

УДК 629.735

УПРАВЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНЫМ МОМЕНТОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ КОМБИНИРОВАННОЙ СХЕМЫ

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

Выполнено экспериментальное исследование эффективности управления продольным моментом шасси на воздушной подушке (ШВП) за счет поворота сопел на режимах разбега-пробега ЛА. Исследования проводились с использованием схематизированной модели двухконтурного соплового устройства ШВП с поворотными щитками-соплами на стенде «плоский отсек». В процессе эксперимента варьировались параметры: скорость набегающего потока V , избыточное давление в ресивере p_p , высота расположения модели над экраном h , угол тангажа ψ и углы установки сопел $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$.

Ключевые слова: управление, продольный момент, летательный аппарат, шасси, воздушная подушка.

Воздушная подушка (ВП), создаваемая под корпусом амфибийного летательного аппарата (ЛА) с помощью воздуходувателя или под действием скоростного напора набегающего потока в процессе движения ЛА, снижает уровень контактных нагрузок на опорную поверхность при обеспечении необходимых амортизационных свойств. В результате решается проблема взлета и посадки ЛА с воды и малопрочных грунтов. Причем, глубина воды и наличие плавающих предметов типа топляков (бревен и т.д.) с относительно небольшой высотой выступающих частей над поверхностью воды не является препятствием для взлета и посадки ЛА с шасси на ВП (ШВП).

Нарушение в процессе разбега-пробега продольной балансировки ЛА, обусловленное изменением аэродинамического момента от ВП при ее переходе от «аэростатической» к «динамической» и наоборот [1], приводит к отклонению угла тангажа ϑ_n ЛА от положения $\vartheta_n=0$ (при $\vartheta_n=0$ нижние кромки элементов ШВП по всему периметру ВП расположены на равном расстоянии h от опорной поверхности) до касания поверхности элементами ВП. В этом случае при движении ЛА в условиях бокового ветра в выбранном направлении с соответствующим воздушной скорости балансировочным углом скольжения β_6 и, следовательно, с определенным углом рыскания ψ_6 , в результате роста контактного сопротивления носовой или кормовой частей ограждения ВП возникают различные по знаку моменты рыскания: при касании поверхности носовой части момент, стремящийся увеличить угол рыскания, а кормовой – момент, стремящийся уменьшить его величину. Это обстоятельство приводит к отклонению от выбранного направления движения ЛА.

Рули высоты, если они не стоят в потоке за маршевыми двигателями, способны парировать изменения продольного момента от ВП только на относительно высокой скорости движения ЛА. Чтобы сохранить при этом запас хода руля высоты для осуществления взлета-посадки ЛА, площадь рулей должна быть значительно увеличена по сравнению с площадью, которая необходима для управления гидросамолетами и ЛА с колесным шасси. Это, однако, сопряжено с ухудшением аэродинамических свойств ЛА, в частности, со снижением аэродинамического качества.

Очевидно, чтобы избежать увеличения площади рулей высоты ЛА с ШВП, само шасси должно быть снабжено органами управления, которые способны обеспечивать балансировку ЛА при нулевом угле тангажа ($\vartheta_n=0$) во всем диапазоне скоростей разбега-пробега. В связи с этим предпринимаются попытки разработать способы управления характеристиками ВП, которые позволят влиять на аэродинамические характеристики ШВП, прежде всего, характеристики по тангажу и крену и соответственно на ЛА с ШВП в целом. Принципиальная возможность

управления аэродинамическими характеристиками ШВП непосредственно следует из работ по исследованию сопловых [2; 3], камерных [4] и комбинированных [5] схем формирования ВП.

В существующих конструкциях ШВП с боковыми продольными баллонными ограждениями, носовым и кормовым поперечными щитками добиться управления балансировкой можно установкой в области ВП дополнительных поперечных секционирующих щитков с организацией перераспределения потока воздуха от нагнетателя в каждую из секций ВП. Этот вариант был предусмотрен в проектах амфибийных ЛА "Экип" и может быть использован, например, в конструкции ШВП самолетов "Динго" и "Поиск".

Реальными возможностями управления аэродинамическими характеристиками ШВП обладает рассмотренное в данной работе ШВП, которое разрабатывалось в качестве взлетно-посадочного устройства для летательного аппарата типа СМ-30 НПП «Амфикон» (рис. 1). Воздушная подушка основного варианта этого ШВП имеет комбинированную схему формирования. Она формируется двумя продольными проточными баллонами под центропланом ЛА и по одному на концах консолей крыла, а также двумя парами поперечных отклоняемых сопел-щитков клавишного типа с элементами подрессоривания, расположенными как в носовой и кормовой частях центроплана, так и на передних и задних частях консолей крыла. Нижние кромки сопел расположены выше нижних поверхностей баллонов. При встрече с волнами и выступающими над невозмущенной поверхностью воды предметами клавиши сопел-щитков могут легко отклоняться за счет их упругого подрессоривания. Этим снижается не только риск повреждения сопел-щитков, но и гидродинамическое сопротивление движению ЛА.

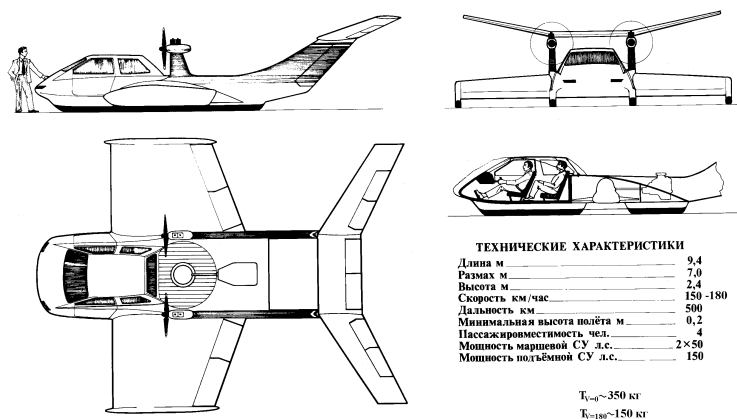


Рис. 1

Поворотом сопел-щитков достигается изменение давления в носовой и кормовой секциях ВП. Это приводит к появлению момента от ШВП, необходимого для парирования момента, обусловленного либо смещением центра тяжести ЛА при его загрузке, либо при изменении аэродинамических моментов на ЛА от ШВП или планера при изменении воздействия скоростного напора в процессе разбега и пробега ЛА.

Цель работы состояла в экспериментальном исследовании эффективности управления продольным моментом ШВП за счет поворота сопел во всех режимах разбега-пробега ЛА. Исследования проводились с использованием схематизированной модели двухконтурного соплового устройства ШВП с поворотными щитками-соплами на стенде «плоский отсек» (рис. 2).

Стенд представляет собой «плоский» отсек, имеющий в продольном направлении две вертикальные параллельные друг другу прозрачные стенки, между которыми в нижней части без зазора со стенками шарнирно закреплен на горизонтальной поперечной оси плоский экран. Экран имеет свободу перемещения по высоте и продольному углу. Выше экрана между продольными стенками горизонтально закреплена пластина, к переднему и заднему концам которой пристыкованы поперечные вертикальные стенки в направлении экрана на $100 \div 200 \text{ мм}$.

Продольные и поперечные стенки, а также устанавливаемое без зазора между продольными стенками сопловое устройство, образуют основной ресивер, воздух из которого поступает в сопла устройства. В ресивер воздух подается через отверстие в пластине от мощной регулируемой воздуходувной установки. В средней части воздуховода между воздуходувной установкой и отверстием в пластине расположены мерные шайбы для измерения расхода воздуха, нагнетаемого в сопловое устройство.

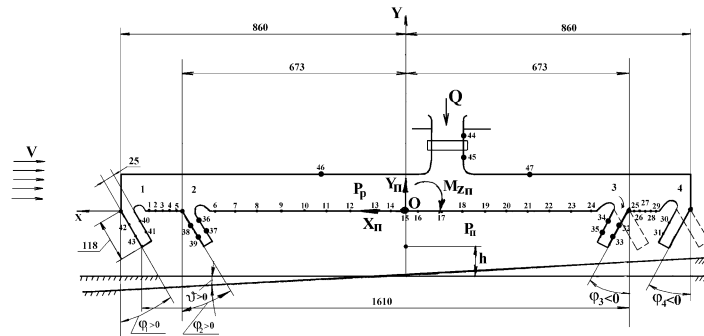


Рис. 2

Для имитации давления набегающего потока воздуха на сопловое устройство использовалась успокоительная камера, на выходе которой установлено сопло с хоникомбом.

Метод исследования соплового устройства состоял в следующем. При испытаниях снималось распределение избыточного давления p_n по днищу (вдоль оси Ox) и внешним поверхностям стенок сопел устройства при нескольких высотах h и углах тангажа ϑ расположения устройства относительно экрана, углах установки сопел φ_i , расходах воздуха Q через сопла и давлениях скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ набегающего потока воздуха. Различные соотношения

$\bar{q} = \frac{q}{p_p}$ избыточных давлений в ресивере p_p и скоростного напора q устанавливались изменени-

ем проходных сечений в воздуховодах к ресиверу и соплу-имитатору давления набегающего потока воздуха. Измерение проводилось с помощью индуктивного датчика давления, последовательно соединяемого автоматическим пневмо-коммутатором с приемниками давления в указанных на рис. 2 точках соплового устройства. Аналоговый сигнал от датчика, усиленный и преобразованный с помощью АЦП, записывался в память ЭВМ.

По распределению давления на днище и стенках сопел соплового устройства, а также реакции струй из сопел при каждом из сочетаний варьируемых параметров в темпе эксперимента с использованием соответствующей программы подсчитывались: безразмерные величины давле-

ния на днище $\bar{p} = \frac{p_n}{p_p}$ (рис. 3); действующие на сопловое устройство подъемная сила Y_n и про-

дольная сила X_n , продольный момент M_{zn} соплового устройства, а также и их безразмерные коэффициенты $Cx_n = X_n / p_p S_n$, $Cy_n = Y_n / p_p S_n$, $m_{zn} = M_{zn} / p_p S_n L_n$; коэффициент расхода устройства $\alpha_{с.у.} = Q_{с.у.} / F_{с.у.} \sqrt{2 p_p / \rho}$, где $S_n = BL$ – площадь ВП, B и L соответственно ширина отсека и расстояние между внешними соплами устройства.

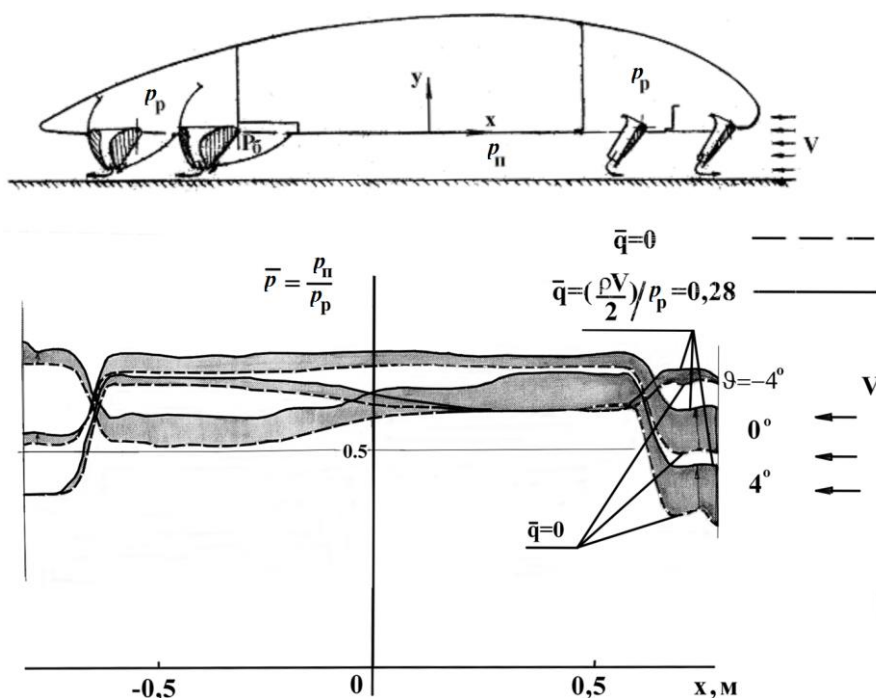


Рис. 3. Влияние набегающего потока воздуха (\bar{q}) на распределение давления в ВП (\bar{p}) по днищу соплового устройства при различных углах тангажа ϑ

Полученные таким образом характеристики дают возможность выполнить анализ эффективности, экономичности и статической устойчивости ЛА с ШВП при изучаемом способе управления аэродинамическими характеристиками ШВП.

В экспериментах давление в ресивере p_p и давление скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ варьировались соответственно в диапазонах от 150 Па до 900 Па и 0 ÷ 1550 Па. Высота расположения нижних кромок сопел модели устройства над экраном при нулевом угле тангажа $\vartheta=0$ и углах их установки $\varphi_1 = \varphi_2 = 30^\circ$, $\varphi_3 = \varphi_4 = -30^\circ$ составляла $h=0,037; 0,075; 0,15; 0,23$ м. Высота h , равная 0,075 м, эквивалентна расчетной начальной высоте при разбеге натурального аппарата $h=2 \times 0,075=0,15$ м.

Полученные в результате испытаний соплового устройства эпюры распределения относительной величины давления в ВП $\bar{p}_n = p_n / p_p$ и зависимости аэродинамических коэффициентов C_{x_n} , C_{y_n} , m_{zn}^g и $\alpha_{с.у.}$ для различных величин относительного давления скоростного напора $\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2} / p_p$ зависят только от геометрических параметров ϑ , h , φ_1 , φ_2 , φ_3 , φ_4 и величины \bar{q} . Это обстоятельство свидетельствует об автомодельности физических явлений в экспериментах и, следовательно, о возможности переноса их результатов на натуральный объект [6].

С ростом высоты \bar{h} значения коэффициента подъемной силы C_{y_n} и степень статической устойчивости m_{zn}^g соплового устройства уменьшаются, а коэффициент расхода $\alpha_{с.у.}$ увеличивается (рис. 4).

Рост давления набегающего потока \bar{q} сопровождается увеличением коэффициентов C_{y_n} и m_{zn}^g и уменьшением коэффициента $\alpha_{с.у.}$. Причем, степень изменения коэффициента C_{y_n} по \bar{q} сильно зависит от высоты. Степень же уменьшения коэффициентов m_{zn}^g и $\alpha_{с.у.}$ по скорости \bar{q} от высоты \bar{h} зависит мало (рис. 4).

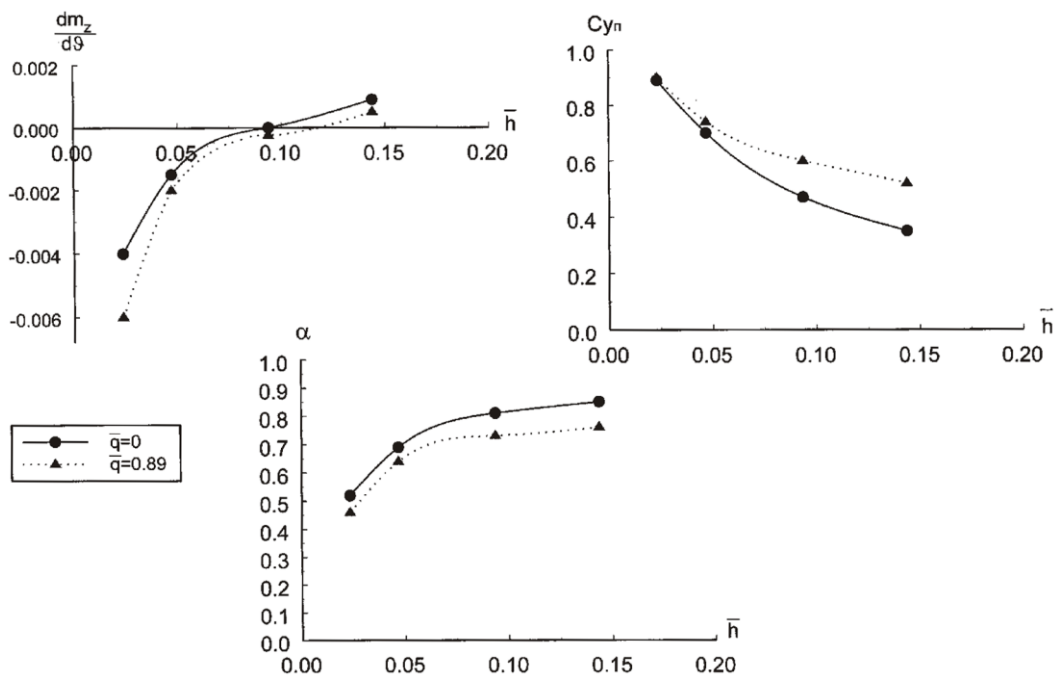


Рис. 4

Причина влияния на указанные аэродинамические коэффициенты скорости потока состоит в изменениях под действием давления набегающего потока эпюр распределения давления по днищу соплового устройства в секциях ВП и, прежде всего, в секции ВП между первым и вторым соплом. С ростом скорости \bar{q} относительное давление \bar{p}_n в этой секции заметно увеличивается.

Эффективность управления в условиях набегающего потока продольным моментом M_{zn} соплового устройства поворотом сопел и сопутствующих изменений подъемной силы Y_n , силы сопротивления X_n и расхода Q_n показаны на рис. 5 в виде их безразмерных коэффициентов C_{X_n} , C_{Y_n} , m_{zn} , $\alpha_{c,y}$ в функции углов установки сопел. Из этих графиков следует, что эффективность управления продольным моментом за счет поворота сопел достаточно высока. При расчетной высоте полета ЛА $\bar{h}=0,0469$ изменение углов установки носовых сопел φ_1, φ_2 в диапазоне от 30° до -10° , а кормовых φ_3, φ_4 от -30° до 30° позволяет изменять коэффициент продольного момента m_{zn} на $\Delta m_{zn}=0,021$. Тем самым представляется возможным парировать внешний продольный момент на ЛА, например, от возможной несимметричной его загрузки. По величине этот момент оценивается смещением центра его тяжести от начального положения x_{m_0} на $\Delta \bar{x}_m = \Delta x_m / \sigma_a = 0,012$.

Очевидно, что для получения в лабораторных условиях наиболее достоверных характеристик ЛА с ШВП в целом при его движении вблизи опорной поверхности необходимо проведение продувок в АДТ «действующих» масштабных моделей ЛА с работающей системой создания ВП. При таких испытаниях должны выполняться условия подобия не только по числам Рейнольдса (Re) и Струхала (Sh), но и по коэффициентам расхода (C_Q) и импульса (C_M). Учет двух последних позволяет смоделировать явления интерференции основного потока воздуха в трубе с течением воздуха на входе в нагнетатели ВП и со струями воздуха, истекающего из формирующих ВП элементов (сопел и др.).

Для реализации подобия аэродинамических явлений по коэффициентам C_Q и C_M во всем диапазоне скоростей движения ЛА на этапах разбега и пробега модель должна иметь регулируемую по расходу и напору нагнетательную установку в системе создания ВП.

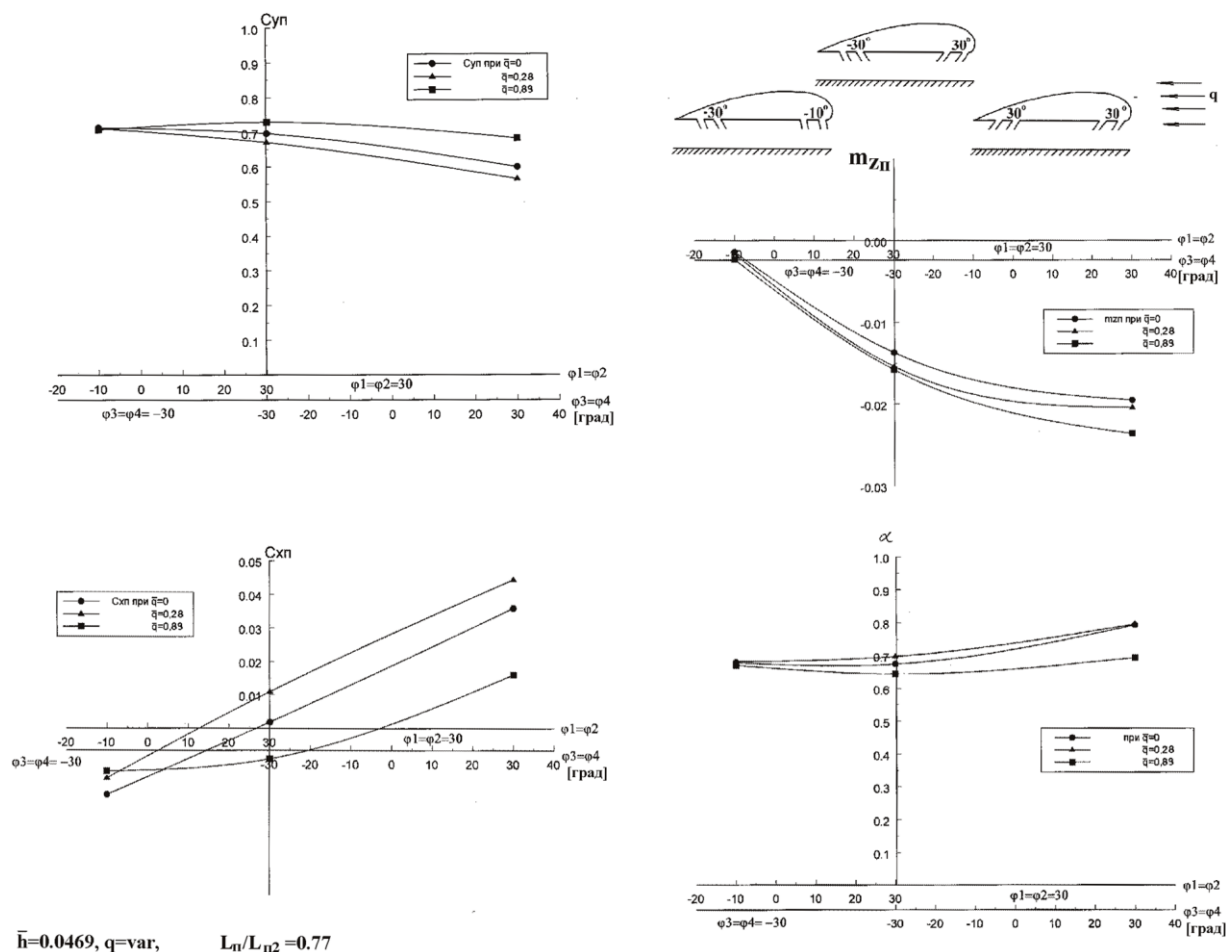


Рис. 5

Для обработки результатов измерений действующих на модель сил и моментов и получения по ним коэффициентов аэродинамических сил и моментов с разделением на составляющие, обусловленные обтеканием планера ЛА и струями из элементов формирования ВП, логика стандартной программы обработки результатов измерений сил должна быть изменена. В программу должны быть включены соответствующим образом блоки расчета сил и моментов от импульсного сопротивления и от струй в системе формирования ВП.

В связи с трудоемкостью и высокими затратами на проведение всего комплекса указанных испытаний, его целесообразно осуществлять только на заключительной стадии экспериментального определения аэродинамических характеристик ЛА в целом, когда основные параметры планера ЛА и системы формирования ВП уже выбраны по результатам менее дорогостоящих и трудоемких расчетных и экспериментальных параметрических исследований основных составляющих элементов ЛА – планера и ШВП.

Результаты исследований характеристик отдельно планера и ШВП дают возможность получить первую приближенную оценку аэродинамических характеристик ЛА в целом. Осуществляется она с использованием принципа суперпозиции в предположении пренебрежимо малого, по крайней мере, для первичной стадии оценок характеристик ЛА, взаимного влияния работы ШВП на характер обтекания и, следовательно, на распределение давления по поверхностям планера, не занятым ШВП, и, наоборот, влияния характеристик обтекания поверхностей планера на аэродинамические характеристики ШВП.

Допустимость такого предположения, особенно для оценки подъемной силы ЛА и продольного момента применительно к рассматриваемой в данной работе компоновки ЛА с ШВП, следует, в частности, из выполненных в НИМК ЦАГИ экспериментальных работ в АДТ по определению аэродинамических характеристик крыльев различного удлинения и различной

формы в плане с концевыми шайбами и без них над твердым экраном [7-10]. В этих работах показано, что при изменении высоты расположения крыла над экраном (включая диапазон относительно малых значений высот $h/v_a \approx 0,03 \div 0,01$, при которых подъемная сила от ВП сопоставима или равна весу ЛА) распределение давления по верхней поверхности профиля крыла, в отличие от распределения давления по нижней поверхности, меняется мало.

ЛИТЕРАТУРА

1. Поляков А.И., Мусатов Р.А., Долгополов А.А. Концепция многофункционального авиационного транспортного средства безаэродромного базирования с экраным эффектом // Тезисы докладов науч.-технич. конф. «Авиация внеаэродромного базирования и амфибийная транспортная техника». – М.: ЦАГИ, 1999.
2. Ханжонков В.И. Аэродинамика аппаратов на воздушной подушке. – М.: Машиностроение, 1972.
3. Вашкевич К.П., Долгополов А.А. Эффективность одностороннего и двустороннего управления углом наклона летательного аппарата на воздушной подушке // Труды ЦАГИ. – 1965. – Вып. 976.
4. Жаринов К.В. Исследование сил и моментов, действующих на аппарат на ВП камерного типа при висении над экраном // Труды ЦАГИ. – 1965. – Вып. 976.
5. Вашкевич К.П., Егорова Л.И. Управление положением летательного аппарата изменением параметров соплового устройства, формирующего воздушную подушку // Труды ЦАГИ. – 1965. – Вып. 976.
6. Долгополов А.А., Мерзликин Ю.Ю., Вишневский Г.А. Основные направления работ и некоторые особенности физического моделирования в исследованиях ШВП и ЛА с ШВП в целом // XIII школа-семинар «Аэродинамика летательных аппаратов». – М.: ЦАГИ, 2002.
7. Мусатов Р.А. Особенности влияния удлинения прямоугольных крыльев на аэродинамические характеристики вблизи экрана // Сб. докладов IV науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2002». – М.: ЦАГИ, 2002.
8. Мусатов Р.А. Особенности продольной статической устойчивости компоновки экраноплана самолетной схемы // Сб. докладов IV науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2002». – М.: ЦАГИ, 2002.
9. Маслов Л.А. К расчету циркуляционного обтекания телесного крыла малого удлинения идеальной жидкостью // Труды ЦАГИ. – 1979. – Вып. 2005.
10. Маслов Л.А., Тимербулатов А.М. Расчет давлений на поверхности произвольной комбинации фюзеляжа с несущим крылом при малых скоростях // Труды ЦАГИ. – 1979. – Вып. 2005.

COMPOSITE CIRCUIT AIRCRAFT WITH AIR-CUSHION CHASSIS PITCHING MOMENT CONTROL

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

Efficiency of air-cushion chassis pitching moment control by nozzles rotation at take-off and landing condition of aircraft experimental research is carried out. Researches were conducted using double circuit air-cushion vehicle nozzle device with rotary sheets-nozzles at “flat cell” test bench. During the experiment parameters, such as: incident flow speed V , pressure at receiver P_p , height of model above the plane h , angle of pitch ν , nozzle mounting angles $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$ were varied.

Keywords: control, pitching moment, aircraft, landing gear, air cushion.

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, 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.