

УДК 629.7.05

doi:10.15217/issn1684-8853.2018.2.91

СИНТЕЗ И АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ МОРСКОГО ВОЛНЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМОЙ НА НИЗКОЛЕТЯЩЕМ АППАРАТЕ

А. Ю. Княжский^{а, 1}, ассистент, knjagskij@mail.ru

^аСанкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, Б. Морская ул., 67, Санкт-Петербург, 190000, РФ

Постановка проблемы: во время низковысотного полета над взволнованной морской поверхностью профили волн имеют переменные возвышения, уклоны и орбитальные скорости, в результате чего возникают специфические условия работы измерительной аппаратуры. Это создает существенную помеху при измерении высоты. Для управления низколетящим аппаратом необходимо оценивать также интенсивность и направление движения морских волн. **Цель:** структурно-параметрический синтез системы измерения высоты низколетящего аппарата над морской поверхностью и анализ ее точности с учетом особенностей морского волнения. **Методы:** комплексирование разнотипных датчиков с различными спектральными характеристиками; робастный метод, принимающий заглубленные, но достоверные спектрально-корреляционные характеристики сигналов локационного высотомера и вертикального акселерометра. **Результаты:** проведен структурно-параметрический синтез системы измерения истинной и абсолютной высот, интенсивности и направления распространения волн. В отличие от использовавшейся ранее, предлагаемая система оценивает интенсивность и направление распространения волн и меньше подвержена помехам, вызываемым морским волнением. Точность работы разработанной системы сравнивается с точностью времяпролетной камеры. **Практическая значимость:** применение разработанной измерительной системы позволяет оценивать истинную и абсолютную высоты низколетящего морского аппарата, интенсивность и направления распространения морских волн. В результате параметрической оптимизации коэффициентов передаточных функций точность оценки возрастает в три раза.

Ключевые слова — оптимизация, морское волнение, измерение высоты, комплексирование, низковысотный полет.

Цитирование: Княжский А. Ю. Синтез и анализ точности системы измерения параметров морского волнения, используемой на низколетящем аппарате // Информационно-управляющие системы. 2018. № 2. С. 91–95. doi:10.15217/issn1684-8853.2018.2.91

Citation: Knyazhsky A. Yu. Synthesis and Accuracy Analysis of Altitude-Above-Sea-Surface Measuring System used on Low-Flying Vehicle. *Informatsionno-upravliaiushchie sistemy* [Information and Control Systems], 2018, no. 2, pp. 91–95 (In Russian). doi:10.15217/issn1684-8853.2018.2.91

Введение

При низковысотном полете над взволнованным морем измерение параметров движения осложняется необходимостью получать оценку параметров, требуемых для управления полетом, в реальном масштабе времени. Одним из подходов к решению этой задачи является комплексирование информации от разнотипных датчиков с отличающимися спектрами погрешностей. В работах [1, 2] рассмотрены измерители высот, применяемые на низколетящих аппаратах. В настоящей статье проводится параметрическая оптимизация измерительной системы (ИС), обеспечивающей необходимую для низковысотного полета точность определения истинной и абсолютной высот.

Исследуемый в работе [3] метод позволяет при небольшом (порядка 20°) различии между перпендикуляром к направлению распространения мор-

ского волнения и направлением на конечную точку маршрута прокладывать траекторию летательного аппарата преимущественно над ложбинами волн. Такой способ движения увеличивает аэродинамическое качество экраноплана и безопасность движения низколетящих аппаратов [4]. Как при реализации управления на основе данного алгоритма, так и при прямолинейном полете низколетящего аппарата необходимо знать абсолютную высоту полета экраноплана относительно среднего уровня взволнованной морской поверхности. Зависимости эффективности минимизации высоты от характеристик морского волнения приведены в работе [5]. Проблемы управления движением морских низколетящих аппаратов и измерения параметров их движения изложены в работах [6–12].

Истинная высота полета определяется по показаниям локационного высотомера. Абсолютную высоту можно определить, пропуская показания локационного высотомера через фильтр нижних частот, однако при этом возникнет нежелательное запаздывание в измерениях. Избежать запаздывания можно не только в интегрированной системе с двумя разнотипными датчиками — позиционным и инерциальным.

¹ Научный руководитель — профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения А. В. Небылов.

Предлагается ИС для измерения вектора, элементами которого являются абсолютная высота, истинная высота, интенсивность морского волнения и направление распространения морских волн. Типичная ИС параметров движения низколетящего аппарата не включает оценку интенсивности морского волнения и направления распространения волн. Добавление этих двух величин в выходной вектор оценок параметров полета позволяет адаптировать алгоритм прокладки траектории по ложбинам волн к текущим условиям морского волнения, оценить безопасность полета по ее зависимости от характеристик морского волнения и оценить целесообразность прокладки пути по ложбинам волн с учетом различия между требуемым курсом и направлением распространения волн.

В работе измеритель на базе локационных высотомеров и акселерометров сравнивается с измерителем на базе времяпролетной камеры. Предлагается алгоритм, который по матрице высот позволяет оценивать истинную и абсолютную высоты, интенсивность морского волнения и направление распространения морских волн.

Синтезируем измерительную систему, вырабатывающую описанный выше вектор \hat{Y} :

$$\hat{Y} = [h_{абс} \ h_{ист} \ \hat{\xi} \ \alpha]^T,$$

где $h_{абс}$ — абсолютная высота полета; $h_{ист}$ — истинная геометрическая высота полета; $\hat{\xi}$ — средняя высота волн; α — направление распространения морских волн. Под синтезом ИС понимается параметрическая оптимизация коэффициентов ее передаточной функции.

Измерение высоты локационными высотомерами и акселерометрами

Локационные высотомеры имеют широкую диаграмму направленности и определяют высоту по первому моменту времени прихода сигнала. Поскольку низколетящий аппарат движется с малыми углами наклона (в пределах единиц градусов), высота определяется практически без погрешностей, вносимых креном и тангажом.

Классическая ИС параметров движения низколетящего аппарата включает три локационных высотомера и три акселерометра с вертикальными осями чувствительности. Это оборудование и определяет вектор входных параметров оптимизируемой ИС

$$X = [h_1 \ h_2 \ h_3 \ a_1 \ a_2 \ a_3]^T,$$

где h_i — истинная высота с i -го высотомера; a_i — вертикальное ускорение с i -го акселерометра.

Помимо элементов вектора X определяются скорость v и курс γ . Обработка этих параметров движения и параметра α в Y может проводиться в отдельном канале системы управления вследствие их слабой связи с высотой полета и ее производными. Это позволяет сократить размерность $\hat{Y} = [h_{абс} \ h_{ист} \ \hat{\xi}]^T$.

Зависимость выходного вектора \hat{Y} от входного вектора X определяется уравнением

$$\hat{Y} = GX,$$

где G — матрица операторов свертки.

Элементы g_{ij} матрицы G определяются выражением

$$G = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} & g_{13} & g_{14} & g_{15} & g_{16} \\ g_{21} & g_{22} & g_{23} & 0 & 0 & 0 \\ n_1 & n_2 & n_3 & n_4 & n_5 & n_6 \end{bmatrix};$$

$$g_{ij}(x_i(t)) = \begin{cases} \frac{1}{3} \int_{-\infty}^{\infty} h_{ij}(\tau) x_i(t-\tau) d\tau & \text{для } i \leq 3 \text{ и } j = 1, 2 \\ \frac{1}{3} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} h_{ij}(\tau) x_i(t-\tau) d\tau dt dt & \text{для } i > 3 \text{ и } j = 1 \end{cases}, \quad (*)$$

$$\text{где } n_1 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{11} - p_{21}) dt; \quad n_2 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{12} - p_{22}) dt;$$

$$n_3 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{13} - p_{23}) dt; \quad n_4 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{14} - p_{21}) dt;$$

$$n_5 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{15} - p_{22}) dt; \quad n_6 = \frac{1}{3} \int_0^T (p_{16} - p_{23}) dt;$$

h_{ij} — импульсная характеристика; t — момент времени измерения; τ — время, отсчитываемое в обратном направлении (задержка); i — индекс измерительного прибора; j — индекс выходного параметра.

Поскольку g_{ij} — оператор, то $g_{ij}x_j$ означает не произведение, а действие оператора g_{ij} на x_j , действие оператора определено выражением (*).

Погрешность локационного высотомера распределена по нормальному закону [1]. Погрешность акселерометра ограничена максимальными значениями величины и скорости ухода [2].

Запишем подлежащие параметрической оптимизации передаточные функции локационного $H_1(s)$ и инерциального $H_2(s)$ датчиков с учетом условия $\lim_{s \rightarrow \infty} H_1(s) = 0$:

$$H_1(s) = (b_{10} + b_{11}s + b_{12}s^2) / A(s);$$

$$H_2(s) = (b_{22}s^2 + a_3s^2) / A(s),$$

где $A(s) = 1 + a_1s + a_2s^2 + a_3s^3$.

Оптимизируем семь неизвестных параметров передаточной функции $\{a_1, a_2, a_3, b_{10}, b_{11}, b_{12}, b_{13}\}$. Коэффициенты оптимизировались по критерию минимума максимальной ошибки системы. Максимальная ошибка ИС e_{\max} принята как пятикратная среднеквадратическая и является суммой максимальных ошибок высотомера $e_{\max1}$ и акселерометра $e_{\max2}$:

$$e_{\max1} = 5 \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H_1(s)|^2 S_{\text{вх}}(\omega) d\omega}$$

Здесь $S_{\text{вх}}(\omega)$ — спектральная плотность входного сигнала:

$$S_{\text{вх}}(\omega) = \frac{\alpha}{2\omega^3} \exp\left[-\frac{\beta g^2}{U^4 \omega^2}\right],$$

где $\alpha = 8,1 \cdot 10^{-3}$; $\beta = 0,74$; g — ускорение свободного падения; U — скорость ветра. Максимальная ошибка акселерометра $e_{\max2} = 10^{-3}$ м [2].

Численная оптимизация передаточных функций при условии инвариантности $H_1(s) + H_2(s) = 1$ и ограничении максимальных вертикальной скорости $h^{(1)} = 2$ м/с и ускорения $h^{(2)} = 4$ м/с² дала следующие результаты: $a_1 = 11,9$, $a_2 = 76,9$, $a_3 = 92,7$, $b_{10} = 0,991$, $b_{11} = 11,8$, $b_{12} = 75,7$, $b_{22} = 0,230$.

При небольших (до 10°) углах визирования локационным высотомером и небольших уклонах морской волны диаграмму обратного рассеяния можно считать равномерной и стационарной, а демодуляция возвратившегося в антенну сигнала происходит так, что измеренное значение высоты равно высоте аппарата относительно уровня, соответствующего средней ординате облучаемого участка морской поверхности [2].

Измерение высоты времяпролетной камерой

Суть времяпролетного метода измерения высоты заключается в измерении времени, которое требуется световому сигналу для прохождения расстояния между камерой и подстилающей поверхностью. Для этого камера излучает модулированное излучение инфракрасного диапазона с некоторой частотой модуляции f_{mod} . После чего специальная схема вычисляет фазовый сдвиг φ между принятым и излученным сигналом, который пропорционален высоте полета $h_{\text{ист}}$ [1]:

$$h_{\text{ист}} = \frac{c\varphi}{4\pi f_{\text{mod}}},$$

где c — скорость света.

Результатом измерения расстояний до подстилающей поверхности времяпролетной камерой является матрица высот, соответствующих точкам поверхности, попадающих в поле зрения камеры. Размер матрицы соответствует количеству чувствительных элементов датчика. Дальность до подстилающей поверхности измеряется в радиальной системе координат, после чего данные пересчитываются в декартову систему. Максимальная высота, корректно измеряемая камерой, равняется отношению скорости света к удвоенной частоте модуляции.

Например, камера O3D201, имеющая тип датчика PMD 3D chip, с частотой 20 Гц выдает матрицу размером 50 × 64 пикселей для изображения, полученного при диаграмме направленности 30 × 40 град.

За счет сокращения размеров матрицы проживанием снизится количество необходимых вычислительных операций для ее обработки и, соответственно, увеличится скорость определения высоты. Поскольку измерения проводятся на малой высоте с достаточно узким углом обзора, изображение облученного участка поверхности имеет несложную геометрическую форму, которую можно аппроксимировать плоскостью. Поэтому искать наименьшее значение матрицы можно даже по четырем крайним элементам.

Так же как и с использованием точечного локационного высотомера, высота морской волны в этом случае определяется вычитанием из абсолютной высоты аппарата его истинной геометрической высоты.

Моделирование

Моделировалось равномерное прямолинейное движение аппарата на высотах 3, 4 и 5 м со скоростями 50–180 км/ч под углами относительно направления распространения морского волнения 0–90°. Интенсивность морского волнения составляла 3–6 баллов. Высота волн определялась по формуле [6]

$$\xi(x, y) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m r_{ij} \cos(k_i x \cos(\alpha_j) + k_i y \sin(\alpha_j) + \varepsilon_{ij}),$$

где n — число гармоник с разными частотами; m — число гармонических волн с разными направлениями распространения, $n = m = 7$; k_i — пространственная частота волны; α_j — угол, характеризующий направление распространения

гармонической волны; r_{ij} — амплитуда волны с i -й частотой и j -м направлением распространения; ε_{ij} — фаза, представляемая случайным числом с равномерным распределением.

Пространственные частоты определяются по формуле [3] $k_i = \Omega_i^2/g$, где Ω — среднеквадратическая частота спектра: $\Omega = 0,77 \times \left(\frac{g}{h_{3\%}} \right)^{\frac{1}{2}}$, где

$h_{3\%}$ — высота морских волн с обеспеченностью 3 %.

При моделировании среднеквадратическое отклонение погрешности высотомера составляло 0,3 м, постоянная времени бралась 0,1 с. Уход нуля шкалы акселерометра составлял 10^{-4} м/с², скорость ухода 10^{-6} м/с². Для времяпролетной камеры брались характеристики камеры 03D201. Всего было проведено 70 экспериментов. Наибольшая составляющая погрешности моделирования возникает из-за неточности передачи геометрических характеристик морских волн и не превышает 5 %.

Моделирование показало, что погрешность оценки истинной высоты после оптимизации передаточной функции ИС составила 0,1 м. Погрешность времяпролетной камеры меньше на сотые доли метра, поэтому точность обоих средств измерения можно считать одинаковой. Погрешность оценки интенсивности морского волнения ИС на основе высотомеров и акселерометров и времяпролетной камеры составила 0,1 м.

Заключение

В работе проведен синтез и параметрическая оптимизация ИС высоты движения и интенсивности морского волнения. Основное преимущество ИС на базе высотомеров перед времяпролетной камерой — в большей скорости обработки измерений. У времяпролетной камеры — в возможности получения более полной информации о параметрах морского волнения.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, грант 16-19-10381.

Литература

1. Aerospace Navigation Systems/ A. Nebylov, J. Watson (Ed). — J. Wiley & Sons, UK, 2016. — 372 p.
2. Nebylov A. V., Wilson P. Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea. — Southampton: WIT Press, 2002. — 312 p.
3. Княжский А. Ю., Небылов А. В., Небылов В. А. Способ управления продольным и боковым движением экраноплана // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 4. С. 18–24.
4. Княжский А. Ю., Небылов А. В., Небылов В. А. Увеличение аэродинамического качества экраноплана за счет огибания волн // Информационно-управляющие системы. 2017. № 6. С. 24–28. doi:10.15217/issn1684-8853.2017.6.24
5. Княжский А. Ю., Небылов А. В., Небылов В. А. Влияние характеристик морского волнения на качество управления полетом экраноплана в режиме огибания волн // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 7. С. 3–8.
6. Tofa M. M., Maimun A., Ahmed Y. M., Jamei S., Priyanto A., Rahimuddin. Experimental Investigation of a Wing-in-Ground Effect Craft // The Scientific World Journal. 2014. Vol. 2014. Article ID 489308. 7 p. doi:10.1155/2014/489308
7. Liang Yun, Alan Bliault, Johnny Doo. WIG Craft and Ekranoplan: Ground Effect Craft Technology. — Springer, 2010. — 443 p.
8. Pagowski Z. T., Szafran K. “Ground Effect” Inter-Modal Fast Sea Transport. TransNav // The Intern. Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation. 2014. Vol. 8. N 2. P. 317–320.
9. Pagowski Z. T., Szafran K., Kończak J. “Ground Effect” Transport on the Baltic Sea, Maritime Transport & Shipping // The Intern. Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation. 2014. Vol. 8. N 2. P. 221–234.
10. Wang H., Teo C. J., Khoo B. C., Goh C. J. Computational Aerodynamics and Flight Stability of Wing-In-Ground (WIG) Craft // 7th Asian-Pacific Conf. on Aerospace Technology and Science. 2013. P. 15–24.
11. Rozhdestvensky K. V. Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect. — Springer Science & Business Media, 2000. — 352 p.
12. Трубкин И. П. Ветровое волнение (взаимосвязи и расчет вероятностных характеристик). — М.: Научный мир, 2007. — 264 с.

UDC 629.7.05

doi:10.15217/issn1684-8853.2018.2.91

Synthesis and Accuracy Analysis of Altitude-Above-Sea-Surface Measuring System used on Low-Flying VehicleKnyazhsky A. Yu. ^a, Assistant Professor, knjagskij@mail.ru^aSaint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, 67, B. Morskaya St., 190000, Saint-Petersburg, Russian Federation

Introduction: During a low-altitude flight over a disturbed sea surface, the wave profiles have variable elevations, gradients and orbital velocities, resulting in specific conditions for the operation of the measuring devices. This creates a significant obstacle in measuring the altitude. Also, to control a low-flying apparatus, it is necessary to estimate the intensity and direction of motion of the sea waves. **Purpose:** Structural-parametric synthesis of a system for measuring the altitude of a low-altitude vehicle over the sea surface and analyzing its accuracy, taking into account the peculiarities of the sea waves. **Method:** Complexation of different types of sensors with different spectral characteristics. A robust method which takes on corrupted but reliable spectral-correlation characteristics of the signals from a local altimeter and a vertical accelerometer. **Results:** Structural-parametric synthesis has been performed for a system of measuring the true and absolute heights, the intensity and direction of the wave propagation. Unlike the one used earlier, the proposed system evaluates the intensity and direction of the wave propagation, and is less susceptible to interference caused by the waves. The accuracy of the developed system is compared with the accuracy of a time-of-flight camera. **Practical relevance:** The application of the developed measuring system makes it possible to evaluate the true and absolute altitudes of a low-flying vehicle, the intensity and direction of the propagation of sea waves. As a result of parametric optimization of the coefficients of the transfer functions, the estimation accuracy increases three-fold.

Keywords — Optimization, Sea Waves, Altitude Measurement, Complexation, Low-Altitude Flight.

Citation: Knyazhsky A. Yu. Synthesis and Accuracy Analysis of Altitude-Above-Sea-Surface Measuring System used on Low-Flying Vehicle. *Informatsionno-upravliaiushchie sistemy* [Information and Control Systems], 2018, no. 2, pp. 91–95 (In Russian). doi:10.15217/issn1684-8853.2018.2.91

References

1. *Aerospace Navigation Systems*. A. Nebylov, J. Watson (Ed). J. Wiley & Sons, UK, 2016, 372 p.
2. Nebylov A. V., Wilson P. *Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea*. Southampton, UK, WIT Press, 2002. 312 p.
3. Knyazhsky A. Y., Nebylov A. V., Nebylov V. A. Ground Effect Vehicle Longitudinal and Lateral Motion Control Method. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2017, no. 4, pp. 18–24 (In Russian).
4. Knyazhsky A. Y., Nebylov A. V., Nebylov V. A. Improving GEV Aerodynamic Quality by Enveloping Sea Waves. *Informatsionno-upravliaiushchie sistemy* [Information and Control Systems], 2017, no. 6, pp. 24–28 (In Russian). doi:10.15217/issn1684-8853.2017.6.24
5. Knyazhsky A. Y., Nebylov A. V., Nebylov V. A. Influence of the Characteristics of Sea Waves on the Quality of Ekranoplane Flight Control in the Mode of Bending Around Big Waves. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2017, no. 7, pp. 3–8 (In Russian).
6. Tofa M. M., Maimun A., Ahmed Y. M., Jamei S., Priyanto A., Rahimuddin. Experimental Investigation of a Wing-in-Ground Effect Craft. *The Scientific World Journal*, 2014, vol. 2014, Article ID 489308, 7 p. doi:10.1155/2014/489308
7. Liang Yun, Alan Bliault, Johnny Doo. *WIG Craft and Ekranoplan: Ground Effect Craft Technology*. Springer, 2010. 443 p.
8. Pagowski Z. T., Szafran K. “Ground Effect” Inter-Modal Fast Sea Transport. *TransNav. The Intern. Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation*, 2014, vol. 8, no. 2, pp. 317–320.
9. Pagowski Z. T., Szafran K., Kończak J. “Ground Effect” Transport on the Baltic Sea, Maritime Transport & Shipping. *The Intern. Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation*, 2014, vol. 8, no. 2, pp. 221–234.
10. Wang H., Teo C. J., Khoo B. C., Goh C. J. Computational Aerodynamics and Flight Stability of Wing-InGround (WIG) Craft. *7th Asian-Pacific Conf. on Aerospace Technology and Science*, 2013, pp. 15–24.
11. Rozhdstvensky K. V. *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*. Springer Science & Business Media, 2000. 352 p.
12. Trubkin I. P. *Vetrovoe volnenie (vzaimosvazi i raschet veroiatnostnykh kharakteristik)* [Wind Turbulence (Interrelations and Calculation of Probabilistic Characteristics)]. Moscow, Nauchnyi mir Publ., 2007. 264 p.