

**Алгоритм обработки
измеряемых многокомпонентными тензовесами
сил и моментов на модели объектов
с шасси на воздушной подушке при испытаниях
в аэродинамической трубе
на динамической установке вблизи экрана**

© В.Н. Наумов², Л.В. Карпенкова¹, Ю.Ю. Мерзликин¹,
А.С. Меньшиков¹

¹ ФГУП «ЦАГИ», НИМК ЦАГИ, Москва, 105005, Россия

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Предложен способ разделения нагрузки, действующей в потоке аэродинамической трубы на масштабные модели летательного аппарата (ЛА) с шасси на воздушной подушке в процессе экспериментов над экраном при колебаниях моделей на динамическом стенде по высоте, крену, тангажу и рысканию. Нагрузки делят на группы внешних сил и моментов: аэродинамические, от работы маршевого двигателя силовой установки, от входного импульса в вентилятор нагнетательного аппарата, от воздушной подушки, от элементов гибкого ограждения при контакте с поверхностью взлетно-посадочной полосы. Разделение нагрузок на составляющие обеспечивает возможность выбора оптимальных параметров элементов ЛА. Приведен алгоритм обработки измеряемых тензовесами сил и моментов, позволяющий исключить взаимовлияния показаний каналов тензовесов и определить основные компоненты аэродинамических стационарных и нестационарных производных, необходимые для формирования математической модели устойчивости и управляемости этих объектов в различных режимах их движения.

Ключевые слова: коэффициенты сил, коэффициенты моментов, экспериментальная установка, значимые комплексы производных, гармонические колебания модели.

В НИМК ЦАГИ разработаны экспериментальная установка и внутримодельные пятикомпонентные тензовесы, предназначенные для проведения испытаний действующих масштабных моделей летательных аппаратов (ЛА), экранопланов и быстроходных транспортных средств с шасси на воздушной подушке (ШВП), колеблющихся над экраном в потоке воздуха в аэродинамической трубе по высоте, крену, тангажу и рысканию. На установке можно определять все основные комплексы аэродинамических стационарных и нестационарных производных сил и моментов ЛА с выявлением перекрестных связей движений по указанным координатам. Эти комплексы необходимы для формирования математической модели устойчивости и управляемости ЛА в режимах полета, взлета и посадки [1].

Во время испытаний действующих моделей ЛА с ШВП (моделей с работающими нагнетателями воздушной подушки шасси, маршевыми двигателями, системой управления пограничным слоем (УПС) и струйными устройствами тяги) с помощью устанавливаемых в них пятикомпонентных весов измеряются проекции Y_{Σ} , Z_{Σ} , $M_{x\Sigma}$, $M_{y\Sigma}$, $M_{z\Sigma}$ действующих на модель силы \vec{P}_{Σ} и момента \vec{M}_{Σ} (рис. 1). Каждая из указанных проекций содержит отдельные составляющие:

- аэродинамические $Y_{\text{аэр}}, Z_{\text{аэр}}, M_{x\text{аэр}}, M_{y\text{аэр}}, M_{z\text{аэр}}$, обусловленные распределением давления на элементах планера ЛА с ШВП, в том числе по нижней поверхности ЛА, где формируется воздушная подушка;
- импульсные от реакции воздуха $Y_{\text{и}}, Z_{\text{и}}, M_{x\text{и}}, M_{y\text{и}}, M_{z\text{и}}$ на входы в воздухозаборники нагнетателей воздушной подушки и системы УПС;
- от тяги $Y_{\text{т}}, Z_{\text{т}}, M_{x\text{т}}, M_{y\text{т}}, M_{z\text{т}}$ маршевых двигателей и струй воздуха из каналов и элементов ШВП.

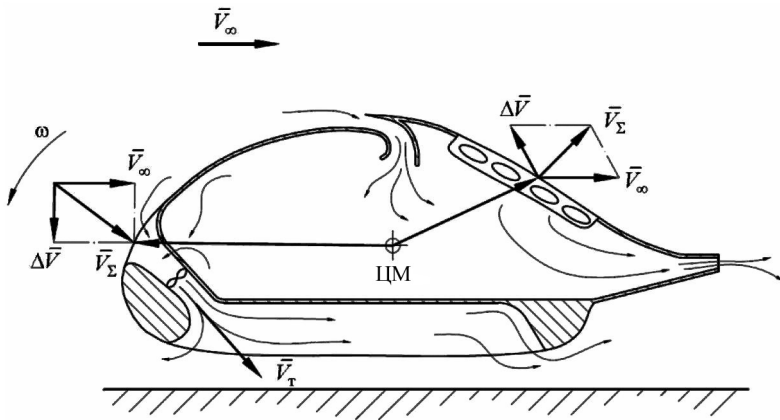


Рис. 1. Схема испытания действующей модели ЛА с ШВП в аэродинамической трубе при колебаниях по тангажу

Аэродинамические составляющие пропорциональны квадрату скорости набегающего потока воздуха на модель, а импульсные пропорциональны лишь первой степени скорости, поэтому необходима разработка методики обезразмеривания составляющих сил и моментов, отличная от методики, принятой при обезразмеривании проекций аэродинамической силы и момента в случаях испытаний моделей ЛА без работающих нагнетателей воздушной подушки, маршевых двигателей, системы УПС и струйных устройств. Эта методика должна обеспечить разделение проекций силы и момента на указанные составляющие и получение соответствующих безразмерных коэффициентов аэродинамической силы и момента $c_{y\text{аэр}}, c_{z\text{аэр}}, m_{x\text{аэр}}, m_{y\text{аэр}}, m_{z\text{аэр}}$, коэффициентов расхода c_{qi} на входы в i -е воздухозаборники ШВП и системы УПС и импульса c_{mj} j -х маршевых двигателей и струй из каналов

и элементов ШВП. В результате станет возможным выявить влияние на аэродинамические характеристики ЛА работы нагнетателей ШВП, маршевых двигателей, системы УПС и струйных устройств. Следовательно, при проектировании ЛА с ШВП будет обеспечена возможность оптимизации геометрических параметров планера и режимов работы указанных систем ЛА. Методика обработки результатов измерений при статических испытаниях ЛА с ШВП в аэродинамической трубе приведена в работе [1]. Там же представлен алгоритм обработки результатов нестационарных испытаний модели.

Блок-схема действия алгоритма обработки результатов испытаний показана на рис. 2. В качестве входных характеристик используются аналоговые сигналы (электрические напряжения U_1, U_2, U_3, U_4, U_5) тензovesов, датчиков скорости набегающего потока, перемещений моделей и их скоростей движения по каждой из координат, давления и частоты вращения нагнетателей воздушной подушки.

Аналоговые сигналы поступают в блоки обработки результатов измерений № 1–5, проходят шумовую фильтрацию и преобразуются в цифровой сигнал. С использованием описанного в работе [2] метода линейной регрессии для обработки данных нестационарного аэродинамического эксперимента производится учет взаимного влияния каналов измерения сил и моментов. В результате обработки сигналов измерений определяют:

- составляющие действующих на модель силы и момента $Y_{\text{аэп}}(t), Z_{\text{аэп}}(t), M_{x\text{аэп}}(t), M_{y\text{аэп}}(t), M_{z\text{аэп}}(t)$;
- скорость \bar{V} набегающего потока воздуха;
- положение модели и скорость ее перемещения относительно экрана $\vartheta(t), \gamma(t), \psi(t), h(t), \dot{\vartheta}(t), \dot{\gamma}(t), \dot{\psi}(t), \dot{h}(t)$ соответственно по тангажу, крену, рысканию и высоте;
- перепад давления между атмосферой и k -ми внутренними полостями модели $\Delta P_k(t)$ [1];
- частоту вращения i -го нагнетателя воздушной подушки $n_i(t)$.

Составляющие $Y_{\text{т}}, Z_{\text{т}}, M_{x\text{т}}, M_{y\text{т}}, M_{z\text{т}}$ силы $\bar{P}_{\text{т}} = \rho_{\text{т}}(F_{\text{т}} + \Delta F)V_{\text{т}}^2$ и момента $\bar{M}_{\text{ср}} = \rho_{\text{т}}(F_{\text{т}} + \Delta F)V_{\text{т}}^2 l$, обусловленные тягой маршевых двигателей и воздушных струй, рассчитывают на основе параметров истекающего газа ($\rho_{\text{т}}$ – плотность истекающего газа, $Q_{\text{т}}$ – массовый расход), геометрии струйных устройств ($F_{\text{т}}$ – площадь поперечного сечения струйного устройства) и координат расположения этих устройств на ЛА (блок № 7).

Составляющие $Y_{\text{и}}, Z_{\text{и}}, M_{x\text{и}}, M_{y\text{и}}, M_{z\text{и}}$ силы $\bar{P}_{\text{и}} = \rho Q(V + \Delta V)$ и момента $\bar{M}_{\text{и}} = \rho Q(V + \Delta V)l$ от импульсного сопротивления рассчитывают по массовым расходам воздуха $m_i = \rho Q_i$ на входах i -х воздухозаборников

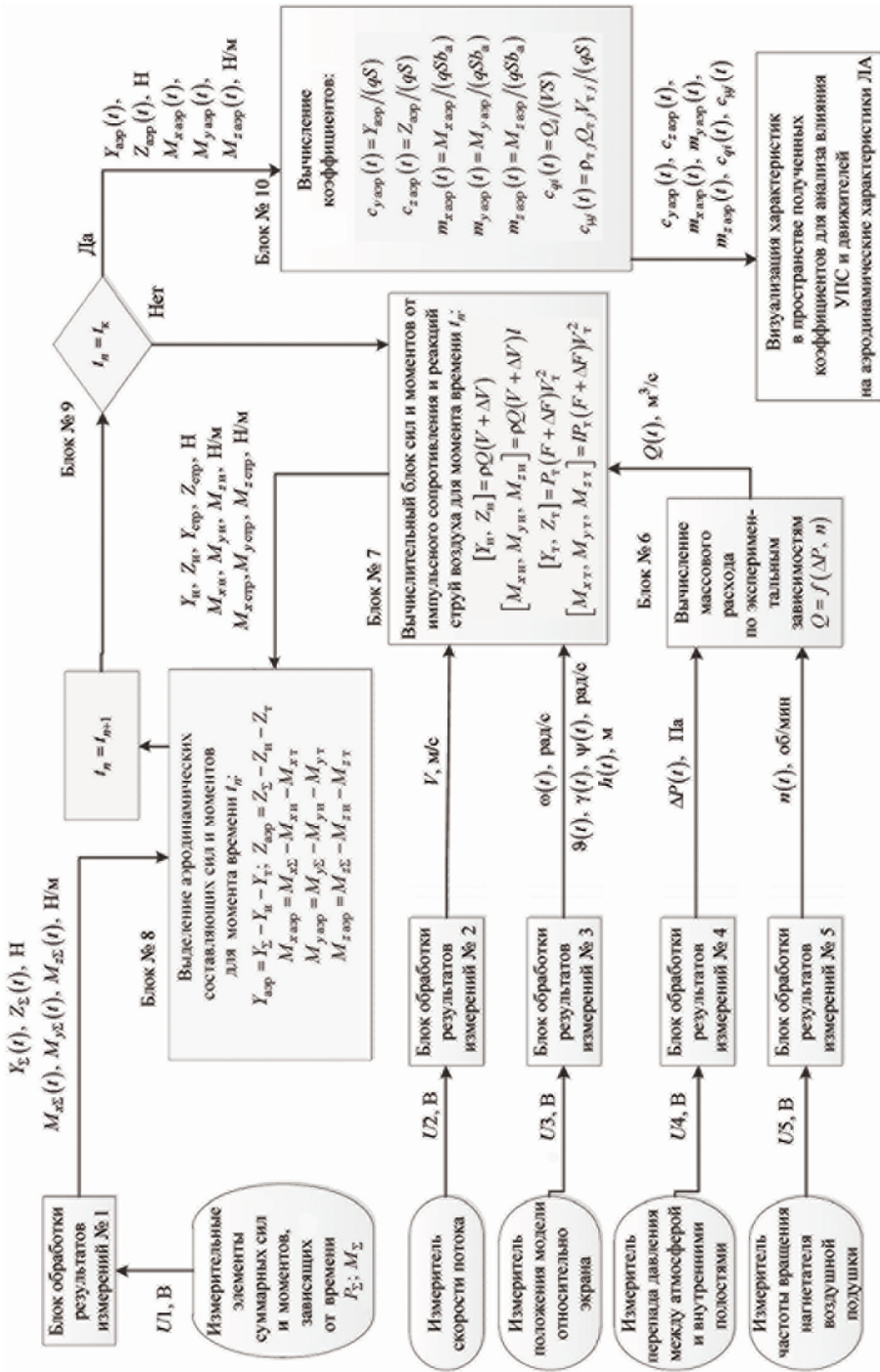


Рис. 2. Блок-схема действия алгоритма обработки результатов испытаний

нагнетателей воздушной подушки и системы УПС (блок № 7). Для определения этих расходов воздуха используют экспериментальные зависимости $Q_i = f(\Delta P_i n_i)$, связывающие перепад ΔP_i между давлением в какой-либо i -й рабочей полости модели (за нагнетателем ШВП и системой УПС) и атмосферным давлением, при определенных значениях частоты вращения колес нагнетателей n_i ШВП и системы УПС (блок № 6). Необходимо принять во внимание, что при динамических испытаниях в аэродинамической трубе колеблющейся модели ЛА с ШВП направления и модули векторов скорости воздуха \bar{V}_Σ , поступающего в воздухозаборники нагнетателей воздушной подушки и системы УПС, будут отличаться от направления и модуля скорости набегающего потока \bar{V}_∞ , полученных в результате весовых испытаний со статически закрепленной моделью.

Составляющие $Y_{\text{аэр}}, Z_{\text{аэр}}, M_{x\text{аэр}}, M_{y\text{аэр}}, M_{z\text{аэр}}$ аэродинамической силы и момента находят вычитанием соответствующих составляющих силы и момента от тяги и импульсного сопротивления $Y_T, Z_T, M_{xT}, M_{yT}, M_{zT}, Y_{\text{и}}, Z_{\text{и}}, M_{xi}, M_{yi}, M_{zi}$ из суммарных составляющих $Y_\Sigma, Z_\Sigma, M_{x\Sigma}, M_{y\Sigma}, M_{z\Sigma}$ силы \bar{P}_Σ и момента \bar{M}_Σ с помощью блока № 8. Эта операция осуществляется поочередно в каждый момент времени t_n (блок № 9).

Коэффициенты составляющих аэродинамической силы и момента $c_{y\text{аэр}}, c_{z\text{аэр}}, m_{x\text{аэр}}, m_{y\text{аэр}}, m_{z\text{аэр}}$ вычисляют посредством обезразмеривания аэродинамических составляющих силы и момента по скоростному напору $q = \rho V^2 / 2$ в аэродинамической трубе:

$$c_{y\text{аэр}} = Y_{\text{аэр}} / (qS); \quad c_{z\text{аэр}} = Z_{\text{аэр}} / (qS);$$

$$m_{x\text{аэр}} = M_{x\text{аэр}} / (qSb_a); \quad m_{y\text{аэр}} = M_{y\text{аэр}} / (qSb_a); \quad m_{z\text{аэр}} = M_{z\text{аэр}} / (qSb_a).$$

Коэффициенты расхода воздуха c_{qi} на входах в i -е воздухозаборники ШВП и системы УПС представляют в виде $c_{qi} = Q_i / (VS)$.

Коэффициенты импульса $c_{\mu j}$ маршевых двигателей и струй из каналов и элементов ШВП определяют так:

$$c_{\mu j} = \frac{\rho_{\text{стр } j} Q_{\text{стр } j} V_{\text{стр } j}}{qS}.$$

Известно, что при колебаниях модели относительно одной из осей по любому закону, в том числе и гармоническому, члены в разложениях аэродинамических сил и моментов в ряд Тейлора по кинематическим параметрам образуют неразделимые комплексы [3].

При экспериментальном определении комплексов аэродинамических производных в качестве кинематических параметров можно выбирать углы атаки и скольжения, определяющие взаимоположение

связанной и скоростной систем координат (α и β), либо углы тангажа, рыскания и крена, определяющие взаимоположение связанной и нормальной систем координат (ϑ , ψ и γ).

Выбор системы координат и кинематических параметров зависит от решаемой задачи. Так, для решения задач устойчивости и управляемости, а также прочности ЛА обычно используют кинематические параметры α и β , а для решения некоторых задач динамики полета – параметры ϑ , ψ и γ .

Вклад в аэродинамическую нагрузку, действующую на ЛА, сил и моментов, определяемых коэффициентами аэродинамических производных и комплексами, неодинаков. В некоторых случаях частью из них можно пренебречь [4, 5].

Приведем основные, наиболее значимые комплексы аэродинамических производных, полученных при колебаниях модели по гармоническому закону.

При колебаниях по тангажу:

- параметры α и β

$$c_y^\alpha; \quad c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}; \quad m_z^\alpha; \quad m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}};$$

- параметры ϑ , ψ и γ

$$c_y^\vartheta; \quad c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\vartheta}}; \quad m_z^\vartheta; \quad m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\vartheta}}.$$

При колебаниях по рысканию:

- параметры α и β

$$c_z^\beta; \quad c_z^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 c_z^{\bar{\beta}}; \quad m_x^\beta; \quad m_x^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 m_x^{\bar{\beta}}; \quad m_y^\beta; \quad m_y^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 m_y^{\bar{\beta}};$$

- параметры ϑ , ψ и γ

$$c_z^\psi; \quad c_z^{\bar{\omega}_y} + c_z^{\bar{\psi}}; \quad m_x^\psi; \quad m_x^{\bar{\omega}_y} + m_x^{\bar{\psi}}; \quad m_y^\psi; \quad m_y^{\bar{\omega}_y} + m_y^{\bar{\psi}}.$$

При колебаниях по крену:

- параметры α и β

$$c_z^\beta; \quad m_x^\beta; \quad m_y^\beta; \quad m_x^{\bar{\omega}_x} + \sin \alpha_0 m_x^{\bar{\beta}}; \quad m_y^{\bar{\omega}_x} + \sin \alpha_0 m_y^{\bar{\beta}};$$

- параметры ϑ , ψ и γ

$$c_z^\gamma; \quad m_x^\gamma; \quad m_y^\gamma; \quad m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\gamma}}; \quad m_y^{\bar{\omega}_x} + m_y^{\bar{\gamma}}.$$

При гармонических колебаниях по высоте:

- параметр α

$$c_y^\alpha; \quad c_y^{\bar{\alpha}}; \quad m_z^\alpha; \quad m_z^{\bar{\alpha}};$$

• параметр h

$$c_y^{\bar{h}}; \quad c_y^{\bar{h}}; \quad m_z^{\bar{h}}; \quad m_z^{\bar{h}}.$$

Коэффициенты сил и моментов с учетом наиболее значимых комплексов и производных при гармонических вращательных колебаниях модели и выбранных кинематических параметрах α и β будут иметь вид:

$$c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha_0 + c_y^\alpha \alpha + (c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}) \bar{\omega}_z;$$

$$c_z = c_{z0} + c_z^\beta \beta_0 + c_z^\beta \beta + (c_z^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 c_z^{\bar{\beta}}) \bar{\omega}_z;$$

$$m_x = m_{x0} + m_x^\beta \beta_0 + m_x^\beta \beta + (m_x^{\bar{\omega}_x} + \sin \alpha_0 m_x^{\bar{\beta}}) \bar{\omega}_x + (m_x^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 m_x^{\bar{\beta}}) \bar{\omega}_y;$$

$$m_y = m_{y0} + m_y^\beta \beta_0 + m_y^\beta \beta + (m_y^{\bar{\omega}_x} + \sin \alpha_0 m_y^{\bar{\beta}}) \bar{\omega}_x + (m_y^{\bar{\omega}_y} + \cos \alpha_0 m_y^{\bar{\beta}}) \bar{\omega}_y;$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha_0 + m_z^\alpha \alpha + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) \bar{\omega}_z.$$

Если за кинематические параметры принять углы тангажа, рыскания и крена, то получим аналогичную систему уравнений:

$$c_y = c_{y0} + c_y^\vartheta \vartheta_0 + c_y^\vartheta \vartheta + (c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\vartheta}}) \bar{\omega}_z;$$

$$c_z = c_{z0} + c_z^\psi \psi_0 + c_z^\gamma \gamma_0 + c_z^\psi \psi + c_z^\gamma \gamma + (c_z^{\bar{\omega}_y} + c_z^{\bar{\psi}}) \bar{\omega}_y;$$

$$m_x = m_{x0} + m_x^\psi \psi_0 + m_x^\gamma \gamma_0 + m_x^\psi \psi + m_x^\gamma \gamma + (m_x^{\bar{\omega}_x} + m_x^{\bar{\gamma}}) \bar{\omega}_x + (m_x^{\bar{\omega}_y} + m_x^{\bar{\psi}}) \bar{\omega}_y;$$

$$m_y = m_{y0} + m_y^\psi \psi_0 + m_y^\gamma \gamma_0 + m_y^\psi \psi + m_y^\gamma \gamma + (m_y^{\bar{\omega}_x} + m_y^{\bar{\gamma}}) \bar{\omega}_x + (m_y^{\bar{\omega}_y} + m_y^{\bar{\psi}}) \bar{\omega}_y;$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^\vartheta \vartheta_0 + m_z^\vartheta \vartheta + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\vartheta}}) \bar{\omega}_z.$$

При поступательных колебаниях по высоте, если за кинематический параметр выбран α , коэффициенты силы и момента будут иметь следующий вид:

$$c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha_0 + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha};$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha_0 + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha},$$

а если за кинематический параметр выбран h , получим

$$c_y = c_{y0} + c_y^{\bar{h}} \bar{h} + c_y^{\bar{h}} \bar{h};$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^{\bar{h}} \bar{h} + m_z^{\bar{h}} \bar{h}.$$

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Долгополов А.А., Вишневский Г.А., Мерзликин Ю.Ю. Особенности методики технических средств для экспериментального определения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик летательного аппарата с взлетно-посадочными устройствами на воздушной подушке. *Сб. докладов III научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2000»*. Москва, Изд-во ЦАГИ, 2000, с. 296–304.
- [2] Беговиц В.Н., Колинько К.А., Виатов О.Л., Храбров А.Н. Использование метода линейной регрессии для обработки данных нестационарного аэродинамического эксперимента. *Ученые записки ЦАГИ*, 1996, т. XVIII, № 3–4, с. 30–38.
- [3] Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. *Крыло в нестационарном потоке газа*. Москва, Наука, 1971, 767 с.
- [4] Власов А.Н., Дубов Ю.Б., Студнев Р.В., Шибаев В.М. Использование нестационарных аэродинамических производных в уравнениях бокового движения самолета. *Труды ЦАГИ*, 1984, вып. 2333, с. 17–36.
- [5] Кулявцев В.П., Табачников В.Г. Оценка нагрузок, действующих на модели самолетов, при различных видах движения. *Труды ЦАГИ*, 1985, вып. 2290, с. 31–38.

Статья поступила в редакцию 10.09.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Наумов В.Н., Карпенкова Л.В., Мерзликин Ю.Ю., Меньшиков А.С. Алгоритм обработки измеряемых многокомпонентными тензовесами сил и моментов на модели объектов с шасси на воздушной подушке при испытаниях в аэродинамической трубе на динамической установке вблизи экрана. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/transport/1326.html>

Наумов Валерий Николаевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой МГТУ им. Н.Э. Баумана. Заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии Президента РФ. Специалист в области проектирования и расчета транспортных систем.
e-mail: naumov-m9@yandex.ru

Карпенкова Любовь Васильевна – ведущий инженер отдела № 2 НИО-12 ФГУП «ЦАГИ». Специалист в области аэродинамики летательных аппаратов.

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

Меньшиков Алексей Сергеевич – инженер отдела № 2 НИО-12 ФГУП ЦАГИ. Специалист в области аэродинамики летательных аппаратов.
e-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru

**Processing algorithm of the forces and moments measured
by multicomponent tensives on a model of objects
with air-cushion undercarriage when tested in altitude tunnel
on a dynamic installation near the screen**

© V.N. Naumov², K.V. Rarpenko¹, Yu.Yu.Merzlikin¹, A.S. Menshikov¹

¹ Central Aerohydrodynamic Institute, NIMK TsAGI, Moscow, 105005, Russia

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

We propose a method of load-sharing which affects in a stream of the altitude tunnel on the large-scale models of aircraft with air-cushion undercarriage during experiments carried out on the screen when the models were vibrating on dynamic bench, measuring height, roll, pitch and yaw. We share loads on the groups of external forces and moments: aerodynamic ones, on the main engine of the power plant, the input pulse in the fan of discharge apparatus, of the air cushion, elements of flexible fence when contacting with the surface of the runway. The loads of the model are measured using multicomponent tensives. The division of the loads on the components allows to choose optimal parameters of aircraft elements. The processing algorithm of the tensively measured forces and moments eliminates interference of indication channels of tensives from each other and identifies all major components of the steady and unsteady aerodynamic derivatives required for the formation of the mathematical model of stability and controllability of these objects in different modes of their movement.

Keywords: *coefficient of forces, coefficient of moments, experimental set-up, significant complexes of derivatives, harmonic vibrations of the model.*

REFERENCES

- [1] Dolgoplov A.A., Wisniewski G.A., Merzlikin Yu.Yu. Osobennosti metodiki tekhnicheskikh spedstv dlya experimentalnogo opredeleniya statsionarnykh i nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik letatelnykh apparatov s vzletno-posadochnymi ustroystvami na vozdushnoy podushke [Features of methods of technical means for the experimental determination of the steady and unsteady aerodynamic characteristics of the aircraft with the take-off and landing devices on the air-cushion]. *Sbornik dokladov Vnauchnoy konferentsii po gidroaviatsii "Gidroaviasalon-2000"* [Reports at III Scientific Conference on Hydroaviation "Gidroaviasalon'2000"]. Moscow, TsAGI Publ., 2000, 296 p.
- [2] Begovschits V.N., Kolinko K.A., Biatov O.L., Khrabrov A.N. Ispolzovanie metoda lineinoi peggessii dlya obrabotki dannykh nestatsionarnogo aerodinamicheskogo experimenta [Using the method of linear regression for the data of unsteady aerodynamic experiment]. *Uchenye Zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1996, vol. XVIII, no. 3–4, p. 30–38.
- [3] Belotserkovsky S.M., Skripach B.K., Tabachnikov V.G. *Krylo v nestatsionarnom potoke gaza* [The Wing in unsteady gas flow]. Moscow, Nauka Publ., 1971, 767 p.
- [4] Vlasov A.N., Dubov Yu.B., Studnev R.V., Shibaev V.M. Ispolzovanie nestatsionarnykh aerodinamicheskikh proizvodnykh v uravneniyakh bokovogo dvizheniya samoleta [The Use of unsteady aerodynamic derivatives in the equations

of lateral motion of the aircraft]. *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, 1984, iss. 2333, p. 17–36.

- [5] Kulyavtsev V.P., Tabachnikov V.G. Otsenka nagruzok, deistvuyuschikh na modeli samoleta, prirazlichnykh vidakh dvizheniya [The Assessment of the loads acting on the aircraft, if different types of movement]. *Trudy TsAGI — TsAGI Works*, 1985, iss. 2290, pp. 31–38.

Naumov V.N. (b. 1941) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1965. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Honored Scientist of the Russian Federation. Head of the Tracked Vehicle and Mobile Robots Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of 300 publications in the field of transport machinery.

e-mail: naumovvn@yandex.ru

Karpenkova L.V., senior engineer of the Department no. 2 at the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in aircraft aerodynamics.

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

Menshikov A.S., an engineer of the Department no. 2 at the Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in aircraft aerodynamics.

e-mail: lyoshamenshikov@yandex.ru