



К ВОПРОСУ АЭРОДИНАМИКИ КОРПУСОВ ТРАНСПОРТНО-ГРУЗОВЫХ ДИРИЖАБЛЕЙ, ПРОЕКТИРУЕМЫХ ДЛЯ ЛЕСНОГО КОМПЛЕКСА

Александр В. Абузов¹, 006195@pnu.edu.ru, 0000-0003-1082-9392

Игорь В. Григорьев², silver73@inbox.ru, 0000-0002-5574-1725

Ярослав А. Абузов³, yarusking@mail.ru, 0000-0003-1681-030X

¹ФГБОУ ВО «Тихоокеанский государственный университет», ул. Тихоокеанская, 136, г. Хабаровск, 680035, Российская Федерация

²ФГБОУ ВО «Арктический государственный агротехнологический университет», шоссе Сергеляхское, 3 км, 3, г. Якутск, 677007, Российская Федерация

³ФГАОУ ВО «Национальный исследовательский университет ИТМО», Кронверкский пр., д. 49, лит. А, г. Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация

В статье затронуты актуальные вопросы, которые связаны с транспортным освоением лесных территорий с помощью летательных аппаратов, а именно аэростатических. Дана оценка их возможностей и преимуществ перед другими видами транспорта. Приведены примеры и технические характеристики разработанных и созданных экспериментальных образцов гибридных транспортно-грузовых дирижаблей, которые предназначались для эксплуатации в лесном комплексе. Ключевым вопросом, который рассматривается авторами в данной статье, является аэродинамика корпуса дирижаблей, которая оказывает основное влияние на перемещение и маневренность дирижабля в процессе выполнения транспортно-грузовых операций. Приведена упрощенная методика расчетов обтекания корпуса аэростатического летательного аппарата, которая зависит от геометрических показателей корпуса. Определены основные этапы расчетов аэродинамических показателей, включая поперечное и продольное обтекание корпуса, движение летательного аппарата с углом атаки и влияние при этом аэродинамического давления. Уделено внимание инерционным свойствам окружающей среды и, как следствие, методике расчета при движении с ускорением, где дирижабль представлен телом вращения, на которое оказывает влияние присоединенная масса. Представленная статья является частью цикла научных работ авторов, направленных на исследование технических параметров аэростатических летательных аппаратов, включая аэродинамические показатели.

Ключевые слова: транспортное освоение лесов, гибридные дирижабли, воздушный транспорт леса, аэродинамика, обтекание корпуса


Благодарности: Авторы статьи благодарят Щербакова Юрия Викторовича и Русское Воздухоплавательное Общество за оказанные консультации при подготовке научного материала для данной статьи. Авторы благодарят рецензентов за вклад в экспертную оценку статьи.


Конфликт интересов: авторы заявили об отсутствии конфликта интересов.

Для цитирования: Абузов А. В. К вопросу аэродинамики корпусов транспортно-грузовых дирижаблей, проектируемых для лесного комплекса / А. В. Абузов, И. В. Григорьев, Я. А. Абузов // Лесотехнический журнал. – 2022. – Т. 12. – № 1 (45). – С. 68–81. – Библиогр.: с. 80 (10 назв.). – DOI: <https://doi.org/10.34220/issn.2222-7962/2022.1/6>.

Поступила: 15.02.2022 **Принята к публикации:** 20.03.2022 **Опубликована онлайн:** 01.04.2022

TO THE QUESTION OF AERODYNAMICS HULLS TRANSPORT AND CARGO AIRSHIPS DESIGNED FOR THE FOREST COMPLEX

Aleksandr V. Abuzov¹, 006195@pnu.edu.ru, 0000-0003-1082-9392

Igor V. Grigoriev², silver73@inbox.ru, 0000-0002-5574-1725

Yaroslav A. Abuzov³, yarusing@mail.ru, 0000-0003-1681-030X

¹Pacific National University, st. Pacific, 136, Khabarovsk, 680035, Russian Federation

²Arctic State Agrotechnological University, Sergelyakhskoe highway, 3, km 3, Yakutsk, 677007, Russian Federation

³National Research University ITMO, Kronverksky pr., 49, lit. A, St. Petersburg, 197101, Russian Federation

Abstract

The article touches upon topical issues related to the transport development of forest areas with the help of aircraft, namely aerostatic ones. An assessment of their capabilities and advantages over other modes of transport is given. Examples and technical characteristics of the developed and created experimental samples of hybrid transport-cargo airships, which were intended for operation in the forest complex, are given. The key issue that the authors consider in this article is the aerodynamics of the airship hull, which has a major impact on the movement and maneuverability of the airship in the process of carrying out transport and cargo operations. A simplified method for calculating the flow around the body of an aerostatic aircraft, which depends on the geometric parameters of the body, is presented. The main stages of calculations of aerodynamic parameters are determined, including the transverse and longitudinal flow around the hull, the movement of the aircraft with the angle of attack and the influence of aerodynamic pressure. Attention is paid to the inertial properties of the environment and, as a result, to the method of calculation when moving with acceleration, where the airship is represented by a body of revolution, which is influenced by the attached mass. The presented article is a series of scientific works of the authors aimed at studying the technical parameters of aerostatic aircraft, including aerodynamic performance.

Key words: transport development of forests, hybrid airships, air transport of forests, aerodynamics, hull flow

Acknowledgments: The authors of the article thank Shcherbakov Yury Viktorovich and Russian Aeronautical Society for consultations in preparing the material for this article.

The authors thank the reviewers for their contribution to the peer review of this work.

Conflict of interest: the authors declare no conflict of interest.

For citation: Abuzov A. V., Grigoriev I. V., Abuzov Y. A. (2022) To the question of aerodynamics hulls of transport and cargo airships designed for the forest complex. *Lesotekhnicheskii zhurnal* [Forest Engineering journal], Vol. 12, No. 1 (45), pp. 68-81 (in Russian). DOI: <https://doi.org/10.34220/issn.2222-7962/2022.1/6>.

Received: 15.02.2022 **Revised:** 16.03.2022 **Accepted:** 20.03.2022 **Published online:** 01.04.2022

Введение

Сегодня уже очевидно, что транспорт является одним из основных факторов, определяющих развитие в различных отраслях экономики, и тем более, если речь идёт о лесопромышленном направлении. Освоение новых лесных территорий, особенно труднодоступных, немислимо без хорошо налаженного транспорта, который способен оперативно доставлять многотонные грузы (древесину, конструкции, технику) за сотни или даже тысячи километров, обходясь при этом без временных, часто дорогостоящих, лесных дорог, строительство которых не всегда целесообразно. Поэтому все чаще рассматриваются вопросы о необходимости создания новой комплексной транспортно-технологической системы, обеспечивающей доставку грузов «от двери к двери» [1, 5].

Применение летательных аппаратов тяжелее воздуха, к которым относятся вертолеты и самолеты, оказалось весьма ограничено или просто недопустимо в лесных условиях применения. Поэтому многие специалисты все больше сходятся во мнении, что проблему освоения труднодоступных лесных территорий можно решить с использованием аппаратов легче воздуха – аэростатов, дирижаблей и комбинированных или гибридных летательных аппаратов, сочетающих в себе свойства вертолета и аэростата [3, 6, 9].

Аэростатические летательные аппараты обладают целым комплексом характерных свойств, отвечающих современным требованиям к транспортным средствам. Основными из них являются: практически неограниченная грузоподъемность, дальность и продолжительность полета, наличие грузовых отсеков большого объема, вертикальный взлет и посадка, возможность проведения погрузочно-разгрузочных и монтажных работ в режиме висения, безопасность эксплуатации при отказе силовой установки и системы управления, относительно малые расходы топлива, незначительное воздействие на окружающую среду.

Уже известны новые способы управления аэростатической подъемной силой, которые проходят производственные испытания. Они основаны на системе регулирования нейтрализации подъемной силы несущего газа (гелия), что открывает новые

технические возможности в управлении грузовыми дирижаблями. При этом важным вопросом для обеспечения управляемости данных летательных аппаратов остаются вопросы аэродинамики, основы которых и предлагается рассмотреть в данной научной статье.

Объекты и методы исследования

Современные концепции и проекты аэростатических летательных аппаратов для транспортировки древесины и других грузов основаны на объединении аэростатических и аэродинамических или тепловых принципов изменения вертикальной (подъемной) силы. При этом важную и ключевую роль в определении оптимальных технических и эффективных эксплуатационных характеристик играют именно аэродинамические показатели корпуса летательного аппарата.

Классификация транспортно-грузовых дирижаблей и, соответственно, конфигурации и формы корпусов этих аппаратов зависят в первую очередь от способа создания подъемной силы, которая может создаваться естественной аэростатической силой, движительными установками, эффектом Магнуса, аэродинамическим эффектом и комбинированными системами управления подъемной силой, что присуще гибридным дирижаблям, таким как термoplаны и вертостаты.

К наиболее ярким примерам гибридных дирижаблей можно отнести российский летательный аппарат Термоплан АЛА-40, где для управления подъемной силой, помимо гелия, использовался горячий воздух, а точнее, горячие выхлопные газы турбовинтовых двигателей (рис. 1, а), а также зарубежный (США, Канада) аэростатический летательный аппарат Cyclo-Crane с эффектом Магнуса (рис. 1, б).

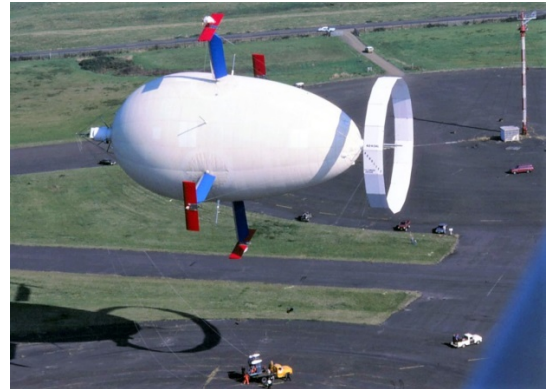
Основные виды гибридных дирижаблей, созданных, прошедших испытания и предназначенных для грузовых транспортно-монтажных операций непосредственно в лесной сфере, отличаются от классических видов летательных аппаратов легче воздуха принципом изменения и регулирования подъемной силы. На сегодняшний момент разработаны и испытаны следующие способы изменения подъемной силы дирижаблей:

- аэростатический + изменение температуры горячего воздуха (находящегося в отдельных отсеках) и гелия + использование винтомоторных установок;
- аэростатический + принцип эффекта Магнуса + винтомоторные установки;
- аэростатический + система переменной плавучести COSH;
- аэростатический + динамическая подъемная сила за счет вертолетных силовых установок.

Одним из ярких проектов в области транспортных дирижаблей является разработка российских конструкторов – это дирижабль МД-900, спроектированный на базе концепции многофункциональной аэростатной системы, которая основана на принципе сменных рабочих модулей (рис. 2). Такое конструктивное решение даёт возможность эксплуатировать аэростатический аппарат и в качестве летающего крана, и как транспортно-грузовое, пассажирское средство, а также как систему для защиты и мониторинга лесных территорий.



а) | а)



б) | б)

Рис. 1. Гибридные аэростатические летательные аппараты: а) термоплан АЛА-40; б) Cyclo-Crane
Figure 1. Hybrid aerostatic aircraft: a) thermoplan ALA-40; b) Cyclo-Crane

Источник: результаты аналитических исследований авторов
Source: results of the authors' analytical studies



Рис. 2. Транспортно-грузовой дирижабль МД-900

Figure 2. Transport cargo airship MD-900

Источник: результаты аналитических исследований авторов
Source: results of the authors' analytical studies

Результаты исследования и их обсуждение

Вопросы аэродинамики при создании грузовых дирижаблей принято разделять на два этапа. На первом этапе проектирования это выбор размеров, формы оперения и органов управления, обеспечивающих аппарату необходимые устойчивость и управляемость, а также определение потребной длины носового усиления (в случае дирижабля классической формы). На втором этапе это определение его динамических характеристик и распределение аэродинамических нагрузок на его элементы, что необходимо для решения прочностных задач по силовым элементам конструкции дирижабля.

Рассмотрим упрощенную методику расчетов обтекания корпуса транспортно-грузового дирижабля, которая начинается с определения показателя потенциального обтекания, зависящего от геометрических характеристик летательного аппарата, угла и направления движения. Упрощенную методику целесообразно использовать на первых этапах проектирования дирижабля при формировании дизайна летательного аппарата.

Для начала рассмотрим основные геометрические соотношения, для чего будем использовать расчетную схему, представленную на рис. 3.

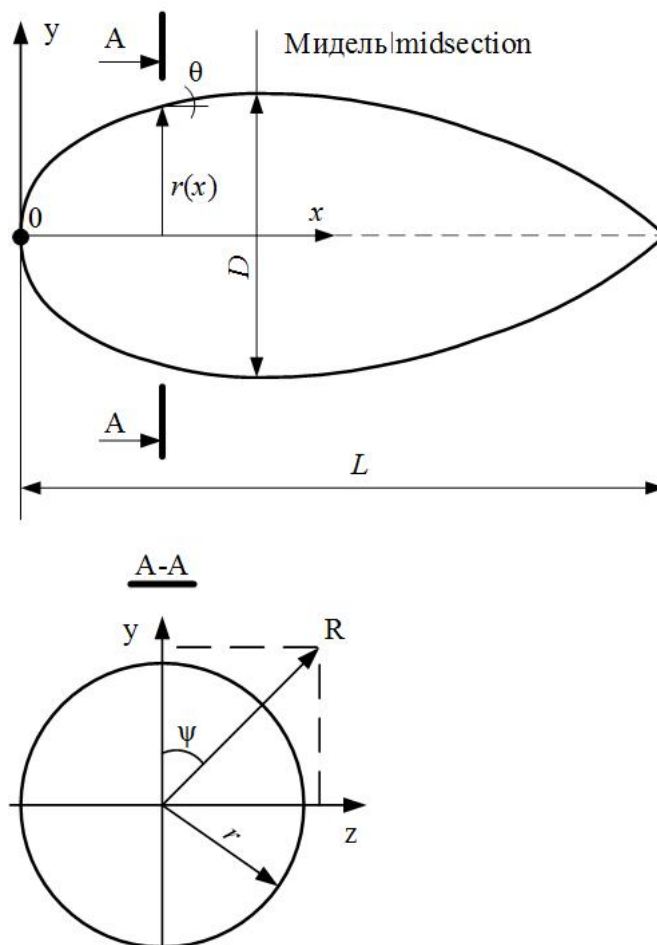


Рис. 3. Расчетная схема для определения геометрических соотношений

Figure 3. Calculation scheme for determining geometric ratios

Источник: результаты аналитических исследований авторов

Source: results of the authors' analytical studies

Представим корпус воздушного корабля в виде тела вращения длиной L и диаметром миделя D . Тогда его удлинение будет равно

$$\lambda = \frac{L}{D}. \quad (1)$$

Для расчета применим две системы координат: декартову (x, y, z) и цилиндрическую (x, R, ψ) . Переход от первой ко второй осуществляется соотношениями

$$y = R \cos \theta, \quad z = R \sin \theta. \quad (2)$$

Цилиндрическая система координат удобна для описания тела вращения, поверхность которого при этом задаётся уравнением

$$r = r(x), \quad (3)$$

где r – радиус вращения в рассматриваемом сечении.

В практике дирижаблестроения форму корпуса описывают с помощью уравнения меридионального обвода, то есть уравнения меридиана $\psi=0$. Обычно его представляют в безразмерной форме:

$$\bar{y} = \bar{y}(\bar{x}), \quad (4)$$

$$\text{где } \bar{y} = \frac{y}{D}, \quad \bar{x} = \frac{x}{L}. \quad (5)$$

Тогда форма тела вращения в цилиндрических координатах также может быть задана в безразмерном виде (за единицу измерения принята длина тела):

$$\bar{r} = \bar{r}(\bar{x}) = \frac{\bar{y}(\bar{x})}{\lambda}, \quad (6)$$

$$\text{где } \bar{r} = \frac{r}{L}. \quad (7)$$

Важной характеристикой обвода является угол θ между касательной к меридиану в рассматриваемом сечении и осью корпуса (рис. 4). В дальнейших выкладках нам потребуются выражения для его тригонометрических функций:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{dr}{dx} = \bar{r}' = \frac{\bar{y}'}{\lambda}, \quad \cos \theta = \frac{1}{\sqrt{1 + (\bar{r}')^2}}. \quad (8)$$

Здесь и далее для безразмерных величин штрих обозначает производную по \bar{x} .

В первом приближении допустимо пренебрегать вязкими свойствами воздуха, представляя его как идеальную жидкость. В этом случае обтекание корпуса будет происходить без вращения

частиц воздуха. Такое движение среды называют безвихревым или потенциальным. Второе название отражает тот факт, что для безвихревого течения вектор скорости v является градиентом некоторой функции ϕ , именуемой потенциалом; в случае цилиндрических координат

$$v_x = \frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad v_R = \frac{\partial \phi}{\partial R}, \quad v_\psi = \frac{\partial \phi}{R \partial \psi}, \quad (9)$$

причём делитель R в правой части последнего уравнения поставлен с целью получить скорость в традиционной размерности (м/с).

Теория потенциального течения позволяет с достаточной точностью рассчитывать обтекание корпуса при малых углах атаки, которые характерны при движении транспортно-грузового дирижабля, за исключением сравнительно небольшой области на корме.

Рассмотрим потенциалы простейших пространственных течений: равномерного потока, источника (стока) и диполя.

Потенциалы равномерных потоков, движущихся с единичной скоростью вдоль осей x и y , запишутся соответственно:

$$\phi = x, \quad \phi = y. \quad (10)$$

Объёмный источник создаёт поток, равномерно растекающийся из точки пространства во всех направлениях. Его потенциал

$$\phi = -\frac{q}{R}, \quad (11)$$

где q – интенсивность источника, равная скорости потока на единичном расстоянии от него; R – расстояние рассматриваемой точки потока от источника.

Если в декартовой системе рассматриваемая точка имеет координаты (x, y, z) , а источник – координаты (x_u, y_u, z_u) , то соединяющий их радиус-вектор и расстояние между ними будут, соответственно,

$$\bar{R} = (x - x_u, y - y_u, z - z_u) \quad \text{и} \\ R = \sqrt{(x - x_u)^2 + (y - y_u)^2 + (z - z_u)^2} \quad (12)$$

В случае, когда интенсивность источника меньше нуля, он втягивает в себя поток из пространства; в этом случае его называют стоком.

Если рассмотреть близко расположенные источник и сток, интенсивности которых равны по

абсолютной величине и обратно пропорциональны расстоянию между ними, и при этом стремиться привести расстояние к нулю, то получим пространственный диполь с потенциалом

$$\varphi_{\partial} = \frac{(\vec{m}\vec{R})}{R^3}, \quad (13)$$

где m – вектор момента диполя, направленный от стока к источнику; R – радиус-вектор, соединяющий диполь с рассматриваемой точкой.

Отметим, что в качестве интенсивности источника Q принято принимать скорость потока через воображаемую сферу единичной площади, в центре которой расположен источник. Аналогичным образом меняется и определение момента диполя M :

$$q = \frac{Q}{4\pi}, \quad \vec{m} = \frac{\vec{M}}{4\pi}. \quad (14)$$

Для примера рассмотрим потенциалы источника диполя, расположенные на оси x ; при этом вектор момента диполя направлен обратно оси y , то есть от $\vec{m} = (0, -m, 0)$. В цилиндрической системе координат выражения этих потенциалов имеют вид

$$\varphi_u = -\frac{q}{[(x-x_u)^2 + R^2]^{1/2}}, \quad (15)$$

$$\varphi_{\partial} = \frac{m R \cos\psi}{[(x-x_{\partial})^2 + R^2]^{3/2}}. \quad (16)$$

В процессе эксплуатации корпус дирижабля всегда подвергается воздействию от ветрового потока и плотности воздуха, соответственно, необходимо знать показатели продольного и поперечного обтекания.

Продольное обтекание тела вращения может быть представлено в виде наложения равномерного потока единичной скорости вдоль оси x и потока с источников (стоков) q_1, q_2, \dots, q_n , расположенных на этой оси внутри тел (рис. 4). Тогда с учётом (10), (15), (16) запишем суммарный потенциал:

$$\varphi_{\text{прод.}} = x - \sum_{j=1}^n \frac{q_j}{[(x-x_j)^2 + R^2]^{1/2}}. \quad (17)$$

Аналогичным образом представим поперечное обтекание тела вращения в виде сложения равномерного потока единичной скорости вдоль оси y и поток от диполей, m_1, m_2, \dots, m_n , размещённых на

оси корпуса таким образом, что векторы моментов направлены обратно y (рис. 4). Тогда с учётом (10), (15) и (16) выражение для суммарного потенциала примет вид

$$\varphi_{\text{нон.}} = \left\{ R - \sum_{j=1}^n \frac{Rm_j}{[(x-x_j)^2 + R^2]^{3/2}} \right\} \cos\psi. \quad (18)$$

В обоих случаях скорость равномерного потока берётся равной единице. Источники и диполи удобнее всего расположить по оси на равных расстояниях, как это показано на рис. 4. Расстояние между соседними источниками или диполями в долях длины корпуса

$$\Delta = \frac{1}{n+1}. \quad (19)$$

На поверхности тела необходимо удовлетворить условие не протекания: нормальная к поверхности составляющая скорости должна быть равна нулю. Согласно расчетной схеме на рис. 4 получим:

$$v_R - v_x \operatorname{tg}\theta = 0, \quad (20)$$

где продольная составляющая скорости

$$v_s = \frac{v_x}{\cos\theta}. \quad (21)$$

Тогда, выражая скорости на поверхности тела через потенциал, получим в окончательном виде условие непротекания (граничное условие), а также зависимости для продолжительной и окружной составляющих скорости:

$$\left(\frac{\partial\varphi}{\partial R} - \operatorname{tg}\theta \frac{\partial\varphi}{\partial x} \right)_{R=r} = 0, \quad v_s = \frac{1}{\cos\theta} \left(\frac{\partial\varphi}{\partial x} \right)_{R=r},$$

$$v_{\psi} = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial\varphi}{\partial\psi} \right)_{R=r}. \quad (22)$$

Рассмотрим условие непротекания для ряда контрольных сечений x_i (рис. 4). Подставляя в него выражения для суммарных потенциалов $\varphi_{\text{прод.}}$, $\varphi_{\text{нон.}}$, после преобразований получим две системы линейных уравнений q_i и m_i . При этом воспользуемся безразмерной формой записи (6), (7) и выразим тригонометрические функции угла θ согласно (8).

Для случая продольного обтекания система уравнений имеет вид

$$\sum_{j=1}^n A_{ij}^0 q_j = \vec{r}'_i \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (23)$$

$$\text{где } A_{ij}^0 = \frac{\bar{r}_i - (\bar{x}_i - \bar{x}_j) \bar{r}_i'}{\left[(\bar{x}_i - \bar{x}_j)^2 + \bar{r}_i'^2 \right]^{3/2}}. \quad (24)$$

Решая эту систему уравнений, получим значения интенсивностей источников q_i , что даст возможность определить составляющие скорости:

$$v_s = u_0, \quad v_\psi = 0, \quad (25)$$

$$\text{где } u_0 = \left\{ 1 + \sum_{j=1}^n \frac{(\bar{x} - \bar{x}_j) q_j}{\left[(\bar{x} - \bar{x}_j)^2 + \bar{r}^2 \right]^{3/2}} \right\} \sqrt{1 + (\bar{r}')^2}. \quad (26)$$

Введение обозначения u_0 , дублирующего v_s , выполнено для удобства и единообразия последующих расчетов.

Запишем систему уравнений для случая поперечного обтекания:

$$\sum_{j=1}^n A_{ij}^1 m_j = 1 \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (27)$$

$$\text{где } A_{ij}^1 = \frac{(\bar{x}_i - \bar{x}_j)^2 - 2\bar{r}_i'^2 + 3\bar{r}_i'(\bar{x}_i - \bar{x}_j) \bar{r}_i'}{\left[(\bar{x}_i - \bar{x}_j)^2 + \bar{r}_i'^2 \right]^{5/2}}. \quad (28)$$

Решив данную систему уравнений, получим абсолютные значения моментов диполей, которые должны быть приблизительно пропорциональны квадратам радиусов соответствующих поперечных сечений:

$$m_j \sim \bar{r}_j^2. \quad (29)$$

Зная m_j , определим составляющие скорости обтекания:

$$u_s = u_1 \cos \psi, \quad (30)$$

$$\text{где } u_1 = \sum_{j=1}^n \frac{3\bar{r}(\bar{x} - \bar{x}_j) m_j}{\left[(\bar{x} - \bar{x}_j)^2 + \bar{r}^2 \right]^{5/2}} \sqrt{1 + (\bar{r}')^2}; \quad (31)$$

$$u_\psi = u_\psi \sin \psi, \quad (32)$$

$$\text{где } u_\psi = \sum_{j=1}^n \frac{m_j}{\left[(\bar{x} - \bar{x}_j)^2 + \bar{r}^2 \right]^{3/2}} - 1. \quad (33)$$

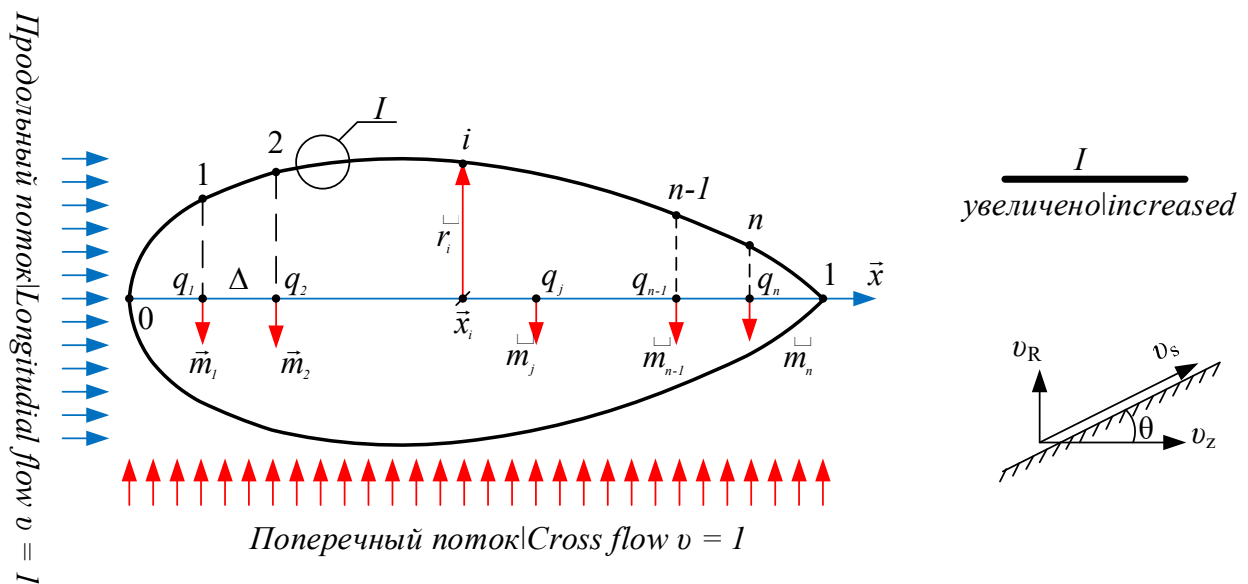


Рис. 4. Схема для расчета продольного и поперечного обтекания корпуса дирижабля
 Figure 4. Scheme for calculating the longitudinal and transverse flow around the hull of the airship

Источник: результаты аналитических исследований авторов
 Source: results of the authors' analytical studies

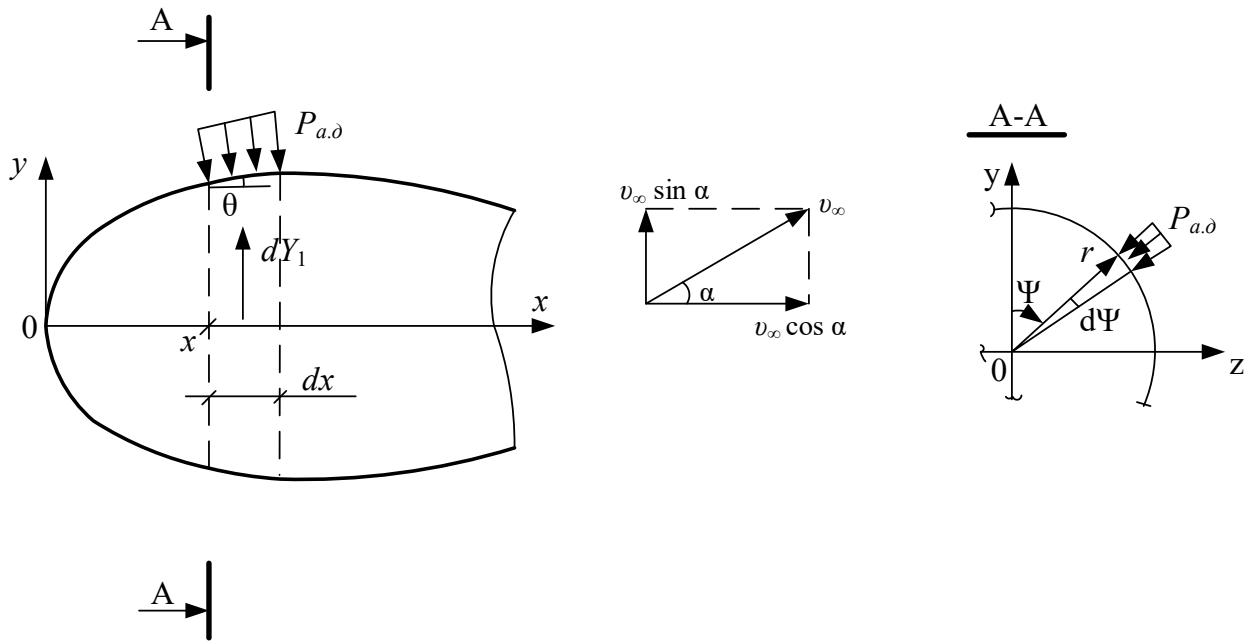


Рис. 5. Схема для расчета аэродинамических нагрузок на корпус при поперечном обтекании
 Figure 5. Scheme for calculating aerodynamic loads on the hull in a transverse flow

Источник: результаты аналитических исследований авторов
 Source: results of the authors' analytical studies

Отдельно отметим, что для случая осевого обтекания должно выполняться дополнительное условие замкнутости тела

$$\sum_{j=1}^n q_j = 0, \quad (34)$$

которое следует подставить вместо k -го уравнения системы (27), приняв все коэффициенты A_{ij}^0 равными единице и записав 0 вместо \vec{r}'_k в правой части. Значение k следует выбирать так, чтобы контрольное сечение, соответствующее k -му уравнению, располагалось недалеко от миделя корпуса. При достаточно большом количестве контрольных точек на удлинении корпуса, превышающего 3, удовлетворять дополнительное условие необязательно, так как это практически не отразится на точности вычислений [4, 8].

Следующим этапом рассмотрим движение дирижабля с углом атаки, вследствие чего корпус летательного аппарата подвергается аэродинамическим нагрузкам. Примем условие, что корпус дирижабля представлен телом вращения, обтекаемым под углом атаки α равномерным потоком, имеющим скорость v_∞ . Тогда результирующее течение

на поверхности потенциальной модели может быть представлено в виде наложения двух потоков – это осевое обтекание со скоростью $v_\infty \cos \alpha$ и обтекание поперечным потоком, имеющим скорость $v_\infty \sin \alpha$ (рис. 5). Используя решения (27 – 33) для продольного и поперечного обтекания, получим выражения для меридиональной и окружной составляющих скорости при движении дирижабля с углом атаки:

$$\begin{cases} v_s = v_\infty (u_0 \cos \alpha + u_1 \sin \alpha \cos \psi) \\ v_\psi = v_\infty u_\psi \sin \alpha \sin \psi \end{cases} \quad (35)$$

Тогда величина суммарной скорости на поверхности тела

$$v = \sqrt{v_s^2 + v_\psi^2} = v_\infty \sqrt{(u_0 \cos \alpha + u_1 \sin \alpha \cos \psi)^2 + u_\psi^2 \sin^2 \alpha \sin^2 \psi}. \quad (36)$$

Аэродинамическое давление p_{a0} определим из уравнения Бернулли:

$$p_{a0} + \frac{\rho v^2}{2} = \frac{\rho v_\infty^2}{2}, \quad (37)$$

$$\text{откуда } p_{a0} = c_p \frac{\rho v_\infty^2}{2}, \quad c_p = 1 - \left(\frac{v}{v_\infty} \right)^2. \quad (38)$$

Здесь c_p – коэффициент давления, который с учётом выражения для суммарной скорости v может быть представлен следующим образом:

$$c_p = 1 - (u_0 \cos \alpha + u_1 \sin \alpha \cos \psi)^2 - u_\psi^2 \sin^2 \alpha \sin^2 \psi. \quad (39)$$

Допускаем, что последнее слагаемое в правой части сравнительно невелико, исходя из этого считаем, что для $\alpha > 0$ максимальное аэродинамическое давление реализуется при $\psi = \pi$ для носовой части корпуса либо при $\psi = 0$ – для кормовой. В нашем случае при движении дирижабля большая нагрузка распределяется в носовой части, соответственно, усилие в данной части корпуса может быть представлено выражением

$$(c_p)_{\psi=\pi} = 1 - (u_0 \cos \alpha - u_1 \sin \alpha)^2. \quad (40)$$

Другой важной характеристикой, помимо аэродинамического давления, считается поперечная нагрузка на корпус дирижабля, показывающая, какая нормальная сила может приходиться на единицу его длины в определенном рассматриваемом сечении. Для примера рассмотрим отсек корпуса длиной dx , на поверхность которого действует аэродинамическое давление p_{ad} (рис. 5) Тогда нормальная сила, которая действует на отсек корпуса, может быть представлена выражением

$$dY_1 = \left(\int_0^{2\pi} (p_{ad} \cos \theta \cos \psi r) d\psi \right) \frac{dx}{\cos \theta}, \quad (41)$$

Учитывая аэродинамическое давление p_{ad} , получим зависимость для распределённой поперечной нагрузки:

$$p_y = \frac{dY_1}{dx} = \frac{\rho v_\infty^2}{2} r \int_0^{2\pi} c_p \cos \psi d\psi. \quad (42)$$

Раскроем интеграл с учётом зависимости для коэффициента давления c_p :

$$\begin{aligned} \int_0^{2\pi} c_p \cos \psi d\psi = & \int_0^{2\psi} \left[(1 - u_0^2 \cdot \cos^2 \alpha) \cos \psi + \right. \\ & \left. + u_0 u_1 \cdot \sin 2\alpha \cdot \cos^2 \psi - u_1^2 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos^3 \psi - \right. \\ & \left. - u_\psi^2 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \sin^2 \psi \cdot \cos^2 \psi \right] d\psi. \end{aligned} \quad (43)$$

Учитывая, что при интегрировании слагаемые в квадратных скобках, кроме второго ($u_0 u_1 \sin 2\alpha \cos^2 \psi$), дают ноль, то в результате интеграл можно записать в упрощённом виде:

$$\int_0^{2\pi} c_p \cos \psi d\psi = \pi u_0 u_1 \cdot \sin 2\alpha, \quad (44)$$

откуда
$$p_y = \pi u_0 u_1 r \frac{\rho v_\infty^2}{2} \sin 2\alpha. \quad (45)$$

Для дальнейших практических расчётов целесообразней использовать безразмерную запись:

$$p_y = \frac{dY_1}{dx} = \bar{p}_y (\pi D) \frac{\rho v_\infty^2}{2} \sin 2\alpha, \quad (46)$$

где $\bar{p}_y = u_0 u_1 \bar{y}$ – безразмерная нагрузка.

Зная распределение поперечной нагрузки, определяем опрокидывающий момент относительно центра объема корпуса и соответствующую этому нормальную силу.

$$M_z = (\pi D L^2) \frac{\rho v_\infty^2}{2} \sin 2\alpha \int_0^1 \bar{p}_y (\bar{x}_{цo} - \bar{x}) d\bar{x}, \quad (47)$$

где $\bar{x}_{цo}$ – координата x центра объёма в долях длины корпуса.

$$Y_1 = (\pi D L) \frac{\rho v_\infty^2}{2} \sin 2\alpha \int_0^1 \bar{p}_y d\bar{x}, \quad (48)$$

Также для расчета опрокидывающего момента при малых углах атаки целесообразно использовать традиционное выражение, принятое в аэродинамике:

$$M_z = m_z^\alpha \cdot \alpha \frac{\rho v_\infty^2}{2} U, \quad (49)$$

$$m_z^\alpha = \frac{\delta \lambda}{\phi} \int_0^1 [u_0 u_1 \bar{y} (\bar{x}_{цo} - \bar{x})] dx; \quad (50)$$

где U , λ и ϕ – объём, удлинение и коэффициент полноты корпуса;

m_z^α – производная коэффициента аэродинамического момента m_z углу атаки при $\alpha = 0$.

Далее рассмотрим пример, который наиболее часто встречается в практике эксплуатации дирижабля, – это движение летательного аппарата с некоторым ускорением или, наоборот, торможением, учитывая при этом воздействие воздушных порывов.

При этом особенность движения аэростатических летательных аппаратов состоит в том, что на исходные суммарные потенциалы по направлению нормали большое влияние оказывают инерционные свойства окружающей среды, тогда как при рассмотрении движения летательных аппаратов тяжелее воздуха, например, вертолетов или самолетов, ими обычно можно пренебречь.

Расчеты динамики ускоренного движения тела в идеальной жидкости имеют достаточно сложный математический аппарат [2, 4, 7, 8, 10], поэтому в нашем случае будем использовать её основные выводы применительно к телу вращения, которые необходимы чисто для практических целей.

Допустим, что тело вращения движется поступательно в бесконечной и неподвижной идеальной жидкости, причём его ось совпадает с осью x . Тогда вектор скорости и кинетическую энергию тела можно выразить соответственно:

$$\vec{v} = (v_x, v_y, v_z) \quad \text{и} \quad T = \frac{m}{2}(v_x^2 + v_y^2 + v_z^2). \quad (51)$$

Суммарный потенциал скорости, описывающий это движение, представим в виде

$$\varphi = \varphi_1 v_x + \varphi_2 v_y + \varphi_3 v_z, \quad (52)$$

где $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ – потенциалы движения с единичной скоростью соответственно в направлениях осей x, y, z . Согласно научным трудам [2, 7, 8], кинетическая энергия жидкости плотностью ρ рассчитывается:

$$T_{ж} = \frac{1}{2}(\lambda_{11}v_x^2 + \lambda_{22}v_y^2 + \lambda_{33}v_z^2), \quad (53)$$

$$\text{где} \quad \lambda_{ii} = -\rho \iint_{S_{нов}} \varphi_i \frac{d\varphi_i}{dn} dS \quad (i=1, 2, 3). \quad (54)$$

где $S_{нов}$ – площадь поверхности тела; n – нормаль к этой поверхности.

Сравнивая выражения для T и $T_{ж}$, видим, что $\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{33}$ имеют размерность массы (в силу осевой симметрии $\lambda_{22}=\lambda_{33}$). Тогда запишем уравнения ускоренного движения тела вдоль осей x и y :

$$F_x = \frac{\partial v_x}{\partial t}(m + \lambda_{11}), \quad F_y = \frac{\partial v_y}{\partial t}(m + \lambda_{22}), \quad (55)$$

где F_x, F_y – силы, которые необходимо приложить к телу для сообщения ему ускорения вдоль осей x и y . Соответственно, ускоренное движение тела в идеальной жидкости можно рассматривать как происходящее в пустоте, если к нему присоединить добавочные массы λ_{11} и λ_{22} , которые называются присоединёнными массами.

В практике обычно применяют такое понятие, как коэффициенты присоединённых масс k_1, k_2 .

$$\lambda_{11} = \rho U k_1, \quad \lambda_{22} = \rho U k_2, \quad (56)$$

где U – объём тела вращения.

Для вычисления λ_{11} и λ_{22} используем суммарные потенциалы источников и диполей, определяемые согласно методике расчета продольного и поперечного обтекания, вычитая из них при этом потенциалы невозмущённых потоков:

$$\Phi_{прод.}^* = \varphi_{прод.} - x, \quad \Phi_{поп.}^* = \varphi_{поп.} - R \cos\theta. \quad (57)$$

Зная, что производные исходных суммарных потенциалов по направлению к поверхности равны нулю вследствие условия непротекания, производные преобразованных потенциалов будут равны проекции нормали на направление соответствующего невозмущённого потока:

$$\frac{\partial \Phi_{прод.}^*}{\partial n} = -\frac{\partial x}{\partial n} = -n_x, \quad (58)$$

$$\frac{\partial \Phi_{поп.}^*}{\partial n} = \frac{\partial(R \cos\theta)}{\partial n} = -\frac{\partial y}{\partial n} = -n_y. \quad (59)$$

В результате выражения для коэффициентов присоединённых масс примут вид

$$k_1 = \frac{1}{U} \iint_{S_{нов.}} \Phi_{прод.}^* n_x dS, \quad k_2 = \frac{1}{U} \iint_{S_{нов.}} \Phi_{поп.}^* n_y dS. \quad (60)$$

Аналогично рассмотрим случай вращения корпуса дирижабля с угловым ускорением $d\omega/dt$ (рад/с) вокруг оси Y_u или Z_u , проходящих через центр объёма. Вращательный момент описывается формулой

$$M = \frac{\partial v}{\partial t}(J + \rho k_\omega J_1), \quad (61)$$

где J – собственный момент инерции корпуса дирижабля;

J_1 – момент инерции однородного тела единичной плотности, совпадающего по размерам и форме с корпусом;

k_ω – коэффициент присоединённого момента инерции.

Как указывалось выше, в приближённых аэродинамических расчётах можно провести аналогию между корпусом дирижабля и эллипсоидом вращения с удлинением λ . Тогда рассмотренные характеристики можно вычислить по формуле

$$U = \frac{\pi D^2 L}{6}, \quad J_1 = \frac{UL^2}{20} \left(1 + \frac{1}{\lambda^2}\right), \quad (62)$$

$$k_1 = \frac{\alpha_0}{2 - \alpha_0}, \quad k_2 = \frac{\beta_0}{2 - \beta_0}, \quad (63)$$

$$k_{\sigma} = \frac{e^4 (\beta_0 - \alpha_0)}{(2 - e^2) [2e^2 - (2 - e^2)(\beta_0 - \alpha_0)]}, \quad (64)$$

где α_0, β_0 – промежуточные коэффициенты, e – эксцентриситет эллипсоида:

$$\alpha_0 = \frac{1 - e^2}{e^3} \left(\ln \frac{1 + e}{1 - e} - 2e \right), \quad \beta_0 = 1 - \frac{\alpha_0}{2}, \quad e = \sqrt{1 - \frac{1}{\lambda^2}}. \quad (65)$$

В случае, когда $\lambda = 1$, эллипсоид вращения вырождается в сферу, для которой $k_1 = k_2 = 0,5, k_{\sigma} = 0$. При стремлении удлинения к

бесконечности коэффициент k_1 стремится к нулю, а k_2 и k_{σ} – к единице.

Отметим, что для больших удлинений корпуса коэффициент присоединённой массы k_2 может быть также приближённо описан формулой Пабста [8]:

$$k_2 \approx \frac{\lambda}{\sqrt{1 + \lambda^2}} \left(1 - 0,425 \frac{\lambda}{1 + \lambda^2} \right). \quad (66)$$

Результаты расчёта k_1, k_2, k_{σ} согласно (63) и (64) представлены на графике (рис. 6).

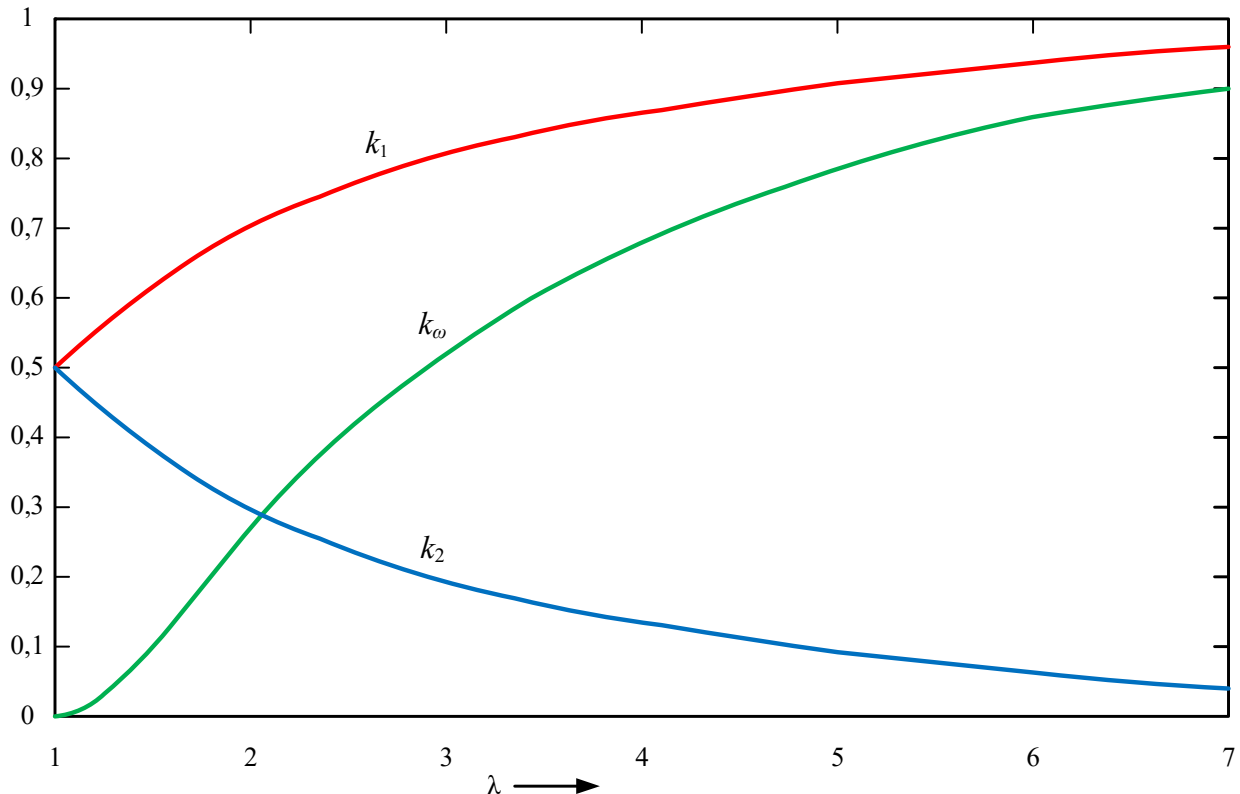


Рис. 6. Коэффициенты k_1, k_2, k_{σ} для эллипсоида вращения

Figure 6. Coefficients k_1, k_2, k_{σ} for an ellipsoid of revolution

Источник: результаты аналитических исследований авторов

Source: results of the authors' analytical studies

Выводы

1. Приведенные в данной научной статье расчеты аэродинамических показателей корпусов для транспортно-грузовых дирижаблей будут востребованы для первого ознакомления с данным направлением и могут послужить базой для проектирования аэростатических летательных аппаратов для лесного комплекса.

2. В силу того, что применение данного типа дирижаблей предполагается также в горной местности, которой присущи турбулентность воздушных потоков и часто меняющиеся направления ветра, то и расчеты, в частности коэффициентов присоединенных масс, будут требовать индивидуального подхода, учитывающего территориальные особенности эксплуатации.

Библиографический список

1. Абузов А. В. Возможность применения аэростатических летательных аппаратов в лесохозяйственной сфере. Философия современного природопользования в бассейне реки Амур = アムール川流域における現代の森林利用の原理 : материалы VIII междунар. науч.-практ. конф. (Хабаровск, 30 апреля 2019 г.) ; [отв. ред. П. Б. Рябухин]. Хабаровск : Изд-во Тихоокеан. гос. ун-та, 2019. Вып. 8. С. 72–75.
2. Аэрогидродинамика. Москва : Машиностроение, 1993. 608 с.
3. Козловский В. Б., Худоленко О. В., Дервянко В. С. Аэростатические летательные аппараты для отраслей экономики. Москва : Воздушный транспорт, 2007. 480 с.
4. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Изд. 2-е, перераб. и доп. Москва : Машиностроение, 1969. 502 с.
5. Отчет о научно-исследовательской работе «Исследование возможностей использования летательных аппаратов на лесозаготовках в горных условиях». Ч. 1 и 2. Химки : ЦНИИМЭ, 1985. 189 с.
6. Абузов А. В., Рябухин П. Б. Транспортное освоение труднодоступных лесных территорий с применением летательных аппаратов : учеб. пособие ; М-во науки и высшего образования РФ, ФГБОУ ВО «ТОГУ». Хабаровск : Издательство ТОГУ, 2020. 115, [1] с.
7. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. Москва : Наука, 1987. 840 с.
8. Шишин В. М. Гидромеханика. Москва : Высшая школа, 1990. – 384 с.
9. Guimier D. Y., Vern G. Wellburn Logging with heavy-lift airships. FERIC, Technical Report №TR-58, May, 1984. 115 p.
10. Xiaohua Zhao. Statics and dynamics simulation of a multi-tethered aerostat systems. B.S., Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994. 137 p.

References

1. Abuzov A. V. Vozmozhnost' primeneniya aerostaticeskikh letatel'nykh apparatov v lesokhozyaystvennoy sfere. Filosofiya sovremennogo prirodopol'zovaniya v bassejne reki Amur = amūru chuān liú yùniokeru xiàn dàino sēn lín lì yòngno yuán lǐ : materialy VIII mezhhdunar. nach.-prakt. konf. (Khabarovsk, 30 aprelya 2019 g.); [ed. by P. B. Ryabukhin]. Khabarovsk, 2019. Vol. 8, pp. 72-75 (In Russian).
2. Aerogidrodinamika. Moscow : Mashinostroyeniye, 1993. 608 p. (In Russian).
3. Kozlovskiy V. B., Khudolenko O. V., Derevyanko V. S. Aerostaticheskiye letayushchiye apparaty dlya otrasley ekonomiki. Moscow : Vozdushnyy transport, 2007. 480 p. (In Russian).
4. Ostoslavskiy I. V., Strazheva I. V. Dinamika poleta. Trayektorii letatel'nykh apparatov. (2nd ed., revis.). Moscow : Mashinostroenie, 1969, 502 p. (In Russian).
5. Otchet o nauchno-issledovatel'skoy rabote «Issledovaniye vozmozhnostey ispol'zovaniya letatel'nykh apparatov na lesozagotvokakh v gornyykh usloviyakh». Chast' 1 i 2. Khimki: TSNIIME, 1985. 189 s. (In Russian).
6. Abuzov A. V., Ryabukhin P. B. Transportnoye osvoyeniye trudnodostupnykh lesnykh territoriy s primeneniyyem letatel'nykh apparatov: uchebnoye posobiye. Khabarovsk : Izdatel'stvo TOGU, 2020. 115, [1] s. (In Russian).
7. Loytsyanskiy L. G. Mekhanika zhidkosti i gaza. Moscow : Nauka, 1987. 840 p. (In Russian).
8. Shishin V. M. Gidromekhanika. Moscow : Vysshaya shkola, 1990, 384 p. (In Russian).
9. Guimier D. Y., Vern G. Wellburn Logging with heavy-lift airships. FERIC, Technical Report №TR-58, May, 1984. 115 p.
10. Xiaohua Zhao. Statics and dynamics simulation of a multi-tethered aerostat systems. B.S., Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994. 137 p.

Сведения об авторах

Абузов Александр Викторович – доктор технических наук, профессор кафедры технологии лесопользования и ландшафтного строительства ФГБОУ ВО «Тихоокеанский государственный университет», ул. Тихоокеанская, 136, г. Хабаровск, 680035, Российская Федерация; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1082-9392>, e-mail: 006195@pnu.edu.ru.

Григорьев Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор кафедры технологии и оборудования лесного комплекса ФГБОУ ВО «Арктический государственный агротехнологический университет», шоссе Сергеляхское, 3 км, 3, г. Якутск, 677007, Российская Федерация; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5574-1725>, e-mail: silver73@inbox.ru.

Абузов Ярослав Александрович – студент ФГАОУ ВО «Национальный исследовательский университет ИТМО», Кронверкский пр., д. 49, лит. А, г. Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация.

Information about the authors

Aleksandr V. Abuzov – D. Sci. in Technical Sciences, Professor of the Department of Forest Management Technology and Landscape Construction, Pacific National University, st. Pacific, 136, Khabarovsk, 680035, Russian Federation; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1082-9392>, e-mail: 006195@pnu.edu.ru.

Igor V. Grigoriev – D. Sci. in Technical Sciences, Professor of the Department of Technology and Equipment of the Forestry Complex, Arctic State Agrotechnological University, Sergelyakhskoe highway, 3, km 3, Yakutsk, 677007, Russian Federation; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5574-1725>, e-mail: silver73@inbox.ru.

Yaroslav A. Abuzov – student, National Research University ITMO, Kronverksky pr., 49, lit. A, St. Petersburg, 197101, Russian Federation; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1681-030X>, e-mail: yarusking@mail.ru.