УДК 629.735

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОУПРАВЛЯЕМОЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА С ШАССИ НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ

Ю.Ю. МЕРЗЛИКИН¹

¹Научно-исследовательский Московский комплекс Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Москва, Россия

В данной статье приведены результаты экспериментальных исследований гидродинамических характеристик созданной радиоуправляемой модели самолета с шасси на воздушной подушке, полученные при испытаниях в опытовом бассейне научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ на взлетно-посадочных режимах с варьированием центровки и давления в баллонах шасси на воздушной подушке на ровной и взволнованной водных поверхностях.

В основе моделирования радиоуправляемой модели самолета с шасси на воздушной подушке принимался критерий Фруда, а также обрабатывались параметры (геометрия, масса, энергетика) по натурным образцам самолетов типа «Динго», ЛМС, Ан-26, С-130 «Геркулес». Испытания проводились на установке стандартных испытаний по принятой методике испытания динамически подобных моделей в опытовом бассейне.

Оптимальное значение сопротивления движению на гладкой воде было достигнуто при кормовой центровке при давлении в баллонах на воде 700 Па. В этом случае сопротивление на горбе (скорость 2 м/с) не превышает 29 Н (гидродинамическое качество на горбе сопротивления $K_r = 13,5$), а при скорости 10 м/с сопротивление 30 H ($K_r = 13$).

Наиболее неблагоприятным режимом движения является конфигурация с пониженным давлением в баллонах (400 Па). В этом случае $K_r = 6,5$. При движении с углом рыскания 10° значение сопротивления движению практически не меняется ($K_r = 13,1$), в то время как при 20° растет ($K_r = 10,6$). При движении по взволнованной поверхности критическая длина волны составляет две длины шасси на воздушной подушке и при этом сопротивление увеличивается на 25 % против случая других волн.

Такие самолеты с шасси на воздушной подушке могут применяться в труднодоступных регионах России.

Ключевые слова: самолет с шасси на воздушной подушке, гидродинамика, эксперимент, радиоуправляемая модель.

ВВЕДЕНИЕ

В научно-исследовательском Московском комплексе ЦАГИ проведены испытания по определению гидродинамического сопротивления радиоуправляемой модели (РУМ) самолета с шасси на воздушной подушке (СШВП) на взлетно-посадочных режимах с варьированием центровки и давления в баллонах шасси на воздушной подушке на ровной и взволнованной водных поверхностях.

Радиоуправляемая модель СШВП разработана специалистами 12 отделения ЦАГИ в рамках научно-исследовательской работы ФГУП «ЦАГИ» совместно с ЗАО «Самолеты Яковлева» и ООО «Предприятие «АЭРОРИК» (генеральный конструктор В.П. Морозов) для сбора и анализа информации по различным параметрам динамики СШВП регулируемого типа в моделируемых условиях эксплуатации, оценки концепции регулирования и анализа влияния различных факторов на устойчивость, управляемость и снижение перегрузок самолета с ШВП [Пояснительная записка к радиоуправляемой модели самолета с шасси на воздушной подушке. Нижний Новгород: ООО «Предприятие «Аэрорик». 2013. [Explanatory note radio-controlled model airplane with landing gear on an air cushion. LTD. Enterprise "Aerorik". Nizhny Novgorod. 2013]].

С помощью этой модели возможно экспериментально оценить вопросы проходимости, остойчивости, управляемости на режимах рулежки, взлета и посадки, демпфирования и сниже-

ния перегрузок на различных видах поверхности аэродрома, выявить и изучить особенности поведения самолетов с ШВП на этих поверхностях, проверить новые решения, расчетные методики и методы испытаний подобных типов самолетов.

СХЕМА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Ключевыми аспектами радиоуправляемой модели СШВП являются:

1) длина ВП, соизмеримая со стандартной волной в опытовом бассейне ЦАГИ (около 1,5÷2,0 м), что определило общую геометрию модели и взлетную массу [1–6];

2) двухкамерная по длине ВП с механизмом динамического управления перегрузкой с помощью системы жалюзи (конструкция фюзеляжа оборудована устройством дифференцированной подачи воздуха от вентилятора в носовую, или кормовую, или сразу в обе камеры ВП);

3) возможность дистанционного радиоуправления моделью при испытаниях в натурных условиях, в опытовом бассейне и в аэродинамической трубе;

4) возможность модернизации – модульность планера и расширение состава оборудования в соответствии с текущими задачами.

Прототипом масштабного моделирования принят ряд 2–4-моторных тактических транспортных самолетов с верхним расположением крыла (Ан-8, Ан-26, CN 235 Эйртек, G-222 Аления, C-160 Трансаль и др.).

Модель выполнена по нормальной аэродинамической схеме типа полутораплан. Верхний план – крыло с двумя маршевыми двигателями, нижний – платформа ШВП с нагнетательным комплексом для создания ВП. Хвостовое оперение двухкилевое. Кили расположены по краям горизонтального оперения. Три проекции СШВП представлены на рис. 1.



Рис. 1. Проекции радиоуправляемой модели самолета с шасси на воздушной подушке **Fig. 1.** 3D view of air-cushion undercarriage-equipped airplane radio-controlled model

Научный Вестник МГТУ ГА Civil Aviation High TECHNOLOGIES

В основе моделирования принимался критерий Фруда, масштаб модели определялся как корень кубический из отношения взлетных масс натурного самолета к модели соответственно. По определенному таким образом масштабу формировалась геометрия планера модели. Геометрические и весовые параметры модели выбирались по натурным образцам. Обрабатывались параметры (геометрия, масса, энергетика) самолетов «Динго», ЛМС, Ан-26, С-130 «Геркулес», ЛТС (см. таблицу).

Таблица 1 Table 1

Основные параметры ЛА – прототипов масштабного пересчета Principal data of the aircraft prototypes for the scale re-calculation

| Модель ЛА A/C model | Взлет- ная масса Takeoff mass | Пло- щадь крыла Wing Area | Мощ- ность на взлете Takeoff Power | Нагрузка на крыло Wing load | Энерго- воору- женность Power- weight ratio | Фюзеляж: длина /ширина Fuselage: length / width | Macштаб к модели *43 кг Scale to model* 43 kg |
|------------------------|---|---------------------------------------|--|--|--|--|--|
| | кг kg | $\frac{M^2}{m^2}$ | л.с. hp | кгс/м ² kgf/m ² | л.с./кгс hp/kgf | м/м m/m | 1/M |
| СШВП «Динго» | 3700 | 25,5 | 1100 | 145 | 0,297 | 5/2,9 ШВП | 4,4 |
| ЛМС с мо- дулем ШВП | 6000 | 28,7 | 2x800 | 209 | 0,267 | 15,9/1,63 | 5,2 |
| Ан-26 | 24000 | 75 | 2x2820 | 320 | 0,235 | 25,8/2,9 | 8,23 |
| C-130 | 70304 | 162,2 | 4x4591 | 433 | 0,261 | 34/3,4 | 12 |
| ЛТС | 19643 | 54,9 | 2x2500 | 358 | 0,255 | 22/3,36 | 7,7 |

*Примечание: знаменатель масштаба для практической массы модели – 43 кг. *Note: a scale denominator for the practical mass of model of-43 kg.

Силовая установка модели состоит из:

– двух маршевых электродвигателей с воздушными винтами, расположенных на крыле;

 – одного электродвигателя с осевым вентилятором для создания ВП, расположенного в фюзеляже модели перед крылом;

– одного электродвигателя с осевым вентилятором для выпуска и уборки щитков ограждения ВП, расположенного в фюзеляже модели за крылом.

Питание электродвигателей осуществляется от батареи аккумуляторов, расположенной в носовой части фюзеляжа. Выбор электрической силовой установки (СУ) объясняется следующими причинами.

1. Современные модельные электродвигатели по критерию мощность/вес сравнимы с бензиновыми модельными двигателями.

2. СУ с электродвигателями обладает более точной и плавной регулировкой (настрой-кой) по оборотам и мощности.

3. СУ с электродвигателями позволяет легко контролировать и снимать на бортовые и внешние беспроводные устройства необходимые параметры (обороты, мощность).

4. Электрическая СУ позволяет без сложных согласований с пожарными службами испытывать модель в аэродинамических трубах и опытовом бассейне.

5. По шумовым характеристикам электрическая СУ значительно тише калильных СУ.

В силу завышения некоторых размеров ненесущих элементов, диктуемых основными задачами модели, аэродинамическое качество самолета ожидалось невысоким, что и подтвердили расчеты (около 7,5).

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЭКСПЕРИМЕНТА

Система сбора бортовой информации позволяет в согласованном для всех датчиков времени записывать на бортовые накопители (логгеры и регистратор) 4 параметра давлений (или разряжений), воздушную скорость, перегрузки в центре масс по трем осям, обороты и ток всех электродвигателей и углы отклонений всех рулевых машинок. Тангаж и крен модели записываются визуально в видеофайл бортовой видеокамеры (с помощью блока OSD).

Установленная в хвостовой части фюзеляжа видеокамера с приемником может записывать в съемную память и (или) передавать на ПК оператора общий вид модели сверху, визуальное отклонение закрылков, работу маршевых двигателей, пылеобразования, скольжение, крен и тангаж относительно окружающей поверхности примерно так, как его видит пилот. Также видеокамера дает картинку на ПК в режиме «онлайн» с наложением на кадр текущих параметров полета (скорости, крена, скольжения и др.).

Основными устройствами, преобразующими входные параметры (перегрузку, давление и т. д.) в электрические сигналы, являются специальные датчики разного назначения, гироскоп и видеокамера. Электрические сигналы от датчиков записываются на специальные бортовые накопители: один регистратор – бортовой самописец с интерфейсом USB Flight Data Recorder PROKit и четыре логгера-самописца Micro Power V4 E-Logger. Часть информации может передаваться по радиоприемнику на ПК оператора, часть просматривается после полета (испытаний) посредством соединения логгера с ПК оператора.

Область повышенного давления под фюзеляжем модели создается осевым вентилятором с диаметром колеса – 280 мм, диаметром ступицы – 140 мм и количеством лопастей – 8. Данный нагнетатель был ранее испытан в вентиляторной лаборатории и для него были получены размерные и безразмерные расходно-напорные характеристики. На рис. 2 представлена расходно-напорная характеристика нагнетателя. Анализ статистических данных показал, что моделируемый расход воздуха модели находится в диапазоне 0,4÷0,7 м³/с.



Рис. 2. Размерная расходно-напорная характеристика нагнетателя $B\Pi p = f(Q)$ **Fig. 2.** Parametric consumption-pressure characteristics of the air cushion supercharger p = f(Q)

В качестве привода вентилятора на модели установлен бесколлекторный электромотор мощностью 5 кВт. На рис. 3 представлена принципиальная монтажная схема установки приемников давления и датчиков измерения статического давления.



Рис. 3. Монтажная схема датчиков: № 1 – давление в носовой камере ВП; № 2 и № 5 – давление в ресивере; № 3и № 4 – разряжение во входном коллекторе ВТ; № 6 – давление наддува щитков; № 7 – давление в кормовой камере ВП; № 8 – давление в пневмобаллонах

Fig. 3. The sensors positioning diagram: #1 – pressure in the fore air cushion section; #2 and 5 – reciever pressure; #3 and #4 – underpressure in the air cushion intake manifold; #6 – pressure of the scutes' boosting;

#7 – pressure in the aft air cushion section; #8 – pressure in the pneumatic balloons

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛИ В ОПЫТОВОМ БАССЕЙНЕ НИМК ЦАГИ

Испытания РУМ СШВП проводились на стреле, расположенной спереди на тележке опытового бассейна, со скоростями движения до 10 м/с по гладкой воде с варьированием давления в баллонах от 400 до 2100 Па (рис. 4) и тремя центровками (место подвеса модели) (рис. 5), а также с углом дрейфа (рыскания) 10 и 20° (рис. 6), и по взволнованной водной поверхности с тремя длинами волн (рис. 7). Частота вращения вентилятора нагнетателя воздушной подушки во время экспериментов составляла 5050 об/мин, а нагрузка на воду составляла 43 кг.



Рис. 4. Сопротивление движению модели на гладкой воде при различных давлениях в баллонах ВП. Центровка модели – кормовая
Fig. 4. Drag, caused by the model motion over the calm water at different meanings in the air cushion balloons. Rear center of gravity







Модель крепилась жестко на штанге установки стандартных испытаний (схема крепления модели представлена на рис. 8). На модели была смонтирована собственная система измерения углов, давлений и перегрузок, а также задействована система измерения, использующаяся на тележке опытового бассейна (датчик сопротивления движению, реохорд, угол деферента). Закрылки модели выпущены на угол 30°, моделируя режимы взлетапосадки.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТА

Оптимальное значение сопротивления движению на гладкой воде было достигнуто при кормовой центровке (см. рис. 4), что соответствовало смещению точки крепления модели в носовую часть на 20 мм от центра тяжести (от нулевой центровки). В этом случае при давлении в баллонах на воде 700 Па сопротивление на горбе (скорость 2 м/с) не превышает 29 Н (гидродинамическое качество $K_r = 13,5$), а при скорости модели 10 м/с сопротивление достигает 30 Н (гидродинамическое качество $K_r = 13$).



Рис. 8. Схема крепления модели на буксировочной тележке опытового бассейна НИМК ЦАГИ **Fig. 8.** The model mounting diagram under the towing cart in the tug tank of TsAGI NIMC

Стоит отметить, что наиболее неблагоприятным режимом движения является конфигурация модели с пониженным давлением в баллонах (400 Па). В этом случае при нулевой цен-

тровке сопротивление буксировке модели достигает значения 65 H ($K_r = 6$) на горбе сопротивления, а при кормовой центровке 60 H ($K_r = 6,5$).

Движение с углом рыскания 10° не оказывает существенного влияния на увеличение значения сопротивления движению ($K_{\Gamma} = 13,1$ на горбе сопротивления), в то время как движение с углом рыскания 20° обеспечивает прирост сопротивления на 5 H ($K_{\Gamma} = 10,6$ на горбе сопротивления).

Дополнительное сопротивление на волнении рассматривается для фиксированной скорости движения как разность между осредненным по времени значением полного сопротивления движению и сопротивлением судна (модели) с теми же характеристиками на тихой воде [7–10]. Центровка при испытаниях на воде соответствовала нулевому значению. Давление в баллонах составляло 700 Па. Из графика на рис. 7 видно, что критическая длина волны составляет 2 длины ШВП и при этом сопротивление увеличивается на 25 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе экспериментальных исследований выполнена проверка технических решений, предполагаемых к использованию в данной конструкции ШВП для ЛА. Полученные результаты позволят в дальнейшем более точно сформулировать требования к ЛА с ШВП, его компоновке и характеристикам органов управления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Морозов В.П., Петров А.В., Мерзликин Ю.Ю. Принцип «раннего согласования» аэродинамической компоновки самолета с шасси на воздушной подушке // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 109–115.

2. Влияние установки модуля шасси на воздушной подушке на характеристики легкого многоцелевого самолета / А.И. Дунаевский, Ю.С. Михайлов, А.В. Редькин, В.П. Морозов // Сборник докладов Х международной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014» сентябрь 5-6. М.: Изд-во ЦАГИ. 2014. Часть II. С. 125–132.

3. Морозов В.П., Мерзликин Ю.Ю. Весовой расчет шасси на воздушной подушке транспортного самолета в первом приближении // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 174–180.

4. Мерзликин Ю.Ю., Долгополов А.А. Шасси на воздушной подушке с многосекционным формированием воздушной подушки для летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 168–173.

5. Кульбида В.Е., Морозов В.П. Транспортная эффективность летательных аппаратов безаэродромного базирования. М.: Изд-во «НИА – Природа», 2003. С. 22.

6. Мартынов А.К. Экспериментальная аэродинамика. М.: Машиностроение. 1972. 69 с.

7. Демешко Г.Ф. Проектирование судов. Амфибийные суда на воздушной подушке. Т. 1. СПб.: Судостроение, 1992. 269 с.

8. Исследование характеристик управляемого движения самолетов с взлетнопосадочным устройством на воздушной подушке по полосе в условиях бокового ветра / А.А. Долгополов, Ю.П. Журихин, И.Г. Никифорова, В.В. Черняк // Труды ЦАГИ к 80-летию института. Вып. 2634. М.: Изд-во ЦАГИ, 1999. 313 с.

9. Разработка средств и законов управления ЛА с комбинированным шасси при рулежке, разбеге и пробеге в условиях бокового ветра и при уклонах ВПП / А.А. Долгополов, В.Ф. Брагазин, Ю.Ю. Мерзликин, В.А. Брусов, В.П. Соколянский, В.Н. Гуськов // Сборник докладов VIII научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2010». М.: Изд-во ЦАГИ, 2010. С. 306–313.

10. Динамическая нагруженность и амортизационные свойства взлетно-посадочных устройств высокой проходимости с использованием воздушной подушки / А.А. Долгополов, Л.А. Маслов, И.Г. Никифорова, В.В. Черняк // Труды ЦАГИ к 80-летию института. Вып. 2634. М.: Изд-во ЦАГИ, 1999. 295 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Мерзликин Юрий Юрьевич, главный инженер Научно-исследовательского Московского комплекса ЦАГИ, ymerzlikin@gmail.com.

DETERMINATION OF HYDRODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A RADIO-CONTROLLED AIRPLANE MODEL WITH AIR CUSHION LANDING GEAR

Yuri Yu. Merzlikin¹

¹Research Moscow complex of Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russia

ABSTRACT

This article presents the results of the hydrodynamic parameters of radio-controlled models (RCM) of the aircraft with the landing gear on an air cushion (REFERENCED) obtained during tests in the water tank of TSAGI NIMC on landing modes with varying alignment and pressure in air cushion chassis on calm and disturbed water surfaces.

ACLG's RCM is based on the Froude criterion. The experimental data of the real aircraft Dingo, LMS, An-26, C-130 Hercules (size, weight, thrust) parameters were processed. Tests were carried out, using the standard testbed, utilizing the dynamically-corresponding models in the water tank. Drag best value rate while travelling along the smooth water was reached at the rear centering, with balloon pressure on the water of 700 Pa. In this case, the hump drag, at velocity of 2 mps, does not exceed 29 Newtons (hydrodynamic fineness on the 'drag hump' is, K_r =13,5), while at velocity of 10 mps, the drag is 30 Newtons, at K_r =13.

The most unfavourable mode of motion is the one with configuration of lowered pressure in the balloons (400 Pa). In these cases, the $K_r = 6,5$. At motion with yaw angle of 10°, the drag rate meaning practically stands stable ($K_r = 13,1$), while at 20° it grows ($K_r = 10,6$).

At motion along the waved surface, the critical wave length equals to two thirds of the ACU, while drag raises by the quarter, compared to other wave types. Such vehicles can be used in the hard-to-reach regions of the Russian Federation.

Key words: air cushion aircraft, hydrodynamics, experiment, radio-controlled model.

REFERENCES

1. Morozov V.P., Petrov A.V., Merzlikin Y.Y. Printsip "rannego soglasovaniya" aerodinamicheskoi komponovki samoleta s shassi na vozdushnoi podushke [Principle of "early approval" aerodynamic layout of the aircraft with the landing gear on an air cushion]. Nauchnyi Vestnik MGTU GA. [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2015, no. 221, pp. 109–115.

2. Dunaevsky A.I., Mikhailov Y.S., Redkin A.V., Morozov V.P. Vliyanie ustanovki modulya shassi na vozdushnoi podushke na kharakteristiki legkogo mnogotselevogo samoleta [The influence of module mounting the chassis on an air cushion on the characteristics of the light multipurpose aircraft]. Sbornik dokladov mezhdunarodnoi konferentsii po gidroaviatsii "Gidroaviasalon-2014" sentyabr' 5–6 [Proceedings of the X international conference on hydroaviation "hydroaviasalon-2014". Publishing house of the Institute. September 5–6. 2014]. Part II. Pp. 125–132.

3. Morozov V.P., Merzlikin Y.Y. Vesovoi raschet shassi na vozdushnoi podushke transportnogo samoleta v pervom priblizhenii [Weight calculation of the chassis on the airbag of the transport aircraft as a first approximation]. Nauchnyi Vestnik MGTU GA [The Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, no. 223, pp. 174–180. (in Russian)

4. Merzlikin Y.Y., Dolgopolov A.A. Shassi na vozdushnoi podushke s mnogosektsionnym formirovaniem vozdushnoi podushki dlya letatel'nogo apparata [The chassis on the airbag with multi-section forming of the airbag for the flight vehicle]. Nauchnyi Vestnik MGTU GA [The Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, no. 223, pp. 168–173. (in Russian)

5. Kulbida V.T., Morozov V.P. *Transportnaya effektivnost' letatel'nykh apparatov bezaerodromnogo bazirovaniya* [Transport efficiency of aircrafts of out of aerodrome basing]. Moscow. NIA – the Nature publishing house. 2003. P. 22. (in Russian)

6. Martynov A.K. *Eksperimental'naya aerodinamika* [Experimental aerodynamics]. Moscow. Maschistroenie [Industrial Engineering]. 1972. P. 69. (in Russian)

7. Demeshko G.F. *Proektirovanie sudov. Amfibiinye suda na vozdushnoi podushke* [Ship Design. Amphibious hovercraft]. Vol. 1. St. Petersburg. Shipbuilding. 1992. 269 p. (in Russian)

8. Dolgopolov A.A., Zhurikhin Yu.P., Nikiforova I.G., Chernyak V.V. Issledovanie kharakteristik upravlyaemogo dvizheniya samoletov s vzletno-posadochnym ustroistvom na vozdushnoi podushke po polose v usloviyakh bokovogo vetra [Study of characteristics of the managed movement of planes with the runway device on the airbag on a strip in a side wind]. *Trudy TsAGI k 80-letiyu instituta* [Works TsAGI to the 80 anniversary of institute]. 1999. No. 2634. Moscow. TsAGI. 313 p. (in Russian)

9. Dolgopolov A.A., Bragazin V.F., Merzlikin Y.Y., Brusov V.A., Sokolyansky V.P., Guskov V.N. *Razrabotka sredstv i zakonov upravleniya LA s kombinirovannym shassi pri rulezhke, razbege i probege v usloviyakh bokovogo vetra i pri uklonakh VPP* [Development of means and the control laws of aircraft with the combined chassis in case of a taxiing, running start and a run in a side wind and in case of runway biases]. *Sbornik dokladov VIII nauchnoi konferentsii po gidroaviatsii "Gidroaviasalon-2010"* [Collection of reports of the VIII scientific conference on hydroaviation "hydroaviasalon-2010"]. Moscow. TsAGI. 2010. Pp. 306–313. (in Russian)

10. Dolgopolov A.A., Maslov L.A., Nikiforova I.G., Chernyak V.V. Dinamicheskaya nagruzhennost' i amortizatsionnye svoistva vzletno-posadochnykh ustroistv vysokoi prokhodimosti s ispol'zovaniem vozdushnoi podushki [Dynamic loading and depreciation properties of runway devices of high passability with use of the airbag]. Trudy TsAGI k 80-letiyu institute [Works TsAGI to the 80 anniversary of institute]. 1999. No. 2634. Moscow. TsAGI. 295 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Merzlikin Yuri Yur'evich, Chief Engineer of Research Moscow complex of Central Aerohydrodynamic Ihstitute, ymerzlikin@gmail.com.