

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО АДАПТИВНОГО ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ АЭРОПЛАТФОРМОЙ ДЛЯ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

### **Введение**

Задачи синтеза регулятора и наблюдателя состояния с учетом неопределенностей в моделях и характеристиках входных сигналов является одним из центральных в современной теории управления [1-4]. Их важность обусловлена, прежде всего, тем, что в любой инженерной задаче конструирования систем управления присутствует неопределенность (или ошибка) в модели объекта (математическая модель объекта, полученная на основе теории или в результате идентификации, отличается от реальной технической системы) и в знании класса входных возмущений. Одним из подходов, который позволяет решить эту задачу является использование адаптивного управления.

Основной отличительной особенностью рассматриваемого здесь алгоритма является использование эталонной модели минимизирующей энергозатраты на управление аэроплатформой при учете необходимых ограничений на параметры движения БПЛА, вытекающих из необходимости поддержания заданного качества обслуживания в телекоммуникационных системах.

### **Постановка задачи**

Особенностью режимов полета аэроплатформ для телекоммуникационных систем на базе беспилотного летательного аппарата (БПЛА) есть предварительная неопределенность относительно возможных возмущений каналов телекоммуникационных систем (ТКС), вызванная непредвиденными изменениями метеоусловий. Это вызывает необходимость оперативного реагирования, то есть оптимизации траекторного движения БПЛА в реальном времени.

Цель работы – синтез адаптивного алгоритма с оптимальной эталонной моделью для управления траекторным движением телекоммуникационной аэроплатформы в условиях интенсивного действия внешних возмущений, при минимизации энергозатрат на управление и поддержании показателей качества ТКС.

Будем рассматривать задачу синтеза структуры адаптивных законов управления аэроплатформой и определение их параметров при помощи

метода функций Ляпунова и использования эталонной модели оптимизирующего энергозатраты на управление.

Пусть объект управления (ОУ) описывается уравнением состояния:

$$\begin{aligned}\dot{X} &= A(t)X(t) + B(t)U(t) + w1 \\ Y &= CX(t) + DU(t) + w2\end{aligned}\quad (1)$$

где  $X(t)$  – вектор состояний ОУ ( $n \times 1$ );  $U(t)$  – вектор управления ( $m \times 1$ );  $A(t)$ ,  $B(t)$  – переменные матрицы параметров ОУ ( $n \times n$  и  $n \times m$ ), которые априорно предполагаются известными не полностью,  $D = 0$ ,  $w1$  – вектор входных возмущений,  $w2$  – вектор шумов измерений. Предполагается доступность измерению всего вектора состояния ОУ.

Рассмотрим задачу оптимизации энергозатрат на управление аэроплатформой, а также обеспечение желаемой динамики, которую зададим с помощью оптимальной эталонной модели.

$$\dot{X}_M = A_M X_M(t) + B_M R(t)\quad (2)$$

где  $X_M$  – вектор состояния эталонной модели ( $n \times 1$ );  $R(t)$  – вектор задающих воздействий ( $m \times 1$ );  $A_M, B_M$  – постоянные матрицы параметров эталонной модели ( $n \times n$  и  $n \times m$ ). Чтобы оптимизировать энергозатраты эталонная модель должна минимизировать целевой функционал, в который входят энергозатраты на управление. Минимизируемый функционал (3) будем задавать в форме квадратичного критерия качества [4] совместно с введенной нами системой ограничений (4) Выражения входящие в систему (4) являются необходимыми ограничениями телекоммуникационных систем.

$$I_{Kp} = \int_0^{\infty} [X^T(t)QX(t) + U^T(t)RU(t) + 2Y^T(t)NU(t)]dt\quad (3)$$

$$\left\{ \begin{aligned} P_d &= 10 \lg \left( \frac{r^2}{h^2 + r^2} \right) - kR^\alpha \left( r - h_w \frac{\sqrt{h^2 + r^2}}{h} \right) \geq P_{d0} \\ \gamma &= \arctg(h/r) - \arcsin \frac{\cos(\phi/2)}{\sqrt{\frac{h^2}{\cos^2(\phi/2)\Delta^2} - 2\frac{h}{\Delta} \tg(\phi/2) + 1}} \geq 40^\circ \\ V_{\min} &\leq V \leq V_{\max} \end{aligned} \right.\quad (4)$$

где  $P_d$  – мощность передатчика;  $P_{d0}$  – минимально допустимая мощность передатчика;  $\gamma$  – угол места;  $V$  – скорость движения;  $\phi$  – угол раскрытия, г- радиус зоны покрытия;  $h$ -высота барражирования аэроплатформы;  $R$ - интенсивность осадков;  $\alpha$ – коэффициент ослабления в дожде;  $h_w$  – высота

приземной дождевой зоны. В свою очередь  $r = f_1(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ ,  $\phi = f_2(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ ,  $V = f_3(V_x, V_y, V_z)$ .

Формализуем цель управления, потребовав, чтобы

$$\lim_{t \rightarrow \infty} E(t) = 0, \quad (5)$$

где  $E(t) = X(t) - X_M(t)$  – ошибка системы (1) и (2).

Таким образом, ставится задача построения самонастраивающейся системы управления с явной эталонной моделью, минимизирующей энергозатраты на управление, и обладающей заданной динамикой. Будем решать задачу в два этапа: построение основного контура и синтез контура адаптации.

### Синтез основного контура

Задача решается в предположении, что параметры ОУ известны. Для получения структуры «идеального» регулятора запишем уравнение в отклонениях выхода объекта от желательного

$$\dot{E}(t) = A_M E(t) + \{(A - A_M)X(t) + BU(t) - B_M R(t)\}. \quad (6)$$

Мы видим, что уравнение, определяющее рассогласование между модельным и реальным выходом, содержит два вида слагаемых. Первый – однородное уравнение, которое, если  $A_M$  устойчива, «само собой» устремит ошибку к нулю. Второй содержит управляющие воздействия, в выборе которых имеется свобода. Поэтому выберем управляющие воздействия так, чтобы сумма элементов, показанных в фигурных скобках, была нулевой тогда, как уже сказано выше, первая часть формулы приведет ошибку к нулю. Таким образом, идеальное управление найдем из приравнивания части формулы, показанной в фигурных скобках, нулю:

$$(A - A_M)X(t) + BU(t) - B_M R(t). \quad (7)$$

Идеальное управление, удовлетворяющее соотношению (7), описывается уравнением

$$U_*(t) = \overline{K_*^Y} \overline{K_*^X} X(t) - \overline{K_*^Y} R(t), \quad (8)$$

где  $\overline{K_*^R}$ ,  $\overline{K_*^X}$  – матрицы идеальных коэффициентов регулятора, удовлетворяющего уравнениям:

$$B_M \overline{K_*^X} X(t) = A_M - A, \quad \overline{BK_*^R} = B_M. \quad (9)$$

Выберем структуру основного контура в соответствии с (8) в виде

$$U(t) = \overline{K}_*^R(t) \overline{K}_*^X(t) X(t) - \overline{K}_*^R(t) Y(t). \quad (10)$$

Структура основного контура обобщенного настраиваемого объекта (ОНО) показана на рис. 1.

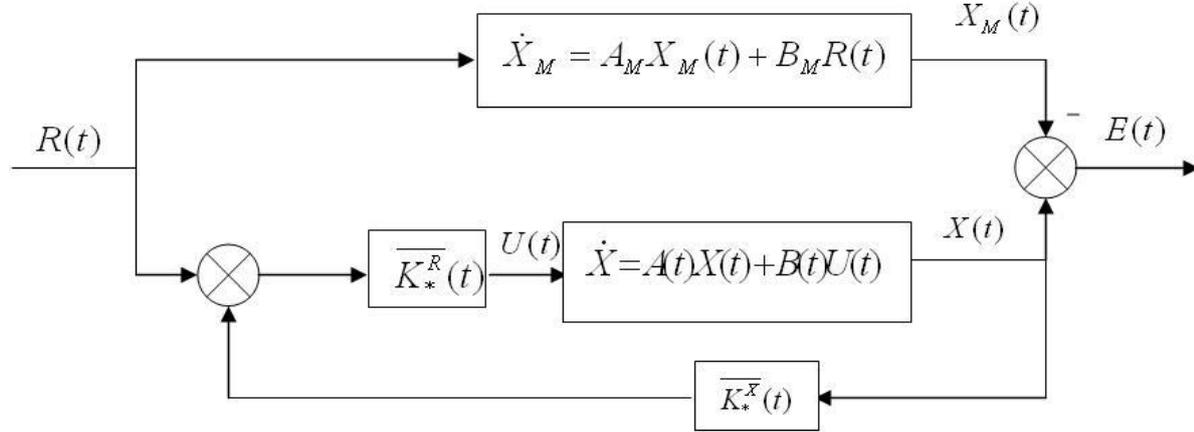


Рис. 1 Структурная схема основного контура обобщенного настраиваемого объекта

### Синтез контура адаптации

Для синтеза алгоритмов настройки матрицы  $\overline{K}_*^R(t)$  и  $\overline{K}_*^X(t)$  запишем уравнение ОНО в виде

$$\dot{E}(t) = A_M E(t) + B_M \Theta(t) \Sigma(t), \quad (11)$$

где  $\Theta(t) = \{\Phi(t) \mid \Psi(t)\}$  – расширенная матрица отклонений настраиваемых коэффициентов от их «идеальных» значений, вызванных неточными данными о параметрах объекта.

$$\Phi(t) = \overline{K}^X - \overline{K}_*^X(t), \quad \Psi(t) = \left(\overline{K}_*^R\right)^{-1} - \left(\overline{K}^R(t)\right)^{-1} \quad (12)$$

$$\Sigma(t) = \begin{pmatrix} X(t) \\ \overline{K}^R(t)[R(t) + \overline{K}^X(t)X(t)] \end{pmatrix} \quad (13)$$

Используя аппарат устойчивости, создадим алгоритм, который приведет рассогласование между параметрами эталонной модели и ОНО к нулю. Это осуществляется с помощью введения функции Ляпунова в виде квадратичной формы с двумя слагаемыми: первое построено на рассогласовании выходов модели и объекта, второе – на рассогласовании параметров модели и ОНО:

$$V = 0.5 E^T H E + 0.5 \text{tr}(\Theta^T \Gamma^{-1} \Theta), \quad H = H^T, \Gamma = \Gamma^T \quad (14)$$

Определим производную функции (14), используя уравнение (11)

$$\dot{V} = E^T H A_M E + tr \left[ (B_M^T H E \Sigma^T + \Gamma^{-1} \dot{\Theta})^T \Theta \right] \quad (15)$$

Если алгоритм адаптации выбрать в виде

$$\dot{\Theta} = -\Gamma B_M^T H E \Sigma^T(t), \quad \Gamma = \Gamma^T > 0, \quad (16)$$

то функция  $V$  обладает свойствами  $V > 0$ ,  $\dot{V} < 0$ , т.е. является функцией Ляпунова.  $H = H^T > 0$ , удовлетворяет матричному уравнению Ляпунова

$$A_M^T H + H A_M = -Q, \quad Q = Q^T > 0 \quad (17)$$

В результате получим алгоритм адаптации для контура обратной связи  $\bar{K}_*^X(t)$  и контура воспроизведения задания  $\bar{K}_*^R(t)$ .

$$\begin{aligned} \dot{\bar{K}}_*^X(t) &= -\Gamma_M B_M^T H E X^T(t) \\ \dot{\bar{K}}_*^R(t) &= -\bar{K}^Y \Gamma_2 B_M^T H E (R + \bar{K}^X X)^T (\bar{K}^R)^T \bar{K}^R \end{aligned} \quad (18)$$

Приведенная выше процедура синтеза основного контура адаптивной САУ и контура адаптации была выполнена с учетом предположений, что нам полностью доступен для измерений вектор состояния объекта управления, а также что объект управления является детерминированным. Однако на реальный летательный аппарат действуют стохастические и параметрические возмущения, а также вектор состояния недоступен полностью для измерений. Основными внешними возмущающими воздействиями на БПЛА, который используется в качестве аэроплатформы для ТКС, есть турбулентность атмосферы. Поэтому возникает необходимость модифицировать алгоритм синтеза. Для этого необходимо синтезировать наблюдатель состояния, при помощи которого станет возможно восстановить полный вектор состояния, а также отфильтровать шумы возмущений и измерений.

Необходимо отметить, что описание (1) включает также и модель исполнительных механизмов, т.е. описание (1) описывает последовательное соединение исполнительных механизмов с объектом. Условием использования процедуры синтеза оптимального наблюдателя состояния, есть действие на объект управления белых шумов, а турбулентность атмосферы - это цветной шум. Поэтому особенностью описания объекта в просторные состояния есть необходимость включения в его структуру формирующего фильтра (фильтра Драйдена), вход его возмущается белым шумом, а на выходе мы имеем цветной шум, который характеризует турбулентность атмосферы. Таким образом, входы расширенного объекта в просторные состояния будут возмущаться белым шумом, и что отвечает условиям описания объекта для синтеза

оптимального наблюдателя состояния, а непосредственно на наш объект будет действовать цветной шум. Стохастический вектор турбулентной скорости ветра  $w_1$  (вектор внешних возмущений) описывается стандартной моделью Драйдена [5, 6], что определяет матрицу спектральных плотностей этого вектора. На рис. 2 показана структурная схема оптимальной адаптивной САУ беспилотной аэроплатформы для ТКС.

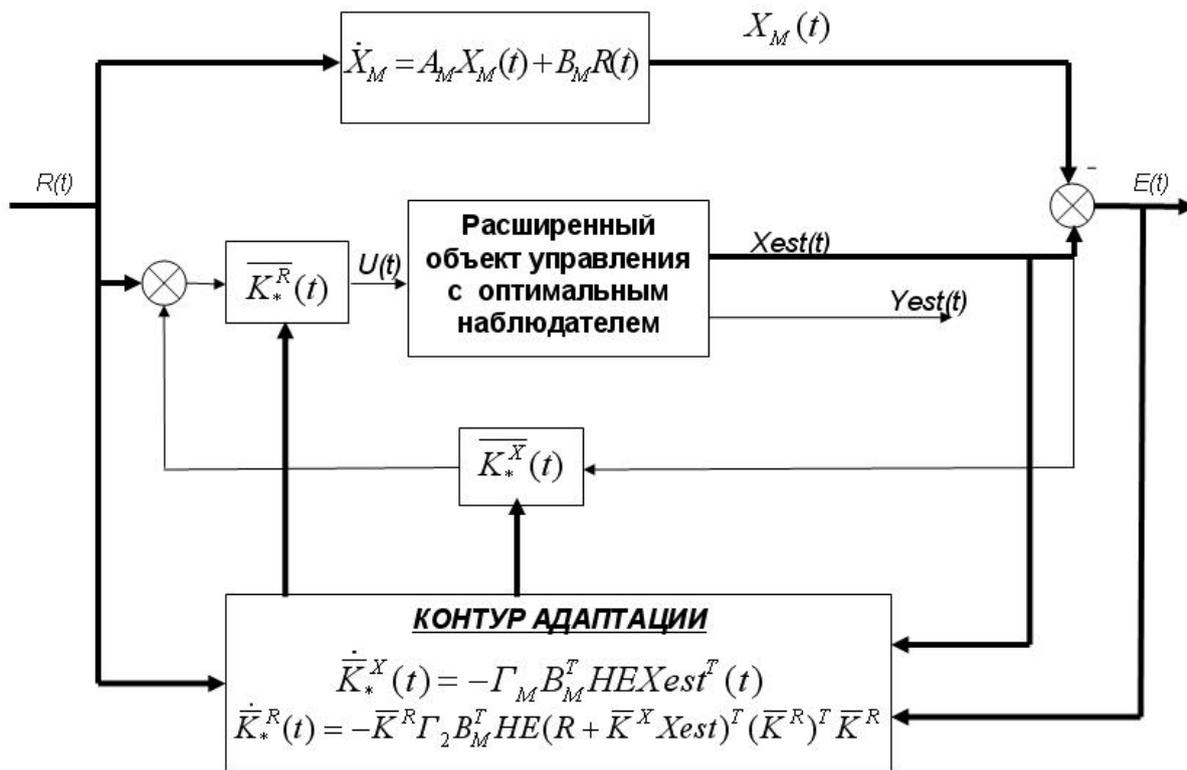


Рис.2 Структурная схема оптимальной адаптивной САУ

где  $X_{est}$  восстановленный вектор состояния расширенного объекта управления.

Целью проведенных исследований является разработка оптимальной адаптивной системы управления полетом беспилотного самолета легкого класса. Согласно описанной методике для данного беспилотного самолета определена структура законов управления. Регулятор спроектирован для продольного канала

Для управления данным объектом используются два аэродинамических органа управления: руль высоты, руль направления, а также управление сектором газа. На рис. 3 показаны процессы изменения воздушной скорости  $V_x$ , угла атаки  $\alpha$ , угла тангажа  $\theta$ , угловой скорости тангажа  $\omega_x$ , высоты  $H$  БПЛА при ступенчатое входное воздействие по скорости  $V_{зад}=33$  м/с и условия стабилизации высоты  $H=200$  м. Начальные условия:  $V_x=23$  м/с,  $H=200$  м, угол крена  $\varphi = 0^\circ$ .

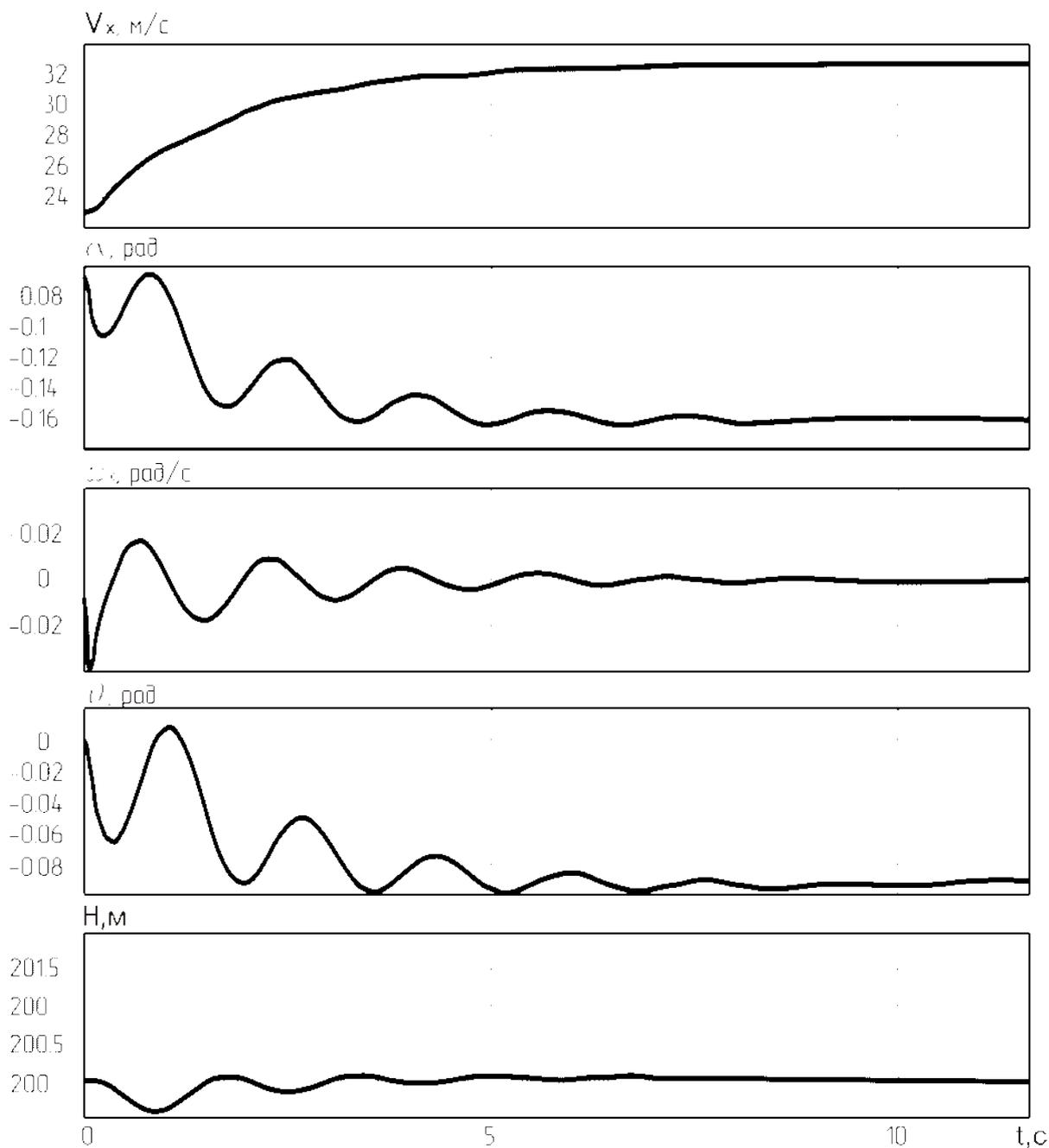


Рис. 3 Переходные процессы объекта управления при ступенчатом входном воздействии  $V_{xзад}=33$  м/с и стабилизации высоты  $H=200$  м

Моделирование работы синтезированной системы выполнено с помощью средств Matlab: Control Toolbox и Simulink.

Из графиков, изображенных на рис. 3 видно, что система обрабатывает заданное входное воздействие  $V_{xзад}=33$  м/с без статической ошибки, переходный процесс по скорости является апериодическим. Время регулирования по скорости равно 8 с, максимальное отклонение от стабилизируемой высоты не превышает 0,5 м, изменение угла тангажа

находится в допустимых пределах для обеспечения показателей качества ТКС.

## **Выводы**

Результаты моделирования оптимального процесса слежения самолетом за эталонной моделью при отработке заданной воздушной скорости  $V_{зад}$  и стабилизации высоты свидетельствуют о работоспособности системы управления.

Согласно описанной методике для беспилотного самолета *Aerosonde*, который выполняет функции аэроплатформы для ТКС, определена структура законов управления в продольном канале. Синтез систем управления полетом основанный на методе аналитического конструирования в сочетании с процедурой расчета параметров закона управления с использованием метода функций Ляпунова, а также оптимальных эталонных моделей позволяет выбирать вид закона управления и рассчитывать его параметры в реальном времени. Рассчитанные параметры передают всей замкнутой системе управления в целом свойства оптимальности и адаптивности в условиях предварительной неопределенности относительно возможных возмущений каналов ТКС, вызванных непредвиденными изменениями метеоусловий, а также параметрическими возмущениями БПЛА.

В дальнейшем планируется провести исследования данного метода на нелинейной нестационарной стохастической модели БПЛА, что даст возможность в целом сделать выводы о работоспособности данного алгоритма и выявить особенности его применения реальных условиях.

## **Список использованной литературы**

1. *Ильченко М. Е.* Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ.// М. Е. Ильченко, С. А. Кравчук / – Киев: Наукова думка, 2008.–579 с.
2. *Ричард К Дорф* Современные системы управления.// *Ричард К Дорф, Роберт Х. Бишоп*/ – М.: Лаборатория базовых знаний, 2004. – 831 с.
3. *Лебедев А. А.* Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами.// А. А. Лебедев, В. А. Карabanов / – М.: Машиностроение, 1965. – 463 с.
4. *Буков В. Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом.// В. Н. Буков / – М.: Наука , 1987. – 230 с.
5. *D. McLean* Automatic Flight Control Systems/ Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, 1990, 593p.
6. *Moorhouse David J., Woodcock Robert J.* background information and User Guide for MIL-F-8785C//Military Specification Flying Qualities of Piloted

Airplanes, Interim Report. – July 1982. – Wright-Paterson Air Force Base. –  
P. 161-198