

МИНИМИЗАЦИЯ АБСОЛЮТНОЙ ВЫСОТЫ НИЗКОЛЕТЯЩЕГО АППАРАТА ЗА СЧЕТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОГИБАНИЯ ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКИХ МОРСКИХ ВОЛН

А. Ю. КНЯЖСКИЙ, А. В. НЕБЫЛОВ, В. А. НЕБЫЛОВ

*Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения,
190000, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: knjagskij@mail.ru*

Рассматривается возможность повышения аэродинамического качества и снижения радиолокационной заметности низколетящих аппаратов за счет стремления огибать низкочастотные составляющие морского волнения в вертикальной плоскости. Показана возможность минимизации высоты низколетящего вблизи морской поверхности аппарата за счет вертикального маневрирования, при поддержании заданного уровня безопасности, что позволяет повысить аэродинамическое качество. Путем имитационного моделирования оценены потенциальная возможность снижения средней высоты аппарата при движении в условиях 4- и 6-балльного нерегулярного морского волнения и величина перегрузки, возникающей во время маневрирования. Предложенный метод возможно внедрить в системы управления низколетящими аппаратами и использовать его при необходимости минимизации высоты и допустимости длительного движения с незначительными перегрузками.

Ключевые слова: *низколетящий аппарат, минимизация средней высоты, оптимизация траектории полета, вертикальное маневрирование, морские волны*

Введение. Основная опасность скоростного низковысотного движения летательного аппарата над морской поверхностью заключается в возможности столкновения с другими морскими объектами и гребнями морских волн. Предупредить столкновение с другим объектом возможно за счет совместного разведения их траекторий или своевременного обнаружения потенциально опасного объекта, оценивания параметров его движения и прокладки собственной траектории на безопасном расстоянии от него.

Проблему столкновения низколетящего аппарата с гребнями морских волн в настоящее время принято решать путем увеличения высоты полета, однако из-за этого теряются преимущества низковысотного движения. В работах [1—3] показано, что, используя плавное боковое маневрирование, возможно проложить траекторию низколетящего аппарата над наиболее низкими участками морской поверхности. Для минимизации высоты боковое маневрирование необходимо совмещать с вертикальным маневрированием, добиваясь оптимизации 3D-траектории. В более простом случае минимизировать высоту низколетящего аппарата возможно за счет оптимизации 2D-траектории, используя вертикальное маневрирование без боковых маневров, — например, при движении по кратчайшей прямолинейной траектории в горизонтальной плоскости. Полет при таких условиях и рассматривается в настоящей статье.

Цель данной статьи — показать возможность минимизации высоты высокоманевренного низколетящего аппарата, движущегося вблизи взволнованной морской поверхности, за счет стремления огибать низкочастотные составляющие морского волнения вертикальными маневрами. В данном случае минимизацию абсолютной высоты можно рассматривать как задачу стабилизации заданной истинной геометрической высоты h_3 аппарата относительно только низкочастотных составляющих пространственного спектра морского волнения, при этом маневренные характеристики аппарата ограничивают точность стабилизации. Стабили-

зация осуществляется за счет управления рулем высоты и закрылками, так чтобы низколетящий аппарат стремился максимально точно повторять низкочастотные составляющие морского волнения. Задачи снижения радиолокационной заметности и повышения аэродинамического качества в статье не рассматриваются.

Движение в режиме огибания волн при малой средней высоте повышает вероятность касания морской поверхности. Большинство морских низколетящих аппаратов приспособлены к легким касаниям морской поверхности. Если аппарат движется за счет использования динамического принципа поддержания, то верхняя часть морских волн слегка продавливаются воздушной подушкой, что предотвращает касание гребней. Также минимизация высоты аппарата позволяет, помимо снижения радиолокационной заметности, повысить аэродинамическое качество и, как следствие, грузоподъемность.

Было проведено имитационное моделирование движения низколетящего аппарата. При моделировании допущены следующие упрощения: не учитывалась скорость распространения морских волн и не имитировались ветровые порывы. Первое допущение приемлемо, поскольку скорость распространения морских волн значительно ниже скорости движения низколетящего аппарата и поэтому не оказывает существенного влияния на результаты моделирования. Влияние порывов ветра планируется проанализировать в последующих работах.

Морское волнение имитировалось с использованием дробно-рациональной аппроксимации спектра нерегулярного морского волнения. В качестве передаточной функции низколетящего аппарата был взят полином с коэффициентами в знаменателе до третьего порядка. Данная модель допустима, поскольку нелинейные эффекты в формировании ветрового морского волнения начинают действовать только при сильном штормовом волнении, балльность которого превышает 6. Низколетящие аппараты, рассматриваемые в статье, при таком сильно штормовом море не используются. Некоторые исследователи считают нелинейные эффекты более существенными уже при меньшей балльности волнения, но практически не описывают подробно физику и математику этих эффектов, что затрудняет моделирование. Как правило, полученные ими результаты базируются на статистической обработке экспериментальных данных, которые не могут быть всеобъемлющими и отражают текущие свойства в общем нестационарного случайного поля.

Поскольку в данной статье обосновывается актуальность более детальных исследований, касающихся траекторной оптимизации за счет маневрирования, а не анализируется эффективность минимизации высоты какой-либо конкретной модели низколетящего аппарата, приведенные упрощения являются допустимыми.

Измеритель высоты. В стандартной конфигурации измерительного оборудования низколетящего аппарата диаграммы направленности локационных высотомеров направлены вниз, перпендикулярно продольной оси. В таком случае измерение ординаты морской поверхности (или волновой ординаты) осуществляется в момент ее прохождения. С учетом того, что система управления реагирует на изменение ординаты морской поверхности с некоторой задержкой и низколетящий аппарат имеет достаточно большую инерцию, задержка реакции вызывает существенную погрешность управления.

Повысить точность управления за счет уменьшения задержки реакции аппарата возможно при измерении ординаты морской поверхности $\xi(t)$ на некотором расстоянии r перед ним. Для этого необходимо направлять диаграмму направленности локационного высотомера не перпендикулярно вниз, а под определенным углом, зависящим от опорной высоты движения и расстояния r . Оценивание ординаты волны, находящейся перед низколетящим аппаратом, позволяет заблаговременно начать вертикальное маневрирование и к моменту пролета аппарата над волной принять более точную высоту.

В радиолокации эти вопросы были решены еще в 1960-е годы при организации процесса стабилизации судна по принципу комбинированного управления по ошибке и по возмущению.

Возмущение — набегающая волна — не просто прогнозировалось на десяток секунд, а непосредственно измерялось локатором с наклоненным вперед лучом. Естественно, такое локационное устройство хорошо стабилизировалось, чтобы избежать влияния качки на показания датчика набегающей волны. Стабилизатор строится на основе комплексирования инерциальных и позиционных датчиков.

Стабилизация истинной геометрической высоты низколетящего аппарата в условиях морского волнения. Предположим, что для низколетящего аппарата, движущегося в условиях морского волнения определенной интенсивности, известна средняя задержка реакции аппарата в пределах заданного интервала времени. Зная путевую скорость аппарата, можно определить расстояние r , на котором нужно оценивать ординату морской поверхности. Сумму ординаты морской поверхности впереди по курсу на расстоянии r и заданной истинной геометрической высоты h_3 назовем желаемой абсолютной высотой аппарата спустя период времени, равный задержке реакции аппарата. Направление вектора от текущей абсолютной высоты аппарата ($h_{абс}$) на желаемую абсолютную высоту на расстоянии r ($h_{абс}^r$) назовем желаемым наклоном движения. Для того чтобы низколетящий аппарат мог выдерживать заданную истинную геометрическую высоту, предлагается непрерывно отклонять руль высоты на угол, обеспечивающий желаемый угол наклона траектории. Предложенный метод стабилизации истинной геометрической высоты не является оптимальным по критерию минимальной ошибки управления, поскольку возможно увеличить вертикальную маневренность низколетящего аппарата, задавая больший угол отклонения руля высоты и постепенно уменьшая его к концу маневра.

Моделирование. Путем имитационного моделирования в среде MatLab-Simulink были определены траектории низколетящего аппарата, движущегося в условиях 4- и 6-балльного нерегулярного морского волнения, и оценены величины снижения средних высот этих траекторий по отношению к траекториям с постоянной абсолютной высотой без совершения маневров.

Разработанную модель можно представить в виде четырех крупных блоков: имитации морского волнения, имитации работы измерительно-управляющей системы низколетящего аппарата (НЛА), моделирования динамики движения НЛА, оценки эффективности минимизации высоты. Укрупненная структурная схема системы моделирования движения низколетящего аппарата, стремящегося огибать низкочастотные составляющие морского волнения, используя вертикальное маневрирование, представлена на рис. 1, а. Блок имитации морского волнения представляет собой генератор белого шума $w(t)$, передающий сигнал на формирующий фильтр. На выходе формирующий фильтр выдает значение прогнозируемой ординаты морской поверхности $\xi(t)$. Задаваемым параметром данного блока является высота морского волнения трехпроцентной обеспеченности $h_{3\%}$ [4]. По этому значению вычисляются параметры передаточной функции формирующего фильтра $H(s)$. Оцененное значение ординаты $\xi(t)$ подается на вход блока имитации работы измерительно-управляющей системы, в котором рассчитывается угол отклонения руля высоты $\delta_b(t)$. Далее значение δ_b передается на вход блока моделирования движения НЛА, который формирует зависимость абсолютной высоты $h_{абс}(t)$ НЛА от времени и определяет, насколько уменьшилось среднее значение абсолютной высоты аппарата. Более детальная структурная схема системы моделирования движения низколетящего аппарата приведена на рис. 1, б, где БВП1, БВП2 — блоки вычисления параметров для формирующего фильтра и блока моделирования динамики НЛА соответственно, M — массив моментов.

В БВП1 рассчитываются дисперсия волновой ординаты D_r , параметр корреляционной функции β и коэффициент затухания α . Для развитого ветрового волнения выполняется соотношение $\alpha=0,21\beta$. Все эти параметры необходимы для определения спектра морского волнения, из которого путем факторизации на комплексно-сопряженные множители определяется передаточная функция формирующего фильтра. Дисперсия волновой ординаты D_r связана с высотой $h_{3\%}$ формулой $D_r = 0,0358h_{3\%}^2$.

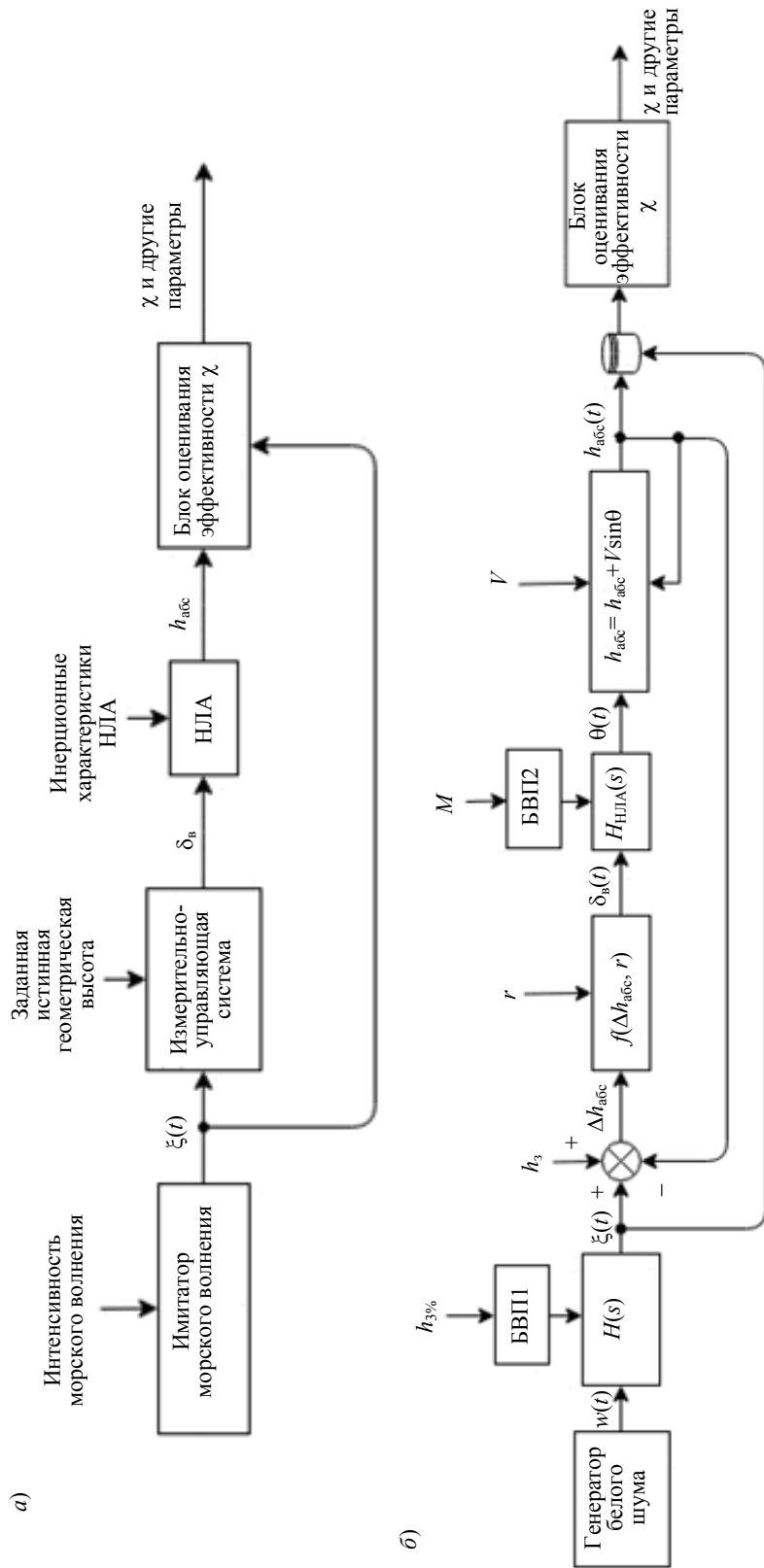


Рис. 1

Морское волнение описывается экспоненциальными и дробно-рациональными спектрами. Для моделирования морской поверхности с помощью формирующего фильтра возможно использовать только дробно-рациональные спектры, которые несколько смещены по отношению к экспоненциальным в область более низких частот. В работе использовался спектр [5]

$$S_h(\Omega) = \frac{4D_r \alpha \Omega^2}{\Omega^4 + 2(\alpha^2 - \beta^2)\Omega^2 + (\alpha^2 + \beta^2)^2}, \quad (1)$$

где Ω — пространственная частота морского волнения; частота максимума спектра Ω_{\max} практически совпадает с β , так как $\Omega_{\max} = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2} = \beta \sqrt{1 + (\alpha/\beta)^2} = 1,02\beta$.

Формирующий фильтр для сигнала с таким спектром имеет передаточную функцию

$$H(s) = \frac{2\sqrt{\alpha D_r} \cdot s}{s^2 + 2\alpha s + (\alpha^2 + \beta^2)}. \quad (2)$$

Далее вычисляется разность между желаемой высотой $h_{\text{абс}}^r$ и текущей $h_{\text{абс}}$. Поскольку желаемой абсолютной высотой считается сумма величин $\xi(t)$ и h_3 , формула принимает вид $\Delta h_{\text{абс}}(t) = \xi(t) + h_3 - h_{\text{абс}}(t)$. После чего по формуле $\theta = \text{atan} 2(\Delta h_{\text{абс}}, r)$ определяется желаемый угол наклона траектории. Отношение $\Delta h_{\text{абс}}(t)$ к r является тангенсом желаемого угла наклона траектории. Функция $\text{atan} 2(x, y)$ подобна $\text{arctg}(x/y)$, за исключением того, что не имеет точек разрыва и пригодна для вычисления угла между противоположащим катетом x и прилежащим y . Название функции заимствовано от соответствующей функции в языках программирования C++ и MatLab. Угол отклонения руля высоты δ_b вычисляется по рассчитанному значению θ .

Принцип стабилизации истинной геометрической высоты аппарата за счет вертикального маневрирования пояснен на рис. 2, где кривая 1 соответствует высоте ординаты морской поверхности ξ , 2 — высоте низкочастотной составляющей ординаты ξ , 3 — желаемой абсолютной высоте.

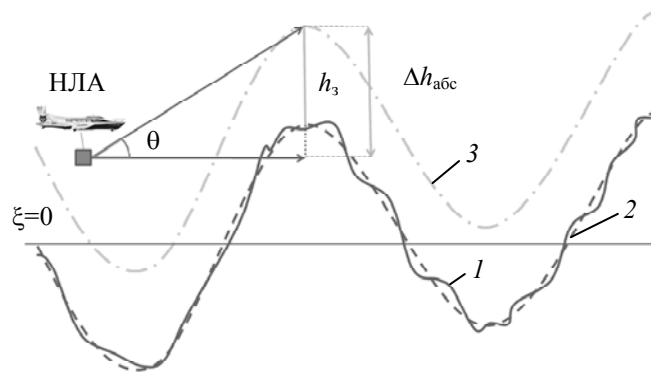


Рис. 2

Уравнения продольного движения летательного аппарата в изображениях имеют вид

$$\begin{aligned} s^2\theta(s) + a_1s\theta(s) + a_2\gamma(s) &= -a_3\delta_b(s) + a_4M_z(s); \\ -s\gamma(s) + a_5\gamma(s) + s\theta(s) &= a_6F_y(s), \end{aligned} \quad (3)$$

исключив из которых переменную $\gamma(s)$, получим передаточную функцию угла наклона траектории от угла поворота руля высоты:

$$H_{\theta}^{\delta_b}(s) = \frac{a_3a_5}{s[s^2 + (a_1 - a_5)s + (a_2 - a_1a_5)]}, \quad (4)$$

где $a_1 = M_{z_0}^{\omega}/I_z$, $a_2 = M_{z_0}^{\alpha}/I_z$, $a_3 = M_{z_0}^{\delta_b}/I_z$, $a_5 = Y_0^{\alpha}/mV_0$; a_4 — заданный коэффициент; $\gamma(s)$ — угол атаки; $M_z(s)$ — возмущающий момент; $F_y(s)$ — возмущающая сила; I_z — момент

инерции НЛА относительно оси OZ ; $M_{z_0}^\omega$ — момент демпфирования тангажа; $M_{z_0}^\alpha$ — момент продольной статической устойчивости; $M_{z_0}^{\delta_b}$ — управляющий момент, появляющийся при отклонении руля высоты хвостового горизонтального оперения; Y_0^α — подъемная сила ЛА при невозмущенном движении; m — масса НЛА, V_0 — его скорость.

Как видно из формулы (4), для задания функции $H_0^{\delta_b}(s)$ нужно знать инерционные характеристики аппарата. Отметим, что используемые в выражениях (3) и (4) моменты $M_{z_0}^\omega$, $M_{z_0}^\alpha$, $M_{z_0}^{\delta_b}$, I_z являются составляющими массива моментов M (см. рис. 1, б).

Далее с использованием передаточной функции (4) по известному модулю скорости и углу наклона траектории рассчитывается абсолютная высота в определенный момент времени.

На протяжении процесса моделирования полученные значения ординаты $\xi(t)$ и высоты $h_{\text{абс}}(t)$ аппарата сохраняются в памяти компьютера. По окончании моделирования рассчитывается, на сколько уменьшилось среднее значение абсолютной высоты за счет использования предложенного метода. Следует отметить, что блок оценивания эффективности может использовать другие критерии оценки эффективности метода, например, возрастание аэродинамического качества аппарата, использующего динамический принцип поддержания.

Результаты моделирования. Путем имитационного моделирования были получены двумерные изображения морского волнения.

При 4-балльном морском волнении $h_{3\%}=2$ м, откуда следует, что $D_r=0,143$ м², $\beta = 1,004$ с⁻¹, $\alpha=0,21$ с⁻¹.

В формуле (2) введем следующие обозначения: $b_0 = 2\sqrt{\alpha D_r}$, $a_1 = 2\alpha$, $a_2 = \alpha^2 + \beta^2$. Тогда получим

$$H(s) = \frac{b_0 s}{s^2 + a_1 s + a_2}. \quad (5)$$

При 6-балльном волнении $h_{3\%}=6$ м, откуда следует, что $D_r=1,289$ м², $\beta = 0,5683$ с⁻¹, $\alpha=0,1193$ с⁻¹, а коэффициенты формулы (5) соответственно — $b_0 = 0,7843$ с⁻¹, $a_1 = 0,2386$ с⁻¹, $a_2 = 0,3372$ с⁻².

Коэффициенты передаточной функции (4) принимают следующие значения: $a_1 = 1,154$ с⁻¹, $a_2 = 1,4$ с⁻², $a_3 = 0,427$ с⁻², $a_5 = 0,415$ с⁻¹. Данные значения, взятые из открытых источников, определялись исходя из усредненных инерционных характеристик малых и средних низколетящих аппаратов. Некоторые характеристики приведены в работах [4, 6—9].

Фрагмент оптимизированной траектории НЛА при полете в условиях 6-балльного морского волнения приведен на рис. 3: 1 — траектория движения аппарата, 2 — морское волнение.

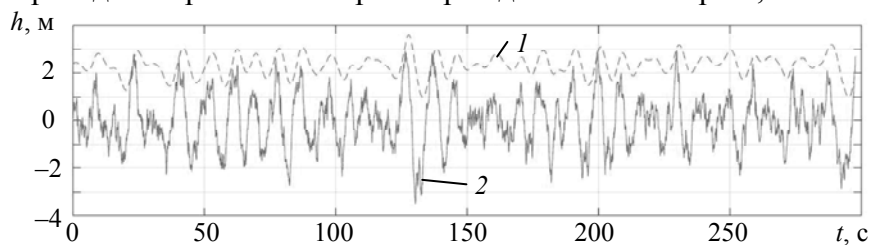


Рис. 3

При прямолинейном движении средняя истинная геометрическая высота h_3 составляет 3 м, при движении в режиме минимизации высоты с нулевой задержкой реакции аппарата $h_3=2,35$ м. Анализ траектории (см. рис. 3, кривая 1) показывает, что низколетящий аппарат касался гребней морских волн не чаще чем 1-2 раза в 50 секунд, что в большинстве случаев является допустимым. С учетом того, что воздушная подушка отталкивает воду от корпуса

аппарата, количество касаний значительно снижается. Влияние воздушной подушки при моделировании не учитывалось.

Поскольку при решении задачи стабилизации истинной геометрической высоты НЛА вынужден совершать интенсивные маневры практически непрерывно, важно оценить перегрузки $n_y = V\theta'/g$. Передаточная функция изменения перегрузки от изменения угла наклона траектории имеет следующий вид:

$$H_{n_y}^{\delta_b}(s) = -\frac{V_s}{g} H_{\theta}^{\delta_b}(s).$$

Фрагмент зависимости перегрузки аппарата от времени приведен на рис. 4, где размерностью для перегрузки n является ускорение свободного падения g . За первые 300 секунд модуль максимального значения перегрузки составил 0,15 g на 130-й секунде полета. В течение всего полета перегрузка не превысила 0,16 g . В работе [10] указано, что при слабой турбулентности пассажиры самолета испытывают перегрузки 0,8—1,2 g , а при штормовой перегрузка превышает 2 g . Наиболее критичным является воздействие на человека низкочастотных перегрузок с частотой 0,1—0,5 Гц [11]. Но перегрузка, возникающая в результате вертикального маневрирования для минимизации высоты, вследствие низкой величины является приемлемой. Дополнительно обезопасить экипаж и пассажиров от перегрузок возможно с помощью противоперегрузочной защиты, принцип действия которой описан в работах [12—15].

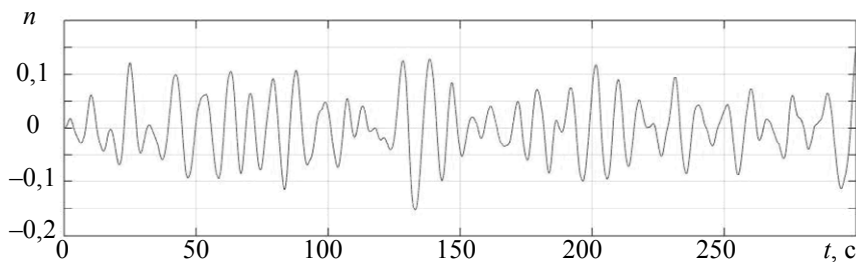


Рис. 4

Заключение. В статье предложено минимизировать среднюю истинную геометрическую высоту низколетающего вблизи морской поверхности аппарата за счет стремления огибать низкочастотные составляющие морского волнения с использованием вертикального маневрирования. Это позволяет снизить радиолокационную заметность для аппаратов, использующих динамический принцип поддержания, и повысить их аэродинамическое качество.

Приведены результаты моделирования, подтверждающие возможность снижения высоты высокоманевренного низколетающего аппарата при 6-балльном морском волнении, когда высота $h_{3\%} = 6$ м, на 0,65 м. Эффективность применения предложенного метода минимизации высоты необходимо оценивать для конкретной модели низколетающего аппарата.

Следует отметить, что авторы не предлагают обеспечить огибание длиннопериодических волн любой ценой, в том числе форсажем двигателей. В случае управления экранопланом основной механизм огибания волн должен базироваться на его естественном свойстве самостабилизации по высоте, проявляющемся только на инфранизких частотах. К ним относится небольшая часть спектральных составляющих волнения в подвижной системе координат, особенно при полете в направлении, перпендикулярном генеральному направлению распространения волн, при ветровом волнении, совпадающем с направлением ветра. Использовать форсажный режим нет необходимости, поскольку эффект экономии горючего и низкая локационная заметность важнее. Если режим полета не способствует хотя бы частичному огибанию волн, то нужно лететь без огибания, а при появлении возможности включать режим огибания. Особых энергетических затрат для этого не требуется.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект №16-19-10381; формирующий фильтр для моделирования морского волнения синтезирован при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований по проекту №18-08-00234.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Княжский А. Ю., Небылов А. В. Оптимизация продольного и бокового движения летательного аппарата вблизи неровной поверхности по критерию минимума средней геометрической высоты полета // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 3. С. 28—36.
2. Княжский А. Ю., Небылов А. В., Небылов В. А. Способ управления продольным и боковым движением экраноплана // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 4. С. 18—24.
3. 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.
4. Nebylov A. V., Wilson P. Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea. Southampton, UK: WIT Press, 2002. 312 p.
5. Лукомский Ю. А., Чугунов В. С. Системы управления морскими подвижными объектами. Л.: Судостроение, 1988. 272 с.
6. Yun L., Bliault A., Doo J. WIG Craft and Ekranoplan. Springer, 2010. 450 p.
7. Halloran M., O'Meara S. Wing in Ground Effect Craft Review // Report CR-9802, The Sir Lawrence Wackett Centre for Aerospace Design Technology of Royal Melbourne Institute of Technology Contract. 1999. 87 p.
8. Ghafoor A., Shabani R., Leblebicioğlu K. Mathematical Modelling and Pitch Attitude Hold Design for a Wing-in-Ground (WIG) Effect Vehicle / Bu çalışmanın ilk versiyonu TOK 2015 Kongresinde yayınlanmıştır. Ankara, Turkey, 2015. 1—18 p.
9. Ghafoor A. Wing in ground effect vehicle: modelling and control / The Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University. Ankara, Turkey, 2015. 191 p.
10. Лесовский А. С. Анализ факторов, влияющих на изменение перегрузки при полете самолета в турбулентной атмосфере // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражданской авиации. 2006. № 110. С. 20—25.
11. Алексахин Б. Н., Жерनावков В. Ф., Кайгородов С. Л., Кузнецов В. Г., Малахов А. В., Сидоров Ю. И. Экспериментальные исследования влияния знакопеременных перегрузок на профессиональную деятельность летчика и комфорт пассажиров // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. 3, № 3. С. 54—60.
12. Пат. 2552996 РФ. Способ адаптивной противоперегрузочной и высотной компенсирующей защиты летчика на основе углеродных нанотрубок и устройство, реализующее его в костюме-комбинезоне / Е. Ф. Скрыбин, О. Е. Скрыбин. 05.03.2014.
13. Пат. 2452665 РФ. Противоперегрузочный костюм (варианты) / Н. Е. Староверов. 10.06.2012. Бюл. № 16.
14. Пат. 181432 U1 РФ. Костюм, создающий давление на тело / М. В. Горькова. 18.12.2017.
15. Пат. 2400403 С2 РФ. Противоперегрузочное устройство (варианты) с устройством для управления из него (варианты) / Н. Е. Староверов. 15.12.2008.

Сведения об авторах

- Александр Юрьевич Княжский** — канд. техн. наук; СПбГУАП, кафедра аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов; E-mail: knjagskij@mail.ru
- Александр Владимирович Небылов** — д-р техн. наук, профессор; СПбГУАП, кафедра аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов; зав. кафедрой; E-mail: iiaat@aanet.ru
- Владимир Александрович Небылов** — канд. техн. наук; СПбГУАП, кафедра аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов; ст. научный сотрудник; E-mail: iiaat@aanet.ru

Поступила в редакцию
03.10.19 г.

Ссылка для цитирования: Княжский А. Ю., Небылов А. В., Небылов В. А. Минимизация абсолютной высоты низколетящего аппарата за счет вертикального огибания длиннопериодических морских волн // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 1. С. 84—93.

MINIMIZING THE ABSOLUTE HEIGHT OF A LOW-FLYING VEHICLE DUE TO VERTICAL TRACKING OF LONG-PERIOD SEA WAVES

A. Yu. Knyazhskiy, A. V. Nebylov, V. A. Nebylov

St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation,
190000, St. Petersburg, Russia
E-mail: knjagskij@mail.ru

The possibility of improving the aerodynamic quality and reducing the radar visibility of low-flying vehicles due to rounding the low-frequency components of sea waves in the vertical plane is considered. It is shown that it is possible to minimize the height of a low-flying vehicle near the sea surface due to vertical maneuvering, while maintaining a given level of safety, which allows improving the aerodynamic quality. The potential possibility of reducing the average height of the vehicle when driving in conditions of 4- and 6-point irregular sea waves and the amount of re-loading that occurs during maneuvering are estimated by simulation. The proposed method can be implemented in the control systems of low-flying vehicles and used if it is necessary to minimize the speed and tolerance of long-term movement with minor overloads.

Keywords: low-flying vehicle, average height reduction, flight path optimization, vertical maneuvering, sea waves

REFERENCES

1. Knyazhskiy A.Yu., Nebylov A.V. *Aerospace Instrument-Making*, 2017, no. 3, pp. 28–36. (in Russ.)
2. Knyazhskiy A.Yu., Nebylov A.V., Nebylov V.A. *Aerospace Instrument-Making*, 2017, no. 4, pp. 18–24. (in Russ.)
3. Knyazhskiy A.Yu., Nebylov A.V., Nebylov V.A. *Aerospace Instrument-Making*, 2017, no. 7, pp. 3–8. (in Russ.)
4. Nebylov A.V., Wilson P. *Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea*, WIT Press, Southampton, UK, 2002, 312 p.
5. Lukomskiy Yu.A., Chugunov V.S. *Sistemy upravleniya morskimi podvizhnymi ob"yektami* (Marine Moving Facility Management Systems), Leningrad, 1988, 272 p. (in Russ.)
6. Yun Liang, Bliault Alan, Doo Johnny. *WIG Craft and Ekranoplan*, Springer, 2010, 450 p.
7. Halloran M. and O'Meara S. *Wing in Ground Effect Craft Review*, The Sir Lawrence Wackett Centre for Aerospace Design Technology Royal Melbourne Institute of Technology Contract Report CR-9802, February 1999, 87 p.
8. Ghafoor A., Shabani R., Leblebicioğlu K. *Bu çalışmanın ilk versiyonu TOK 2015 Kongresinde yayınlanmıştır*, Ankara, 2015, pp. 1–18.
9. Ghafoor A. *Wing in ground effect vehicle: modelling and control*, The graduate school of natural and applied sciences of Middle East Technical University, 2015, 191 p.
10. Lesovskiy A.S. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii*, 2006, no. 110, pp. 20–25. (in Russ.)
11. Aleksakhin B.N., Zhernavkov V.F., Kaygorodov S.L., Kuznetsov V.G., Malakhov A.V., Sidorov Yu.I. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 1972, no. 3(3), pp. 54–60. (in Russ.)
12. Patent RU 2552996, *Sposob adaptivnoy protivoperegruzochnoy i vysotnoy kompensiruyushchey zashchity letchika na osnove uglerodnykh nanotrubok i ustroystvo, realizuyushcheye yego v kostyume-kombinezone* (Method of Adaptive Anti-Overload and High-Altitude Compensating Protection of a Pilot Based on Carbon Nanotubes and a Device that Implements It in a Jumpsuit), Skryabin E.F., Skryabin O.E., Published 05.03.2014. (in Russ.)
13. Patent RU 2452665, *Protivoperegruzochnyy kostyum (varianty)* (Anti-Overload Suit (Options)), Staroverov N.E. Published 10.06.2012, Bulletin 16. (in Russ.)
14. Patent RU181432U1, *Kostyum, sozdayushchiy davleniye na telo* (Body Pressure Suit), Gor'kova M.V., Published 18.12.2017. (in Russ.)
15. Patent RU 2400403 C2, *Protivoperegruzochnoye ustroystvo (varianty) s ustroystvom dlya upravleniya iz nego (varianty)* (Anti-Overload Device (Options) with a Device for Controlling from it (Options)), Staroverov N.E., Published 15.12.2008. (in Russ.)

Data on authors

Alexander Yu. Knyazhskiy

— PhD; St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation,
Department of Aerospace Measuring and Computing Systems;
E-mail: knjagskij@mail.ru

- Alexander V. Nebylov** — Dr. Sci., Professor; St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Department of Aerospace Measuring and Computing Systems; Head of the Department; E-mail: iiat@aanet.ru
- Vladimir A. Nebylov** — PhD; St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Department of Aerospace Measuring and Computing Systems; Senior Scientist; E-mail: iiat@aanet.ru

For citation: Knyazhskiy A. Yu., Nebylov A. V., Nebylov V. A. Minimizing the absolute height of a low-flying vehicle due to vertical tracking of long-period sea waves. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, N 1. P. 84—93 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-84-93