

УДК 533.657

Разработка расчетной модели глиссирования гидросамолета, оснащенного автоматически управляемыми интерцепторами

Овдиенко М.А.

Московский физико-технический институт (государственный университет),

МФТИ, Институтский переулок, 9,

Долгопрудный, Московская область, 141701, Россия

e-mail: m.a.ovdienko@gmail.com

Аннотация

В работе представлены результаты расчетных исследований мореходных и гидродинамических характеристик самолета-амфибии, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами на поперечном редане днища. Была показана возможность обеспечить глиссирование с оптимальными углами дифферента и существенно снизить колебания и перегрузки при движении в условиях волнения.

Ключевые слова: гидросамолет, гидродинамические интерцепторы, гидродинамические испытания, опытовый бассейн, мореходность.

Введение

В настоящее время для снижения сопротивления и повышения мореходных характеристик скоростных судов на режиме глиссирования широко используются

автоматически управляемые гидродинамические интерцепторы. С их помощью удастся почти в 2 раза повысить гидродинамическое качество, более, чем в 2 раза снизить килевую качку и в 6 раз бортовую. Есть основания предполагать, что использование автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов на самолете-амфибии, также позволит снизить сопротивление и повысить мореходность.

Гидродинамические интерцепторы были изобретены в 70-е годы в ЦАГИ В.А. Лукашевским и Ю.М. Банниковым [1]. Это небольшие пластины, устанавливаемые поперёк потока на кормовом срезе или редане (см. рисунок 1) глиссирующего тела. За счёт торможения потока перед ними создаётся зона повышенного давления, которая приводит к увеличению суммарной гидродинамической подъёмной силы и смещению её точки приложения в сторону интерцептора. Указанными авторами была предложена поворотная конструкция интерцепторов, обладающей минимальными шарнирными моментами, что позволило создать высокочастотные системы управления.



Рис. 1. Гидродинамические интерцепторы поворотного типа, установленные на кормовом срезе судна проекта А-145

Для скоростных судов реализуются следующие системы. В процессе модельных испытаний в опытовом бассейне для каждой скорости движения судна подбираются оптимальные значения величин выдвижения интерцепторов (эти значения корректируются в процессе ходовых испытаний судна). Автоматическая система управления на судне, отслеживая его скорость, выдвигает интерцепторы на эту величину. Далее вводится закон выдвижения от оптимального положения в зависимости от угла дифферента, крена, вертикальных перегрузок. Это позволяет управлять положением судна и демпфировать его колебания и при движении в условиях волнения. Подобная система в настоящее время устанавливается на серийных скоростных судах и кораблях АО «ЦМКБ «Алмаз», ООО «Агат дизайн бюро» и др. При этом было достигнуто гидродинамическое качество, т.е. отношение водоизмещения к сопротивлению, на режиме глиссирования на уровне 10-11

единиц. При отсутствии интерцепторов эта величина не превышает 5-6 единиц. Система автоматического управления гидродинамическими интерцепторами разрабатывалась в МАИ под руководством Бочагова В.И. [1, 2]. За разработку скоростного судна с уникальной системой гидродинамических интерцепторов коллективу авторов из ЦАГИ, ЦНИИ Крылова, ЦМКБ Алмаз и МАИ была присуждена Государственная премия РФ за 1997 г.

Гидродинамические интерцепторы доказали свою эффективность в судостроении, поэтому является чрезвычайно интересным изучить возможный эффект от их использования на гидросамолетах. Т.е. определить возможность снижения гидродинамического сопротивления и повышения мореходных характеристик. Для этой цели в данной работе была разработана математическая модель динамики движения гидросамолета на режиме глиссирования в условиях волнения с учетом работы автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов, установленных на поперечном редане в центральной части днища (см. рис. 2).

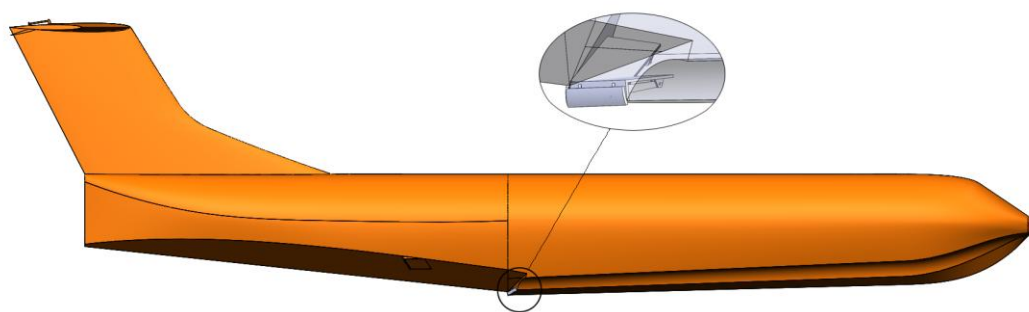


Рис. 2. Схема установки гидродинамических интерцепторов на поперечном редане гидросамолета

Описание математической модели

Математическая модель глиссирования основана на методе поперечных сечений [5, 7, 8] с поправками на продольное перетекание. Движение рассматривается только в продольной плоскости. Согласно данной методике, течение в каждом поперечном сечении глиссирующего корпуса рассматривается независимо от соседних. Такой подход верен на большей части погруженной части корпуса в воду кроме кормовой оконечности. Так по методу поперечных плоских сечений максимальная вертикальная сила должна быть в кормовом сечении, но в реальности в кормовом сечении вертикальная подъёмная гидродинамическая сила стремится к нулю. Для учета этого вводится поправка на продольное перетекание.

Для задания волны используется модель одномерного морского волнения [10-15], основанная на теории прогрессивных волн малой амплитуды:

$$\eta(t, x) = \sum_{i=1}^{N_p} a_i \cos\left(\omega_i t - \frac{\omega_i^2}{g} x + \varphi_i\right) \quad (1)$$

Где a_i - амплитуда i -й гармоники, ω_i - её частота, φ_i - фаза. Если рассматривается регулярная волна, то в выражении (1) берётся только одна гармоника заданной частоты и амплитуды. Если требуется смоделировать нерегулярную волну, то в (1) берётся сумма конечного числа гармоник (по опыту достаточно $N_p = 20 - 30$). Амплитуда каждой гармоники определяется на основании заданного спектра волнения.

$$a_i = \sqrt{2S(\omega_i)\Delta\omega}$$

$$\Delta\omega = \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{N_p}$$

В отечественной практике принято следующее выражение для спектра волнения [6, 7,16], которое характеризуется таким параметром, как $h_{3\%}$ - высота волны 3% обеспеченности.

$$S(\omega) = \frac{2}{\pi} 9,43 \frac{D}{\bar{\omega}} \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^6 e^{-1,5 \left(\frac{\omega_m}{\omega} \right)^4}$$

Здесь $D = 0,143 \left(\frac{h_{3\%}}{2} \right)^2$ - дисперсия волнения, $\bar{\omega} = \frac{2\pi}{3,3\sqrt{h_{3\%}}}$ - средняя частота

волнения, а $\omega_m = 0,77\bar{\omega}$ - частота, на которой спектр волнения $S(\omega)$ имеет максимум.

В данной модели фаза φ_i и частота ω_i i -ой составляющей волны берётся случайным образом в диапазоне от 0 до 2π для фазы и от $0,5\omega_m$ до $2,5\omega_m$ для частоты.

Хвостовая часть гидросамолета глиссирует по волновой впадине (кильватерный след), сформированной основным реданом. Для определения её формы используется упрощённая математическая модель с эмпирическими поправочными коэффициентами.

Уравнения динамики гидросамолета помимо гидродинамических сил и моментов дополнены аэродинамическими силами и моментами, действующими на крыло, фюзеляж и горизонтальное оперение, а также силой тяги двигателей [14-20].

Для расчёта влияния интерцепторов на величину и точку приложения подъёмной силы, и силы сопротивления были использованы результаты работы [3-5]. В этих работах было показано, что дополнительная подъёмная сила и сила сопротивления, обусловленные наличием интерцептора, практически не зависят от

угла дифферента и величины погружения. В этом случае суммарная подъемная сила может быть выражена следующим образом:

$$C_B(\vartheta, H, \delta) = C_{B0}(\vartheta, H) + \Delta C_B(\delta)$$

Где δ - высота интерцептора, ΔC_B - дополнительная подъемная сила, обусловленная наличием интерцептора, $C_{B0}(\vartheta, H)$ - коэффициент гидродинамической подъемной силы корпуса без интерцептора.

В расчетной методике принято, что изменение подъемной силы при изменении высоты интерцептора происходит мгновенно.

В [3,4] представлены зависимости коэффициента приращения подъемной силы ΔC_B и коэффициента сопротивления интерцептора $C_{xв}$ от относительной величины выдвижения интерцептора δ для плоскокилеватых пластин. При этом составляющая подъемной силы $\Delta F_{y\delta}$ и сила сопротивления интерцептора $\Delta F_{x\delta}$ движущейся с углом дифферента ϑ плоскокилеватой пластины, определяются по следующим формулам:

$$\Delta F_{y\delta} = \Delta C_B(\delta) \cos(\beta) \frac{\rho V^2}{2} B^2;$$

$$\Delta F_{x\delta} = \Delta C_{xв}(\delta) \frac{\rho V^2}{2} B^2 + \vartheta \Delta F_{y\delta},$$

где β – угол килеватости пластины, B – ширина пластины на транце.

Точка приложения дополнительной подъемной силы, обусловленной наличием интерцептора, принимается сосредоточенной в точке на удалении от интерцептора в сторону носа на величину равную 1.5δ .

Для управления величиной выдвижения интерцептора используется следующее выражение:

$$\delta = \delta_0(V) + f_\delta(\vartheta, \dot{\vartheta}, \Delta n_y), \quad (2)$$

где $\delta_0(V)$ - постоянная составляющая выдвижения интерцептора, зависящая от скорости движения самолета V , $f_\delta(\vartheta, \dot{\vartheta}, \Delta n_y)$ - переменная составляющая выдвижения интерцептора, обеспечивающая демпфирование колебаний, $\vartheta, \dot{\vartheta}$ - угол и угловая скорость дифферента (тангажа), Δn_y - избыточная вертикальная перегрузка. Постоянная составляющая δ_0 - подбирается таким образом, чтобы обеспечить минимальное сопротивление при заданной скорости глиссирования.

Помимо гидродинамических интерцепторов для парирования колебаний на режиме глиссирования может использоваться аэродинамический демпфер тангажа, в роли которого выступает автоматически управляемый руль высоты. Подобное управление реализовано на самолете-амфибии Бе-200. Режим работы аэродинамического демпфера переключается автоматически между режимами «полёт» и «глиссирование», но также имеется возможность ручного переключения. На этих режимах отличаются передаточные коэффициенты закона управления рулём высоты.

В данной работе использовался следующий упрощённый закон управления углом установки руля высоты.

$$\delta_a = K_a \dot{\vartheta} \quad (4)$$

В итоге вертикальная сила, действующая на руль высоты определяется следующим выражением

$$F_{y_{PB}} = (\alpha + \delta_a) C_{y_{PB}}^{\delta} \frac{\rho_a V^2}{2} S_{PB}, \quad (5)$$

где α – угол атаки самолёта, S_{PB} - площадь руля высоты.

Результаты расчетов

Расчеты были выполнены для гидросамолета со следующими характеристиками:

- взлетная масса 37 т;
- момент инерции относительно центра масс 1150 тм³;
- ширина фюзеляжа в районе редана 2,1 м;
- площадь крыла 112 м²;
- гидродинамическое удлинение фюзеляжа 13,5;
- угол поперечной килеватости в районе редана 25°;
- взлетная скорость $V_0 = 52$ м/с.

На первом этапе были выполнены расчеты глиссирования в условиях спокойной воды. Определялась возможность снижения суммарного гидродинамического сопротивления.

Выполненные расчеты носят качественный характер, тем ни менее было показано, что в диапазоне скоростей $V = 0.5 \div 0.8V_0$, наличие постоянного выдвинутого интерцептора, установленного на основном редане, позволяет

управлять углом дифферента самолета, и тем самым добиваться наиболее выгодного с точки зрения минимизации сопротивления, режима движения (см. рис. 3).

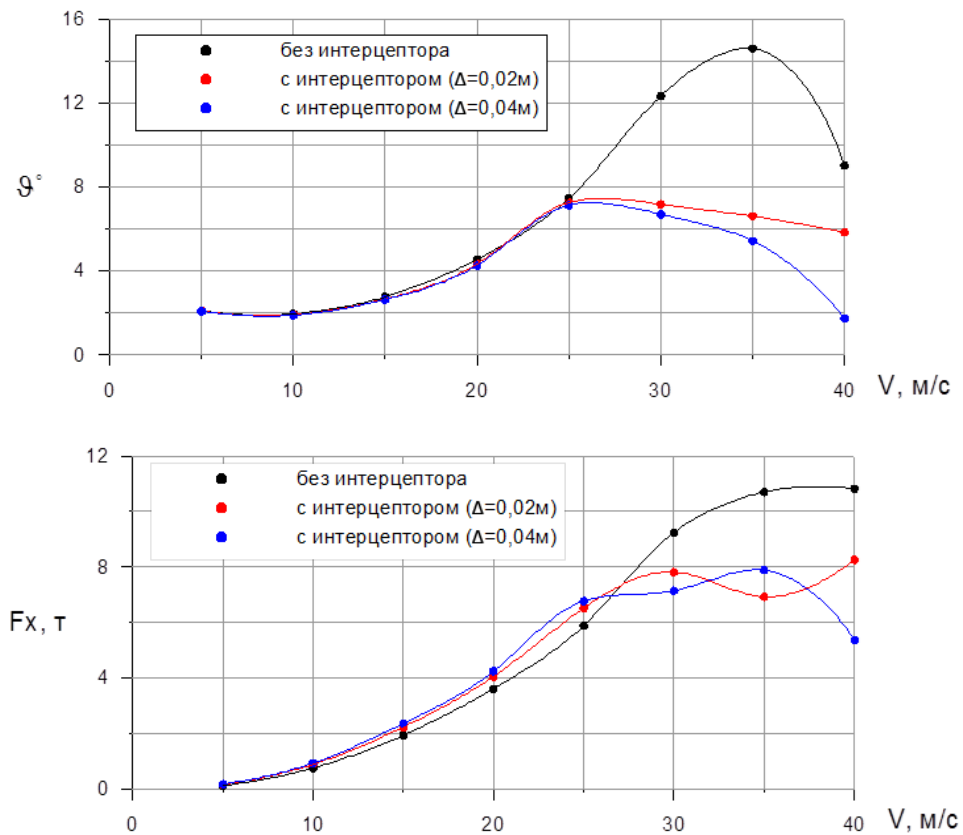


Рис. 3. Зависимость угла дифферента и полного сопротивления от скорости при различных постоянных высотах интерцептора

В тоже время, было показано, что неуправляемый интерцептор, т.е. без переменной части $f_\delta(\vartheta, \dot{\vartheta}, \Delta n_y)$ в законе управления (2), может являться причиной неустойчивого движения, провоцировать появление колебаний (см. рис. 4). Так на рисунке представлены временные диаграммы угла дифферента и вертикальных перемещений центра масс самолета для случаев без интерцептора, с фиксированным интерцептором и автоматически управляемым интерцептором. При фиксированном

интерцепторе при глиссировании на спокойной воде возникают колебаний с периодом 2 сек. Но при включении автоматического управления колебания исчезают.

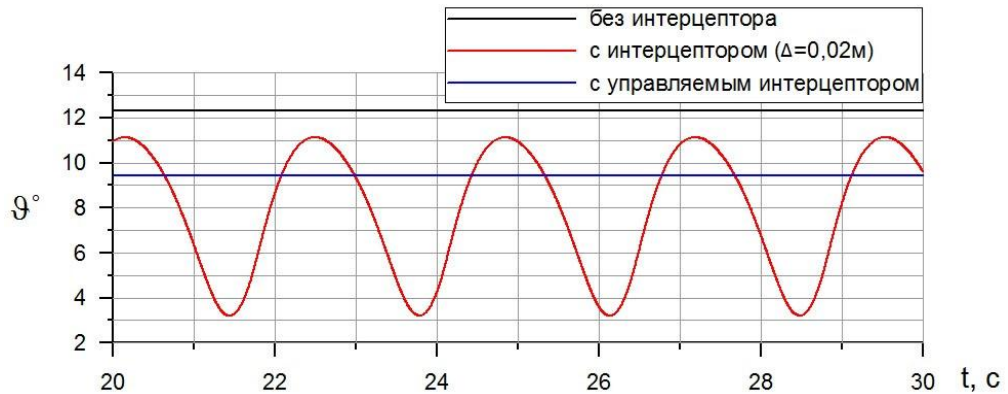


Рис. 4а. Временная зависимость угла дифферента при движении по спокойной воде со скоростью $V=30$ м/с Δ

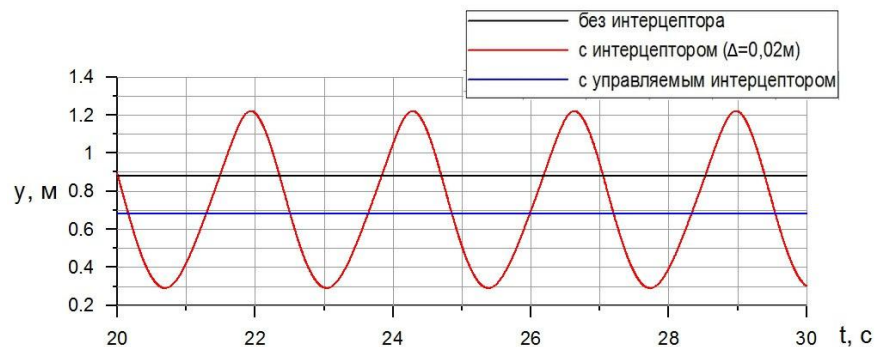


Рис. 4б. Временная зависимость вертикальных перемещений центра масс при движении по спокойной воде со скоростью $V=30$ м/с

Что характерно, оказалось, что автоматическое управление интерцепторами также позволяет снизить колебания, которые имеют место при глиссировании вообще без интерцепторов. Так на рис. 5а и 5б представлены временные диаграммы

угла дифферента и вертикальных перемещений для случаев глиссирования без интерцептора, с фиксированным и автоматически управляемым интерцептором. Можно видеть, что при отсутствии интерцепторов глиссирование сопровождается активными колебаниями по углу дифферента и в вертикальной плоскости. При включении автоматического управления колебания исчезают.

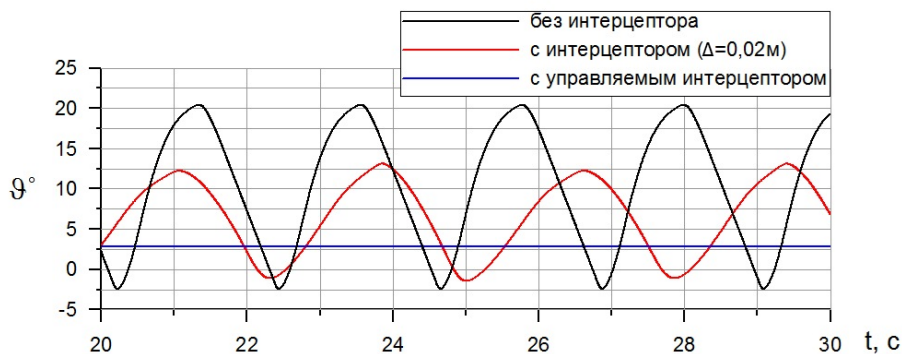


Рис. 5а. Временная зависимость угла дифферента при движении по спокойной воде со скоростью $V=40$ м/с

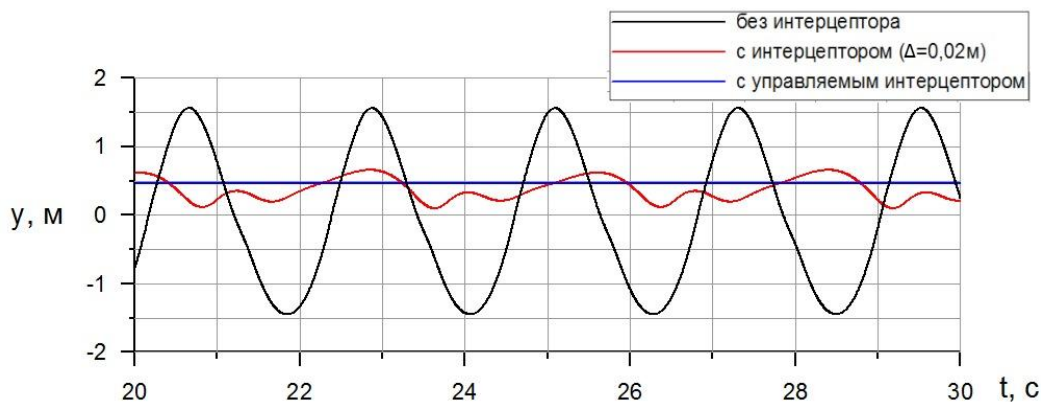


Рис. 5б. Временная зависимость вертикальных перемещений центра масс при движении по спокойной воде со скоростью $V=40$ м/с

Такие результаты объясняются следующей особенностью динамики глиссирования гидросамолета. На скоростях выше 0,6-0,7 от взлётной скорости

кормовая часть гидросамолета при обычных условиях выходит из воды. Замкнутой остается только относительно небольшая область перед поперечным реданом. Если при каких-либо условиях кормовая часть при этих скоростях коснется воды, то может возникнуть существенный дестабилизирующий момент на пикирование. Это приведет к резкому уменьшению угла дифферента и погружению в воду носовой части, в следствии чего появится большой кабрирующий момент, стремящийся резко увеличить угол дифферента. В зависимости от ситуации это может привести к незатухающим колебаниям и катастрофе. Данное явление называется верхней граница устойчивости [7].

В случае, показанном на рис. 5а-б, к колебаниям при глиссировании по спокойной воде с постоянной скоростью привели случайные возмущения. Но система автоматического управления интерцепторами воспрепятствовала увеличению угла дифферента, при котором кормовая часть погружается в воду, что позволило не допустить возникновению колебаний.

Таким образом, можно рассматривать автоматически управляемые гидродинамические интерцепторы, как средство расширения границ устойчивого глиссирования гидросамолетов.

Для исследования влияния автоматического управления интерцепторами на мореходные характеристики были проведены расчеты движения гидросамолета с постоянной скоростью в условиях регулярного волнения. Длина волны в расчетах составляла $\lambda = 50$ м, высота волны $h = 0.8$ м. Данные параметры соответствуют нерегулярному волнению высотой 3% обеспеченности $h_{3\%} = 1.6$ м. Длина волны была выбрана неслучайно. Они примерно соответствует двум длинами лодки

гидросамолета. Этот случай является наихудшим с точки зрения мореходности.

Были смоделированы следующие случаи глиссирования гидросамолета:

- без аэродинамического демпфера и интерцепторов;
- с аэродинамическим демпфером без интерцепторов;
- с аэродинамическим демпфером с фиксированными интерцепторами;
- с аэродинамическим демпфером и управляемыми интерцепторами.

На рис. 6 и 7 представлены результаты расчетов колебаний угла дифферента гидросамолета при глиссировании со скоростями $V = 25$ м/с, которая примерно соответствует половине взлетной скорости, и скорости $V = 35$ м/с. Расчеты выполнены для следующих случаев: интерцепторы отсутствуют, интерцепторы выдвинуты на постоянную величину, выдвижение интерцепторов управляется автоматически.

Как можно видеть из результатов при скорости глиссирования $V = 25$ м/с наличие интерцепторов и управление ими практически не сказывается на характере колебаний.

Но уже при скорости глиссирования $V = 35$ м/с автоматическое управление интерцепторами позволяет снизить амплитуду колебаний почти в 5 раз.

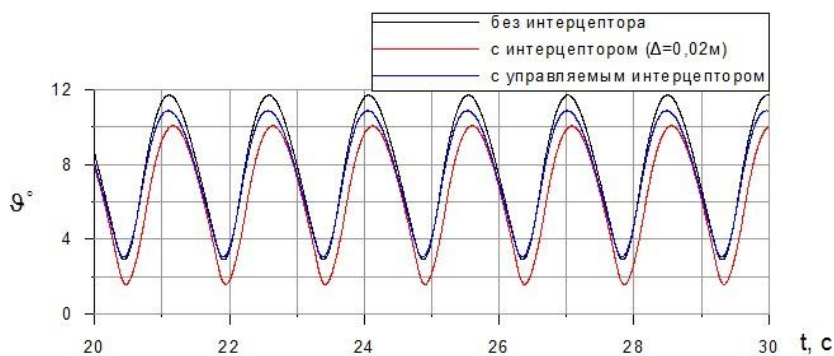


Рис. 6. Временная зависимость угла дифферента в условиях волнения при скорости $V=25$ м/с

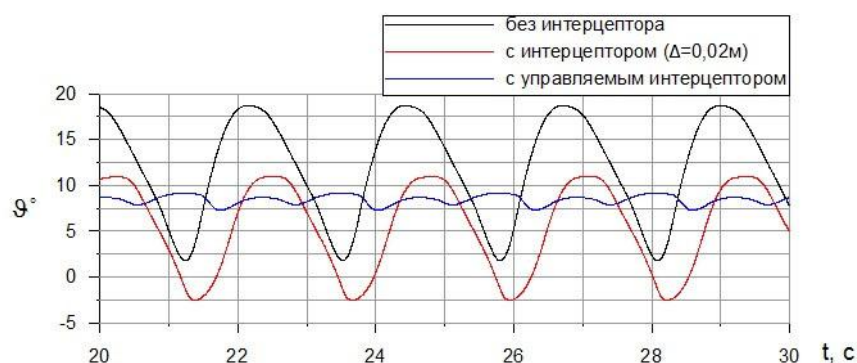


Рис. 7. Временная зависимость угла дифферента в условиях волнения при скорости $V=35$ м/с

Как уже было отмечено, на самолете-амфибии Бе-200 для парирования колебаний при глиссировании в условиях волнения используется аэродинамический демпфер тангажа. Для проверки возможности дополнительного повышения мореходных характеристик за счёт использования интерцепторов были проведены сравнительные расчеты динамики колебаний гидросамолета в условиях регулярного волнения для следующих вариантов:

- без интерцепторов с аэродинамическим демпфером тангажа;
- с фиксированным интерцептором и аэродинамическим демпфером тангажа;
- с управляемым интерцептором и аэродинамическим демпфером тангажа.

Эти результаты представлены на рис. 8а и 8б в виде временных зависимостей угла дифферента и вертикальных перемещений центра масс при скорости 35 м/с.

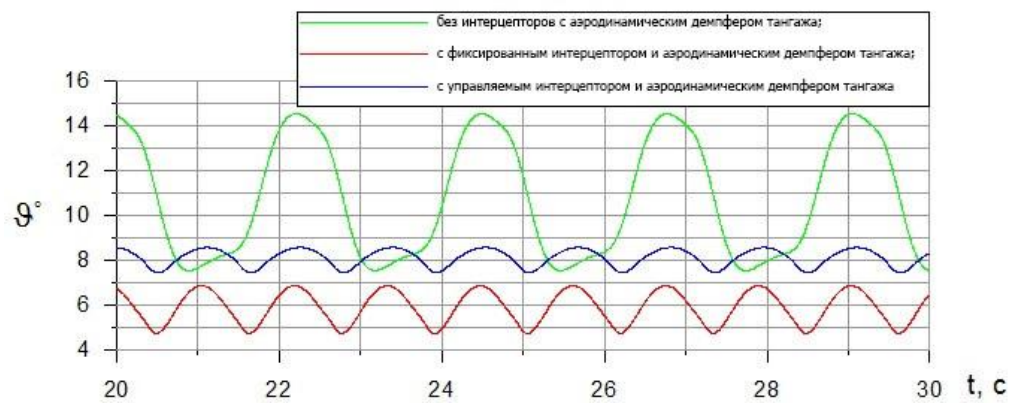


Рис. 8а. Временная зависимость угла дифферента в условиях волнения при скорости $V=35$ м/с при использовании интерцепторов и аэродинамического демпфера тангажа

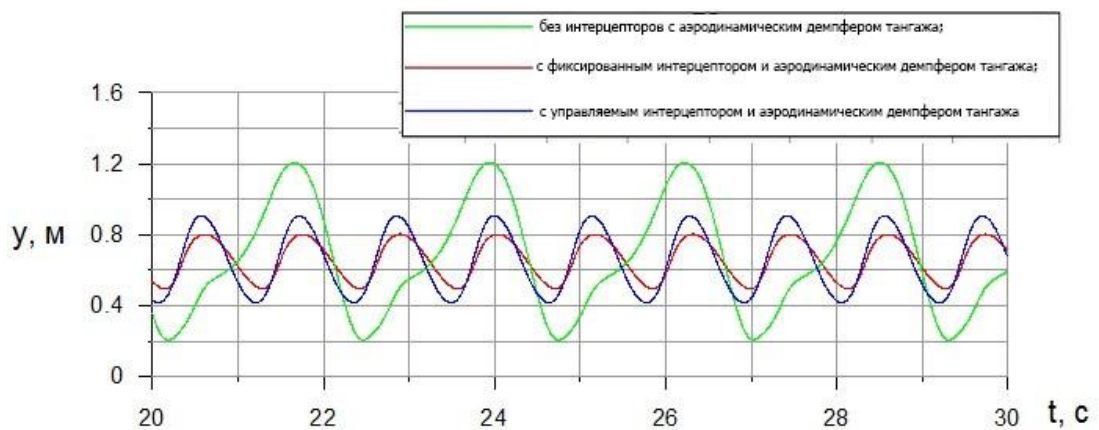


Рис.8б. Временная зависимость вертикальных перемещений центра масс в условиях волнения при скорости $V=35$ м/с при использовании интерцепторов и аэродинамического демпфера тангажа

Как видно из графиков, при использовании интерцепторов, особенно управляемых существенно снижаются амплитуды колебаний. Объясняется это тем фактом, что при этих скоростях существенная доля гидродинамической подъёмной силы обеспечивается интерцептором. Что приводит к уменьшению площади днища, погруженной в воду. Фактически она получается сосредоточена вблизи центра масс. При этом гидродинамическая подъёмная сила, обусловленная интерцептором, практически не зависит от угла дифферента и погружения, и расположена вблизи центра масс самолета. В итоге с точки зрения гидродинамических сил и моментов самолет находится в неустойчивом равновесии. С одной стороны - это недопустимо. Но при наличии автоматически управляемых органов управления, а именно аэродинамического демпфера тангажа, возможно эффективно управлять углами дифферента, тем самым парируя колебания самолета при глиссировании в условиях волнения, и обеспечивать устойчивость. При одновременной работе аэродинамического демпфера тангажа и автоматически управляемых интерцепторах удаётся ещё более снизить колебания и увеличить запас устойчивости.

Выводы

В работе было предложено использовать автоматически управляемые гидродинамические интерцепторы, установленные на поперечном редане

гидросамолета для снижения гидродинамического сопротивления и колебаний при глиссировании в условиях волнения.

Для проверки гипотезы была разработана математическая модель динамики движения гидросамолета, оснащенного автоматически управляемыми интерцепторами и аэродинамическим демпфером тангажа в условиях волнения, основанная на методе поперечных плоских сечений.

Результаты расчетов для самолета-амфибии взлетным весом 37т показали, что:

– Наличие интерцептора фиксированной высоты, установленному по всей ширине редана, приводит, с одной стороны, к уменьшению угла дифферента и сопротивления, с другой стороны, возникают интенсивные угловые и вертикальные колебания. Автоматическое управление интерцепторами позволяет практически полностью погасить эти колебания, сохранив при этом высокое гидродинамическое качество.

– Использование управляемых гидродинамических интерцепторов позволяет существенно снизить колебания самолета при движении в условиях волнения в диапазоне скоростей $V = 0.6 \div 0.85V_0$.

– Особенно эффективны управляемые интерцепторы в сочетании с работой аэродинамического демпфера тангажа.

Проведенные исследования подтверждают сделанное предположение и можно рекомендовать использование автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов для повышения гидродинамических и мореходных характеристик существующих и перспективных гидросамолетов.

Библиографический список

1. Лукашевский В.А., Банников Ю.М. Глиссирующее судно // Авторское свидетельство №1730606/27-11, 28.12.1971.
2. Бочагов В.И., Карпышев А.В. Быстроходное судно. Патент РФ №2163554, 27.02.2001.
3. Банникова Т.И., Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Цейтлин М.Ю. Исследование гидродинамических характеристик глиссирующих поверхностей с интерцептором на задней кромке. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 1906. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1978, 22 с.
4. Zhuravlev Y.F., Varyukhin A.N., Shulman N.A., Arzhanov A.I., Ovdienko M.A. Experimental and theoretical investigations of cylinder with hydrodynamic interceptor glissading on flat water surface // 12th International Conference on Fast Sea Transportation FAST- 2013, Amsterdam, 2-5 декабря 2013.
5. Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Лукьянов С.С. Математическая модель движения гидросамолета на волнении // 1 научная конференция по гидроавиации «Геленджик-96». Сборник докладов. - М.: Изд-во ЦАГИ, 1996. С. 168 - 172.
6. Гидромеханика гидросамолёта. Справочник авиаконструктора. - М.: Изд-во ЦАГИ, 1938. Т. 2. - 273 с.
7. Грумодз В.Т., Журавлев Ю.Ф., Парышев Э.В., Соколянский В.П., Шорыгин О.П. Гидродинамика и динамика высокоскоростного движения тел в жидкости. - М.: Наука, 2013. -574 с.

8. Варюхин А.Н., Арилин А.В., Дикий С.В., Овдиенко М.А. Расчётное исследование эффективности применения амортизированных и демпфированных стоек крепления поплавкового шасси для увеличения мореходности поплавкового гидросамолёта // X Международная научная конференция по гидроавиации. Сборник докладов. (Геленджик, 5-6 Сентября 2014). - М.: ЦАГИ, 2014. Ч.1. – 259 с.
9. Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Породников С.А., Сорокин А.А., Максимов А.Л., Марбашев К.Х., Клягин А.С. Глиссирующее судно. Патент № 2131373, 10.06.1999.
10. Логвинович Г.В. Гидродинамика течений со свободными границами. - Киев: Наукова думка, 1969. - 215 с.
11. Коврижных Л.Д. Исследование гидродинамических характеристик плоскокилеватых пластин, глиссирующих на режимах без смачивания скул. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып.1861. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1977. С. 3-19.
12. Соколов В.А. О гидродинамической подъёмной силе плоскокилеватых тел при движении с большими скоростями по волне // Сборник работ по гидродинамике под редакцией Лотова А.Б. и Блюмина В.И. – М.: ЦАГИ, 1959. С. 183-207
13. Грумодз В.Т., Журавлев Ю.Ф., Парышев Э.В., Соколянский В.П., Шорыгин О.П. Гидродинамика и динамика высокоскоростного движения тел в жидкости. - М.: Наука, 2013. 573 с.
14. Сакорсин Р. Аэродинамические характеристики крыла с выступом при разных углах отклонения выступов и различных компоновках крыла гидросамолета // Труды МАИ. 2013. № 70. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=44482>

15. Сакорнсин Р., Попов С.А. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=31133>
16. Грумондз В.Т., Коржов Д.Н., Махров В.П. Об устойчивости установившихся движений высокоскоростного подводного аппарата с кормовым крылом // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 2. С. 31 - 35.
17. Махров В.П., Глущенко А.А., Юрьев А.И. Влияние гидродинамических особенностей на поведение свободной поверхности жидкости в высокоскоростном потоке // Труды МАИ. 2013. № 64. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36423>
18. Маркина Н.Л. Алгоритмы численного решения уравнений Навье-Стокса при наличии кавитации // Труды МАИ. 2011. № 44. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25052>
19. Головнев А.В., Котов И.А., Тарасов А.Л. Численное моделирование аэродинамической асимметрии и способ обеспечения боковой устойчивости маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 82. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=58621>
20. Березко М.Э., Никитченко Ю.А., Тихоновец А.В. Сшивание кинетической и гидродинамической моделей на примере течения Куэтта // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80922>