

УДК 629.735

УСЛОВИЯ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ

Ю.Ю. МЕРЗЛИКИН, А.А. ДОЛГОПолов, В.Г. ЦИПЕНКО

Рассмотрены особенности физического моделирования при экспериментальном определении в аэродинамических трубах (АДТ) малых скоростей стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик на взлетно-посадочных режимах летательных аппаратов (ЛА) с шасси на воздушной подушке (ШВП) и при исследованиях по определению устойчивости равновесных режимов движения и амортизационных свойств ШВП. Сформулированы требования к экспериментальным установкам, моделям ЛА с ШВП и режимам испытаний последних по скорости набегающего потока, расходу и давлению нагнетателей ВП, по частотам и амплитудам колебаний.

Ключевые слова: воздушная подушка, моделирование, «действующая» модель.

В исследованиях движения объектов на воздушной подушке (ВП) вблизи опорной поверхности (грунтовой или водной) использовать известные математические модели расчета сил и моментов от ВП с уверенностью за приемлемый по точности результат можно только на тех режимах движения, при которых скоростной напор набегающего потока воздуха $q = \frac{\rho V^2}{2}$ не

превышает избыточного статического давления Δp_n в ВП, создаваемого нагнетательными установками ВП или поддувными устройствами в режиме висения объекта ($V=0$), причем при тех же геометрических параметрах расположения объектов над поверхностью по высоте, крену и тангажу, что и при движении со скоростями $V>0$. Такие режимы движения соответствуют так называемой "аэростатической" ВП, при которых эпюры давления в секциях ВП определяются главным образом схемой формирования ВП и параметрами работы нагнетательных установок ВП и поддувных устройств. Например, при камерной схеме формирования ВП и используемых на практике гибких ограждений ВП давление в секциях ВП по нижней поверхности объекта распределяется практически равномерно.

При движении объектов со скоростями, при которых величина скоростного напора приближается к статическому давлению Δp_n или становится больше него, наблюдается переход от "аэростатической" ВП к так называемой "динамической" ВП. В этих условиях как на поля скоростей и давлений в области ВП, так и на картину обтекания объекта в целом существенное влияние оказывают струи воздуха от нагнетателей ВП и поддувных устройств набегающего потока воздуха. Причем это взаимное влияние в существенной степени зависит от конструкции носового и кормового ограждений ВП (выполняемых обычно либо в виде гибких надувных элементов, либо поворотных щитков), бортовых ограждений ВП, поворотных щитков управления в области ВП, фюзеляжа, корпуса, крыла, оперения и т.п.

Тенденция изменения давления в области ВП с ростом относительного скоростного напора $\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2\Delta p_n}$ показана на рис. 1 на примере сопловой схемы формирования ВП ЛА. Значительное падение давления Δp_n в носовой части ВП при росте относительного скоростного напора и, следовательно, возникновение большого по величине пикирующего момента и соответственно сильной перебалансировки ЛА свойственно практически всем ШВП.

Из-за сложного характера интерференции отдельных частей компоновок объектов с ВП при их движении на переходных режимах (непосредственно при отрыве ЛА от взлетно-посадочной полосы (ВПП) и при посадке) и на режимах с "динамической" ВП создать приемлемую по точности модель расчета сил и моментов от ВП пока не удалось. Это относится даже к объектам с

относительно простыми схемами образования ВП без элементов управления в области ВП. Режим же "динамической" ВП проявляется в большей или меньшей степени у всех быстроходных объектов с использованием ВП.

У самолетов и экранолетов с ШВП с относительно высоким избыточным статическим давлением в ВП на режимах висения $\Delta p_n \geq 1500$ Па и невысокими взлетно-посадочными скоростями $V_{взл}, V_n \leq 40$ м/с (такие параметры характерны для самолетов Ан-14Ш (рис. 2), "Динго" (рис. 3), для проекта экранолета С-919 (рис. 4) и др.) режим "динамической" ВП проявляется на относительно коротких по времени переходных этапах движения непосредственно при отрыве от ВПП на взлете и перед касанием ВПП при посадке. Поэтому влияние перестройки эпюры давления в ВП и соответствующей перебалансировки ЛА на кинематических параметрах его движения на взлете и посадке почти не сказывается.

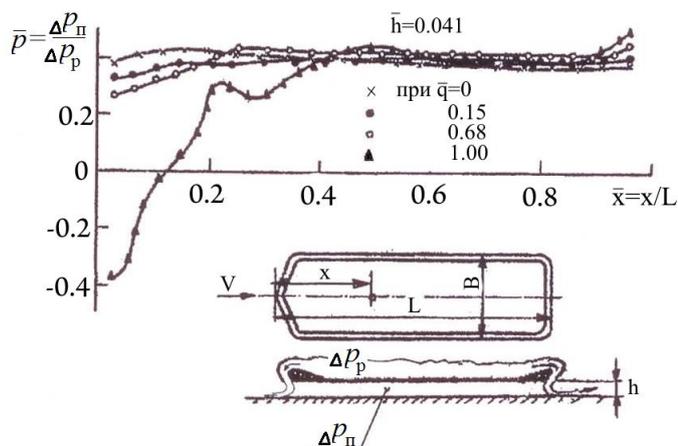


Рис. 1. Влияние относительного скоростного \bar{q} напора на распределение давления Δp_{Π} внутри ВП, формируемой сопловым устройством (результаты испытаний «действующей» модели ЛА с ШВП над экраном в АДТ по опытам Вашкевича К.П., Волостных В.Н.)



Рис. 2. Самолет с шасси на воздушной подушке Ан-14Ш

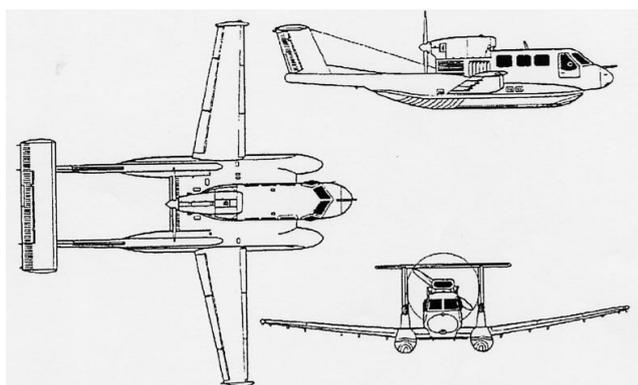


Рис. 3. Самолет с шасси на воздушной подушке «Динго»

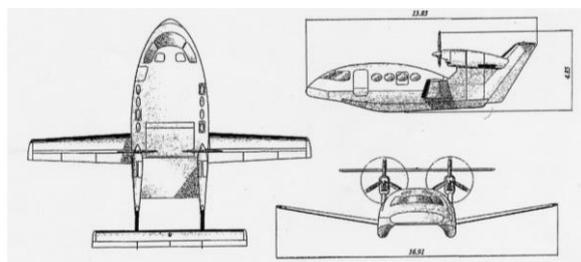


Рис. 4. Проект экранолета С-919

У самолетов с относительно низким давлением в ВП $\Delta p_n \leq 1500$ Па и достаточно высокими взлетно-посадочными скоростями $V_{взл}, V_n \geq 45$ м/с "динамическая" ВП наблюдается на значительных отрезках времени взлета и посадки. Соответственно оказывается существенным и влияние характеристик "динамической" ВП на устойчивость и управляемость самолетов в эти периоды времени. Для экранопланов и быстроходных катеров-экранопланов с поддувными устройствами и системами создания ВП режим "динамической" ВП является основным.

Учитывая сказанное, важно иметь способ и соответствующее оборудование экспериментального определения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик объектов с ВП, с помощью которых можно было бы быстро и с наименьшими затратами времени и энергии находить рациональные компоновочные решения как ШВП, так и объектов в целом.

Наилучшим образом этим требованиям, по крайней мере, на этапе предварительной проработки компоновочного решения перечисленных выше объектов с ВП соответствует способ определения аэродинамических характеристик с использованием масштабных моделей объектов с работающими системами создания ВП (именуемых часто "действующими" моделями) в аэродинамических трубах над экраном.

Для формирования математической модели устойчивости и управляемости в результате испытаний масштабной модели ЛА должны быть получены стационарные и нестационарные характеристики аэродинамических сил и моментов, отражающие взаимодействия между продольным и боковым движениями, между движениями по высоте и тангажу относительно поверхности ВПП. Особенно сильно они проявляются в полете ЛА с ШВП на малых высотах над землей и водой при взлете и посадке, когда ШВП с его перекрестными аэродинамическими связями воспринимает значительную часть веса ЛА.

Стационарные аэродинамические характеристики ЛА в виде их коэффициентов сил и моментов могут быть определены при испытаниях моделей над экраном в аэродинамических трубах на шестикомпонентных весах. Для определения нестационарных аэродинамических характеристик сил и моментов в виде комплексов коэффициентов вращательных производных должны применяться встроенные в модель многокомпонентные тензосенсоры с возможностью измерения сил и моментов Y, Z, M_x, M_y, M_z .

1. Особенности моделирования при определении аэродинамических характеристик ЛА с ШВП в аэродинамических трубах малых скоростей

При испытаниях в потоке АДТ геометрически подобных «действующих» моделей с ВП над экраном необходимо обеспечить подобие по числу Рейнольдса $Re = \frac{V\ell}{\nu}$ (V – скорость потока в АДТ; ν – кинематическая вязкость; ℓ – характерный линейный размер) и числу Струхала $Sh = \frac{n\ell}{V}$ (n – частота колебаний), по значениям относительного количества движения (т.е. эффективному отношению скоростей) $\sqrt{\frac{\rho_{ci}V_{ci}^2}{\rho V^2}}$ либо коэффициентам импульса струй из каналов или сопел за нагнетателями ВП и за аэродинамическими движителями (если последние установлены на модели) $C_{\mu i} = \frac{\rho_{ci}Q_{ci}V_{ci}}{qS}$ (V_{ci} – скорость соответствующей i -й струи; ρ и ρ_{ci} – плотности основного потока и струи; Q_{ci} – объемный расход струи; q – скоростной напор основного потока; S – площадь модели в плане), по коэффициентам расхода $C_{Qj} = \frac{Q_j}{VS}$ (где Q_j – расход воздуха через входные устройства соответствующих j -х нагнетательных установок ВП, системы управления пограничного слоя (УПС) и др.).

Для испытаний в аэродинамических трубах масштаб моделей ($A = \frac{\ell_m}{\ell_n}$; ℓ_m, ℓ_n – характерные линейные размеры модели и натуре) разрабатываемых ЛА с ШВП и катеров-экранопланов с ВП выбирается по условию допустимого загромождения рабочей части трубы.

Коэффициент расхода C_Q является основным параметром, определяющим влияние течения на входе в воздухозаборник нагнетателя и движителя на параметры течения около близлежащих поверхностей. Радиус входной кромки воздухозаборника и его форма должны выбираться такими, чтобы обеспечивать на входе в него безотрывное течение.

Здесь, однако, следует заметить, что если распределением интенсивности стоков по площади входов воздухозаборников и долей площади ЛА, занятой воздухозаборниками, часто можно пренебречь, то моделирование по форме и размерам сопел и выходов каналов за нагнетателями, а также за движителями (если в струях последних находятся или близки к ним элементы конструкции ЛА) оказывается всегда необходимым условием эксперимента.

Относительное количество движения $\sqrt{\frac{\rho_c V_c^2}{\rho V^2}}$, часто заменяемое для ЛА с ШВП относительной величиной набегающего потока $\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2\Delta p_p}$ (Δp_p – избыточное статическое давление за нагнетателем; при камерной схеме создания ВП Δp_p принимается равным статическому давлению ВП, а при сопловой схеме – статическому давлению в ресивере перед соплом $\Delta p_p = \frac{\rho_c V_c^2}{2}$), учитывает интерференцию основного набегающего в АДТ потока и струи за соплом или выходными каналами за нагнетателями. От него в определяющей степени зависит распределение давления в ВП. Коэффициенты C_Q и C_μ (то же \bar{q}) формируют требования к расходу Q_m и напору Δp_{nm} (избыточному давлению, создаваемому вентиляторами в ВП) вентиляторных установок модели.

На рис. 5 в качестве примера приведены характеристики потребных расхода и давления нагнетательной установки модели масштаба $A=0,1$ при моделировании взлета и посадки самолета «Динго» в АДТ-5 НИМК ЦАГИ со скоростью потока 10 м/с и 32,5 м/с.

Поскольку величины давления и расхода для модели зависят не только от натуральных значений Δp_n , Q_n , но и в очень сильной степени от скорости моделируемого режима движения (V), привод нагнетателей должен обладать возможностью глубокого регулирования по частоте вращения. Сам же нагнетатель для обеспечения нужной формы расходно-напорной характеристики $\Delta p_m=f(Q_m)$ должен иметь средства ее изменения, например, направляющий или спрямляющий аппарат с поворотными лопатками.

На рис. 5 указаны также потребные значения гидравлической мощности N_r и мощности нагнетательной установки N_b модели с учетом суммарного КПД установки $\eta_b=0,55$.

Испытаниям в аэродинамических трубах должны предшествовать так называемые технологические испытания. Их основной целью является выбор положения приемников статического давления и тарировка насадков приемников полного давления в системах измерения давлений и расходов воздуха нагнетателей.

Поскольку аэродинамические характеристики ВП нелинейны, необходимо предусмотреть возможность изменения при продувках частоты и амплитуды колебаний. Согласно оценочным расчетам динамики движения ЛА с ШВП по неровной ВПП амплитуды колебаний модели по высоте Δh_a должны варьироваться от 0,01 м до 0,04 м, амплитуды колебаний по тангажу $\Delta \theta_a$ и по крену $\Delta \gamma_a$ – от 1° до 5°, амплитуды колебаний по рысканию ψ – от 2° до 5° (здесь $\beta=\psi$).

Регулируемый привод вынужденных колебаний модели должен обеспечивать частоту колебаний по крайней мере до 3 Гц.

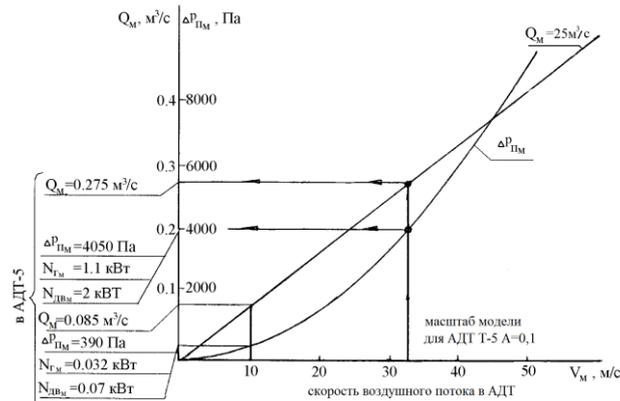


Рис. 5. К выбору потребных параметров нагнетателя модели по расходу Q_M и напору $\Delta P_{ПМ}$ для моделируемого режима движения (полета) самолета с ШВП «Динго» вблизи ВПП со скоростью $V_H = 30 \text{ м/с}$ при давлениях в ВП $\Delta P_{ПНО} = 3500 \text{ Па}$; расходе воздуха $Q_{H0} = 25 \text{ м}^3/\text{с}$; $\rho = 0,125 \text{ м}^3/\text{с}$ в случаях скорости потока в АДТ 10 м/с и $32,5 \text{ м/с}$

2. Особенности физического моделирования в исследованиях динамической устойчивости и амортизационных свойств самолетов с ШВП

Расчетные исследования самолета, связанные с выбором конструктивных параметров и режимов работы ШВП, при которых в процессе движения самолета с ШВП по ровной ВПП будет исключено возникновение автоколебаний и вибрации ограждения, а при движении по ВПП с неровностями и посадочном ударе перегрузки не превысят допустимых уровней, сопровождаются динамическими испытаниями масштабных моделей ШВП [1-10].

При таких испытаниях в зависимости от задачи исследования осуществляются:

- сброс модели ШВП на твердую ровную поверхность без поступательной скорости (копровые испытания) с целью определения амортизационных свойств ШВП и устойчивости равновесных режимов движения (динамической устойчивости) самолета с ШВП «в большом»;
- свободное движение модели ШВП над твердой поверхностью по определению характеристик динамической устойчивости «в малом»;
- свободные и вынужденные колебания модели ШВП над экраном по высоте, крену и тангажу по определению соответствующих характеристик жесткости и демпфирования ШВП;
- сброс модели самолета с ШВП и отдельно модели ШВП на твердую и водную поверхности с поступательной скоростью при креплении модели на штанге со свободой вертикального и угловых перемещений (буксировочные испытания) с целью определения характеристик посадочного удара, а при движении по неровной твердой или взволнованной водной поверхности – характеристик возмущенного движения, например, в виде амплитудно-частотных характеристик.

Возможность переноса результатов испытаний модели на натуру при каждом из видов испытаний зависит от величины масштабных эффектов, связанных с полной выполнением комплекса безразмерных параметров (критериев), характеризующих подобие явлений в процессе движения моделей и натуральных самолетов с ШВП. Этот комплекс можно условно считать состоящим из двух групп параметров. В первую группу входят параметры подобия обтекания самолета набегающим потоком воздуха. Во вторую группу входят параметры подобия самолета с ШВП для режимов движения вблизи поверхности ВПП.

В обе группы входят параметры геометрического, кинематического и динамического подобия.

Для обеспечения подобия аэродинамических явлений необходимо добиться, как отмечено в предыдущем разделе, подобия по числам Re , Sh и коэффициентам C_Q и C_{μ} .

Для самолетов, у которых давление в ВП выше, чем давление скоростного напора при взлетных и посадочных скоростях, влияние набегающего потока воздуха на характеристики ШВП мало и поэтому при скоростях $V < 0,8V_{\text{взл}}$ им можно пренебречь.

В состав безразмерных параметров, характеризующих подобие явлений в процессе движения самолета с ШВП вблизи опорной поверхности (при разбеге, пробеге, взлете и посадке), кроме параметров, характеризующих скорость и барометрические условия движения, входят дополнительно параметры, учитывающие: перераспределение нагрузки между ВП, планером самолета и механическими опорными элементами (колесами, лыжами); характеристики двигательно-нагнетательной установки ВП; характеристики гибкого ограждения с учетом массовых и механических свойств его материала; взаимодействие гибкого ограждения с опорной поверхностью; характеристики опорных частей ШВП и, наконец, характеристики изменения объемов полостей ШВП под действием изменяющихся в них давлений и от расположения неровностей ВПП под ШВП при поступательном движении самолета.

Реализация полного подобия динамических явлений модели ШВП и натуры без применения малоинерционных устройств, имитирующих изменение масс воздуха в полостях ШВП в результате их деформации и сжатия в них воздуха (например, при испытаниях по определению амортизационных свойств и характеристик динамической устойчивости), возможна только в двух случаях (рис. 6) [3; 4]:

- при испытаниях модели в вакуумной камере, наполненной "тяжелым" газом (вариант 1), плотность которого при пониженном пропорционально масштабу модели $A = \frac{\ell_M}{\ell_H}$ была бы равной плотности окружающего натурное ШВП газа, т.е. $\rho_M = \rho_H$. В этом случае согласно числу Фруда $Fr = \frac{V}{\sqrt{g\ell}}$ (V – скорость; g – тяжести; ℓ – характерный линейный размер) масса испытуемой модели соотносится с массой натуры по кубу масштаба ($m_M = m_H A^3$), а давление в полостях – по масштабу ($p_{mi} = p_{ni} A$). Модель с таким соотношением масс условно названа "легкой";

- при испытаниях модели в атмосферных условиях (вариант 4). Масса модели соотносится с натурной таким же образом, как и в варианте испытаний 1, а давление в полостях ШВП равно натурному $p_M = p_H$. Чтобы выйти на такой уровень давления, необходимо обеспечить прижатие модели к экрану с определенной постоянной силой $Y = G_H / \left(\frac{A-1}{A^3} \right)$.

Вариант испытаний 1 практически неосуществим из-за отсутствия подходящего для испытаний тяжелого газа.

Вариант испытаний 4 трудно реализуем, поскольку для «легкой» модели требуется установить мощную нагнетательную установку, способную обеспечить натурное давление и более высокий, чем при моделировании по Фрудру расход – $Q_M = Q_H A^2$. Вес этой установки оказывается слишком большим, чтобы его можно было вписать в массу модели с сохранением запаса для варьирования конструкции ШВП и для дополнительных элементов управления его работой.

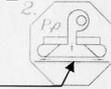
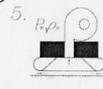
Испытания в барокамере		Испытания в атмосфере		
1 	2 	3 	4 	5 
"Легкая" модель				"Тяжелая" модель
			С прижатем	
Малонапорный нагнетатель			Высоконапорный нагнетатель	
Внешние условия испытаний				
$P_{ом} = P_{он} \times A$		$P_{ом} = P_{он}$		
$\rho_m = \rho_m$	$\rho_m = \rho_m \times A$	$\rho_m = \rho_m$		
$m_m = m_n \times A^3$				$m_m = m_n \times A^2$
Параметры нагнетателя				
$\Delta P_{мо} = \Delta P_{но} \times A$		$\Delta P_{мо} = \Delta P_{но}$		
$Q_m = Q_n \times A^2 \sqrt{A}$		$Q_m = Q_n \times A^2$		

Рис. 6. Варианты испытаний «действующих» моделей ШВП при моделировании динамических явлений

Остальные варианты испытаний модели (2, 3, 5) связаны с проявлениями масштабных эффектов, обусловленных невыполнением критериев подобия, в которые входит плотность окружающего модель газа.

Расчетные и экспериментальные исследования динамической устойчивости ШВП показали, что варианты 2 и 5 по величине масштабного эффекта идентичны. Для исследуемых в экспериментах моделей масштаба A от 0,1 до 0,4 они вполне приемлемы. Положение границ динамической устойчивости в пространстве параметров и режимов работы ШВП для натуре и модели мало отличается друг от друга. Причем важно, что во всех исследованных случаях, имеющих практическое значение, область устойчивости натурального ШВП в пространстве его параметров заключена в области устойчивости модели. Иными словами, факт устойчивости модели свидетельствует об устойчивости натуре.

Применение на практике для исследований динамической устойчивости получил в основном вариант 5, и не только как более простой по технической реализации, но и как обеспечивающий более широкие возможности в эксперименте. Отличается он тем, что модель испытывается в атмосфере, а ее масса соотносится с массой натурального ШВП по квадрату масштаба $m_m = m_n A^2$. Условно именуется такая модель "тяжелой".

Хотя в этом случае на модели должна использоваться более мощная и поэтому относительно громоздкая и большего веса нагнетательная установка, запас по массе столь "тяжелой" модели позволяет практически без ограничений разместить на ней все необходимые для исследований измерительные системы, органы управления и дополнительные элементы конструкции.

При исследовании динамики движения самолета по твердой поверхности с неровностями и по взволнованной поверхности воды основным вариантом моделирования является вариант 3, хотя он и связан с большим проявлением масштабного эффекта, если конечно не принимать конструктивные меры для его уменьшения. К последним относится установка на модель специальных устройств (например, в виде мало инерционных сильфонов), имитирующих сжатие воздуха в полостях ШВП и их деформацию под действием изменяющихся в них давлений в процессе движения ШВП над поверхностью.

Для ШВП с высокими расходами воздуха на создание ВП и для относительно медленных (неударных и неавтоколебательных) процессов движения, масштабный эффект незначителен. Поэтому в этих случаях указанные имитаторы могут не применяться.

Таким образом, рассмотренные в данном разделе особенности физического моделирования при экспериментальном определении стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик самолетов с ШВП во взлетно-посадочных режимах, а также при исследованиях по определению устойчивости равновесных режимов движения и амортизационных свойств ШВП позволяют сформулировать требования к условиям испытаний, к экспериментальным установкам, к "действующим" моделям самолетов с ШВП, а также к режимам испытаний последних по скорости набегающего потока, расходу и давлению нагнетателей ВП, по частотам и амплитудам колебаний и, наконец, по скоростям движения над опорными поверхностями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Долгополов А.А., Брагазин В.Ф., Наумов В.Н., Никифорова И.Г., Черняк В.В. Плавность хода и динамическая устойчивость транспортных объектов с шасси на воздушной подушке // Первая междунар. науч.-исслед. конф. «Плавность хода автомобилей и летательных аппаратов при приземлении и торможении». - М.: МАДИ, 1997.
2. Долгополов А.А., Маслов Л.А., Никифорова И.Г., Черняк В.В. Амортизационные свойства шасси высокой проходимости с использованием воздушной подушки для амфибийной авиационной техники // Сб. докладов II науч. конф. по гидроавиации «Геленджик-98». - М.: ЦАГИ, 1998.
3. Ручин А.П. Расчет характеристик посадочного удара самолета с шасси на многокамерной воздушной подушке // Труды ЦАГИ. - 1985. - Вып. 2291.
4. Долгополов А.А., Герасимов А.Н., Кузнецов А.И. Моделирование движения транспортного средства с частичной разгрузкой движителя воздушной подушкой по неровной опорной поверхности // Труды МВТУ. - 1988. - № 506.
5. Долгополов А.А., Забавников Н.А., Наумов В.Н., Назаренко Б.П. Исследование устойчивости равновесного состояния транспортного средства с частичной разгрузкой воздушной подушкой // Известия вузов. - 1978. - № 7.
6. Волостных В.Н., Долгополов А.А., Наумов В.Н., Никифорова И.Г., Черняк В.В. Динамическая нагруженность взлетно-посадочных устройств с воздушной подушкой в режимах наземной эксплуатации самолетов // Сб. докладов междунар. конф. «Авиационные технологии». - М.: ЦАГИ, 1997.
7. Ручин А.П. Моделирование удара шасси на воздушной подушке о твердую поверхность и влияние параметров шасси на удар // Труды ЦАГИ. - 1987. - Вып. 2361.
8. Ручин А.П. Посадка самолета с шасси на воздушной подушке // Труды ЦАГИ. - 1999. - Вып. 2634.
9. Долгополов А.А., Никифорова И.Г., Ручин А.П. Влияние формы в плане шасси на воздушной подушке и начального угла тангажа на кинематические параметры посадочного удара самолета // Труды ЦАГИ. - 1985. - Вып. 2291.
10. Долгополов А.А., Наумов В.Н., Ловцов Ю.И. [и др.]. Расчет статистических характеристик воздействия профиля опорной поверхности на машину с воздушной подушкой методом имитационного моделирования // Труды ЦАГИ. - 1993. - Вып. 2521.

CONDITIONS OF PHYSICAL MODELING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT WITH CHASSIS HOVERCRAFT

Merzlikin Yu.Yu., Dolgoplov A.A., Cipenko V.G.

The features of the physical modeling in the experimental determination of aerodynamics-cal tubes (WT) of low-velocity steady and unsteady aerodynamic characteristics at takeoff and landing of aircraft (LA) with the chassis air-cushion (ball screw) and in studies to determine the stability of equilibrium regimes of movement and shock-absorbing properties of ball screws. Are considered the requirements for the experimental facilities, model aircraft with ball screws and re-test of the latest zhimam on the free stream velocity, flow and pressure blowers VP, the frequencies and amplitudes of the oscillations are formulated.

Keywords: air-cushion, modeling, physical model.

Сведения об авторах

Мерзликин Юрий Юрьевич, 1975 г.р., окончил МАИ (1998), преподаватель кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ, главный инженер НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» «ФГУП» ЦАГИ, автор более 40 научных работ, область научных интересов – экспериментальная аэрогидродинамика амфибийных летательных аппаратов и транспортных средств с шасси на воздушной подушке.

Долгополов Александр Андреевич, 1937 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1961), старший научный сотрудник НИО-12 «Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ» «ФГУП» ЦАГИ, автор более 100 научных работ, более 40 патентов, область научных интересов – аэродинамика, динамика и проходимость летательных аппаратов и транспортных средств с шасси на воздушной подушке.

Ципенко Владимир Григорьевич, 1938 г.р., окончил МЭИ (1961), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 280 научных работ, область научных интересов – аэродинамика, динамика полета и летная эксплуатация воздушных судов.