

ПРИБОРОСТРОЕНИЕ,
МЕТРОЛОГИЯ
И ИНФОРМАЦИОННО-
ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ
ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

INSTRUMENTATION,
METROLOGY AND
INFORMATION-
MEASURING DEVICES
AND SYSTEMS

УДК 656.7:658.012.011.56; 656.7:004

DOI: 10.17212/2782-2001-2021-4-73-84

О применении алгоритмов оценивания и коррекции в системе измерения параметров вибрации элементов конструкции летательного аппарата*

А.А. АФОНИН^а, А.С. СУЛАКОВ^б, М.Ш. МААМО^с

125993, РФ, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Институт систем управления, информатики и электроэнергетики

^а al_aa@mail.ru, ^б andrikman@gmail.com, ^с mhd.maamo@gmail.com

В настоящее время важной научно-технической задачей является высокоточное измерение параметров вибрации летательного аппарата в основных его режимах работы, в том числе в полете, для анализа его вибрационных свойств и характеристик, диагностики состояния его конструкции, прогнозирования появления и развития дефектов, а также предупреждения нарастания влияния и парирования влияния таких опасных явлений, как флаттер, бафтинг и др. Ниже представлены первичные результаты работ, выполняемых авторским коллективом в направлении построения системы, предназначенной для измерения этих параметров. Особенностью системы по сравнению с существующими аналогами является применение традиционных виброметрических способов измерения в сочетании с подходами, типичными для решений задач ориентации и навигации. В статье рассмотрены принципы построения системы измерения параметров вибрации элементов конструкции летательного аппарата на примере варианта такой системы для измерения вибраций крыла самолета с использованием микромеханических инерциальных измерительных блоков и технологии слияния сенсорной информации. Проведен краткий обзор существующих решений в предметной области и обоснована актуальность и целесообразность предложенного варианта системы. Представлены базовый состав и структура системы, включающие микромеханические инерциальные блоки, датчик перемещения, а также бортовой навигационный комплекс. Описаны основные принципы работы, основанные на использовании данных датчиков перемещения, инерциальных измерений и оптимального калмановского оценивания. Приведены основные алгоритмы работы системы, включая алгоритмы инерциальных измерений, оценивания и коррекции, а также собственно алгоритм вычисления параметров вибрации.

* Статья получена 21 января 2021 г.

Работа выполнена при финансовой поддержке в форме гранта РФФИ 19-08-00279а.

Кроме того, представлены математические модели ошибок основных измерителей системы. Также показаны обнадеживающие результаты имитационного моделирования, демонстрирующие работоспособность системы и ее ожидаемые сравнительно высокие точностные характеристики, подтверждающие предполагаемую эффективность ее применения и перспективность выбранного направления исследований и разработок.

Ключевые слова: алгоритм оценивания, алгоритм коррекции, оптимальный фильтр Калмана, параметры вибрации, микромеханический инерциальный измерительный блок, датчик перемещения, навигационный комплекс, слияние сенсорной информации, крыло самолета

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день конструкции из тонкостенных балок используются в качестве основных структурных элементов летательных аппаратов (ЛА). Их применение становится особенно эффективным с появлением волокнистых композиционных материалов [1–3]. В итоге в сочетании с относительной легкостью ЛА становятся очень гибкими, демонстрируя, например, большую деформацию крыла при нормальных эксплуатационных нагрузках, что существенно сказывается на их аэродинамических и прочностных характеристиках [1, 4]. Следовательно, становится необходимым использование системы измерения параметров вибрации (СИПВ) для диагностики состояния базовых элементов конструкции ЛА, прогнозирования появления и развития их дефектов [5, 6]. Например, существующие СИПВ крыла самолета обычно реализуются на основе пьезоэлектрических акселерометров, оптических датчиков или МЭМС-акселерометров [2, 7–14]. Предлагаемая СИПВ строится на основе микромеханических инерциальных измерительных блоков (МИИБ) с использованием технологии слияния сенсорной информации [15–17]. Соответственно она будет обладать общими чертами с СИПВ на основе МЭМС-акселерометров, а также в некоторой степени с СИПВ на базе пьезоэлектрических акселерометров. Предполагается, что при ее построении удастся преодолеть основные недостатки существующих СИПВ, в частности невысокую точность измерений, связанную с большими погрешностями МЭМС-датчиков.

При этом к ее ключевым преимуществам можно будет отнести: 1) достаточную точность, в связи с применением комплексной оптимальной обработки информации разных источников, например, МИИБ, датчика перемещений (ДП), а также навигационного комплекса (НК) летательного аппарата (ЛА), позволяющей оценивать и корректировать их основные погрешности; 2) большую информативность, поскольку предлагаемая СИПВ сможет обеспечивать всю полноту информации о параметрах вибрации точек измерения (виброускорение, виброскорость, виброперемещение и др.); 3) невысокие стоимость и энергопотребление, небольшие массу и габариты системы, что позволяет ее использовать при измерении параметров вибрации даже относительно небольших механических структур, в том числе тонкостенных; 4) система сможет работать как при стационарном положении ЛА (в лаборатории или на предприятии), так и в процессе его эксплуатации (в том числе на аэродроме или в полете), поскольку предлагаемая СИПВ непрерывно получает полную информацию о параметрах ориентации и навигации объекта исследований; 5) простота оснащения ЛА системой такого типа связана в первую очередь с возможностью относительного несложного монтажа МИИБ в точки

измерения, при этом большинство современных ЛА уже обладают собственными НК, а некоторые перспективные самолеты и вертолеты оснащены ДП, встроенными в их крылья, фюзеляж, лопасти и т. п.

1. СТРУКТУРА И СОСТАВ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРАЦИИ

В качестве примера на рис. 1 представлен вариант схемы аппаратного состава СИПВ крыла самолета, где $\mathbf{R}_Л$ – геоцентрический радиус-вектор положения точки O объекта исследования, измеряемый навигационным комплексом; $\mathbf{R}_{М1}$ – геоцентрический радиус-вектор положения точки O_1 объекта, измеряемый на основе показаний МИИБ1; $\mathbf{R}_{М2}$ – геоцентрический

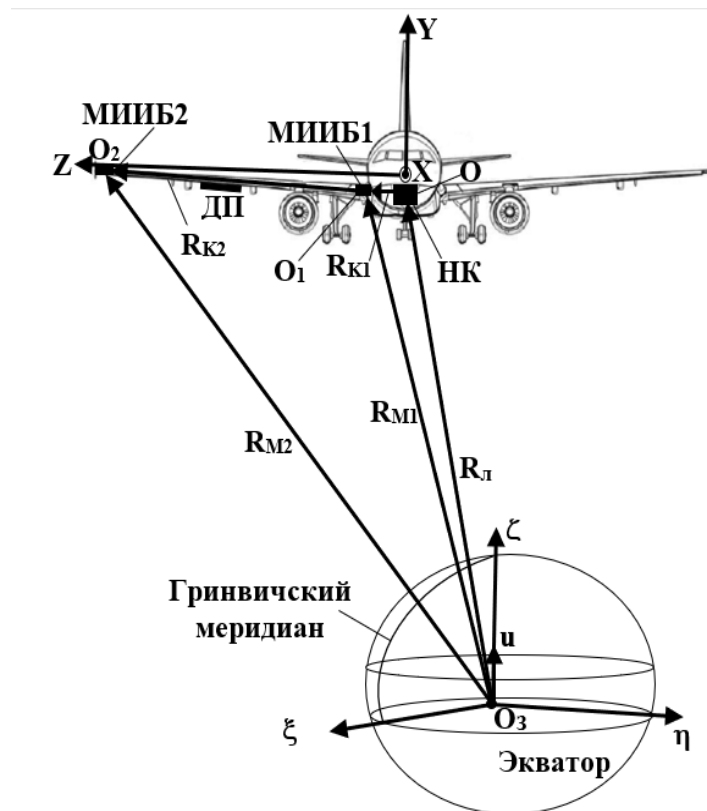


Рис. 1. Базовая схема аппаратного состава системы для измерения вибраций крыла самолета на основе МИИБ

Fig. 1. Basic diagram of the hardware components of the vibration measurement system of an aircraft wing based on the MEMS IMU

радиус-вектор положения точки O_2 объекта, измеряемый на основе показаний МИИБ2; $\mathbf{R}_{К1}$ – вектор, характеризующий положение O_1 относительно O ; $\mathbf{R}_{К2}$ – вектор, характеризующий положение O_2 относительно O_1 , измеряемый датчиком перемещений; \mathbf{u} – вектор угловой скорости собственного

вращения Земли; XYZ – связанная с объектом правая система координат, 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 отсчета 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. На рис. 1 видно, что для измерения вибрации крыла в конец крыла установлен МИИБ2, на крыле расположен ДП, на основании (например, на 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 ЛА в режиме полета целесообразно использовать информацию присутствующего на борту НК. В рамках наземных тестов можно использовать и другие источники информации о координатах объекта исследования. Следует отметить, что одним из важных преимуществ предлагаемой схемы является возможность введения нескольких точек для измерения вибрации сложной конструкции, например, крыла самолета с изменяемой стреловидностью. Для этого в каждую из представляющих интерес точек требуется поставить дополнительный МИИБ, который может быть дополнен ДП. Кроме того, в упрощенном случае МИИБ1 может быть исключен, тогда вместо него используется НК.

2. АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ

В основе СИПВ лежит алгоритм ее работы, обеспечивающий нахождение параметров ориентации и навигации МИИБ в автономном режиме. Задача определения параметров ориентации и навигации решается в ЭСК. В векторно-матричной форме соответствующие уравнения имеют вид [18]

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{A}}_{O/E} &= -\mathbf{K}_u \mathbf{A}_{O/E} + \mathbf{A}_{O/E} \mathbf{K}_{\omega_O}; \\ \dot{\mathbf{U}} &= -2\mathbf{u} \times \mathbf{U} + \mathbf{A}_{O/E} \mathbf{n}_O + \mathbf{g}_{\text{TH}}; \\ \dot{\mathbf{R}} &= \mathbf{U}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где индекс O означает, что соответствующий вектор представлен в проекции на оси связанной системы координат (ССК), без индекса – ЭСК; $\mathbf{A}_{O/E}$ – матрица ориентации ЭСК относительно ССК; \mathbf{R} – геоцентрический радиус-вектор местоположения МИИБ; \mathbf{U} – вектор его относительной скорости; $\dot{\mathbf{U}}$ – вектор его относительного ускорения; $\mathbf{n}_O, \boldsymbol{\omega}_O$ – векторы кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости МИИБ в проекциях на оси ССК, измеряемые его блоком акселерометров (БА) и блоком гироскопов (БГ) соответственно; \mathbf{K}_u – кососимметрическая матрица, составленная из проекций \mathbf{u} ; \mathbf{K}_{ω_O} – кососимметрическая матрица, составленная из проекций $\boldsymbol{\omega}_O$; \mathbf{g}_{TH} –

нормальный вектор ускорения силы тяжести в месте расположения МИИБ. В системе (1) первое уравнение в векторно-матричной форме служит для определения параметров ориентации и, переходя к скалярной форме записи, трансформируется в 9 уравнений Пуассона. Для снижения порядка системы (1) задачу ориентации можно решать, например, с помощью параметров Родрига – Гамильтона [19, 20] которые не вырождаются при любом положении объекта и обеспечивают резкое снижение размерности системы дифференциальных уравнений.

3. МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТЕЙ СИПВ

Математическая модель погрешностей СИПВ включает модель погрешностей канала ориентации и навигации, а также модель погрешностей ДП [21]. Тогда модель погрешностей СИПВ в векторной форме можно представить следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\theta}} &= -\mathbf{u} \times \boldsymbol{\theta} - \mathbf{A}_{O/E}(\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{сист}} + \Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{бш}} + \Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{сл}} + \Delta\mathbf{k}_{\text{м}\omega}\boldsymbol{\omega}_O); \\ \delta\dot{\mathbf{U}} &= -2\mathbf{u} \times \delta\mathbf{U} + \mathbf{A}_{O/E}(\Delta\mathbf{n}_{\text{сист}} + \Delta\mathbf{n}_{\text{бш}} + \Delta\mathbf{n}_{\text{сл}} + \Delta\mathbf{k}_{\text{мл}} \times \mathbf{n}_O) - \\ &\quad - \boldsymbol{\theta}(\mathbf{A}_{O/E}\mathbf{n}_O) - \boldsymbol{\omega}_0^2(\delta\mathbf{R} - 3(\delta\mathbf{R} \cdot \mathbf{1}_R)\mathbf{1}_R); \\ \delta\dot{\mathbf{R}} &= \delta\mathbf{U}; \quad \Delta\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{сист}} = 0; \quad \Delta\dot{\mathbf{n}}_{\text{сист}} = 0; \\ \Delta\dot{\mathbf{k}}_{\text{м}\omega} &= 0; \quad \Delta\dot{\mathbf{k}}_{\text{мл}} = 0; \quad \Delta\dot{\mathbf{R}}_{\text{ДП сист}} = 0; \quad \Delta\dot{\mathbf{k}}_{\text{ДП}} = 0; \\ \delta\mathbf{R}_{\text{ДП}O} &= \Delta\mathbf{R}_{\text{ДП сист}} + \Delta\mathbf{R}_{\text{ДП бш}} + \Delta\mathbf{R}_{\text{ДП сл}} + \Delta\mathbf{k}_{\text{ДП}}\mathbf{R}_{\text{КО}}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где δX обозначает погрешность, соответствующую вычисленной величине X ; $\boldsymbol{\theta}$ – вектор малого поворота, характеризующий уход вычисленного положения ЭСК относительно ее истинного положения; $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{сист}}$, $\Delta\mathbf{n}_{\text{сист}}$, $\Delta\mathbf{R}_{\text{ДП сист}}$ – векторы систематических составляющих погрешностей БГ, БА и ДП; $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{бш}}$, $\Delta\mathbf{n}_{\text{бш}}$, $\Delta\mathbf{R}_{\text{ДП бш}}$ – векторы их случайных составляющих в виде белых шумов; $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{сл}}$, $\Delta\mathbf{n}_{\text{сл}}$, $\Delta\mathbf{R}_{\text{ДП сл}}$ – векторы их случайных автокоррелированных составляющих, представляющих собой стационарные случайные процессы первого порядка с корреляционными функциями вида $K(\tau) = \sigma^2 e^{-\mu|\tau|}$, где σ^2 – дисперсия соответствующей ошибки, μ – коэффициент затухания корреляционной функции, τ – время корреляции; $\Delta\mathbf{k}_{\text{м}\omega}$, $\Delta\mathbf{k}_{\text{мл}}$, $\Delta\mathbf{k}_{\text{ДП}}$ – матрицы погрешностей масштабных коэффициентов для БГ, БА и ДП; $\mathbf{1}_R = \mathbf{R}(\mathbf{R} \cdot \mathbf{R})^{-0,5}$ – вектор геоцентрической вертикали; $\boldsymbol{\omega}_0$ – собственная частота инерциальной системы при движении объекта в окрестности поверхности Земли, обычно называемая частотой Шулера [21].

4. АЛГОРИТМЫ ФОРМИРОВАНИЯ ОЦЕНОК, КОРРЕКЦИИ И ВЫЧИСЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРАЦИИ

Для уточненного определения параметров вибрации в СИПВ используется оптимальное калмановское оценивание и коррекция параметров ее каналов ориентации и навигации, а также ДП. В канале, строящемся на базе МИИБ2, оптимальный фильтр Калмана (ОФК) использует вектор измерений, формируемый посредством сравнения вектора \mathbf{R}_{M2} , полученного по показаниям МИИБ2, и вектора \mathbf{R}_{M2} , полученного по показаниям ДП и НК (см. рис. 1):

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{z}_2 &= \mathbf{R}_{M2B} - \mathbf{R}'_{M2B}; \\ \mathbf{R}_{M2B} &= \mathbf{R}_{M2} + \delta\mathbf{R}_{M2}; \\ \mathbf{R}'_{M2B} &= \mathbf{R}_{ЛВ} + \mathbf{A}_{O/ЕЛВ}(\mathbf{R}_{K2ОВ} + \mathbf{R}_{K1ОВ}) = \\ &= \mathbf{R}_{M2} + \mathbf{A}_{O/ЕЛВ}(\delta\mathbf{R}_{ДПО} + \delta\mathbf{R}_{ИНО}) + \delta\mathbf{R}_{Л}, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где индекс $_B$ означает, что соответствующий вектор является вычисленным; $\mathbf{R}_{ЛВ}$, $\mathbf{A}_{O/ЕЛВ}$ – вычислены высокоточным бортовым НК; $\delta\mathbf{R}_{ИН}$ – систематическая погрешность данных информационного накопителя об измеренном заранее \mathbf{R}_{K1} , эта погрешность аналогична $\Delta\mathbf{R}_{ДП\text{ сист}}$.

По аналогии, в канале, строящемся на базе МИИБ1, ОФК использует вектор измерений:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{z}_1 &= \mathbf{R}_{M1B} - \mathbf{R}'_{M1B}; \\ \mathbf{R}_{M1B} &= \mathbf{R}_{M1} + \delta\mathbf{R}_{M1}; \\ \mathbf{R}'_{M1B} &= \mathbf{R}_{ЛВ} + \mathbf{A}_{O/ЕЛВ}\mathbf{R}_{K1ОВ} = \mathbf{R}_{M1} + \mathbf{A}_{O/ЕЛВ}\delta\mathbf{R}_{ИНО} + \delta\mathbf{R}_{Л}. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

В результате калмановского оценивания формируются оценки основных погрешностей СИПВ, которые используются для ее коррекции. Коррекция конкретных параметров ДП, а также канала МИИБ2 и канала МИИБ1 происходит следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{U}} &= \mathbf{U}_B - \delta\hat{\mathbf{U}}; \hat{\mathbf{R}} = \mathbf{R}_B - \delta\hat{\mathbf{R}}; \hat{\mathbf{A}}_{O/E} = (\mathbf{E} + \mathbf{K}_{\hat{\theta}})\mathbf{A}_{O/EB}; \\ \hat{\omega}_O &= \omega_{ОВ} - (\Delta\hat{\omega}_{\text{сист}} + \Delta\hat{\omega}_{\text{сл}} + \Delta\hat{\mathbf{k}}_{\text{м}\omega}\omega_{ОВ}); \\ \hat{\mathbf{n}}_O &= \mathbf{n}_{ОВ} - (\Delta\hat{\mathbf{n}}_{\text{сист}} + \Delta\hat{\mathbf{n}}_{\text{сл}} + \Delta\hat{\mathbf{k}}_{\text{м}\mathbf{n}}\mathbf{n}_{ОВ}); \\ \hat{\mathbf{R}}_{KO} &= \mathbf{R}_{KОВ} - (\Delta\hat{\mathbf{R}}_{ДП\text{ сист}} + \Delta\hat{\mathbf{R}}_{ДП\text{ сл}} + \Delta\hat{\mathbf{k}}_{ДП}\mathbf{R}_{KO}); \\ \hat{\dot{\mathbf{U}}} &= \dot{\mathbf{U}}_B + 2\mathbf{u} \times \delta\hat{\mathbf{U}} - \hat{\mathbf{A}}_{O/E}(\Delta\hat{\mathbf{n}}_{\text{сист}} + \Delta\hat{\mathbf{n}}_{\text{сл}} + \Delta\hat{\mathbf{k}}_{\text{м}\mathbf{n}}\mathbf{n}_{ОВ}) + \\ &\quad + \hat{\theta} \times (\hat{\mathbf{A}}_{O/E}\hat{\mathbf{n}}_O) + \omega_0^2(\delta\hat{\mathbf{R}} - 3(\delta\hat{\mathbf{R}} \cdot \mathbf{1}_{\hat{R}})\mathbf{1}_{\hat{R}}), \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где \hat{X} – оценка величины X , полученная ОФК; $\mathbf{K}_{\hat{\theta}}$ – кососимметрическая матрица, составлена из элементов $\hat{\theta}$; \mathbf{E} – единичная матрица.

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

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{R}}_{K2O} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\hat{\mathbf{R}}_{M2} - \hat{\mathbf{R}}_{M1}); \\ \hat{\mathbf{U}}_{K2O} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\hat{\mathbf{U}}_{M2} - \hat{\mathbf{U}}_{M1}); \\ \hat{\dot{\mathbf{U}}}_{K2O} &= \hat{\mathbf{A}}_{O/EM1}^T (\hat{\dot{\mathbf{U}}}_{M2} - \hat{\dot{\mathbf{U}}}_{M1}). \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

5. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Для оценки ожидаемых точностных характеристик СИПВ было проведено имитационное моделирование ее работы. Рассматривался случай стоянки ЛА с включенными двигателями и оборудованием, имели место случайная и гармоническая линейная и угловая вибрации крыла с амплитудами до 6 см и до 4 градусов. Погрешности БГ и БА МИИБ (систематическая составляющая и СКО) составили 0,3 град/ч и 0,001 м/с² соответственно, погрешности НК ЛА порядка 20 м и 0,1 м/с – только систематические. Погрешности ДП (систематическая составляющая и СКО) – порядка 2 см, погрешности начальной выставки по параметрам ориентации и навигации для МИИБ1,2 – порядка 10⁻² рад, 10 м, 0,05 м/с. Расстояние от НК до МИИБ1 – 1 м, до МИИБ2 – 10 м. Полученные результаты проиллюстрированы на рис. 2 и 3, очевидно, что они вполне удовлетворительны, поскольку за промежуток времени в 200...250 с ошибки оценивания устанавливаются на уровнях порядка 1,5 см и 0,002 м/с, что является вполне приемлемым для рассматриваемой СИПВ.

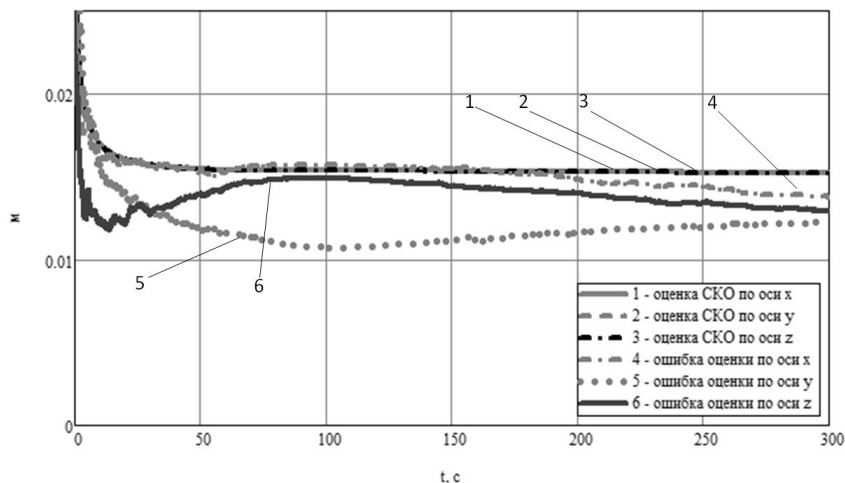


Рис. 2. Ошибки оценивания погрешностей определения проекций виброперемещения и оценки их СКО в ССК

Fig. 2. Estimation errors for the projections of vibration displacement errors and assessing their root mean square (RMS) on the associated with the object coordinates system

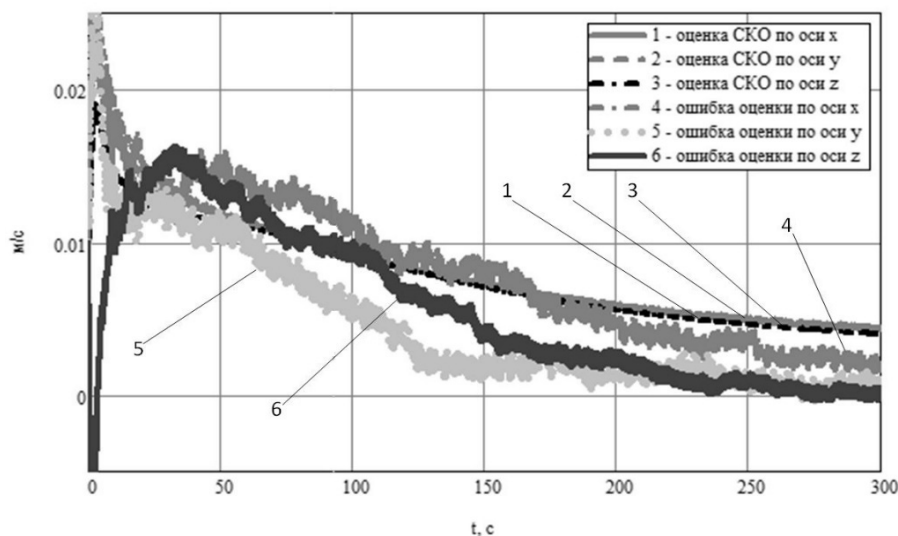


Рис. 3. Ошибки оценивания погрешностей определения проекций виброскорости и оценки их СКО в ССК

Fig. 3. Estimation errors for the projections of vibration velocity errors and assessing their root mean square (RMS) on the associated with the object coordinates system

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных работ предложены рациональный вариант состава и структуры СИПВ крыла самолета, построенной на основе совместной обработки данных МИИБ, ДП и бортового НК с использованием ОФК. Разработаны ее основные алгоритмы работы, включая алгоритм оптимального оценивания параметров СИПВ и ее коррекции, а также алгоритм определения основных параметров вибрации, включая виброперемещение, виброскорость и виброускорение в ССК. Проведенное имитационное моделирование подтвердило работоспособность СИПВ и возможность достижения ею приемлемых точностных характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Eken S. Free vibration analysis of composite aircraft wings modeled as thin-walled beams with NACA airfoil sections // *Thin-Walled Structures*. – 2019. – Vol. 139. – P. 362–371.
2. Alvarez-Montoya J., Carvajal-Castrillon A., Sierra-Perez J. In-flight and wireless damage detection in a UAV composite wing using fiber optic sensors and strain field pattern recognition // *Mechanical Systems and Signal Processing*. – 2020. – Vol. 136. – P. 106526.
3. Simsiriwong J., Sullivan R.W. Experimental vibration analysis of a composite UAV wing // *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. – 2012. – Vol. 19 (1–3). – P. 196–206.
4. Туц С.Н. Контроль наличия повреждений авиационных конструкций из композиционных материалов по вибрационным характеристикам: автореф. дис. ... канд. техн. наук. – Самара, 2009. – 20 с.
5. Идентификация дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций в процессе эксплуатации / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, Д.А. Маринин, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // *Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации*. – 2015. – № 2 (27). – С. 24–42.

6. Косицын А.В., Шейников А.А. Диагностика повреждений узлов крепления крыла самолета по параметрам вибрации // Приборы и методы измерений. – 2013. – № 2 (7). – С. 103–108.
7. Pang Z.Y., Cesnik C.E., Atkins E.M. In-flight wing deformation measurement system for small unmanned aerial vehicles // 55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2014. – National Harbor, Maryland, 2014. – DOI: 10.2514/6.2014-0330.
8. MEMS accelerometers for mechanical vibrations analysis: a comprehensive review with applications / M. Varanis, A. Silva, A. Mereles, R. Pederiva // Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. – 2018. – Vol. 40 (11). – P. 527.
9. Kuntoji N, Kuppast D. Study of aircraft wing with emphasis on vibration characteristics // International Journal of Engineering Research and Application. – 2017. – Vol. 7 (4). – P. 1–8.
10. Vibration data acquisition and visualization system using MEMS accelerometer / I.A. Jamil, M.I. Abedin, D.K. Sarker, J. Islam // 2014 International Conference on Electrical Engineering and Information and Communication Technology. – IEEE, 2014. – P. 1–6.
11. Manning W.J., Plummer A.R., Levesley M.C. Vibration control of a flexible beam with integrated actuators and sensors // Smart Materials and Structures. – 2000. – Vol. 9 (6). – P. 932.
12. Investigation into the use of low cost MEMS accelerometers for vibration based damage detection / C. Ratcliffe, D. Heider, R. Crane, C. Krauthauser, M.K. Yoon, J.W. Gillespie Jr. // Composite Structures. – 2008. – Vol. 82 (1). – P. 61–70.
13. Use of a novel fiber optical strain sensor for monitoring the vertical deflection of an aircraft flap / G. Durana, M. Kirchhof, M. Lubert, I.S. de Ocariz, H. Poisel, J. Zubia, C. Vazquez // IEEE Sensors Journal. – 2009. – Vol. 9 (10). – P. 1219–1225.
14. Fu G, Moosa A.G. An optical approach to structural displacement measurement and its application // Journal of Engineering Mechanics. – 2002. – Vol. 128 (5). – P. 511–520.
15. Мамо М.И. Система измерения параметров вибрации крыла самолета на основе микромеханических инерциальных измерительных блоков и технологии слияния сенсорной информации // Научная инициатива иностранных студентов и аспирантов: сборник докладов I Международной научно-практической конференции: в 2 т. (Томск, 27–29 апреля 2021 г.). – Томск: Изд-во Том. политехн. ун-та, 2021. – Т. 1. – С. 173–177.
16. Godha S. Performance evaluation of low cost MEMS-based IMU integrated with GPS for land vehicle navigation application: M. Sc. University of Calgary. – Calgary, 2006. – 210 p.
17. Hall D.L., Llinas J. An introduction to multisensor data fusion // Proceedings of the IEEE. – 1997. – Vol. 85 (1). – P. 6–23.
18. Тювин А.В., Афонин А.А., Черноморский А.И. Об одной концепции векторных гравиметрических измерений // Авиакосмическое приборостроение. – 2005. – № 3. – С. 24–29.
19. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. – М.: Физматлит, 2006. – 512 с.
20. Лурье А.И. Аналитическая механика. – М.: Физматгиз, 1961. – 824 с.
21. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / под общ. ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. – М.: Физматлит, 2006. – 421 с.

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. Автор более 200 научных и учебно-методических работ. 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. Автор более 50 научных и учебно-методических работ. 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-изме-

рительные и управляющие системы. Автор пяти научных работ. E-mail: mhd.maamo@gmail.com.

Afonin Alexander A., PhD (Eng.), associate professor, Associate Professor of the department of control systems, informatics and power engineering of Moscow Aviation Institute (National Research University), His research interests include orientation systems and navigation and mobile gravimetry. He is the author of more than 200 scientific and educational methodical works. E-mail: al_aa@mail.ru.

Sulakov Andrey S., PhD (Eng.), associate professor at the Department of Theoretical Electrical Engineering of Moscow Aviation Institute (National Research University). His research interests are currently focused on orientation systems and navigation and mobile gravimetry. He is the author of more than 50 scientific and educational works. E-mail: andrikman@gmail.com.

Maamo M. Shikho, PhD student at the department of flight navigation and information-measurement complexes, Moscow Aviation Institute (National Research University), His research interests include information-measurement and control systems. He is the author of 5 scientific papers. E-mail: mhd.maamo@gmail.com.

DOI: 10.17212/2782-2001-2021-4-73-84

On the application of estimation and correction algorithms in the system for measuring vibration parameters of aircraft structural elements*

A.A. AFONIN^a, A.S. SULAKOV^b, M.Sh. MAAMO^c

Moscow Aviation Institute (National Research University), department of control systems, informatics and power engineering, 4 Volokolamskoe Highway, Moscow, 125993, Russian Federation

^a al_aa@mail.ru, ^b andrikman@gmail.com, ^c mhd.maamo@gmail.com

Abstract

Nowadays, high-precision measurement of aircraft vibration parameters during its main operations modes, including in-flight operation mode, is still considered an important scientific and technical field of study and research. These kinds of measurements are usually conducted in order to analyze the airplane vibration properties and characteristics, which serves in diagnosing the state of its structure, predicting the appearance and development of defects and deformations, as well as to prevent or avoid the influence of dangerous phenomena such as flutter, buffeting, etc. In this article, the authors present the primary results of their work to build a system designed to measure such airplane vibration parameters. In comparison with the existing analogous systems, the new proposed system makes use of traditional vibrometric measurement methods in combination with approaches typical for solving orientation and navigation problems. So, the article discusses the principles of constructing a measurement system of vibration parameters of aircraft structural elements using the example of a system for measuring aircraft wing vibrations using MEMS IMU units and data fusion technology. A brief review of the main existing solutions in this research field is carried out, and the relevance and expediency of the proposed version of the system is substantiated. The basic components and structure of the proposed system are presented, including MEMS IMU units, a displacement sensor, and an onboard navigation system. The basic principles of the system operation are described based on the use of data from the displacement sensor, inertial measurements and optimal Kalman estimation. The main algorithms for the system operation are presented, including algorithms for inertial measurements, estimation and correction, as well as the actual algorithm for calculating vibration parameters. In addi-

* Received 21 January 2021.

The work was carried out with financial support in the form of the RFFI grant 19-08-00279a.

tion, the mathematical errors models of the main measurements units of the system are presented. The article also presents simulation results, which are encouraging, and they demonstrate the performance of the system and its expected relatively high accuracy characteristics, which in turns confirms the expected efficiency of its application and the prospects of the chosen direction of research and development.

Keywords: Estimation algorithm, correction algorithm, optimal Kalman filter, vibration parameters, micromechanical inertial measurement unit, displacement sensor, navigation complex, data fusion technology, airplane wing

REFERENCES

1. Eken S. Free vibration analysis of composite aircraft wings modeled as thin-walled beams with NACA airfoil sections. *Thin-Walled Structures*, 2019, vol. 139, pp. 362–371.
2. Alvarez-Montoya J., Carvajal-Castrillon A., Sierra-Perez J. In-flight and wireless damage detection in a UAV composite wing using fiber optic sensors and strain field pattern recognition. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2020, vol. 136, p. 106526.
3. Simsiriwong J., Sullivan R.W. Experimental vibration analysis of a composite UAV wing. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2012, vol. 19 (1–3), pp. 196–206.
4. Tits S.N. *Kontrol' nalichiya povrezhdenii aviatsionnykh konstruksii iz kompozitsionnykh materialov po vibratsionnym kharakteristikam*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Monitoring the presence of damage to aircraft structures made of composite materials by vibration characteristics. Author's abstract of PhD eng. sci.]. Samara, 2009. 20 p.
5. Berns V.A., Lysenko E.A., Marinin D.A., Dolgoplov A.V., Zhukov E.P. Identifikatsiya defektov letatel'nykh apparatov po parametram vibratsii v protsesse ekspluatatsii [Aircraft defect identification by vibration parameters in operation]. *Doklady Akademii nauk vysshei shkoly Rossiiskoi Federatsii = Proceedings of the Russian higher school Academy of sciences*, 2015, no. 2 (27), pp. 24–42.
6. Kositsyn A.V., Sheynikov A.A. Diagnostika povrezhdenii uzlov krepleniya kryla samoleta po parametram vibratsii [Diagnosis of damages of plane wings attachment points using vibration's parameters]. *Pribory i metody izmerenii = Devices and Methods of Measurements*, 2013, no. 2 (7), pp. 103–108.
7. Pang Z.Y., Cesnik C.E., Atkins E.M. In-flight wing deformation measurement system for small unmanned aerial vehicles. *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2014*, National Harbor, Maryland, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0330.
8. Varanis M., Silva A., Mereles A., Pederiva R. MEMS accelerometers for mechanical vibrations analysis: a comprehensive review with applications. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2018, vol. 40 (11), p. 527.
9. Kuntoji N., Kuppast D. Study of Aircraft Wing with Emphasis on Vibration Characteristics. *International Journal of Engineering Research and Application*, 2017, vol. 7 (4), pp. 1–8.
10. Jamil I.A., Abedin M.I., Sarker D.K., Islam J. Vibration data acquisition and visualization system using MEMS accelerometer] *International Conference on Electrical Engineering and Information & Communication Technology*. IEEE, 2014, pp. 1–6.
11. Manning W.J., Plummer A.R., Levesley M.C. Vibration control of a flexible beam with integrated actuators and sensors. *Smart Materials and Structures*, 2000, vol. 9 (6), p. 932.
12. Ratcliffe C., Heider D., Crane R., Krauthauser C., Yoon M.K., Gillespie J.W. Jr. Investigation into the use of low cost MEMS accelerometers for vibration based damage detection. *Composite Structures*, 2008, vol. 82 (1), pp. 61–70.
13. Durana G., Kirchhof M., Luber M., Ocariz I.S. de, Poisel H., Zubia J., Vazquez C. Use of a novel fiber optical strain sensor for monitoring the vertical deflection of an aircraft flap. *IEEE Sensors Journal*, 2009, no. 9 (10), pp. 1219–1225.
14. Fu G., Moosa A.G. An optical approach to structural displacement measurement and its application. *Journal of Engineering Mechanics*, 2002, vol. 128 (5), pp. 511–520.
15. Maamo M.Sh. [A system for measuring aircraft wing vibration parameters based on micromechanical inertial measurements units and sensor data fusion technology]. *Nauchnaya initsiativa inostrannykh studentov i aspirantov* [Proceedings of the I International Scientific and Practical Conference “Scientific initiative of foreign students and postgraduates”, Tomsk, 2021, vol. 1, pp. 173–177. (In Russian).

16. Godha S. *Performance evaluation of low cost MEMS-based IMU integrated with GPS for land vehicle navigation application*. M. Sc. University of Calgary. Calgary, 2006. 210 p.
17. Hall D.L., Llinas J. An introduction to multisensor data fusion. *Proceedings of the IEEE*, 1997, vol. 85 (1), pp. 6–23.
18. Tyuvin A.V., Afonin A.A., Chernomorsky A.I. Ob odnoi kontseptsii vektornykh gravi-metricheskikh izmerenii [About one concept of vector gravimetric measurements]. *Aviakosmicheskoe priborostroenie = Aerospace Instrument-Making*, 2005, no. 3, pp. 24–29.
19. Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye i bikvaternionnye modeli i metody mekhaniki tverdogo tela i ikh prilozheniya. Geometriya i kinematika dvizheniya* [Quaternion and biquaternion models and methods of solid mechanics and their applications. Geometry and kinematics of motion]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006. 512 p.
20. Lur'e A.I. *Analiticheskaya mekhanika* [Analytical mechanics]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1961. 824 p.
21. Aleshin B.S., Veremeenko K.K., Chernomorskii A.I., eds. *Orientatsiya i navigatsiya podvizhnykh ob"ektov: sovremennye informatsionnye tekhnologii* [Orientation and navigation of movable objects: modern information technologies]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006. 421 p.

Для цитирования:

Афонин А.А., Сулаков А.С., Мамо М.Ш. О применении алгоритмов оценивания и коррекции в системе измерения параметров вибрации элементов конструкции летательного аппарата // Системы анализа и обработки данных. – 2021. – № 4 (84). – С. 73–84. – DOI: 10.17212/2782-2001-2021-4-73-84.

For citation:

Afonin A.A., Sulakov A.S., Maamo M.Sh. O primenenii algoritmov otsenivaniya i korrektsii v sisteme izmereniya parametrov vibratsii elementov konstruktssii letatel'nogo apparata [On the application of estimation and correction algorithms in the system for measuring vibration parameters of aircraft structural elements]. *Sistemy analiza i obrabotki dannykh = Analysis and Data Processing Systems*, 2021, no. 4 (84), pp. 73–84. DOI: 10.17212/2782-2001-2021-4-73-84.