

УДК 629.733+004.942

Исследование зависимости силы всплывания специализированного аэростата от параметров его движения¹

Р. А. Нейдорф, Ю. Л. Сигида

(Донской государственный технический университет)

Международный научно-исследовательский проект Multibody Advanced Airship for Transport (MAAT), финансируемый Евросоюзом по Седьмой рамочной программе, решает проблему планетарного масштаба — экологически безопасной транспортировки. Один из разделов проекта предусматривает исследования аэродинамики специализированных высотных аэростатов — так называемых челноков. Они предназначены для обеспечения коммуникаций между наземными аэропортами и аэростатами, постоянно курсирующими в стратосфере, — крейсерами. Решается одна из задач аэродинамических исследований, необходимых для получения соответствующей математической модели. Поставлена и решена задача математического описания закона изменения силы всплывания при вертикальном движении челнока в невозмущённом и возмущённом его положении. Для этого проведён имитационный эксперимент, основывающийся на так называемой «электронной обдувке» путём компьютерного моделирования. Методами регрессионного анализа обработаны результаты компьютерных измерений силы сопротивления всплыванию в разных условиях. Полученное выражение позволяет идентифицировать математическую модель динамики движения челнока, представленную уравнениями Эйлера. Результаты проиллюстрированы табличными и графическими данными.

Ключевые слова: стратосфера, летательный аппарат, аэростатный принцип всплывания, силы и моменты сопротивления, компьютерное моделирование.

Введение. Для исследования летательных аппаратов (ЛА) сложной геометрической конструкции необходимо создавать математические модели (ММ). Обычно они основываются на разработанной Эйлером ММ свободного движения твёрдого тела. Основная трудность её идентификации состоит в определении действующих на ЛА сил (лобовой, подъёмной и боковой), а также возникающих при этом моментов вращения. Для каждого конкретного ЛА эта задача может быть решена только экспериментально — с использованием аэродинамической трубы или компьютерного моделирования.

Авторы принимали участие в разработке транспортно-коммуникационной системы МААТ (в Седьмой рамочной программе, финансируемой Евросоюзом). Следует отметить, что проект МААТ рассматривает систему двух типов аэростатных ЛА: крейсера, постоянно находящегося на стратосферных высотах, и челноков, доставляющих грузы и пассажиров на крейсер и обратно. Последние работают в наиболее сложных условиях, связанных с чрезвычайно широким диапазоном изменения атмосферных параметров. Таким образом, авторы столкнулись с необходимостью построения математической модели транспортного челнока — дирижабля, курсирующего между аэропортом и дирижаблем-крейсером, барражирующим в стратосфере на высоте 15–20 км. В данной статье описывается весьма сложный и ответственный этап исследования — идентификация силовых и моментных характеристик одной из конструкций челнока. Причём, как принято при системном решении научных задач, на первом этапе целесообразно запланировать изучение идеального варианта подъёма челнока — всплывание за счёт архимедовых сил с доступными при таком принципе движения скоростями. Необходимо учесть также, что в реальных условиях ориентация челнока может меняться под воздействием внешних возмущений.

Описание конструкции исследуемого варианта челнока. Модель челнока изометрически изображена на Рис. 1. Для разработки её 3D-чертежа и математического описания используется

¹ Работа выполнена в рамках инициативной НИР.

принятая в теории воздухоплавания ортогональная система координат. Ось OX — в горизонтальной плоскости и по направлению основного горизонтального движения. Вертикальная ось OY — вертикальное направление. Рассмотрение боковых движений челнока привязывается ко второй горизонтальной оси — OZ .



Рис. 1. Модель челнока системы МААТ

Челнок в исследуемом варианте представлен жёсткой каркасной конструкцией круглого в плоскости OXZ сечения. В верхней части конструкции под куполом по замыслу проектировщиков помещена камера переменного объёма с эластичными упругими стенками. На максимальной высоте плавания она заполняет весь объём корпуса, кроме помещённой внизу гондолы-кабины (также круглого горизонтального сечения). Более подробно конструктивные элементы челнока не прорабатывались, т. к. предполагались его аэродинамические исследования — в первую очередь с целью определения размещения и выбора мощностных характеристик двигателей.

Физические и конструктивные характеристики модели приводятся в табл. 1. Некоторые из этих параметров носят прикидочный характер, т. к. разработка представляла собой эскизный проект.

Таблица 1

Физические и конструктивные параметры челнока

Параметр	Масса, кг	Объём, м ³	Высота, м	Диаметр, м		Положение центра масс и плавания		
				Макс.	Мин.	x_m/x_p , м	y_m/y_p , м	z_m/z_p , м
Значение	25000	583783	88,78	128,11	78,62	0/0	-17,97/-63,54	0/0

Постановка задачи. Таким образом, на основании данных о предполагаемой конструкции челнока и о среде его плавания во всём диапазоне необходимо оценить значения возникающих при движении сил и моментов, требующих активного вмешательства со стороны систем управления. В качестве активно задаваемых входных параметров эксперимента выбраны три наиболее важных по предварительно сделанным оценкам:

- 1) высота местонахождения челнока над уровнем моря;
- 2) скорость вертикального подъёма челнока;
- 3) угол наклона челнока относительно горизонта (в силу симметричности форм и вертикальности подъёма теряют смысл привычные для авиаторов понятия крена и дифферента — они равнозначны в этом случае).

За диапазон пространственного исследования принят высотный диапазон от точки старта (предположительно на уровне моря) до точки стыковки со стратосферным крейсером (предположительно на уровне 15 км). Предварительные исследования требуемого и возможного быстродействия челнока показали, что диапазон возможных скоростей его всплывания ограничен значением 7–8 м/с. Наконец, диапазон возможных углов наклона челнока для полноты картины исследуемого феномена целесообразно взять несколько меньше максимального — 90°. Последний, разумеется, в реальном полёте нереализуем, т. к. находится на границе начала полного переворота аппарата — оверкиля. Однако свойства исследуемой конструкции в экстремальных режимах, приближённых к критическому, могут быть использованы при её совершенствовании.

В соответствии с заявленной целью исследования необходимо, варьируя выбранные входные переменные (их диапазон оговорён при постановке задачи), получить математическое описание сил и моментов, возникающих при всплывании челнока. При исследовании выбранного идеального движения отмечено три вида силовых воздействий на аппарат:

- 1) сила сопротивления всплыванию (антипод подъёмной силы);
- 2) сила бокового смещения, возникающая при наклонном положении челнока из-за его взаимодействия с набегающим при всплывании потоком воздуха;
- 3) вращающий (опрокидывающий или возвращающий к исходному состоянию) момент, формируемый взаимодействием аппарата с набегающим при всплывании потоком воздуха.

Иными словами, необходимо построить математическую модель аэродинамических свойств исследуемого варианта челнока.

Предварительное планирование эксперимента по исследованию характера силовых и моментных воздействий на челнок среды плавания. В соответствии с поставленной задачей разработан план эксперимента, числовые характеристики которого представлены в табл. 2.

Таблица 2

Числовые характеристики плана эксперимента

Параметры планируемого эксперимента	Параметры всплывающего челнока		
	Угол наклона челнока, град.	Скорость всплывания, м/с	Высота плавания, км
Верхний уровень	90	7,5	15
Нижний уровень	0	2,5	0
Диапазон варьирования	15	1,5–1,0–1,0–1,5	5

Сравнительно грубая шкала исследования объясняется высокой трудоёмкостью процесса электронной продувки с помощью компьютерного моделирования и прикладным характером исследования. Переменный шаг квантования уровня изменения скорости связан с тем, что предварительно в проекте выбрано её ориентировочное значение — 5 м/с.

Полученная в результате сетка 6×5×4 определяет количество опытов — 120.

Computational fluid dynamics (CFD) — это специальное программное обеспечение (СПО), моделирующее течения жидкостей и газов с учётом турбулентности, теплообмена и химических реакций. Применение данных программ позволило получить искомые значения сил и моментов. При этом использовалось свободно распространяемое ПО, доступное на платформе *Linux*. Были проведены опыты по компьютерному моделированию в среде СПО, позволившие получить численные оценки результатов запланированных опытов.

Математический аппарат исследования силовых и моментных воздействий на челнок среды плавания. Аппроксимация полученных экспериментальных зависимостей осуществляется обычно с использованием аппарата регрессионного анализа. Структура искомого уравнения регрессии (УР) принимается в подавляющем большинстве случаев как традиционная полиномиальная форма, общий вид которой задаётся следующим выражением:

$$y(x) = \sum_{i=0}^n b_i \cdot x_i + \sum_{i,j=0}^n b_{ij} \cdot x_i \cdot x_j + \sum_{i,j,k=0}^n b_{ijk} \cdot x_i \cdot x_j \cdot x_k + \dots \quad (1)$$

Здесь $y(x)$ — выходная величина искомой зависимости, т. е. в нашем случае силы или моменты

воздействия среды плавания на челнок; $x = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix}$ — вектор входных переменных, т. е., согласно

табл. 2, угол наклона челнока — x_1 , высота его плавания — x_2 и скорость подъёма — x_3 . Параметрами УР являются константы $b_{ijk\dots}$, назначение которых состоит в обеспечении максимальной адекватности выражения (1) экспериментальным данным. При этом b_i — коэффициенты линейной части УР; x_0 — единичный вектор размерности $N=120$ (количество опытов); b_0 — свободный член УР. Во второй сумме (1) b_{ij} — коэффициенты членов УР второго порядка при парных произведениях переменных $x_i \cdot x_j$ (при $i=j$ формируются квадраты переменных). Третья сумма формирует нелинейные члены УР третьего порядка по такому же принципу, и т. д.

Конкретный порядок описания выбирается индивидуально для каждого исследуемого явления или объекта, т. к. регрессионное уравнение типа (1) не отражает фактической физической структуры взаимодействия параметров, определяющих процесс формирования аэродинамических сил. Поэтому его компоненты и их коэффициенты формируют лишь количественную составляющую исследуемого явления, что часто приводит к невысокой точности математического описания.

Коррекция структуры и параметров эксперимента по исследованию свойств челнока. В связи с вышеизложенным важно проанализировать качество полученного математического описания и на его основе критически оценивать запланированный эксперимент, выявлять параметрические причины невысокой точности модели (1), меняя диапазоны варьирования выбранных параметров либо даже сами параметры.

Так, при решении поставленной в работе задачи на этапе регрессионного описания искомой зависимости выяснилось, что модель (1) даёт очень низкую точность описания при оптимальных по МНК (методу наименьших квадратов) коэффициентах регрессии. Отклонения в ряде точек превышали 100 %, что недопустимо даже при прикидочных инженерных расчётах.

Математический анализ причин данного феномена проведён путём включения — исключения нелинейных компонентов выражения (1) и оценки их влияния на точность математического описания силы сопротивления всплыванию челнока. Анализ выявил два фактора формирования погрешностей:

- 1) излишне широкий диапазон варьирования угла наклона (большинство ошибок и наиболее значительные из них приходились на опыты с углом 90°);
- 2) плохое качество описания зависимости силы всплывания от высоты.

Последнее связано с экспоненциальной зависимостью от высоты плотности воздуха, сильно влияющей на аэродинамику. Полином плохо аппроксимирует экспоненту.

Таблица 3

Скорректированные числовые характеристики плана эксперимента

Параметры преобразованного эксперимента	Скорректированные параметры всплывающего челнока		
	Угол наклона челнока, град.	Скорость всплывания, м/с	Плотность воздуха, кг/м ³
Верхний уровень	75	7,5	$\rho(15)$
Нижний уровень	0	2,5	$\rho(0)$
Диапазон варьирования	15	1,5–1,0–1,0–1,5	$\Delta\rho(5)$

Поэтому условия эксперимента были скорректированы (табл. 3). Исключён уровень варьирования угла 90°. Параметр «высота» заменён параметром «плотность» в функции высоты, соответствующей принятым её уровням.

Таблица 4

Результаты имитационного моделирования

№ опыта	Параметры опытов			Оценка силы всплывания, Н		
	Угол наклона челнока, град	Плотность воздуха, кг/м ³	Скорость всплывания, м/с	Эксперим. значение, Н	Вычисленное значение, Н	Ошибка вычисления
Обозн.	α	ρ	v	$F_y^{\text{эксп}}$	$F_y^{\text{расч}}$	$\delta = (F_y^{\text{расч}} - F_y^{\text{эксп}})$
1	0,0000	1,2250	2,5000	-48186,0	-47632,4	-0,01149
2	0,0000	1,2250	4,0000	-124031,0	-130820,9	0,05474
3	0,0000	1,2250	5,0000	-194169,0	-200876,8	0,03455
4	0,0000	1,2250	6,0000	-279961,0	-282610,1	0,00946
5	0,0000	1,2250	7,5000	-437982,0	-427105,3	-0,02483
...	...	...	...	...	...	...
17	0,0000	0,1935	4,0000	-19145,0	-12369,8	-0,35389
18	0,0000	0,1935	5,0000	-29975,0	-23363,2	-0,22058
19	0,0000	0,1935	6,0000	-43251,0	-38985,3	-0,09863
20	0,0000	0,1935	7,5000	-67772,0	-71097,6	0,04907
21	15,0000	1,2250	2,5000	-43369,0	-39688,4	-0,08487
22	15,0000	1,2250	4,0000	-116618,0	-111157,7	-0,04682
23	15,0000	1,2250	5,0000	-171389,0	-172056,2	0,00389
24	15,0000	1,2250	6,0000	-247874,0	-243556,5	-0,01742
...	...	...	...	...	...	...
57	30,0000	0,1935	4,0000	-16779,0	-15165,8	-0,09614
58	30,0000	0,1935	5,0000	-26192,0	-24309,3	-0,07188
59	30,0000	0,1935	6,0000	-37738,0	-35930,2	-0,04790
60	30,0000	0,1935	7,5000	-61694,0	-58006,9	-0,05976
61	45,0000	1,2250	2,5000	-25790,0	-26878,3	0,04220
62	45,0000	1,2250	4,0000	-65624,0	-72730,9	0,10830
63	45,0000	1,2250	5,0000	-98963,0	-113862,3	0,15055
64	45,0000	1,2250	6,0000	-154567,0	-163444,2	0,05743
...	...	...	...	...	...	...
97	60,0000	0,1935	4,0000	-9055,0	-11629,1	0,28427
98	60,0000	0,1935	5,0000	-14588,0	-16986,2	0,16440
99	60,0000	0,1935	6,0000	-20449,0	-22669,5	0,10859
100	60,0000	0,1935	7,5000	-32490,0	-31805,9	-0,02106
101	75,0000	1,2250	2,5000	-12952,0	-18172,4	0,40305
102	75,0000	1,2250	4,0000	-38359,0	-35503,5	-0,07444
103	75,0000	1,2250	5,0000	-52613,0	-54931,4	0,04407
104	75,0000	1,2250	6,0000	-77838,0	-80658,5	0,03624
113	75,0000	0,4124	5,0000	-17382,0	-17066,2	-0,01817
...	...	...	...	...	...	...
116	75,0000	0,1935	2,5000	-2100,0	-1973,9	-0,06006
117	75,0000	0,1935	4,0000	-5616,0	-7486,0	0,33297
118	75,0000	0,1935	5,0000	-8547,0	-10223,8	0,19618
119	75,0000	0,1935	6,0000	-11883,0	-12212,0	0,02769
120	75,0000	0,1935	7,5000	-18346,0	-13789,1	-0,24839

Результаты эксперимента и их исследование. В соответствии с планом (см. табл. 3) проведено имитационное компьютерное моделирование процесса всплывания челнока в идеально неподвижной среде. Результаты сведены в табл. 4. Здесь представлены фрагменты полных данных (всего проведено 120 опытов). В третьей колонке — значение плотности воздуха на высоте, соот-

ветствующей уровню варьирования (табл. 2). В пятой колонке приводится результат измерения силы всплывания.

Поскольку выходная переменная рассматривается как функция трёх независимых переменных, регрессионный анализ проводился относительно полинома третьей степени. При таком порядке, как известно из [2], регрессионная полиномиальная аппроксимация начинает проявлять наряду с фильтрующими свойствами свойства генератора шума. Этот эффект проявляется следующим образом. На фоне увеличения точности аппроксимации опытных точек и общего уменьшения среднеквадратической ошибки (СКО) возникают значительные отклонения аппроксимирующей функции от огибающей этих точек. Это приводит к ухудшению качества аппроксимации. Поэтому полученный исходный полный полином третьего порядка, представленный в (1) первыми тремя суммами, был исследован с точки зрения характера влияния всех составляющих на структуру и точность. Незначимые и искажающие результат члены отбрасывались.

Результат обработки уравнения (1) представлен в табл. 5. Из 20 членов полного полинома 3-й степени при трёх независимых переменных в УР оставлено 14. Их структура (определяется по индексам обозначения) и численные значения коэффициентов сведены в табл. 5.

Таблица 5

Коэффициенты УР

Условное обозначение	Численное значение
b_0	-19322,72
b_1	419,75
b_2	23498,32
b_3	14965,68
$b_{1,3}$	-399,29
$b_{2,3}$	-26508,53
$b_{3,3}$	-1653,27
$b_{1,2,3}$	547,71
$b_{1,2,2}$	-505,9
$b_{1,3,3}$	35,85
$b_{1,1,2}$	-4,05
$b_{2,3,3}$	-3416,7
$b_{1,1,3}$	1,07
$b_{2,2,2}$	12601,6

Результаты расчёта силы сопротивления всплыванию по сформированному УР и относительной ошибки оценки этой силы приведены в табл. 4 (шестая и седьмая колонки соответственно).

При такой структуре УР дало наименьшую ошибку аппроксимации по сравнению с остальными вариантами: дисперсия относительной ошибки составила 0,0198, а среднеквадратичное отклонение — 0,1408. Анализ характера ошибок показал, что они имеют нормальное распределение вероятностей. Поэтому доверительный интервал для 67 % вероятности невыхода ошибки составляет ~0,14, а для 95 % ~0,28.

Само УР в принятых выше обозначениях имеет вид

$$\begin{aligned}
 y(x) = & -19322,7 + 419,75 \cdot x_1 + 23498,3 \cdot x_2 + 14965,7 \cdot x_3 - 399,29 \cdot x_1 \cdot x_3 - \\
 & -26508,5 \cdot x_2 \cdot x_3 - 1653,27 \cdot x_3^2 + 547,71 \cdot x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 - 505,9 \cdot x_1 \cdot x_2^2 + \\
 & -35,85 \cdot x_1 \cdot x_3^2 - 4,05 \cdot x_1^2 \cdot x_2 - 3416,7 \cdot x_1 \cdot x_3^2 + 1,07 \cdot x_1^2 \cdot x_2 + 12601,6 \cdot x_3^3.
 \end{aligned} \quad (2)$$

Авторы исследовали специализированный летательный аппарат аэростатного принципа всплывания. На рис. 2 построены графические 3D-иллюстрации зависимости силы сопротивления его всплыванию от скорости и угла поворота для различных высот.

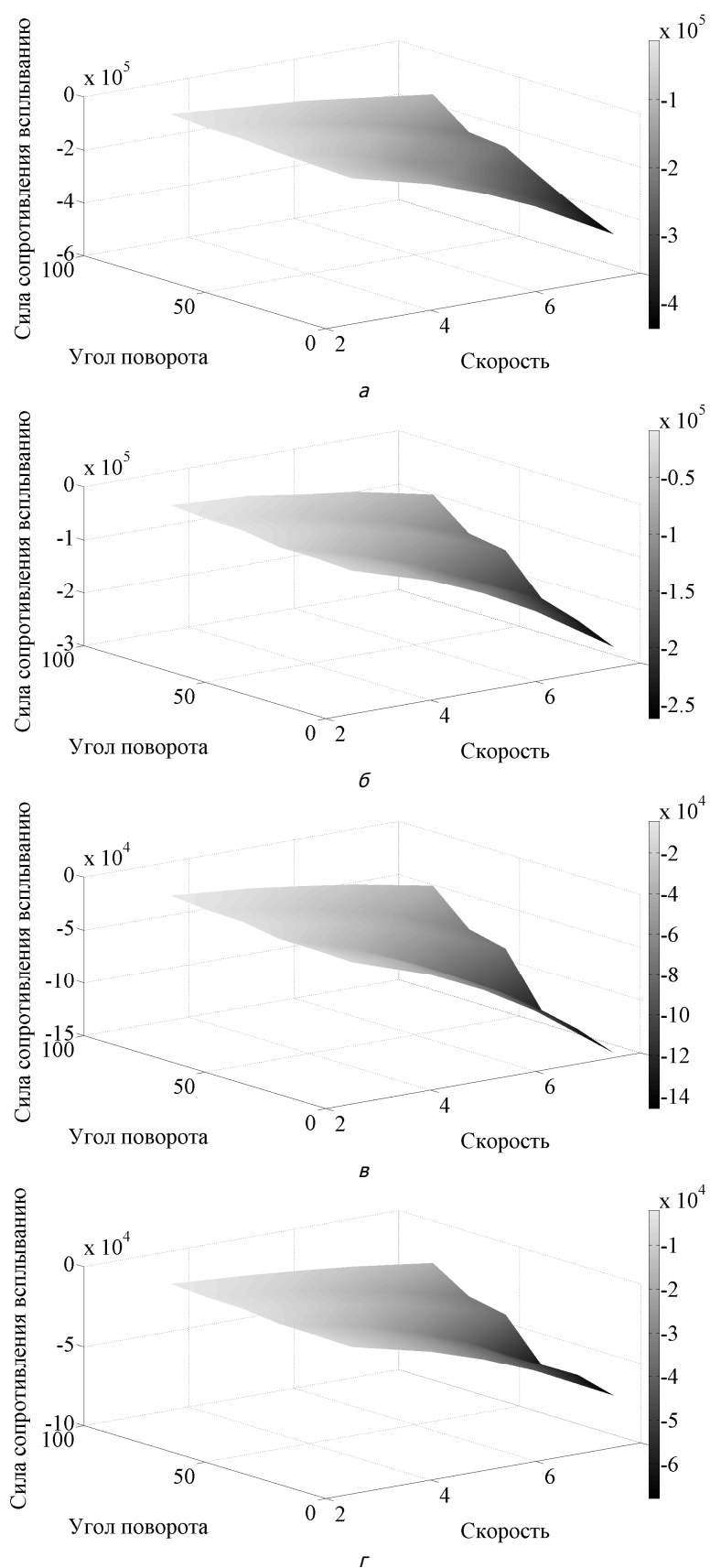


Рис. 2. Зависимость силы сопротивления воздуха вертикальному всплыванию челнока МААТ на высоте: *a* — 0 км, *б* — 5 км, *в* — 10 км и *г* — 15 км

Выводы. Полученные результаты демонстрируют эффективность имитационного компьютерного моделирования и регрессионного анализа при построении математических моделей летательных аппаратов. В ходе реализации проекта МААТ эти результаты будут использованы для разработки систем автоматического управления полётом. Невысокая точность математической модели силы всплывания компенсируется в последующих исследованиях совершенствованием специализированных программ.

Библиографический список

1. Impact of the Feeder Aerodynamics Characteristics on the Power of Control Actions in Steady and Transient Regimes / V. Pshikhov, [et al.] // Aerospace Electronic and Avionics Systems Conference (Phoenix, Arizona, USA, Oct. 30 — Nov. 1, 2012). — Vol. 3. — P. 140–150.
2. Юл, Дж.-Э. Теория статистики / Дж.-Э. Юл, М.-Дж. Кендэл ; пер. с англ. Ф. Д. Лившиц [и др.]. — 14-е изд., пересмотр. и расш. — Москва : Госстатиздат ЦСУ СССР, 1960. — 779 с.
3. Смирнов, Н. В. Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений / Н. В. Смирнов, И. В. Дунин-Барковский. — 2-е изд., испр. и доп. — Москва : Наука, 1965. — 511 с.

Материал поступил в редакцию 07.03.13.

References

1. V. Pshikhov, et al. Impact of the Feeder Aerodynamics Characteristics on the Power of Control Actions in Steady and Transient Regimes. Aerospace Electronic and Avionics Systems Conference (Phoenix, Arizona, USA, Oct. 30 — Nov. 1, 2012), vol. 3, pp. 140–150.
2. Yule, G. U., Kendall, M. G. The Theory of Statistics : transl. from English by F.D. Livshits et al. 14th revised and enlarged ed. Moscow : Gosstatizdat CzSU SSSR, 1960, 779 p. (in Russian).
3. Smirnov, N. V., Dunin-Barkovskiy, I. V. Kurs teorii veroyatnostej i matematicheskoy statistiki dlya texnicheskix prilozhenij. [Theory of chances and mathematical statistics course for engineering applications.] 2nd revised and enlarged ed. Moscow : Nauka, 1965, 511 p. (in Russian).

RESEARCH ON BUOYANT FORCE DEPENDENCE OF SPECIALIZED AEROSTAT ON ITS MOTION VIRABLES¹

R. A. Neydorf, Y. L. Sigida

(Don State Technical University)

The international scientific-research MAAT (Multibody Advanced Airship for Transport) project supported by the European Union on the Seventh framework program solves the global problem on the ecologically safe transportation. One of its sections has the aim to research the aerodynamics of the specialized high-altitude balloons — so-called shuttles. They are designed for supporting communications between the earth-based airports and the aerostats which are permanently cruising in the stratosphere — cruisers. One of the aerodynamic research tasks needed to develop an appropriate mathematical model is solved. The problem on the mathematical description of the buoyant force changes under the shuttle plunging in its both undisturbed and disturbed position is set and solved. For that, a simulation experiment based on the so-called "electronic airflow" through the computer modeling is conducted. The computing results of the buoying drag force under varying conditions are processes through the regression analysis techniques. The obtained expression permits to identify the mathematical model of the shuttle motion dynamics presented through Euler's equations. The results are illustrated by the table and graphical data.

Keywords: stratosphere, air vehicle, aerostat buoying principle, resistance forces and moments, computer simulation.

¹ The research is done within the frame of the independent R&D.