с i -й по j -ю строки; $\hat{X}$ обозначает оценку погрешности соответствующей вычисленной величины X ; $\mu_{\omega, n, \text{дп}}$ – диагональные матрицы коэффициентов затухания корреляционных функций вида $K(\tau)$ для автокоррелированных составляющих погрешностей БА, БГ и ДП соответственно; $\delta k_{\text{мд}, \text{н}, \text{дп}}$ – вектор-столбцы,

составленные из погрешностей масштабных коэффициентов БА, БГ и ДП соответственно; $\Theta^{\omega, n, \text{дп}}$ – вектор-столбцы, составленные из малых углов отклонений измерительных осей БА, БГ и ДП соответственно; $\delta \mathbf{R}_{\text{дпсисст}}$ – систематическая погрешность данных об измеренном заранее $\mathbf{R}_{\text{К1}}$, эта погрешность аналогична $\Delta \mathbf{R}_{\text{дпсисст}}$; $\mathbf{R}_{\text{К1Ос}} = (\mathbf{R}_{\text{К1ОВ}} - \hat{\delta \mathbf{R}}_{\text{дпсисст}})$ – вычисленный $\mathbf{R}_{\text{К1}}$ после коррекции оценкой, сформированной ОФК отвечающим МИИБ1.

Для случая МИИБ1 алгоритм функционирования строится по аналогии с (4), но вместо $\Delta \mathbf{R}_{\text{дпсисст}}$ используется $\delta \dot{\mathbf{R}}_{\text{дпсисст}}$, уравнения оценок после него – отсутствуют, уравнение для формирования вектора измерения имеет вид:

$$\mathbf{z} = \mathbf{R} - (\mathbf{R}_{\text{ЛВ}} + \mathbf{A}_{O/E} (\mathbf{R}_{\text{К1ОВ}} - \delta \dot{\mathbf{R}}_{\text{дпсисст}})).$$

Используя откорректированную $\mathbf{A}_{O/E}$ для МИИБ1, а также откорректированные $\mathbf{R}$, $\mathbf{U}$, $\dot{\mathbf{U}}$ для МИИБ2 и МИИБ1 легко вычислить требуемые параметры вибрации (виброперемещение, виброскорость и виброускорение) в ССК по следующим соотношениям:

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{R}}_{\text{К2О}} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\mathbf{R}_{\text{М2В}} - \mathbf{R}_{\text{М1В}}); \\ \hat{\mathbf{U}}_{\text{К2О}} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\mathbf{U}_{\text{М2В}} - \mathbf{U}_{\text{М1В}}); \\ \hat{\dot{\mathbf{U}}}_{\text{К2О}} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\dot{\mathbf{U}}_{\text{М2В}} - \dot{\mathbf{U}}_{\text{М1В}}). \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

В рамках выполненного имитационного моделирования была проведена оценка ожидаемых точностных характеристик СИПВ. Рассматривалась стоянка ЛА с включенными двигателями и бортовым оборудованием, порождающими случайную и гармоническую линейную и угловую вибрации крыла с амплитудами на уровне 0,065 м и 3,5° соответственно. Систематическая и СКО случайной составляющих погрешностей БГ и БА МИИБ выбраны на уровне 0,3 °/час, 0,001 м/с² соответственно, систематические погрешности НК ЛА по координатам и скорости составляли 20 м и 0,1 м/с. Погрешности ДП (систематическая составляющая и СКО случайной) – 0,02 м, погрешности начальной выставки по параметрам ориентации и навигации для МИИБ1,2 – 10⁻² рад., 10 м, 0,05 м/с. Расстояние от НК до МИИБ1 – 1,1 м, до МИИБ2 – 9,6 м. Результаты моделирования представлены на рис. 2-5. Видно, что для предложенной СИПВ результат оценки ожидаемой точности оказался вполне приемлемым, поскольку за промежуток времени в 200-250 с остаточные ошибки виброперемещения и виброскорости устанавливаются на уровнях порядка 0,016-0,018 м и 0,002-0,005 м/с.

Рис. 2. Остаточные ошибки погрешностей определения проекций виброперемещения и оценки их СКО в ССК.

Рис. 3. Остаточные ошибки погрешностей определения проекций виброскорости и оценки их СКО в ССК.

Рис. 4. Ошибки оценивания систематических составляющих погрешностей акселерометров и оценки их СКО в ССК.

Рис. 5. Ошибки оценивания систематических составляющих погрешностей гироскопов и оценки их СКО в ССК.

Кроме того, удастся оценивать систематические составляющие погрешностей вертикального акселерометра и горизонтальных гироскопов с

высокой степенью точности на уровне 0,0003-0,0004 м/с² и 0,06-0,08 °/час соответственно. При этом в данном случае погрешности горизонтальных акселерометров и вертикального гироскопа практически не оцениваются.

Представленные выше результаты имитационного моделирования системы показывают, что с помощью техники «замыкания» ОФК, удастся обеспечить непрерывную коррекцию каналов ориентации и навигации СИПВ таким образом, что их итоговые ошибки длительное время остаются малыми величинами, подчиняющимися используемым базовым линейным моделям ошибок. Следовательно удастся эффективно преодолеть главный недостаток МИИБ – его значительные собственные ошибки и высокую нестабильность параметров, приводящих к тому, что быстро растущие погрешности каналов ориентации и навигации на его основе даже на коротком промежутке времени могут сильно отклоняться от соответствующих моделей ошибок. В этом случае традиционная разомкнутая схема коррекции может оказаться малоэффективной, в том числе, для решения задач виброизмерений. Кроме того, выявленная в ходе имитационного моделирования плохая оцениваемость погрешностей горизонтальных акселерометров и вертикального гироскопа может быть связана с фактом стационарного положения ЛА относительно Земли, когда движения МИИБ2 ограничены только вибрацией конца крыла. Предполагается, что, например, в более общем случае полета, при динамичном движении ЛА соответствующая оцениваемость может быть существенно лучше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе показано, что на основе применения МИИБ, алгоритмов оптимального калмановского оценивания и замкнутой схемы коррекции может быть построена перспективная СИПВ элементов конструкции ЛА. Такая система будет обладать рядом преимуществ по сравнению с существующими аналогами, к которым, в том числе, относятся ее неприхотливость, приемлемая степень точности, не высокая стоимость, малые массогабаритные характеристики. Более того, структура системы позволяет расширять ее функциональные возможности, относительно просто увеличивая требуемое число точек измерения. Кроме того, предполагается, что система сможет использоваться не только в наземных условиях, но и в полете. Полученные первоначальные результаты имитационного моделирования подтвердили работоспособность и приемлемую точность системы.

Работа выполнена при финансовой поддержке в форме гранта РФФИ № 19-08-00279а.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Tony L. S. Mechanical vibrations: modeling and measurement [Text] / L.S. Tony, K.S. Scott. – Springer, Boston, MA, 2011. – 378 p.
2. Янчик, В.В. Пьезоэлектрические виброизмерительные преобразователи (акселерометры) [Текст] / В.В. Янчик. – Изд-во Южного федерального ун-та, 2010. – 303 с.
3. MEMS-based integrated navigation [Text] / P. Aggarwal [et al.]; Artech House, 2010. – 208 p.
4. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии [Текст] / Б. С. Алешин [и др.]; под общ. ред. Б. С. Алешина, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморского. – Москва: Физматлит, 2006 (М.: Типография "Наука" РАН). – 422 с.
5. A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems / P. Aggarwal [et al.] // Measurement science and technology. – 2007. – № 18(7). – p. 1897.
6. Kaswekar, P. Sensor fusion based vibration estimation using inertial sensors for a complex lightweight structure [Text] / P. Kaswekar, J.F. Wagner // In 2015 DGON Inertial Sensors and Systems Symposium (ISS) IEEE. – 2015. – pp. 1–20.
7. Афонин, А. А. Об одной концепции векторных гравиметрических измерений / А. А. Афонин, А. В. Тювин, А. И. Черноморский // Авиакосмическое приборостроение. – 2005. – № 3. – с.24–29.
8. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации: Автономные системы [Текст] / В.Д. Андреев. – Изд-во "Наука", Глав. ред. физико-математической литры. – 1966. – 579 с.
9. Ривкин С.С. Статистическая оптимизация навигационных систем [Текст] / С.С. Ривкин, Р.И. Ивановский, А.В. Костров. – Ленинград: Судостроение, 1976. – 280 с.
10. Афонин А.А. О коррекции параметров ориентации, навигации и гравиметрии в замкнутой схеме включения фильтра Калмана навигационного комплекса/ А.А. Афонин, А.С. Сулаков // Авиакосмическое приборостроение. – 2011. – № 8, – с.17–24.

Афонин Александр Анатольевич - кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), область научных интересов – системы ориентации, навигации и мобильной гравиметрии. E-mail: al_aa@mail.ru.

Сулаков Андрей Сергеевич - кандидат технических наук, доцент кафедры «Теоретическая электротехника», Московского авиационного института (национального исследовательского университета), область научных интересов – системы ориентации, навигации и мобильной гравиметрии. E-mail: andrikman@gmail.com.

Мамо М. Шико - аспирант кафедры «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), область научных интересов – информационно-измерительные и управляющие системы. E-mail: mhd.maamo@gmail.com.

ANALYSIS OF THE CAPABILITIES OF THE CLOSED-OPEN SYSTEM CORRECTION SCHEME FOR MEASURING VIBRATIONS OF AIRCRAFT STRUCTURAL ELEMENTS

A.A. Afonin, A.S. Sulakov, M.S. Maamo

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

Abstract – At present, because of the ever-increasing degree of complexity of aircrafts design, production and operation, the improvement of the existing methods and development of new ones for vibration parameters measurement of aircrafts mechanical structural elements is still an important direction in the field of information-measurement systems development. The purpose of this work is to analyze the possibility and prospects of constructing a system for measuring vibrations of aircraft structural elements based on the use of micromechanical inertial measurement units as the main vibrometric transducers. In this case, the object of research is the vibration parameters measurement system, and the subject is its structure, composition, operations algorithms and the expected accuracy characteristics. To achieve this purpose, an information-measurement system is built on the basis of inertial devices, as well as sensors for direct displacements measurements, numerical and analytical methods of higher mathematics and theoretical mechanics, methods of random processes theory and optimal estimation are used. The article discusses the principles of constructing such system taking as an example a system for measuring the vibration parameters of an aircraft wing, provides a brief overview of the existing solutions in this field of applications and substantiates the relevance and expediency of the proposed methodology of the technical solution. The basic components and structure of the system are presented, the basic principles of its operation are described, based on the use of data from displacement sensors, inertial meters and optimal Kalman estimation and correction. The main algorithms of the system operation are shown, including the orientation and navigation algorithm, estimation and correction algorithm for a closed-open scheme of optimal Kalman filter inclusion in the system, algorithm for calculating vibration parameters, beside the mathematical errors models of the main system sensors and channels are presented, preliminary results of simulation modeling are shown and they demonstrate the operability of the system and its expected acceptable accuracy characteristics, confirming the possibility of the effective use of the proposed system and the prospects of the chosen direction of work.

Index terms: wing vibration parameters, optimal Kalman filter, sensor information fusion, micromechanical inertial measuring unit, closed - open correction scheme.

REFERENCES

1. Tony, L., K. Schmitz, and S. Scott, Mechanical vibrations: modeling and measurement. Springer, Boston, MA, 2011, 378 p.
2. Yanchich, V.V. Piezoelectric vibration measuring transducers (accelerometers), Publishing house of the Southern Federal University, 2010, 303 p.
3. Aggarwal, P., et al., MEMS-based integrated navigation. Artech House, 2010, 208 p.
4. Alyoshin, B. S., Afonin, A. A., Veremeenko, K. K. et al., Orientation and Navigation of Movable Objects: Modern Information Technologies. Moscow, Fizmatlit, 2006, 422 p.
5. Aggarwal, P., et al., "A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems," *Journal of Measurement science and technology*, vol. 7, issue 18, p.1897, 2007.
6. Kaswekar, P., and J.F. Wagner, "Sensor fusion based vibration estimation using inertial sensors for a complex lightweight structure," *In 2015 DGON Inertial Sensors and Systems Symposium (ISS) IEEE*, 2015, pp. 1-20.
7. Tyvin, A. V., A. A. Afonin and A. I. Chernomorsky. "About one concept of vector gravimetric measurements," *Journal of Aerospace instrumentation*, 2005, № 3, pp. 24-29.
8. Andreev, V.D. The theory of inertial navigation: Autonomous systems. Publishing house "Science", Heads. ed. physical and mathematical liters, 1966, 579 p.
9. Rivkin, S.S., R.I. Ivanovsky and A.V. Kostrov, Statistical optimization of navigation systems. Leningrad: Shipbuilding, 1976, 280 p.
10. Afonin, A.A., A.S. Sulakov., "On the correction of the parameters of orientation, navigation and gravimetry in a closed scheme for including Kalman filter of the navigation complex," *Journal of Aerospace instrumentation*, 2011, № 8, pp.17-24.

Afonin Alexander Anatolyevich - Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the "Department of control systems, informatics and power engineering" of Moscow Aviation Institute (National Research University), research interests - orientation systems, navigation and mobile gravimetry. E-mail: al_aa@mail.ru.

Sulakov Andrey Sergeevich - Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the "Department of Theoretical Electrical Engineering" of Moscow Aviation Institute (National Research University), research interests - orientation systems, navigation and mobile gravimetry. E-mail: andrikman@gmail.com.

Maamo M. Shikho - Ph.D. student of the "Department of Flight-Navigation and Information-Measurement Complexes", Moscow Aviation Institute (National Research University), research interests - information- measurement and control systems. E-mail: mhd.maamo@gmail.com.