

Правительство Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего
профессионального образования
«Санкт-Петербургский государственный университет»

Математико-Механический факультет
Кафедра Информационно-Аналитических Систем

Назаренко Валерия Валерьевна

Алгоритм автоматической подстройки автопилота БПЛА самолетного типа
различных размеров и типов

Курсовая работа
студентки 1 курса магистратуры

Научный руководитель:
к.ф.-м.н. Амелин К.С.

Санкт-Петербург

2015

Оглавление

1.	Введение.....	3
2.	Постановка задач.....	4
3.	Обзор литературы.....	5
4.	Моделирование и алгоритм автоматической подстройки автопилота.....	11
5.	Заключение.....	13
6.	Список литературы.....	14

Введение

Важным направлением в развитии авиации является разработка беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые находят применение во многих сферах. Их широко используют не только в военном направлении многих стран мира, но и для экологического мониторинга, оценки динамики экзогенных геологических процессов, создание планов застройки территорий, оценки объемов вырубки леса, мониторинга состояния сельскохозяйственных угодий, решения задач землеустройства, съемки промышленных объектов, карьеров и разрезов горнодобывающих предприятий. По российской классификации БПЛА можно разделить на 5 основных типов:

1. сверхлегкие,
2. легкие,
3. малые,
4. среднеразмерные,
5. крупноразмерные.

Основным бортовым управляющим компьютером БПЛА является автопилот. Как правило, автопилот имеет стандартную проверенную прошивку, которая годится для самолетов различных типов и размеров. БПЛА различны по своим физическим параметрам и различные внешние факторы будут действовать на них по-разному, поэтому и управлять такими БПЛА нужно по-разному: начиная от изменения значения критических углов отклонения, заканчивая возможностью и способами управления летательным аппаратом с целью максимальной сохранения энергии.

Одной из задач управления БПЛА является оптимизация работы автопилота с исполнительными механизмами для увеличения запаса энергии полета.

Цель работы - разработка алгоритма автоматической подстройки автопилота беспилотного летательного аппарата.

Задачи:

- Обзор существующих методов автоподстройки;
- Изучение кинематики и динамики движения самолетов различных схем и размеров;
- Выявление зависимостей максимально возможных и оптимальных углов отклонения рулевых поверхностей БПЛА от его физических параметров.

Постановка задач

Целью данной работы является разработка алгоритма автоподстройки автопилота. Для достижения поставлены следующие задачи:

- Изучение кинематики и динамики движения самолетов и влияния на него аэродинамических сил и моментов.
- Построение блока расчетов аэродинамических сил и моментов с целью построения графиков зависимости углов отклонения рулевых поверхностей от физических параметров летательного аппарата.

Обзор литературы

БПЛА - в общем случае это летательный аппарат без экипажа на борту. В более узком представлении это летательный аппарат без экипажа на борту, использующий аэродинамический принцип создания подъемной силы с помощью фиксированного или вращающегося крыла (БПЛА самолетного и вертолетного типа), оснащенный двигателем и имеющий полезную нагрузку и продолжительность полета, достаточный для выполнения специальных задач.

Различные системы координат, используются для ориентации и описания положения самолета, а также расчетные формулы преобразования из одной системы координат в другую с применением матриц поворота. Чтобы понять динамическое поведение ЛА, потребуется несколько систем координат.

Инерциальная система координат F^i .

Инерциальная система координат (рис. 1) связана с Землей с началом отсчета в заданном исходном положении.

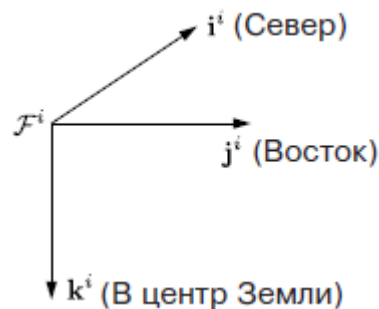


Рис 1: Инерциальная система координат

Эту систему координат также называют системой отсчета север-восток-вниз по вертикали.

Система координат летательного аппарата F^v (рис. 2).

Начало отсчета этой системы координат находится в центре тяжести БПЛА. Но оси этой системы совпадают с осями инерциальной системы координат.



Рис 2: Система координат летательного аппарата

Система координат летательного аппарата F^{v1} .

Начало отсчета системы координат летательного аппарата - 1 (рис. 3) совпадает с системой координат летательного аппарата с началом отсчета в

центре тяжести самолета. Но отличием является то, что система F^{v1} повернута по часовой стрелке вокруг оси k^v на путевой угол (угол рыскания) ψ . При отсутствии дополнительных поворотов оси i^{v1} направлена к носу самолета, ось j^{v1} - на правое крыло, а k^{v1} совпадает с k^v и направлена к земле.

Для перехода из F^v в F^{v1} , используется выражение

$$p^{v1} = R_v^{v1}(\psi) p^v$$

где

$$R_v^{v1}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

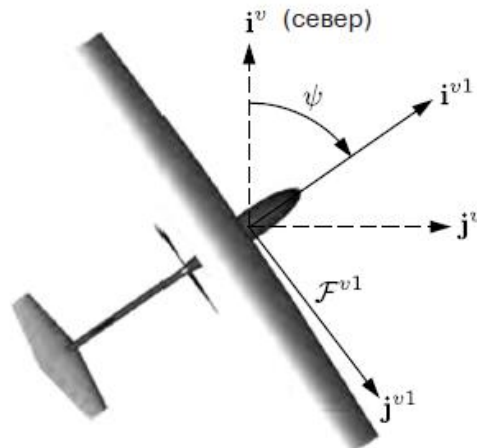


Рис 3: Система координат летательного аппарата - 1

Система координат летательного аппарата F^{v2} .

Начало отсчета системы координат - 2 (рис. 4) также совпадает с системой координат с началом отсчета в центре тяжести самолета и получается путем поворота системы координат-1 по часовой стрелке вокруг оси j^{v1} на угол тангажа Θ .

Преобразование из F^{v1} в F^{v2} :

$$p^{v2} = R_{v1}^{v2}(\theta) p^{v1}$$

где

$$R_{v1}^{v2}(\theta) = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix}$$

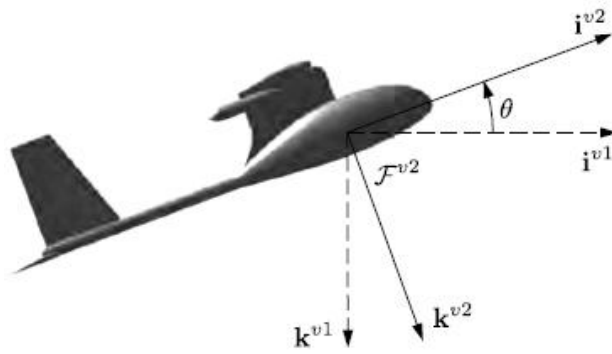


Рис 4: Система координат летательного аппарата - 2

Связанная система координат F^b .

Связанная система координат (рис. 5) получается поворотом системы координат летательного аппарата – 2 по часовой стрелке вокруг оси i^{v2} на угол крена ϕ . Поэтому начало отсчета этой системы находится в центре тяжести: ось i^b направлена к носу самолета, ось j^b направлена на правое крыло, а ось k^b направлена на фюзеляж.

Преобразование из F^{v2} в F^b :

$$p^b = R_{v2}^b(\phi) p^{v2}$$

где

$$R_{v2}^b(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix}$$

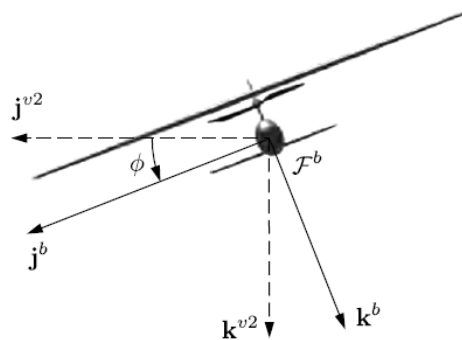


Рис 5: Связанна система координат

Полусвязанная система координат F^s .

Аэродинамические силы создаются по мере перемещения летательного аппарата через окружающий его воздух. Скорость самолета относительно окружающего его воздуха называется вектором скорости воздуха и обозначается как V_a .

Для создания подъемной силы крылья самолета должны быть установлены под положительным углом относительно вектора скорости ветра. Этот угол называют углом атаки и обозначают α .

Поскольку α получается поворотом против часовой стрелки, то преобразование из F^b в F^s задается выражением

$$p^s = R_b^s(\alpha) p^b$$

где

$$R_b^s(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix}$$

Углы Эйлера ψ , Θ , φ - средства для поворота координат из инерциальной системы в связанную систему (рис. 6).

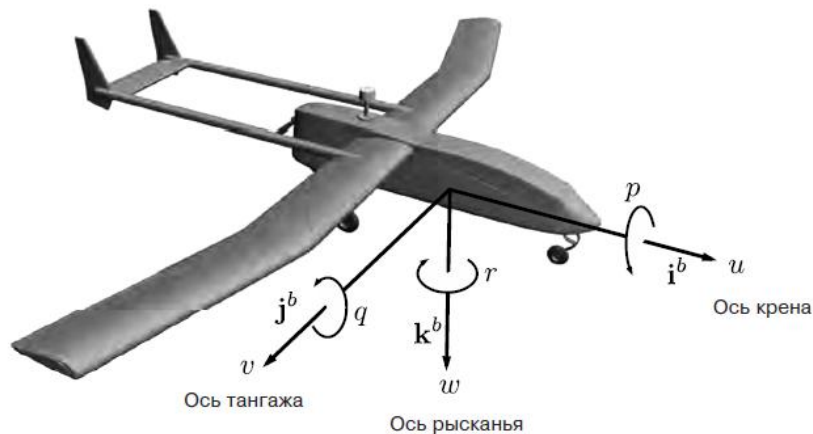


Рис 6: Определение координат перемещения

Рассмотрим рулевые поверхности самолета.

Нагрузка на рулевую поверхность возникает от действия распределенных аэродинамических сил при движении модели в воздухе. Сила встречного потока зависит от скорости. Точнее говоря, давление на объект зависит от его площади. Поскольку давление есть сила, приложенная к единице площади, можно рассчитать силу, действующую на рулевую поверхность. Касается это всего, будь то руль высоты, элерон или закрылок. Для расчета давления потребуется знать скорость, площадь рулевой поверхности и угол ее отклонения.

Управляющие поверхности (рис. 7) используются для изменения аэродинамических сил и моментов. Для стандартных конфигураций самолетов управляющие поверхности включают в себя руль высоты, элерон и руль направления.

Отклонение элерона обозначено через δ_a , отклонение руля высоты — через δ_e , а отклонение руля направления — через δ_r .

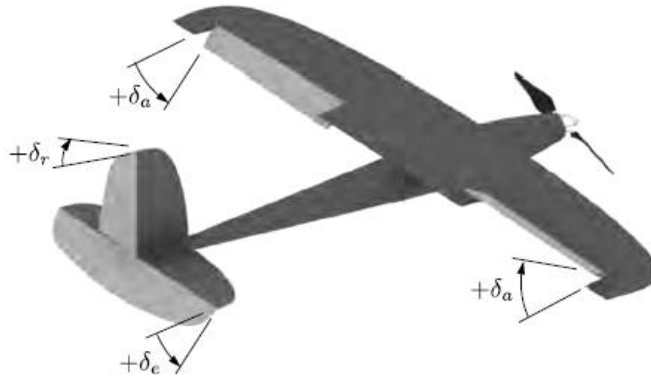


Рис 7: Управляющие поверхности ЛА

Ось вращения руля высоты совпадает с осью корпуса j^b . Применение правила правой руки по отношению к оси j^b дает, что положительному отклонению руля высоты соответствует направление задней кромки вниз.

Отклонение элерона можно рассматривать как составное отклонение, которое определяется как

$$\delta_a = 1/2(\delta_{a-лев.} - \delta_{a-прав.})$$

Положительное отклонение получится, когда у левого элерона задняя кромка направлена вниз, а у правого - вверх.

Для БПЛА используются две другие конфигурации. Первая из них — конфигурация V-образного хвостового оперения (рис. 8). Поверхности управления для V-образной конфигурации носят название совмещенного руля направления и высоты. Угловое отклонение правого совмещенного руля направления и высоты обозначают как δ_{rr} , а левого руля — через δ_{rl} .

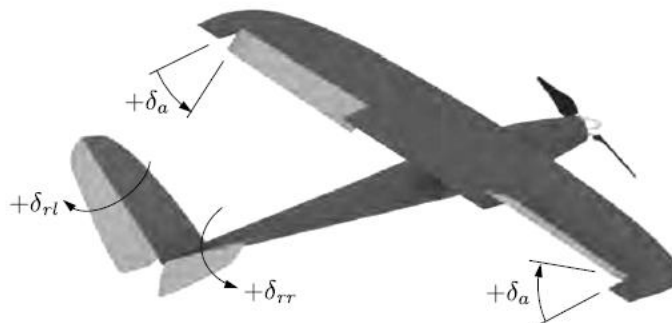


Рис 8. Конфигурация V-образного хвостового оперения

Другой стандартной конфигурацией БПЛА является «летающее крыло», она приведена ниже (рис. 9):

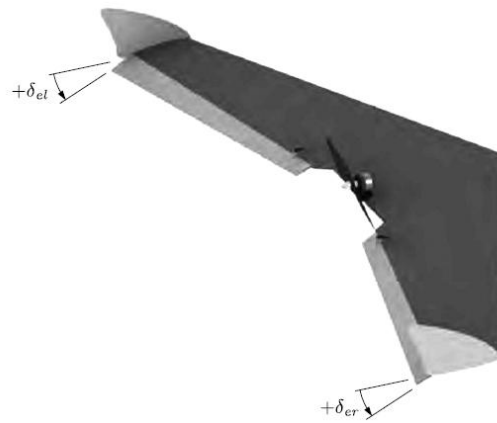


Рис 9: Элевоны используются для управления самолета типа "летающее крыло"

Угловое отклонение правого совмещенного руля направления и высоты обозначают как δ_{er} , а левого руля — через δ_{el} .

По мере прохождения БПЛА через воздух вокруг его корпуса создается определенный профиль давления, который можно охарактеризовать с комбинацией сил и моментов.

Например, если рассматривать продольную плоскость ($i^b - k^b$), то действие давления на корпус самолета можно смоделировать, используя подъемную, лобовую силу и момент. Подъемная и лобовая силы приложены к точке на четверти хорды, известной также как аэродинамический центр (рис. 10).

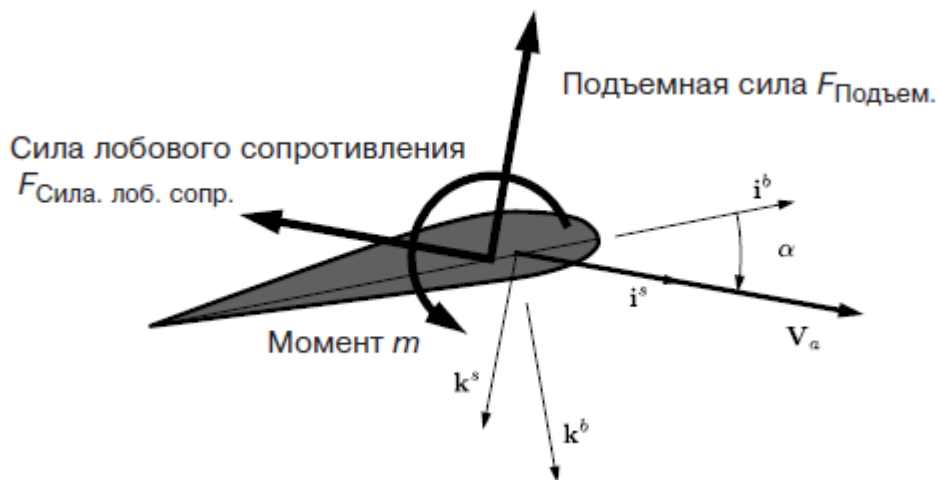


Рис 10: Распределение давления через подъемную силу, лобовое сопротивление и момент

Продольные аэродинамические силы и моменты создают движение в плоскости $i^b - k^b$ корпуса самолета, также известной как плоскость тангажа. К ним относятся аэродинамические силы и моменты, которые больше обозначаются как: подъемная сила, сила лобового сопротивления и момент тангажа.

$$F_{\text{подъем.сила}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_L(\alpha) + C_{Lq} \frac{c}{2V_a} q + C_{L\delta_e} \delta_e \right]$$

$$F_{\text{сила_лоб.сопр.}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_D(\alpha) + C_{D_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \right]$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c \left[C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right]$$

Аэродинамика бокового движения в значительной степени подвержена влиянию угла бокового скольжения β . Она также подвержена воздействию скорости крена ω_x , скорости рыскания ω_y , отклонению элерона δ_a и отклонению руля направления δ_r . Обозначая боковые силы через f_y , моменты крена через l и отклонения от курса через n соответственно, имеем

$$f_y = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\omega_x}} \frac{b}{2V_a} \omega_x + C_{Y_{\omega_y}} \frac{b}{2V_a} \omega_y + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_{\omega_y}}} \delta_{\omega_y} \right]$$

$$l = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\omega_x}} \frac{b}{2V_a} \omega_x + C_{l_{\omega_y}} \frac{b}{2V_a} \omega_y + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_{\omega_y}}} \delta_{\omega_y} \right]$$

$$n = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\omega_x}} \frac{b}{2V_a} \omega_x + C_{n_{\omega_y}} \frac{b}{2V_a} \omega_y + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_{\omega_y}}} \delta_{\omega_y} \right]$$

Расчетные формулы понадобятся для выявления зависимости между углами отклонения рулевых поверхностей и физическими параметрами.

Моделирование и алгоритм автоматической подстройки автопилота

Используя графическую среду имитационного моделирования, позволяющую при помощи блок-диаграмм в виде направленных графов построить динамическую модель, смоделируем нелинейную систему уравнений динамики движения самолета.

На рисунке 11 представлена общая блок-схема расчета продольных аэродинамических сил и моментов.

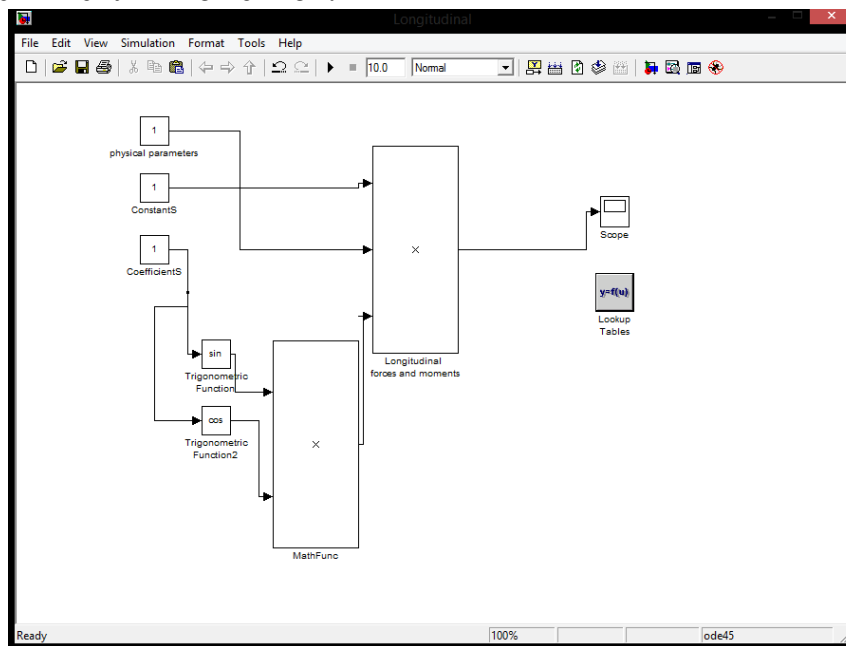


Рис 11: Блок расчета динамики ЛА

Входные данные:

- Физические параметры: площадь крыла самолета, средняя хорда крыла и т.д.
- Аэродинамические коэффициенты: аэродинамический коэффициент подъемной силы, момента тангажа, лобового сопротивления и др.
- Константы: плотность воздуха и др.

Выходные данные - графики:

- аэродинамических сил от углов отклонения рулевых поверхностей,
- углов отклонения от физических параметров самолета.

Основная информация будет выводиться в виде таблицы.

Аналогично построена и блок-схема расчета боковых аэродинамических сил и моментов.

Для дальнейших исследований введу некоторые определения:

Максимальный потребный угол отклонения руля высоты определяется: для отклонения вверх - из условий обеспечения посадки с предельной передней центровкой, для отклонения вниз - из условий возможности выполнения горизонтального полета на максимальной скорости задней центровкой.

Максимальный потребный угол отклонения руля направления определяется: в одномоторных самолетах - из условий обеспечения перевода самолета из одного крена в другой, у многомоторных самолетов, имеющих двигатели на крыльях - из условия получения необходимого угла скольжения при полете с несимметричной тягой в случае остановки одного двигателя.

Максимальный потребный угол отклонения элеронов определяется из тех же условий, что и для руля направления, и дополнительно еще из условия поперечного управления самолетом в горизонтальном полете на больших углах атаки в неспокойном воздухе.

Алгоритм автоматической подстройки:

- входящие данные: физические параметры;
- расчет углов отклонения рулевых поверхностей;
- вывод полученных значений, отправленные в качестве входных данных в автопилот: $\delta_e^{\max}, \delta_a^{\max}, \delta_r^{\max}, \delta_{e,\text{опт}}, \delta_{a,\text{опт}}, \delta_{r,\text{опт}}$;

Так как одной из задач управления БПЛА является оптимизация работы автопилота с исполнительными механизмами для увеличения запаса энергии полета, то, в дальнейшем, в пункте 2 появиться: расчет углов отклонения самолета от горизонта и других физических величин, необходимых для оптимально-экономичного управления беспилотным летательным аппаратом.

Заключение

В данной работе были определены системы координат, необходимые для изучения динамического поведения БПЛА: инерциальная система координат, система координат летательного аппарата, связанная и полусвязанная система координат.

Также были представлены управляющие поверхности, используемые для изменения аэродинамических сил и моментов.

Кратко была рассмотрена:

- аэродинамика продольных движений, в частности подъемная сила, сила лобового сопротивления (с учетом угла атаки) и момента тангажа,
- аэродинамика бокового движения: боковые силы, моменты крена и отклонение от курса.

С помощью графической среды имитационного моделирования, была сформирована общая блок-схема расчета аэродинамических сил и моментов.

В дальнейшей работе планируется:

- разбор график-зависимостей имитационной модели аэродинамики самолета,
- определение максимальных и оптимальных значений углов отклонений управляющих поверхностей из физических параметров летательного аппарата,
- построение алгоритма автоматической подстройки автопилота БПЛА различных размеров и типов.

Список литературы

- [1] Randal W. Beard, Timothy W. McLain. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. Hardcover, 2012.
- [2] Официальный сайт по беспилотным летательным аппаратам. <http://bp-la.ru/>
- [3] R.F. Stengel, Flight Dynamics, Princeton, NJ: Princeton University Press, 2004
- [4] Энциклопедия по машиностроению XXL. <http://mash-xxl.info/>
- [5] И.В.Черных. "Simulink: Инструмент моделирования динамических систем", уч. пособие.
- [6] Александров В.Г. «Авиационный технический справочник»
- [7] Ю.И. Янкевич, В.А. Подобедов, А.В. Матвеев, Е.Д. Икрянников, А.А. Махуков Ю.И. Янкевич, В.А. Подобедов, А.В. Матвеев, Е.Д. Икрянников, А.А. Махуков, "Моделирование движения беспилотного летательного аппарата в среде программирования MATLAB/Simulink".
- [8] Т.Б. Близнова, Ю.Г. Оболенский, В.А. Полковников, "Определение предельных динамических характеристик рулевого привода на основе предельных режимов полета самолета", Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 61
- [9] M.W. Spong and M. Vidyasagar, "Robot Dynamics and Control". NewYork: John-Wiley & Sons, inc., 1989
- [10] А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин Л.С., "Динамика полета беспилотных летательных аппаратов", Государственное научно-техническое издательство Оборонгиз, Москва, 1962.
- [11] О.Н. Зинченко, "Беспилотные летательные аппараты: применение в целях аэрофотосъемки для картографирования (часть 1)", «Ракурс», Москва.