

**Ivanov Yuri Ivanovich** – e-mail: taganrog@tsure.ru; phone: +79061833631; the department of automatic control systems; associate professor.

**Shapovalov Igor Olegovich** – e-mail: shapovalovio@gmail.com; phone: +79508473455; the department of automatic control systems; assistant.

УДК 629.733+004.942

**Р.А. Нейдорф**

**ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ УПРАВЛЕНИЯ  
ВЕРТИКАЛЬНЫМИ МАНЕВРАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ  
АЭРОСТАТИЧЕСКОГО ТИПА\***

*Исследуется задача энергетически эффективного принципа вертикального маневрирования летательных аппаратов, основанных на аэростатическом принципе удержания в воздухе. В настоящее время подобные аппараты получают все большее признание как транспортные средства в самых различных областях народного хозяйства, технике, науке, обороне и др. Вытесненные из авиации машинами с аэродинамическим принципом удержания в воздухе в 30-х годах прошлого века и незаслуженно забытые, аэростаты и дирижабли вновь привлекли внимание исследователей, разработчиков и производителей авиационной техники. Задача обеспечения вертикального маневрирования летательных аппаратов, основанных на аэростатическом принципе удержания в воздухе обоснована и решена в рамках парадигмы сосредоточенности их параметров. Предлагается и подтверждается расчетами реализация управления, использующего варьирование силы всплытия или погружения путем изменения объема корпуса аппарата. Это позволяет осуществлять экономию энергии управления, необходимого для достижения заданных скоростей совершения маневров. Исследование опирается на физические закономерности движения тел переменного объема под действием как Архимедовых и гравитационных сил, так и сил аэродинамического сопротивления среды полета. Статья иллюстрируется результатами расчета энергетических оценок управления вертикальными перемещениями аэростатических аппаратов исследуемого типа.*

*Летательный аппарат; аэростатический принцип; всплытие; погружение; аэродинамические силы; управление; энергетические затраты.*

**R.A. Neidorf**

**COMPUTING AND ENERGY ASPECTS OF THE CONTROL  
OF THE AIRSHIP VERTICAL MANEUVERS**

*In this article the task of ensuring of the airships vertical maneuvering, based on the hydrostatic principle of retention in the air justified and solved within the paradigm of the concentration of their parameters. Currently such devices are increasingly recognized as vehicles in various fields of national economy, technology, science, defense and other. Excluded from aviation machines with aerodynamic principle of support in the air in the 30s of the last century, and undeservedly forgotten, balloons and dirigibles again attracted the attention of researchers, developers and manufacturers of aviation equipment. The task of ensuring the vertical maneuvering airship, based on the aerostatic principle of retention in the air justified and solved. The implementation of the control using variation of force floating or dive by changing the volume of the airship body proposed and confirmed by calculations. This allows to perform the energy savings which neces-*

\* Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ № НШ-1557.2012.10, гранта Евросоюза «МААТ – многоуровневая транспортная система на базе стратосферных дирижаблей» в рамках Седьмой рамочной программы FP7, а также целевой программы Минобрнауки № 2.3.13.

sary to the desired velocity maneuvers control. The study is based on physical laws of the movement of the bodies with variable volume by the action of the buoyancy and gravity forces and the aerodynamic drag forces of the flight environment. The article is illustrated by results of calculation of the energy assessments of the vertical control movements of the analyzed type airship.

The aerostatic principles; the floating; the dive; the aerodynamic forces; the movements control; the energy costs.

**Введение.** Разработка трансконтинентальных средств коммуникации, альтернативных реактивной и турбовинтовой авиации, которая давно стала одним из экологически опасных факторов, признана актуальной во всем мире. Исследованию одного из путей решения этой проблемы посвящен финансируемый Евросоюзом проект МААТ. Он выполняется интернациональным творческим коллективом, в котором ключевая задача обеспечения автоматического управления транспортной системой решается группой ученых ЮФУ.

Проект МААТ призван решить проблему комфортной транспортировки на расстоянии планетарных масштабов людей и грузов при условии минимального экологического давления на состояние атмосферы [1]. Поэтому им предусмотрено преимущественное использование стратосферных уровней полета. В основу системы МААТ заложен принцип двухуровневой коммуникации. Уровень трансконтинентальных коммуникаций реализуется так называемым крейсером, являющимся, по сути, стратосферной платформой, движущейся по энергетически экономным маршрутам. Уровень регионально-локальных коммуникаций реализуется универсальным аэростатом-дирижаблем, названным в проекте фидером (feeder – питатель) или челноком. Фидер реализует перевозку людей и грузов между наземными МААТ-портами и крейсером. Широкий диапазон атмосферных параметров создает проблемы для энергетического обеспечения и управления этим воздушным судном. В связи с этим фидер является центральным объектом новационных разработок в проекте МААТ. Главной задачей конструирования фидера является обеспечение аэродинамической эффективности его формы, а главной задачей управления им – упрощение алгоритма и минимизация энергетических затрат на реализацию управляющих воздействий.

**Основы конструктивной реализации МААТ-фидера.** На современном уровне проработки проекта МААТ-фидер представляет собой аппарат, более похожий на аэростат, так как имеет переменный объем всплывания  $V(h_{fl})$ , зависящий от высоты  $h_{fl}$ . Этого предполагается достигнуть за счет использования эластично-упругих материалов оболочки. Конфигурации корпуса аэростата, создаваемые упругоэластичной оболочкой на разных высотах  $h_{fl}$ , приближенно отображены на рис. 1. Фидер должен подниматься или опускаться на заданную высоту  $h_{fl}$  (от уровня моря до стратосферных высот – 15–16 км) с заданным полетным заданием скоростью  $v_{fl}(h_{fl}, t)$  подъема. Плотность воздуха  $\rho_{air}(h_{fl})$  с высотой уменьшается. В первом приближении закон ее изменения с высотой можно определять с использованием барометрической формулы [2]

$$\rho_{air}(h) = \frac{P_0 \cdot \mu_{air}(h_{fl})}{R \cdot T(h_{fl}, t_0)} \cdot e^{-\frac{\mu_{air}(h_{fl}) \cdot g \cdot h_{fl}}{R \cdot T(h_{fl}, t_0)}}, \quad (1)$$

где  $P_0$  – давление при  $h_{fl} = 0$ ;  $R$  – универсальная газовая постоянная;  $\mu_{air}(h_{fl})$  – молярная масса воздуха (в общем случае зависит от высоты);  $T(h_{fl}, t_0)$  – функция изменения температуры атмосферного воздуха с высотой.

Таким образом, для удержания в воздухе на любой высоте  $h$  аппарата массой  $M$  необходимо придать ему объем, равный

$$V(h_{fl}) = \frac{M}{\rho_{air}(h_{fl})} = \frac{R \cdot T(h_{fl}, t_0)}{P_0 \cdot \mu_{air}(h_{fl})} \cdot e^{\frac{\mu_{air}(h_{fl}) g \cdot h_{fl}}{R \cdot T(h_{fl}, t_0)}}, \quad (2)$$

т.е. потребный для зависания тела в воздухе объем растет с высотой экспоненциально.

Следует заметить, что фактическое снижение плотности с высотой, отражаемое стандартом атмосферы, значительно меньше теоретического, вычисляемого по (1). Так, согласно (1), на высоте 15 км плотность воздуха меньше плотности на уровне моря в 13,8 раза. При этом фактическое уменьшение плотности воздуха на этой отметке, согласно стандарту атмосферы [3], составляет всего 6,28.

Однако объем – не единственная конструктивная характеристика, обуславливающая поведение фидера в воздухе. Этот параметр определяет только статику объекта. При любом движении ЛА возникают аэродинамические эффекты взаимодействия элементов его конструкции со средой полета. Основными параметрами, определяющими интенсивность этого взаимодействия, являются геометрические размеры и форма элементов [4, 5]. В первом приближении взаимодействие ЛА с воздухом определяют размеры и форма основного корпуса его конструкции [6].

Если рассматривать только равномерное движение фидера при его подъеме и спуске, то указанные факторы определяют силы сопротивления среды полета движению ЛА. Поэтому при моделировании и расчете этих движений необходимо иметь аэродинамические коэффициенты (АДК) сопротивления аппарата. Однако концепция меняющегося с высотой объема и формы ЛА, как это наглядно иллюстрируется на рис. 1, предопределяет тот факт, что и его АДК изменяются с высотой [7]. Таким образом, без управления процессом изменения объема ЛА по мере вертикального перемещения, скорость последнего также будет зависеть от высоты, что не всегда допустимо по регламенту полета.

Во всех аппаратах с аэростатическим принципом (АСП) сохранения высоты полета подъемную силу создает газ, плотность которого существенно меньше плотности воздуха. В данной работе для него принято название «подъемный газ» (ПГ). В соответствии с формулой (1) от вытесняемого корпусом ЛА объема воздуха зависит подъемная сила, а объем корпуса зависит от количества находящегося в нем ПГ. Этим количеством можно варьировать, чтобы поднимать аэростат с заданной скоростью на заданную высоту. Возникает задача анализа возможностей управления челноком описанной конструкции при подъеме под действием естественных аэростатических сил [8, 9].

**Постановка задачи теоретического обоснования принципа управления вертикальным движением аэростатического ЛА.** В связи с очевидной сложной взаимозависимостью высоты полета, геометрическими и аэродинамическими параметрами ЛА возникает задача отыскания эффективного механизма принудительного изменения его объема, а также построения математической модели управления процессом вертикального движения подобного воздушного судна с наименьшими энергетическими затратами. Необходимо подчеркнуть, что в данной работе выделяется и исследуется задача энергетически малозатратного управления без использования активных движущих сил только вертикальным движением, так как возможность эффективного управления горизонтальным движением без активной тяги (например, с использованием аэродинамических рулей и/или парусов) пока практически весьма маловероятно.

Заявленного эффекта можно достичь, используя в качестве движущей Архимедову силу, т.е. изменяя объем ЛА. Поскольку изменение объема сопровождается изменением сил аэродинамического сопротивления его корпуса, это влияет на

скорость подъема или спуска ЛА. Таким образом, возникает задача синтеза закона управления  $V = V(h_{fl}, v_{fl}, t)$  объемом ЛА с АСП, обеспечивающего выбранный скоростной режим осуществления выполняемого им маневра.

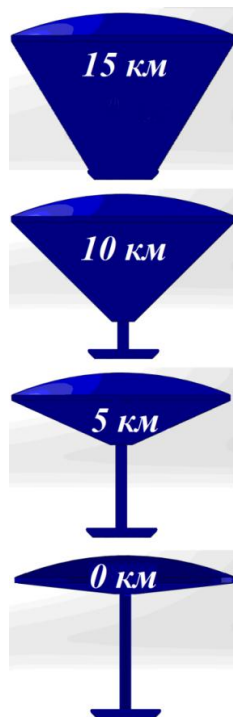


Рис. 1. Ориентировочные профили МААТ-фидера с переменным объемом корпуса на различных высотах

**Формулировка задачи.** Упрощенное уравнение динамики всплывания ЛА АСП получается при допущении о сосредоточенности его параметров. Иными словами, этот ЛА рассматривается как конструкция известной постоянной массы  $M$ , и переменного объема  $V(h_{fl}, v_{fl}, t)$  и формы, для которой может быть принята гипотеза о том, что она является абсолютно твердым телом. Тогда закон вертикального движения ЛА как при действии активной движущей силы от двигателей  $F_{dr}(t)$ , так и при ее отсутствии ( $F_{dr}(t)=0$ ), может быть описан дифференциальными уравнениями (ДУ) в полных производных

$$\left. \begin{aligned} \dot{h}_{fl}(t) &= v_{fl}(t); \\ M \cdot \dot{v}_{fl}(t) &= F_{dr}(t) + F_{Arh} - F_{gr} + F_{ad} \cdot \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

В этих уравнениях  $h_{fl}(t)$ ,  $v_{fl}(t)$  – высота полета ЛА и скорость его вертикального движения в произвольный момент времени. В правой части второго уравнения приняты следующие обозначения:  $F_{Apx} = V(h_{fl}, v_{fl}, t) \rho_{air}(h_{fl})$  – Архимедова сила всплывания аппарата при текущей плотности окружающего воздуха  $\rho_{air}(h_{fl})$ ;  $F_{gr} = M \cdot g$  – сила тяжести;  $F_{ad} = F_{ad}(v_{fl}(t), \rho_{air}(h_{fl}), \{\varphi_i\})$  – сила аэродинамического сопротивления движению ЛА.

Последняя составляющая уравнения движения сложным образом зависит от его скорости, плотности среды и формы, представленной множеством характерных параметров  $\Phi_{ad} = \{\varphi_i\}$ , среди которых одним из важнейших является максимальная площадь  $S_{ch}$  сечения аппарата, перпендикулярного направлению потока. При этом сама площадь сложным образом зависит и от геометрических форм ЛА, и от углов (например, Эйлеровых) его поворота относительно вертикали.

**Решение поставленной задачи.** Предложенная формулировка задачи значительно упрощает ее решение в сделанной выше постановке. Действительно, при движении ЛА с постоянной скоростью и исключении активной движущей силы, действующей в вертикальном направлении, система ДУ (3) вырождается в систему алгебраических уравнений

$$\left. \begin{aligned} h_{fl}(t) &= h_{fl0} + v_{fl} \cdot t; \\ F_{Arh} - F_{gr} + F_{ad} &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

в которой условия  $v_{fl}(t) = const$  и справедливости первого уравнения определяются условиями баланса действующих на ЛА сил, представленных вторым уравнением.

Таким образом, условие равномерного вертикального движения фидера задается выражением

$$V(h_{fl}, v_{fl}, t) \rho_{air}(h_{fl}) + F_{ad}(v_{fl}(t), \rho_{air}(h_{fl}), \{\varphi_i\}) = M \cdot g, \quad (5)$$

где в правой части сгруппированы члены, содержащие  $V(h_{fl}, v_{fl}, t)$ . При этом в Архимедову силу объем входит линейно, а в аэродинамическую, в общем случае, существенно нелинейно. В один из параметров множества  $\Phi_{ad} = \{\varphi_i\}$  объем корпуса фидера входит прямо или опосредованно. Сущность этого факта удобно рассмотреть на самом простом примере, когда ЛА имеет форму шара\*.

Для шара при малых скоростях движения ( $M < 0,1$ ) АДК практически постоянен и равен  $\sim 0,49$ . Зная АДК, скорость потока (или вертикального движения ЛА в неподвижном воздухе) и диаметр шара, можно вычислить подъемную силу (силу лифтинга). Эти величины для вертикального движения шара радиусом  $R_{sf}$  связаны формулой

$$F_{ad}(v_{fl}(t), \rho_{air}(h_{fl}), \{\varphi_i\}) = 0,5 \cdot C_y \cdot \rho_{air}(h_{fl}) \cdot v_{fl}^2 \cdot S_{ch}(R_{sf}), \quad (6)$$

где  $S_{ch}(R_{sf}) = \pi \cdot R_{sf}^2$ .

Тогда (5) преобразуется к кубическому уравнению относительно  $R_{sf}$

$$R_{sf}^3 + k_2 \cdot R_{sf}^2 - k_0 = 0, \quad (7)$$

где  $k_2 = 0,18375 \cdot v_{fl}^2$ ;  $k_0 = 0,75 \cdot \frac{M \cdot g}{\pi \cdot \rho_{air}(h_{fl})}$ .

Решение уравнения (7) можно находить аналитически (по формулам Кардано) или численно. По результату решения вычисляется необходимый объем шара:

$$V_{sf}(R_{sf}) = \frac{2}{3} \cdot \pi \cdot R_{sf}^3. \quad (8)$$

\* К такого рода ЛА можно с небольшими допущениями отнести радиозонды.

Для более сложных и не во всех плоскостях симметричных форм корпусов аэростатов уравнение связи объема с высотой и скоростью движения типа (6) гораздо сложнее, допускает только численные решения. Частный пример постановки и решения такой задачи рассмотрен в [8]. Идентификация выражения типа (6), в общем случае, требует натурального или компьютерного эксперимента для получения аэродинамических коэффициентов форм, которые принимает ЛА на различных высотах и при различных объемах. Это позволяет построить зависимости типа (7)–(8), аппроксимирующие экспериментальные данные. Разумеется, что они будут гораздо сложнее, чем в рассмотренном примере.

**Вывод.** Имея механизм активного изменения объема шара-аэростата за счет изменения количества ПГ в его оболочке, можно управлять его объемом. При этом энергия, затрачиваемая на изменение количества ПГ, может оказаться меньше энергии, необходимой для вертикального перемещения активных воздушных движителей [9]. Это связано с низким КПД винтовых движителей, особенно на больших высотах в условиях низкой плотности воздуха. Дополнительным преимуществом переменного объема корпуса является существенное уменьшение площади вертикального сечения ЛА на низких высотах, где высока плотность воздуха и энергетика воздействия ветровых потоков. Уменьшение размеров снижает аэродинамическое сопротивление корпуса и обеспечивает дополнительную экономию энергии.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Pshikhopov V., Medvedev M., Neydorf R., Krukhmalev V., Kostjukov V. and others.* Impact of the Feeder Aerodynamics Characteristics on the Power of Control Actions in Steady and Transient Regimes // Доклад и статья на МНК SAE 2012 Aerospace Electronic and Avionics Systems Conference: 2012-01-2112 ISSN 0148-7191 Southern Federal University; University of Hertfordshire1.
2. *Хргиан А.Х.* Физика атмосферы. – М.: Физматгиз, 1958. – 476 с.
3. [http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc\\_tech/2697](http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697).
4. *Фабрикант Н.Я.* Аэродинамика. – М.: Наука, 1964. – 815 с.
5. *Hoerner S.F.* Fluid-Dynamic Drag / Published by the author. – Midland Park, New Jersey, 1958.
6. *Нейдорф Р.А., Болдырева А.А.* Влияние конструктивных особенностей челнока системы МААТ на задачи и возможности управления // Материалы Восьмой Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления». – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2013. - С. 272-273.
7. *Voloshin V., Chen Y., Neydorf R., Boldyreva A.* Aerodynamic Characteristics Study and Possible Improvements of MAAT Feeder Airships // SAE Technical Paper 2013-01-2112, 2013, doi:10.4271/2013-01-2112. Published 09/17/201.
8. *Нейдорф Р.А., Болдырева А.А.* Объемный принцип управления подъемом/спуском челноков системы МААТ // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2013. – № 7 (144). – С. 184-190.
9. *Нейдорф Р.А., Болдырева А.А.* Энергетические проблемы управления всплыванием челнока системы МААТ // Материалы Восьмой Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления». – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2013. – С. 274-282.

Статью рекомендовал к публикации д.т.н., профессор В.А. Фатхи.

**Нейдорф Рудольф Анатольевич** – Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Донской государственной технической университет»; e-mail: ran\_pro@mail.ru; 344010, г. Ростов-на-Дону, пл. Гагарина, 1; тел.: +79034722292; кафедра программного обеспечения вычислительной техники и автоматизированных систем; д.т.н.; профессор.

**Neidorf Rudolf Anatol'evich** – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”; e-mail: ran\_pro@mail.ru; 1, Gagarin sq., Rostov-on-Don, 344010, Russia; phone: +79034722292; the department of the computer and automation systems soft; dr. of eng. sc.; professor.

УДК 519.714

**Д.А. Белоглазов, В.Ю. Евтушенко**

### **АВТОМАТИЗАЦИЯ СИНТЕЗА РЕГУЛЯТОРОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ\***

*Рассматривается решение задачи автоматизации синтеза регуляторов систем автоматического управления на основе биоинспирированных алгоритмов. Выполнен сравнительный анализ качественных характеристик методов проектирования регуляторов, а именно классических, адаптивных, робастных, нечетких, нейронных. Представлена зависимость предпочтения выбора методов проектирования регуляторов в различных условиях информационной обеспеченности проектировщика. Приведены основные отличия нечетких регуляторов от классических. Рассмотрены наиболее значимые проблемы проектирования нечетких контроллеров. Предложена последовательность шагов метода автоматизации синтеза нечетких регуляторов на основе генетических алгоритмов. Представлена структура хромосомы параметров нечеткого контроллера, объединяющая в себе функции принадлежности и базу управляющих правил. Предложено в качестве функции приспособленности генетического алгоритма использовать интегральный критерий качества функционирования систем автоматического управления. Рассмотрены способы поиска оптимальных значений параметров регуляторов на основе интегрального критерия качества. Сделаны выводы относительно возможности применения метода автоматизации синтеза для настройки пропорционально-интегральных (ПИ), пропорционально-дифференциальных (ПД), пропорционально-интегрально-дифференциальных (ПИД) регуляторов.*

*Регуляторы; нечеткая логика; генетические алгоритмы; синтез; автоматизация.*

**D.A. Beloglazov, V.Y. Evtushenko**

### **AUTOMATION CONTROLLER SYNTHESIS USING GENETIC ALGORITHMS**

*We consider the problem of automation controller synthesis systems of automatic control based on bioinspired algorithms. Performed comparative analysis of the qualitative characteristics of methods of designing controllers, namely classical, adaptive, robust, fuzzy, neural. Presented dependence selection preference design methods regulators in various conditions of information security designer. The main differences from the classical fuzzy controllers. Considered the most important design issues of fuzzy controllers. The sequence of steps of the method of synthesis automation fuzzy controllers based on genetic algorithms. The structure of the chromosome parameters fuzzy controller, which combines the membership functions and control rules base. Proposed as the fitness function of the genetic algorithm to use the integral performance criterion systems of automatic control. The methods of finding optimal values of controller parameters based on the integral quality criterion. Conclusions as to the suitability of the method for the synthesis automation settings proportional integral (PI), proportional-differential (PD), a proportional-integral-differential (PID) controllers.*

*Regulators; fuzzy logic; genetic algorithms; synthesis; automation.*

---

\* Материалы статьи подготовлены в рамках выполнения работ по гранту Российского научного фонда № 14-19-01533.