

## Расчет аэродинамических характеристик взлетно-посадочного устройства на воздушной подушке с регулируемым струйным ограждением

© Ю.Ю. Мерзликин<sup>1</sup>, Г.И. Замолодчиков<sup>1</sup>,  
В.Н. Наумов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «ЦАГИ», НИМК ЦАГИ, Москва, 105005, Россия

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Представлены результаты разработки и экспериментального верифицирования программы расчета сил и моментов, действующих на амфибийный летательный аппарат в процессе движения вблизи опорной поверхности, от комбинированного взлетно-посадочного устройства (ВПУ) со «статической» воздушной подушкой (ВП). Расчетные и экспериментальные исследования характеристик ВПУ выполнены применительно к разработанному НПП «Амфикон» (Нижний Новгород) экраноплану СМ-30.*

**Ключевые слова:** *распределение давления, днище соплового устройства, амфибийный летательный аппарат, управление колебаниями, набегающий поток воздуха, воздушная подушка.*

Разработана и экспериментальным путем верифицирована программа расчета сил и моментов, действующих на амфибийный летательный аппарат (ЛА) в процессе движения вблизи опорной поверхности, от комбинированного взлетно-посадочного устройства (ВПУ) со «статической» воздушной подушкой (ВП). По бортам ВП имеет гибкое ограждение, а в носовой и кормовой частях — двухконтурное струйное ограждение в виде двух поперечных пар поворотных сопел с изменяемой проходной площадью истечения воздуха из единого ресивера. В ресивер воздух нагнетается одним вентилятором [1–3]. Такая схема формирования ВП обеспечивает возможность изменения продольного момента на ЛА от равнодействующих сил давления в секциях ВП и импульсов сопел ограждения. Это свойство ВПУ может быть использовано при разбеге и пробеге ЛА для обеспечения балансировки его на нулевом угле тангажа и для управления колебаниями ЛА с целью снижения перегрузок в случае движения вблизи взволнованной водной и неровной грунтовой поверхностей.

О достаточно высокой эффективности управления продольным моментом ЛА с помощью поворота сопел ВПУ свидетельствуют результаты экспериментального исследования схематизированной модели ВПУ макета экраноплана [4].

Экспериментальное исследование схематизированной модели (рис. 1) проводили на стенде «плоский отсек», имеющем в продольном направлении две вертикальные параллельные прозрачные стенки, между

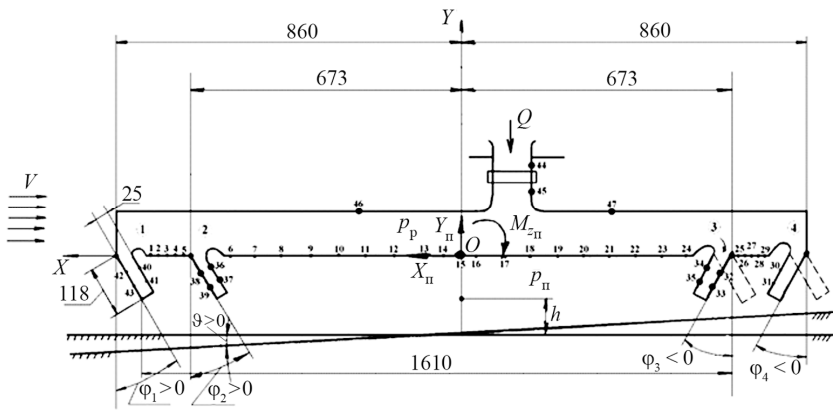


Рис. 1. Схема соплового устройства ВПУ

которыми в нижней части без зазора со стенками шарнирно закреплен плоский экран на горизонтальной поперечной оси. Экран свободно перемещается 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. 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 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.

Для имитации давления набегающего потока воздуха на сопловое устройство использовали сопло-имитатор в виде камеры, на выходе которой установлено сопло с хоникомбом. Площадь сопла успокоительной камеры существенно превышает лобовую площадь соплового устройства. Воздух в эту камеру и дополнительный ресивер подавался от высокорасходной нагнетательной установки.

При испытаниях соплового устройства ВПУ снимали распределение избыточного давления  $p_{II}$  набегающего потока вдоль днища и на внешних поверхностях стенок сопел устройства. Испытания проведены при различных значениях высоты  $h$ , угла тангажа  $\vartheta$  расположения устройства относительно экрана, углов установки сопел  $\varphi_1 - \varphi_4$ , расхода воздуха  $Q$  через сопла и давления скоростного напора  $q = \rho V_B^2 / 2$  набегающего потока воздуха. Различные значения избыточного давления в ресивере  $p_p$  и скоростного напора  $q$  устанавлива-

ли, изменяя проходные сечения в воздуховодах к ресиверу соплового устройства и соплу-имитатору успокоительной камеры давления набегающего потока воздуха. Измерения проводили с помощью индуктивного датчика давления, последовательно соединенного автоматическим пневмокоммутатором с приемниками давления в указанных на рис. 1 точках 1–47 соплового устройства. Аналоговый сигнал от датчика, усиленный и преобразованный с помощью АЦП, записывался в память ЭВМ.

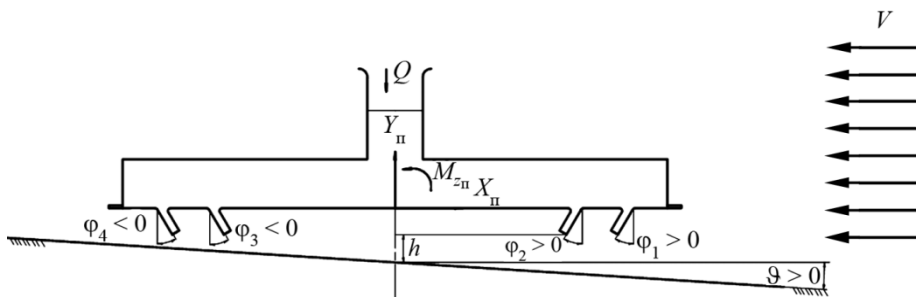
По распределению избыточного давления  $p_{\text{п}}$  на днище и стенках сопел соплового устройства, а также реакции струй из сопел при каждом сочетании варьируемых параметров ( $h$ ,  $\vartheta$ ,  $\varphi_i$ ,  $Q$ ,  $q$ ) с помощью соответствующей программы обработки результатов эксперимента подсчитывали: относительные значения давления на днище  $\bar{p} = p_{\text{п}}/p_p$ , давления скоростного напора  $\bar{q} = q/p_p$ , а также высоту расположения соплового устройства над экраном  $\bar{h} = h/L$ , действующие на сопловое устройство подъемную  $Y_{\text{п}}$  и продольную  $X_{\text{п}}$  силы, продольный момент  $M_{z_{\text{п}}}$  соплового устройства и безразмерные коэффициенты  $c_{x_{\text{п}}} = X_{\text{п}}/p_p S_{\text{п}}$ ,  $c_{y_{\text{п}}} = Y_{\text{п}}/p_p S_{\text{п}}$ ,  $m_{z_{\text{п}}} = M_{z_{\text{п}}}/p_p S_{\text{п}} L_{\text{п}}$ , коэффициент расхода соплового устройства  $\alpha_{c.y} = Q_{c.y}/F_{c.y} \sqrt{2 p_p/\rho}$  (здесь  $S_{\text{п}} = BL$  — площадь ВП;  $B$  и  $L$  — соответственно ширина отсека и расстояние между внешними соплами устройства в месте их крепления к днищу).

Полученные в результате экспериментов эпюры распределения давления по днищу соплового устройства и значения перечисленных выше коэффициентов при различных значениях угла  $\vartheta$  расположения соплового устройства относительно экрана, углов  $\varphi_1 - \varphi_4$  наклона сопел к днищу устройства, а также относительные значения  $\bar{q} = q/p_p$  и высоты  $\bar{h} = h/L$  являются исходными для верификации созданной программы расчета параметров ВПУ с рассматриваемой схемой формирования ВП.

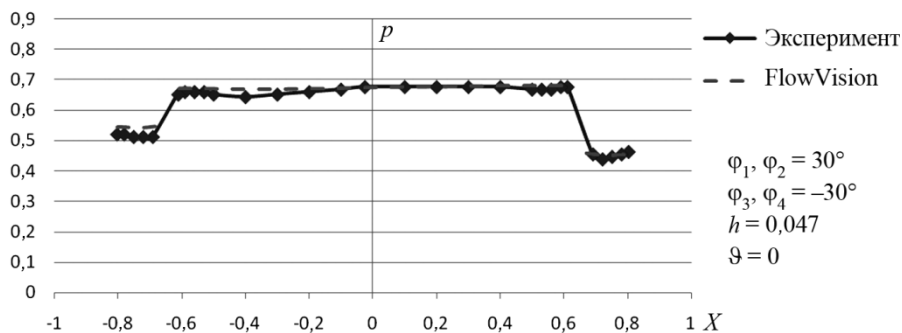
При расчетах использовали пакет вычислительной гидродинамики FlowVision 2.5, где уравнения Навье — Стокса решаются с помощью модели турбулентности SST и неструктурированной прямоугольной сетки с числом ячеек, примерно равным 500 тыс.

Представленные на рис. 2–4 графики, построенные по результатам расчетов с помощью пакета FlowVision и на основании экспериментальных данных, свидетельствуют о применимости программного продукта для анализа и поиска относительных параметров ВПУ указанного типа [5–6].

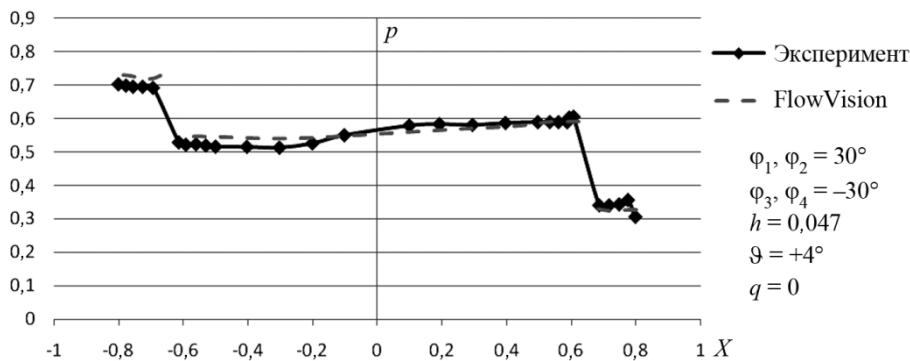
Влияние скорости потока на рассматриваемые аэродинамические коэффициенты ВПУ определяется изменением под действием давления набегающего потока эпюр распределения давления по днищу соплового устройства в сечениях ВП, и прежде всего между первым и вторым соплами. С увеличением значения  $\bar{q}$  относительное давление  $\bar{p}$  в этой секции заметно увеличивается.



а



б



в

Рис. 2. Схема (а) и примеры распределения давления по днищу соплового устройства ВПУ(б, в)

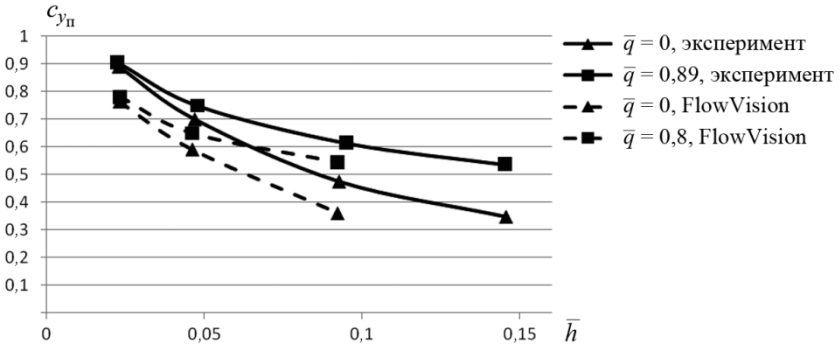


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы ВПУ от высоты расположения соплового устройства над экраном

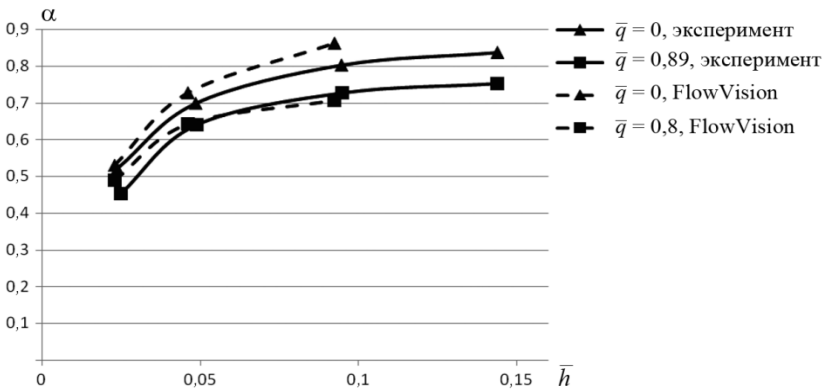


Рис. 4. Зависимость коэффициента расхода соплового устройства от высоты его расположения над экраном

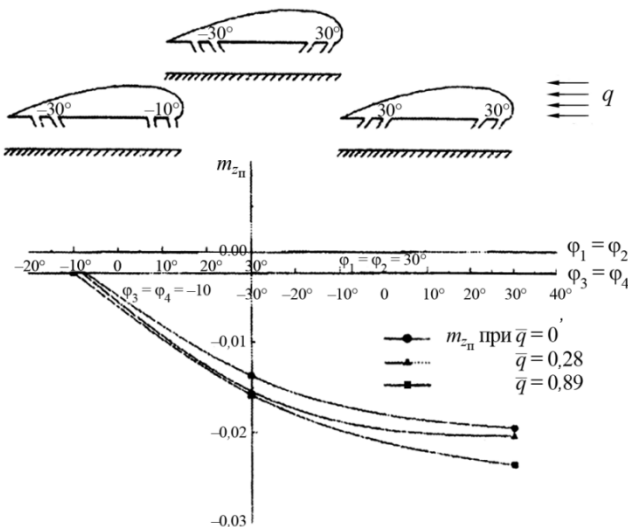
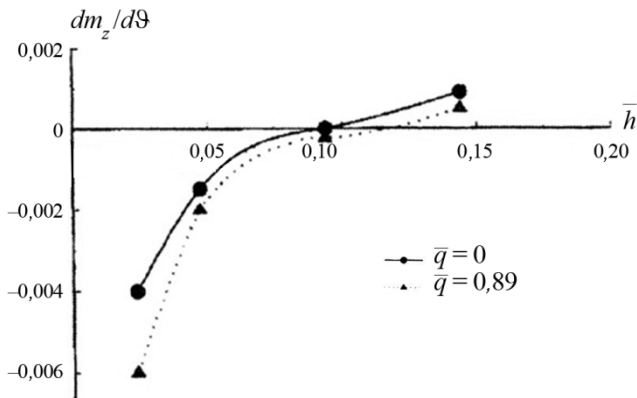


Рис. 5. Зависимость коэффициента продольного момента от углов наклона сопел



**Рис. 6.** Характеристика статической устойчивости по тангажу

Эффективность управления в условиях набегающего потока продольным моментом  $M_{z_n}$  соплового устройства с помощью поворота сопел иллюстрирует рис. 5  $\vartheta = 0$ , расчетная высота  $\bar{h} = 0,047$ . На графиках видно, что эффективность управления продольным моментом с помощью поворота сопел достаточно высока. При высоте полета ЛА  $\bar{h} = 0,047$  изменение углов установки носовых сопел ( $\varphi_1, \varphi_2$ ) в диапазоне  $+30 \dots -10^\circ$ , а кормовых ( $\varphi_3, \varphi_4$ )  $-30 \dots +30^\circ$  позволяет изменять коэффициент продольного момента  $m_{z_n}$  на  $\Delta m_{z_n} = 0,021$ . Тем самым представляется возможным парировать внешний продольный момент на ЛА (например, от несимметричной его нагрузки). Значение этого момента оценивается смещением центра тяжести от начального положения  $x_{T0}$  на  $\overline{\Delta x_T} = \Delta x_T / b_a = 0,012$ , где  $b_a$  — аэродинамическая хорда (рис. 6).

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мерзликин Ю.Ю., Долгополов А.А. Экспериментальное исследование управления продольным моментом шасси на воздушной подушке комбинированной схемы поворотом сопел струйного ограждения. *Сб. докл. V науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2004»*. Москва, Изд-во ЦАГИ, 2004.
- [2] Ханжонков В.И. Теоретические и экспериментальные характеристики сопловых устройств аппаратов на воздушной подушке. *Труды ЦАГИ № 976*, Москва, 1965.
- [3] Вашкевич К.П., Долгополов А.А. Эффективность одностороннего и двустороннего управления углом наклона летательного аппарата на воздушной подушке. *Труды ЦАГИ № 976*, Москва, 1965.
- [4] Ханжонков В.И. *Аэродинамика аппаратов на воздушной подушке*. Москва, Машиностроение, 1972.

- [5] Жаринов К.В. Исследование сил и моментов, действующих на аппарат на ВП камерного типа при висении над экраном. *Труды ЦАГИ* № 976, Москва, 1965.
- [6] Вашкевич К.П., Егорова Л.И. Управление положением летательного аппарата изменением параметров соплового устройства, формирующего воздушную подушку. *Труды ЦАГИ*. Москва, 1965, № 976.

Статья поступила в редакцию 03.10.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

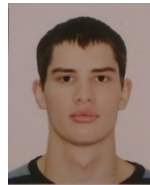
Мерзликін Ю.Ю., Замолодчиков Г.И., Наумов В.Н. Расчет аэродинамических характеристик взлетно-посадочного устройства на воздушной подушке с регулируемым струйным ограждением. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 10.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/transport/1305.html>

**Мерзликін Юрий Юрьевич** — главный инженер НИО-12 ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области стационарной и нестационарной аэродинамики летательных аппаратов.  
e-mail: ymerzlikin@gmail.com



**Замолодчиков Глеб Игоревич** — инженер отдела № 3 НИО-12 ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области аэродинамики летательных аппаратов. e-mail: glebkhleb@gmail.com



**Наумов Валерий Николаевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Многоцелевые гусеничные машины и мобильные работы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии Президента РФ. Специалист в области проектирования и расчета транспортных систем.  
e-mail: naumovvn@yandex.ru



# Calculation of aerodynamic characteristics of air-cushion take-off and landing device with controllable eject fences

© Yu.Yu. Merzlikin<sup>1</sup>, G.I. Zamolodchikov<sup>1</sup>, V.N. Naumov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Central Aerohydrodynamic Institute, NIMK TsAGI, Moscow, 105005, Russia

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article shows development and verification of the forces and moments calculation program, which influence on amphibian aircraft from combined take-off and landing device with static air-cushion when it moves near surface. Air-cushion has on its sides flexible fences and eject fences with two transversal pairs of rotary nozzles with variable pass-through area from one receiver in fore-part and after-part. This take-off and landing device allows changing the location of resultant pressure force in air-cushion sections, which could be used both for balancing of aircraft in condition of zero trim angle independently from running over air flow while take-off run, and for acceleration decrease by oscillation control in case of movement near rough water and ground surface. Calculations and experimental researches of the take-off and landing device were carried out for Nizhny Novgorod «Amphicon» ekranoplan SM-30.*

**Keywords:** *pressure distribution, bottom of the nozzle chamber, amphibious aircraft, vibration control, pressure, air flow, air-cushion.*

## REFERENCES

- [1] Merzlikin Yu.Yu, Dolgoplov A.A. Experimentalnoe issledovanie upravleniya prodolnym momentum shassi na vozdushnoy podushke kombinirovannoy skhemy povоротom soпл struynogo ograzhdeniya [Experimental study of the longitudinal moment control of the air-cushion undercarriage of combined scheme by the rotation of the jet fence nozzles]. *Sbornik dokladov V nauchnoy konferentsii po gidroaviatsii «Gidroaviatsalon-2004»* [Reports at V Scientific Conference on Hydroaviation «Gidroaviatsalon'2004»]. Moscow, TsAGI Publ., 2004.
- [2] Khanzhonkov V.I. Teoreticheskie i experimentalnye kharakteristiki soplovykh ustroystv apparatov na vozdushnoy podushke [Theoretical and experimental characteristics of nozzle devices of the hovercrafts]. *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, no. 976, Moscow, 1965.
- [3] Vashkevich K.P., Dolgoplov A.A. Effektivnost odностороннего i dvустороннего upravleniya uglom naklona letatel'nogo apparata na vozdushnoy podushke [Effectiveness of unilateral and bilateral control of the angle of hovercraft]. *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, no. 976, Moscow, 1965.
- [4] Khanzhonkov V.I. *Aerodinamika apparatov na vozdushnoy podushke* [Aerodynamics of hovercraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1972.
- [5] Zharinov K.V. Issledovanie sil i momentov, deystvuyuschikh na apparat ya vozdushnoy podushke kamernogo tipa pri vnesenii nad ekranom [Study of the forces and moments acting on the apparatus on the EAP of the chamber type when hovering over the screen]. *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, no. 976, Moscow, 1965.
- [6] Vashkevich K.P., Egorova L.I. Upravlenie polozheniem letatel'nogo apparata izmeneniem parametrov soplovykh ustroystva, formiruyuschego vozdushnyu podushku [The position control of the aircraft by changing the parameters of nozzle devices, forming an air-cushion] *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, no. 976, Moscow, 1965.



**Merzlikin Yu.Yu.**, chief engineer in the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in the field of stationary and nonstationary aerodynamics of aircraft.  
e-mail: ymerzlikin@gmail.com

**Zamolodchikov G.I.**, engineer of the Department no. 3 of the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in aerodynamics of aircraft.  
e-mail: glebxhleb@gmail.com

**Naumov V.N.** (b. 1941) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1965, Dr. Sci. (Eng.), Professor, Honoured Scientist of Russian Federation, Head of Tracked Vehicle and Mobile Robots Department, author of 300 publications in the field of transport machinery. e-mail: naumovvn@yandex.ru