



УДК 629.733:004.942

UDC 629.733:004.942

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ ГИБРИДНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТАНГАЖЕМ ДИРИЖАБЛЯ

CONSTRUCTION OF AN AIRSHIP PITCH HYBRID CONTROL SYSTEM

*Н. В. Кудинов, С. П. Новиков**N. V. Kudinov, S. P. Novikov*

Донской государственной технической
университет, Ростов-на-Дону, Российская
Федерация

Don State Technical University, Rostov-on-Don,
Russian Federation

nikudinov@gmail.comnikudinov@gmail.com

Рассматривается проблема использования летательных аппаратов аэростатного типа, описываются варианты конструкций с несколькими баллонетами, позволяющими осуществлять контроль тангажа дирижабля. Сделаны выводы о необходимости разработки гибридной системы управления дифферентом дирижабля. Приводится схема модели в среде *Simulink* и сравнительные результаты имитационных экспериментов.

The article considers the problem of using aircrafts of balloon type, describes a variety of designs with multiple ballonets that allow controlling the airship pitch. It was concluded that it is necessary to develop the airship trim hybrid control system. It presents a model diagram in *Simulink* environment and the comparative results of simulation experiments.

Ключевые слова: дирижабль, баллонетная система, ориентация, гибридное управление.

Keywords: airship, ballonnet system, orientation, hybrid control.

Введение. В настоящее время в России возрождается интерес к разработке и использованию летательных аппаратов аэростатного типа. Традиционные схемы управления, реализованные на основе опыта управления транспортными средствами, не могут обеспечить потребности, связанные с управлением дирижабля и его отдельными подсистемами. В связи с этим разрабатываются различные варианты конструкций с несколькими баллонетами, позволяющими осуществлять контроль крена и/или тангажа дирижабля, когда это невозможно сделать с помощью аэродинамических рулей.

Основываясь на материалах [1, 2], можно сделать выводы о необходимости разработки гибридной системы управления, содержащей:

- детерминированные системы управления подпором в корпусе дирижабля и дифферентом дирижабля при низких скоростях движения, характерных для режимов взлета, посадки, патрулирования;
- аэродинамическую систему, которой передается управление при эффективных скоростях.

Полученная модель показывает хорошие эксплуатационные свойства. Описаны ее схема и результаты компьютерного моделирования в среде *Simulink*. Графически проиллюстрировано качество управления ориентацией дирижабля при сохранении давления подпора в корпусе, обеспечивающего его заданную жесткость.

Основная часть. В конструкции дирижаблей предусмотрены различные системы управления как дирижабля в целом, так и отдельных его систем. Одной из таких систем является

баллонетная, которая поддерживает его оболочку, удерживающую подъемный газ (ПГ) в неизменном состоянии. Управление баллонетной системой традиционно осуществлялось с помощью системы клапанов и вентиляторов, позволяющих поддерживать заданный перепад давления. Изменение массовых характеристик накопления в баллонете влияет на ориентацию дирижабля. При использовании нескольких баллонетов существует возможность управления ориентацией дирижабля, которая осуществляется с помощью системы аэродинамических рулей.

С увеличением высоты воздухоплавания внешнее давление атмосферы падает и происходит постепенное вытеснение воздуха, накопленного в баллонетах. При снижении дирижабля внешнее давление атмосферы растет, что приводит к постепенному уменьшению объема ПГ и требует пополнения запаса воздуха в баллонетах. Кроме того, для обеспечения надежности необходимо ограничивать вертикальную составляющую скорости полета в связи с ограниченной пропускной способностью клапанов и ограниченной производительностью вентиляторов [1, 3]. В работах [4, 5] описана структура системы нечеткого управления тангажем дирижабля с двухбаллонетной системой, а также обоснована ее эффективность

В летательных аппаратах управление высотой осуществляется за счет аэродинамических рулей — при создании ими подъемной силы от набегающего потока или при поступательном движении в атмосфере. В классической механике параметры движения определяются равнодействующей силой как совокупным действием различных факторов. Траектория движения дирижабля определяется силой всплывания, подъемной силой крыла и корпуса (в зависимости от скорости набегающего потока) и силой, возникающей от работы поворотных движителей.

Изменение скорости набегающего потока должно учитываться информационно-управляющей системой. При низкой скорости полета эффективность аэродинамических рулей недостаточна для обеспечения хорошей маневренности аппарата. В этом случае баллонетное регулирование тангажа имеет конечную область достижимости, содержащую задание по тангажу [1, 2]. Увеличение скорости набегающего потока ведет к потере устойчивости баллонетного регулирования.

Авторами предлагается согласовать процессы двух управляющих подсистем так, чтобы устойчивость управления тангажем была максимально возможной при минимально допустимом времени регулирования. Аналитическо-логическое построение такой системы вызывает определенные сложности, поэтому принят доказательный подход, основанный на имитационном моделировании процесса стабилизации тангажа при различных условиях окружающей обстановки. Имитационное моделирование подтверждает, что передача управления может осуществляться линейным делением задания по тангажу на две подсистемы, так что в сумме отдельные подзадания равны общему заданию, определяемому пилотом летательного аппарата или более высокоуровневой системой управления.

Классическим вариантом структуры системы управления является регулятор, получающий информацию о текущем состоянии объекта посредством информационных каналов, называемых обратной связью. Допущения при моделировании объекта управления, позволяющие получить линейную математическую модель, упрощают процедуру синтеза закона управления и позволяют аналитически выразить настройки объекта из условий устойчивого управления. Сложные объекты управления зачастую характеризуются тем, что математические модели их частей снабжаются элементами преобразования информации, имеющими алгоритмическое описание. Такие системы

моделей называют имитационными, а их построение менее трудоёмко при сохранении принятых допущений.

Задача синтеза законов автоматического управления на имитационных моделях зачастую решается комбинаторно, подбором параметров регулирующих устройств. Эта задача осложняется жёсткостью дифференциальных уравнений модели в областях сложного поведения объекта. Задача стабилизации тангажа и жёсткости корпуса может решаться методами модального управления, но это требует оценки частотного спектра модели управления, что плохо применимо к имитационным моделям.

При решении задачи управления двумя взаимосвязанными параметрами была выбрана управляющая система на основе системы нечёткого логического вывода. Данная система позволяет определить цели управления и количество распознающих (оценивающих) функций принадлежности. В работах [4, 5] проверено качество работы нечёткой системы управления. Общим обоснованием использования нечёткой системы является то, что системы нечеткого логического вывода обладают хорошими аппроксимирующими свойствами и служат универсальными аппроксиматорами любой нелинейной функции [6].

Две описанные выше системы управления могут быть сопряжены, если они смогут выполнять общую задачу в виде переменного во времени задания. Такое сопряжение назовем гибридизацией. Гибридизация управления, по предложенной гипотезе, может быть произведена введением линейного деления общего задания по тангажу на две подсистемы, так что в сумме отдельные подзадания равны общему заданию, определяемому пилотом летательного аппарата или более высокоуровневой системой управления (рис. 1).

При решении задачи стабилизации тангажа рулём высоты и выборе структуры соответствующего регулятора использовалось интуитивное представление о монотонной связи угла поворота руля высоты с результирующим поворотом всего дирижабля. Предположение об аддитивности моментов, баллонетного и рулевого, позволило разделять задания на подсистемы в зависимости от эффективной скорости набегающего потока V .

Это обстоятельство позволило начать подбор с П-регулятора. Желание повысить точность и скорость отработки задания по тангажу привело к усложнению закона регулирования до ПИД:

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}, \quad (1)$$

где $e(t)$ — ошибка регулирования, вычисляемая относительно задания для системы аэродинамического управления.

Ошибка регулирования параметрически зависит от величины скорости потока:

$$\alpha_{task\ dinam} = \alpha_{task} (V/V_{max}). \quad (2)$$

Исследования устойчивости подсистемы аэродинамического управления тангажем позволили подобрать рациональные параметры ПИД-регулятора: $K_p = 7$; $K_d = 0$; $K_i = 1/50$. Исследования проводились в условиях: $L_{rudd} = 16$ м; $S_{rudd} = 10$ м², при плотности $\rho = 0,1$ и коэффициенте вязкости $\xi = 1/4$.

Дополнительный вращающий момент создавался баллонетами при перераспределении воздуха в баллонетной системе. Его интенсивность на больших отрезках времени определялась величиной ошибки регулирования, обратно пропорциональной скорости потока:

$$e_{stat}(t) = \alpha_{task\ stat} - \alpha, \text{ где } \alpha_{task\ stat} = \alpha_{task} (1 - V/V_{max}). \quad (3)$$

Проводилось имитационное моделирование работы системы стабилизации тангажа дирижабля при переменной ветровой нагрузке. Задание распределялось пропорционально между подсистемами. Эксперименты показали, что ошибка выполнения задания каждой подсистемой монотонно затухает во времени (рис. 2).

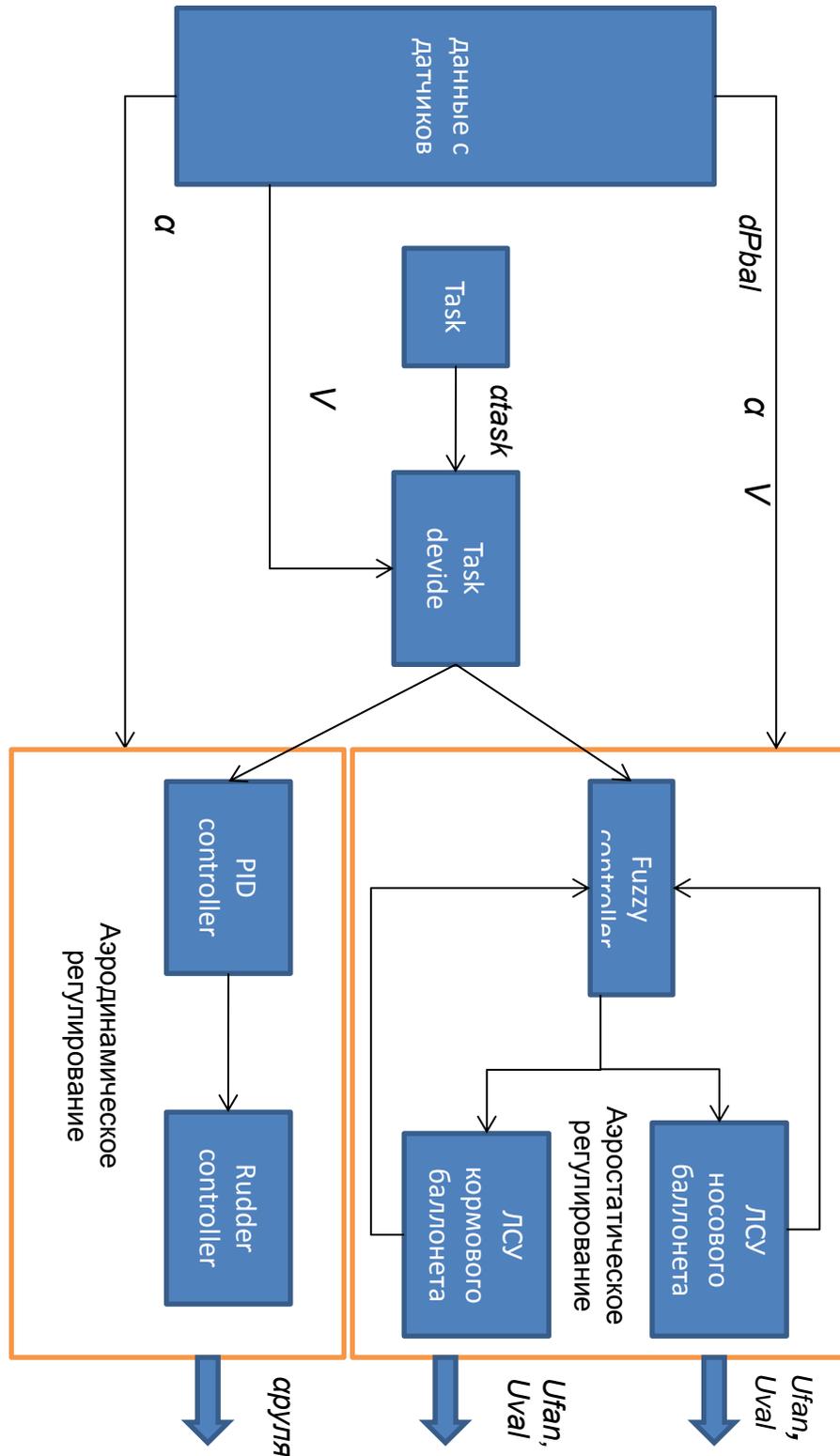


Рис. 1. Структура гибридной системы с элементами нечеткого управления (α — угол тангажа;

α_{task} — угол задания по тангажу; $\alpha_{руля}$ — угол наклона руля высоты; V — скорость набегающего потока; dP_{bal} — перепад давления корпус-атмосфера; U_{fan} — управляющее воздействие на вентиляторы баллонов; U_{val} — управляющее воздействие на клапаны баллонов)

Исследование описанной системы проводилось методом имитационного моделирования при объединении управляющих подсистем, управляемого объекта, устройства деления задания.

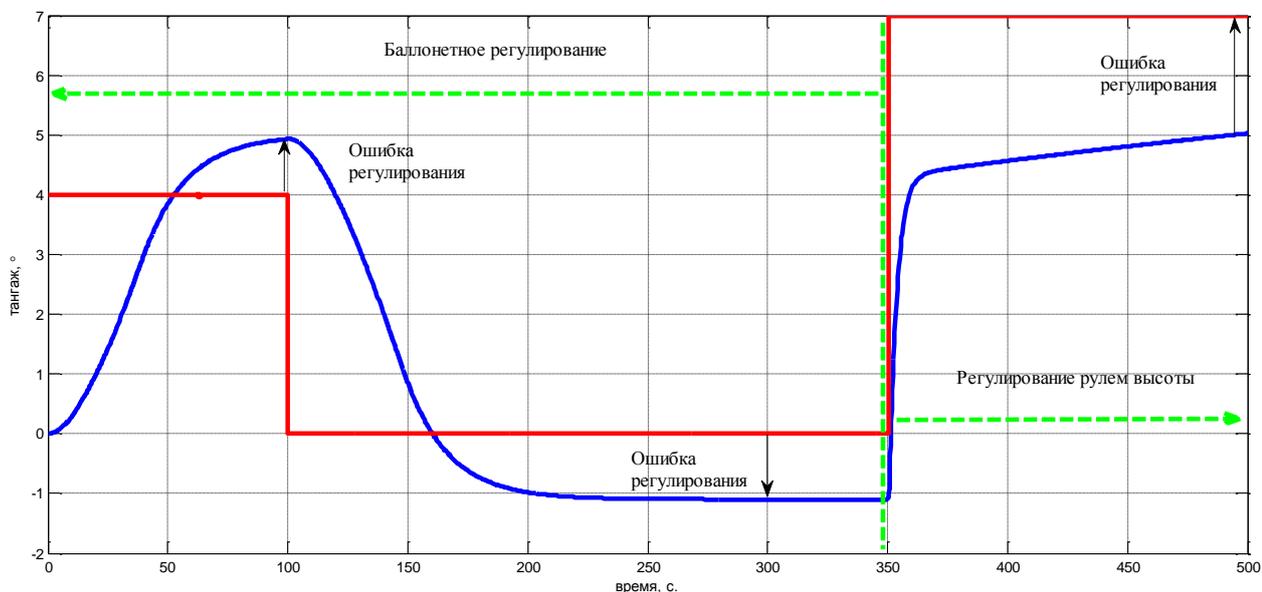


Рис. 2. Переходные процессы при переменном задании и переключении управляющих подсистем

С помощью линейной гибридизации были получены хорошие показатели при резких скачках скорости ветра и быстропеременных заданиях тангажа.

Выводы. Описанные модели вращательной динамики дирижабля построены при множестве допущений [1, 2]. Допущение о постоянной параметрической связи давления, плотности и температуры можно считать разумным [7], но аэродинамические зависимости нуждаются в количественном уточнении, потому что даже в лабораторных условиях найдены и описаны такие сложные явления как, например, отрыв пограничного слоя [8, 9], рулевой флаттер. В ходе имитационных экспериментов подтверждено, что последующее устойчивое регулирование рулями высоты при постоянных коэффициентах ПИД-регулятора возможно только при нулевом равнодействующем моменте, создаваемым двумя баллонами.

Библиографический список.

1. Нейдорф, Р. А. Задачи и методы управления многобаллонетными системами дирижаблей / Р. А. Нейдорф, С. П. Новиков, Р. В. Федоренко // Перспективные системы и задачи управления : сб. трудов восьмой науч.-практ. конф. — Таганрог, 2013. — С. 183–185.
2. Neydorf, R. Continuous-Positional Automatic Ballonet Control System for Airship / R. Neydorf, S. Novikov, R. Fedorenko // SAE 2013 AeroTech Congress&Exhibition. — Canada, 2013.
3. Новиков, С. П. Средства и возможности детерминированного управления баллонетной системой дирижаблей / Перспективные системы и задачи управления : сб. трудов IX науч.-практ. конф. — Таганрог, 2014. — С. 126–129.



4. Neydorf, R. Airship Positioning Fuzzy Multi-Ballonnet Control Study / R. Neydorf, S. Novikov, N. Kudinov // SAE 2014 AeroTech Congress&Exhibition. — Canada, 2014.

5. Нейдорф, Р. А. Проблемы и возможности нечеткого автоматического управления системами многобаллонетной ориентации дирижабля / Р. А. Нейдорф, С. П. Новиков, Н. В. Кудинов // Перспективные системы и задачи управления : сб. трудов X науч.-практ. конф. — Таганрог, 2015. — С. 151–154.

6. Матвеев, Е. В. Нечеткий логический вывод в системе управления беспилотного летательного аппарата / Е. В. Матвеев, В. А. Глинчиков // Вестник Сибирского гос. аэрокосм. ен-та им. фкад. М. Ф. Решетнева. — 2011. — Т. 4. — № 1. — С. 79–91.

7. Neydorf, R., Sigida, Y., Kudinov, N., and Portnova, E., "Aerostatic Aircraft Flight Environment Modeling and Investigation," SAE Technical Paper 2014-01-2147, 2014, doi:10.4271/2014-01-2147.

8. Отрыв пограничного слоя [Электронный ресурс] / Википедия. — Режим доступа : https://ru.wikipedia.org/wiki/Отрыв_пограничного_слоя / (дата обращения : 20.04.16).

9. Слѣзкин, Н. А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости / Н. А. Слѣзкин. — Москва : Гос. изд-во техн.-теоретич. лит-ры, 1955. — 521 с.