

*На правах рукописи*

**Али Рамзи Салим**

**СИНТЕЗ РОБАСТНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ СТАБИЛИЗАЦИИ  
ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ**

Специальность 05.13.01 – системный анализ, управление и обработка  
информации (информатика)

**Автореферат  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук**

**Санкт-Петербург - 2002**

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### Актуальность темы

Интенсивное развитие и широкое внедрение быстродействующих электронных вычислительных машин открывают новые, недоступные ранее перспективы создания авиационной техники в целом и систем управления полетом в частности. При этом возрастает значение средств автоматизации управления полетом в достижении требуемых свойств летательных аппаратов (ЛА), эффективности их использования и безопасности полетов.

Одной из наиболее важных проблем, возникающих при создании и проектировании различных технических систем, является обеспечение требуемого качества и надежности управления при воздействии возмущающих факторов. Несмотря на широкий спектр существующих методов проектирования систем автоматического управления (САУ) летательными аппаратами, до настоящего времени остается актуальной задача обеспечения стабильности динамических характеристик ЛА при изменении режимов полета.

Необходимо отметить, что большинство летных происшествий происходит по причине плохих метеорологических условий. Наиболее опасным метеорологическим явлением для полетов авиации является локальное возмущение состояния атмосферы, получившее название микропорыва ветра в форме вихревого кольца. Это явление очень опасно для самолетов при посадке и взлете.

Проблема обеспечения качественного управления посадкой, особенно в случае возмущенной атмосферы, является в настоящее время актуальной.

Для решения этой проблемы используются робастные регуляторы на основе  $H_\infty$  - теории управления. Методы синтеза оптимальных робастных регуляторов являются в последние два десятилетия одним из центральных вопросов теории управления, который остается в значительной степени нерешенным. Эти методы активно развиваются в России (А.С. Позняк, А.А. Первозванский, А.Е. Барабанов, А.П. Курдюков, В.Н. Тимин и др.) и за рубежом (G. Zames, K. Glover, J. Doyle, P. Dorato, B. Francis, M. Safonov, R.A. Hyde, P.P. Khargonekar, H. Kwakernaak, W.M. Haddad и др.).

Одним из перспективных подходов является оптимизация системы с использованием нескольких критериев, каждый из которых полезен в определенных условиях (В.Г. Коньков, К. Glover, К. Zhao и др.). В соответствии с этим подходом, необходимо рассматривать проблему синтеза робастного регулятора, удовлетворяющего одновременно двум критериям оптимизации –  $H_2/H_\infty$  робастного регулятора.

Анализ работ, посвященных проблеме синтеза робастных регуляторов смешанного  $H_2/H_\infty$  типа, показывает, что:

- До самого последнего времени вопросу использования смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора для решения задачи управления самолетом в условиях неопределенности не уделяли должного внимания.
- Регуляторы исследуются только с точки зрения робастности по устойчивости, поэтому требуется исследование для улучшения технических характеристик.

В этой связи задача создания робастных регуляторов для управления полетом самолета в условиях неопределенности представляет несомненный теоретический и практический интерес.

### **Цели работы**

Целью диссертационной работы является разработка и исследование методов синтеза робастных регуляторов для управления полетом самолета при посадке на режиме глиссады в условиях неопределенности относительно внутренних и внешних возмущений.

### **Задачи исследования**

Цель работы предопределяет необходимость решения следующего комплекса задач:

- 1) разработка математической модели движения самолета, учитывающей факторы неопределенности;
- 2) разработка методов синтеза робастных регуляторов для решения задач управления самолетом в условиях неопределенности;
- 3) исследование синтезированных систем управления, позволяющее оценить качество управления.

**Методы исследования.** Поставленные задачи решены методами теории автоматического управления, частотного синтеза оптимальных регуляторов, теории линейных операторов, теории робастного управления, функционального анализа, математической статистики, динамического программирования и математического моделирования.

**Научная новизна** работы состоит в следующем:

- 1) Разработана математическая модель продольного движения самолета с учетом ветровых возмущений в среде MATLAB - Simulink, а также разработана математическая модель микропорыва ветра в форме вихревого кольца.
- 2) Разработаны методы синтеза  $H_2$  -,  $H_\infty$  - и  $H_2/H_\infty$  - регуляторов для решения задачи управления полетом самолета при посадке в условиях неопределенных возмущений. Предложен алгоритм выбора наилучших коэффициентов усиления для смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора. Показана эффективность алгоритма для решения задачи управления самолетом при действии сильного возмущения.

3) Предложен метод синтеза регулятора, получивший название робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами. Предложенный метод синтеза обеспечивает стабилизацию движения самолета с гарантированной робастностью, что приводит к улучшению технических характеристик.

**Практическая ценность и реализация работы.** На основе теории робастного управления разработаны алгоритмы и программы автоматизированного проектирования регуляторов для управления полетом самолета при посадке в условиях неопределенности. Полученные в данной работе научные и методические результаты используются на кафедре Системный Анализ и Управление (САиУ), СПбГПУ при разработке учебной дисциплины "Современные методы  $H_\infty$  - теории управления в технических системах".

**Апробация работы.** Основные результаты диссертационной работы обсуждались на научных семинарах кафедры САиУ, а также на научно-технических конференциях, проводившихся в СПбГПУ. По результатам диссертационной работы опубликовано 3 печатные работы.

**Структура и объем диссертации.** Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы (254) источника. Полный объем диссертации (164) страниц, включая (43) рисунка, (11) таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность проблемы исследования, сформулированы цель и совокупность задач диссертационной работы, основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** дан обзор развития систем автоматического управления в целом и систем управления ЛА, в частности. Рассмотрены фундаментальные структуры методов управления для линейных и нелинейных систем. Рассмотрена общая задача синтеза систем автоматического управления ЛА, изложены основные требования к системам автоматического управления ЛА и основные этапы систем управления ЛА. Проведен обзор работ по проблеме синтеза алгоритмов для управления ЛА. На основе проведенного обзора показана актуальность задачи синтеза робастных регуляторов для управления ЛА.

**Во второй главе** рассмотрены математические модели движения самолета, включающие математические модели продольного и бокового движения самолета. Представлена математическая модель продольного движения с учетом ветровых возмущений и математическая модель микропорыва ветра в форме вихревого кольца.

Динамические уравнения движения самолета в вертикальной плоскости с учетом ветровых возмущений в проекциях на оси воздушной системы

координат задаются следующей системой нелинейных дифференциальных уравнений (см. рис. 1)

$$\left\{ \begin{array}{l} m\dot{V} = T \cos \alpha - X - mg \sin \theta - m(\dot{w}_x \cos \theta + \dot{w}_y \sin \theta) \\ mV\dot{\theta} = T \sin \alpha + Y - mg \cos \theta + m(\dot{w}_x \sin \theta - \dot{w}_y \cos \theta) \\ J_z \dot{\omega}_z = M_z \\ \dot{\theta} = \omega_z \\ \dot{h} = V \sin \theta + W_y(x, h) \\ \Delta \dot{T} = \frac{1}{T_{дв}} (-\Delta T + K_{дв} \Delta \delta_t) \end{array} \right. \quad (1)$$

где  $X$  - сила лобового сопротивления;  $x, y$  - оси системы координат;  $Y$  - подъемная сила;  $\theta$  - центр масс самолета;  $V$  - воздушная скорость самолета;  $V_e$  - скорость самолета относительно земли;  $w_x$  - горизонтальная составляющая скорости ветра;  $w_y$  - вертикальная составляющая скорости ветра;  $\alpha$  - угол атаки;  $\theta$  - угол наклона траектории в воздушной системе координат,  $T$  - сила тяги и  $\delta_t$  - отклонение сектора газа от заданного значения.

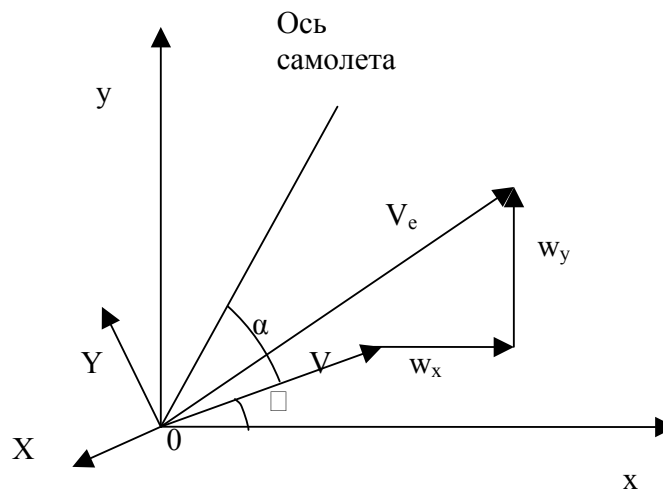


Рис. 1 Система координат и переменных самолета

Для синтеза робастных регуляторов на основе системы (1) получены линеаризованные модели продольного движения с учетом ветровых возмущений.

**В третьей главе** диссертации приведены краткий обзор теории робастного управления ( $H_\infty$  - оптимизации). Представлены основные элементы теории

робастного управления, рассмотрены методы построения робастных регуляторов в частотной области и в пространстве состояний. Рассмотрены методы построения смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора.

Можно обозначить два подхода к построению робастных регуляторов:

- $H_\infty$  - регулятор описан в виде:

$$\min_{K(s)} \|T_{zw}\|_\infty \leq \gamma \quad (\gamma - \text{уровень оптимальности}),$$

а  $K(s)$  имеет вид:  $K(s) = -F(sI - A_c)^{-1}ZL$ ,

где  $A_c = A + \gamma^{-2}B_1B_1^T X + B_2F + ZLC_2$ ,  $F = -B_2^T X$ ,  $L = -YC_2^T$ ,  $Z = (I - \lambda^{-2}YX)^{-1}$ .

- Смешанный  $H_2/H_\infty$  - регулятор представлен для проблемы оптимального квадратичного критерия качества при условии робастной устойчивости:

$$\min \|T_{z0w}\|_2 \text{ при условии } \|T_{z1w}\|_\infty < \gamma.$$

Смешанный регулятор должен удовлетворять следующим условиям:

- 1) Замкнутая система внутренне устойчива.
- 2) Передаточная функция  $T_{z1w}(s)$  удовлетворяет ограничению

$$\|T_{z1w}\|_\infty < \gamma.$$

- 3) Минимизируется функционал качества

$$J(T_{z0w}) = \lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t \{x^T(t)R_1x(t) + u^T(t)R_2u(t)\}dt,$$

где  $R_1 = C_0^T C_0$ ,  $R_2 = D_0^T D_0$ .

Для синтеза смешанного регулятора ( $A_c$ ,  $B_c$ ,  $C_c$ ), используется система трех алгебраических уравнений Риккати относительно переменных  $Q, P$  и  $\hat{Q}$ .

Искомый регулятор задает формулами:

$$A_c = A - Q\bar{\Sigma} - \Sigma P + \gamma^{-2}QR_{1\infty};$$

$$B_c = QC_2^T V_2^{-1};$$

$$C_c = -R_2^{-1}B_2^T P,$$

где  $\Sigma = B_2 R_2^{-1} B_2^T$ ,  $\bar{\Sigma} = C_2^T V_2^{-1} C_2$ ,  $V_2 = D_{21} D_{21}^T$ ,  $R_{1\infty} = C_1^T C_1$ .

Здесь  $T_{zw}$  - передаточная функция замкнутой системы от вектора ветрового возмущения  $\bar{w}$  к вектору контролируемых выходов  $\bar{z}$ .

**В четвертой главе** диссертации приведен анализ результатов выполненного исследования.

Комплекс расчетов основан на применении системы математического моделирования MATLAB и программы имитации динамических систем SIMULINK. Приведены результаты сравнения качества переходных процессов замкнутых систем для  $H_2$  -,  $H_\infty$  - и  $H_2/H_\infty$  - регуляторов при действии

ветровых возмущений (параметрах модели ветра, циркуляции  $\Gamma=45000\text{м}^2/\text{с}$ , эффективном радиусе ядра вихревого кольца  $R_c=35\text{м}$ , высоте вихревой нити кольца  $H=700\text{м}$  и радиусе вихревой нити кольца  $R=350\text{м}$ ). На рис. 2 и 3 приведены графики отклонений  $\Delta h$  и  $\Delta V$  от номинальных значений для трех регуляторов. Видно, что  $H_2$  - регулятор обеспечивает большее отклонение высоты и скорости полета, чем  $H_\infty$  - регулятор, а смешанный  $H_2/H_\infty$  - регулятор показывает среднее отклонение по этим параметрам. На рис. 4 приведены графики сигналов управления при реакции на данное ветровое возмущение. Оценка регуляторов сравнением сигналов управления показывает, что  $H_\infty$  - регулятор обеспечивает более сильное отклонение сигналов управления, чем  $H_2$  - регулятор. Это значит, что  $H_\infty$  - регулятор требует больших нагрузок на двигатель самолета.  $H_2$  - регулятор требует меньших нагрузок, но ниже качеством. следовательно, если большие нагрузки на двигатель самолета не приемлемы, целесообразно использовать смешанный  $H_2/H_\infty$  - регулятор, качество которого может определяться параметром  $\gamma$  и весовыми матрицами в зависимости от условия конкретной задачи. Приведенные результаты демонстрируют обоснованность применения смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора для решения задач такого рода. Несмотря на значительно более сложный алгоритм его расчета, манипулирование весовыми коэффициентами и уровнем  $\gamma$  позволяет получить широкий спектр переходных процессов, каждый из которых в определенных случаях может быть более полезным, чем результаты оптимизации по одному критерию.

Влияние изменения параметров ветра на отклонение высоты, скорости полета и сигналы управления приведено в таблицах 1, 2 и 3 (см. также рис. 5). Из анализа отклонения высоты и скорости видно, что  $H_\infty$  - регулятор обеспечивает лучшее качество переходных процессов, чем остальные регуляторы. Однако его использование требует больших энергетических затрат по управлению (табл. 3). В таблице 4 приведено отклонение высоты полета при изменении высоты вихревой нити кольца  $H$ . Как видно, увеличение  $H$  приводит к уменьшению отклонения высоты полета. В таблице 5 приведено изменение времени переходного процесса при изменении радиуса вихревой нити кольца  $R$ . Как видно из табл. 5, время переходного процесса  $H_2/H_\infty$  - регулятора меньше, чем у  $H_2$  и  $H_\infty$  - регуляторов, и следовательно, ему нужно отдать предпочтение.

Таким образом, изменение параметров вихревой модели  $H$  и  $\Gamma$  влияет на амплитуду переходных процессов, а изменение параметра  $R$  влияет на длительность переходных процессов.

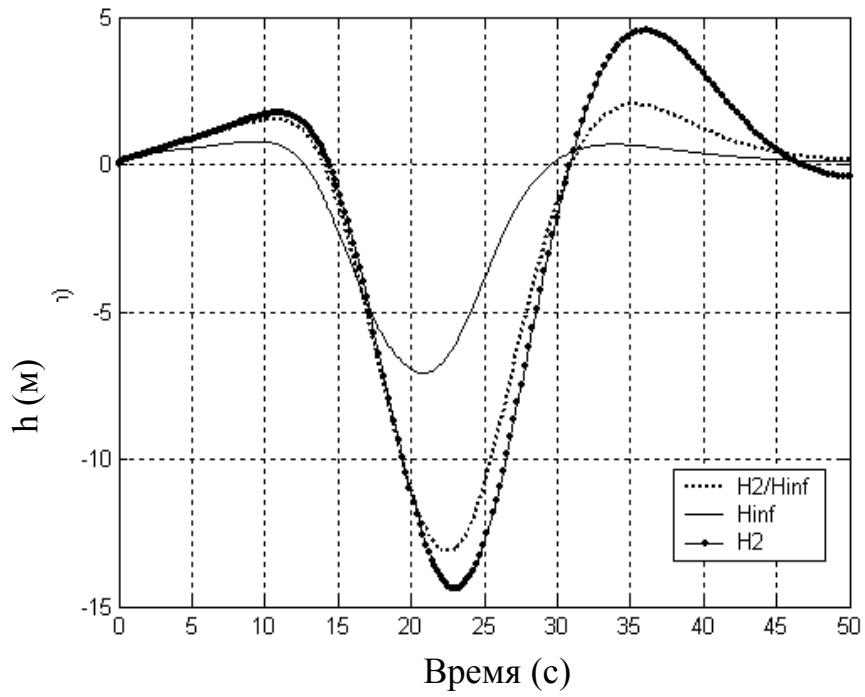


Рис.2. Отклонение высоты  $h$  при использовании  $H_\infty$ -,  $H_2$ -, и  $H_2/H_\infty$ -регуляторов

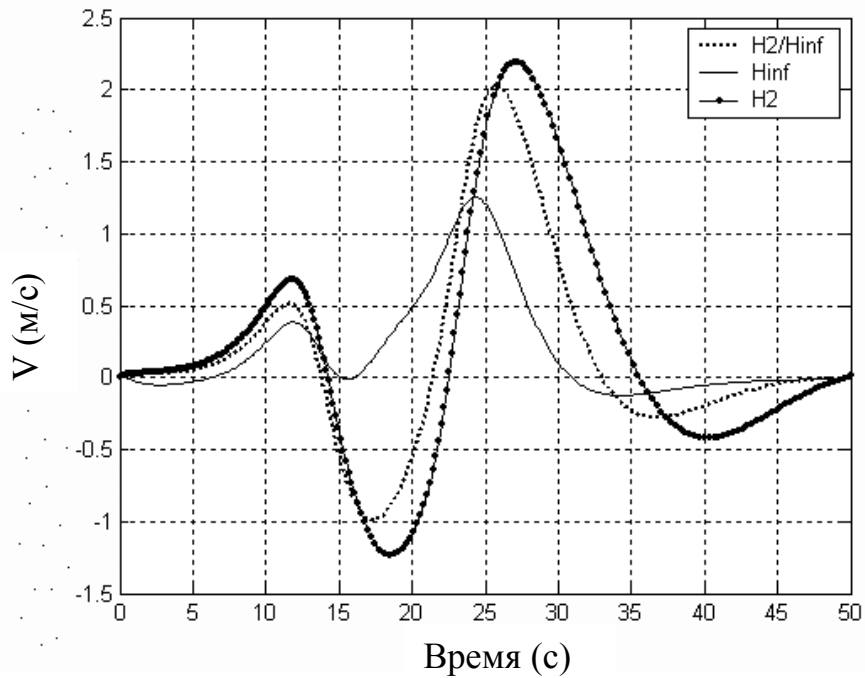


Рис. 3. Отклонение скорости  $V$  при использовании  $H_\infty$ -,  $H_2$ -, и  $H_2/H_\infty$ -регуляторов



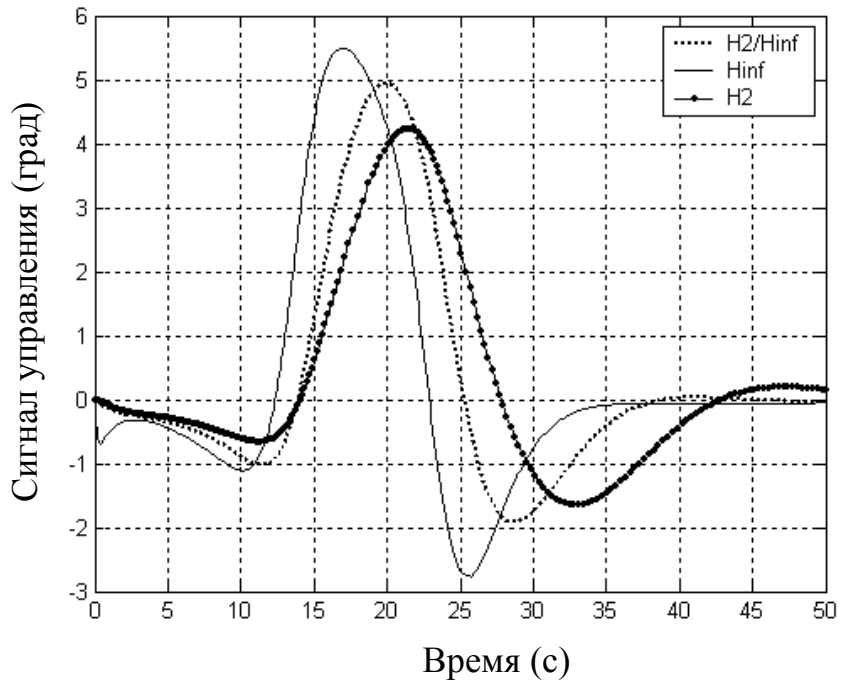


Рис.4. Сигналы управления при реакции на заданное ветровое возмущение

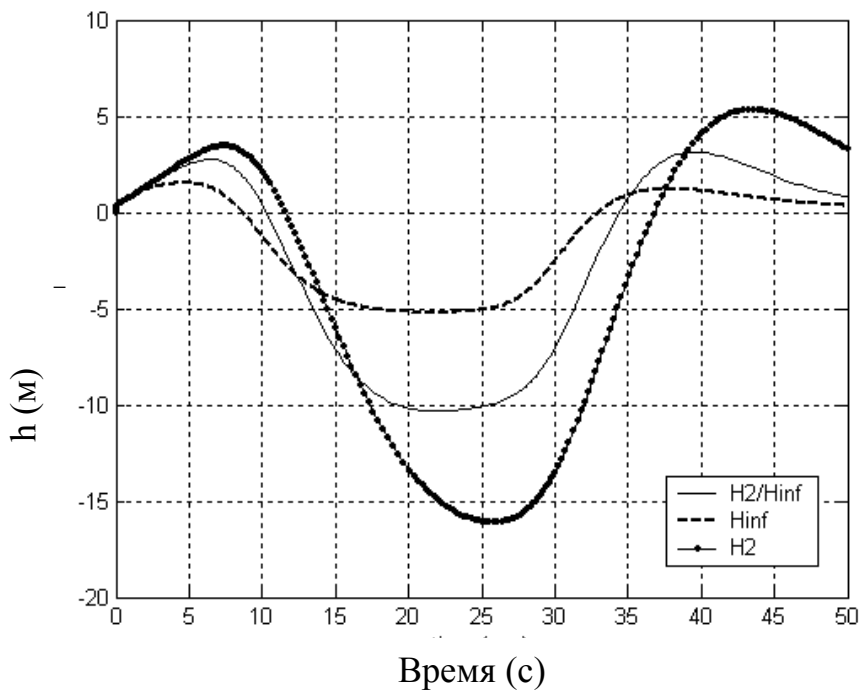


Рис. 5. Отклонение высоты  $h$  при изменении параметров ветра ( $\Gamma=41319 \text{ м}^2/\text{с}$ ,  $R=750\text{м}$ ,  $R_c=122\text{м}$ ,  $H=689\text{м}$ )

Таблица 1

Отклонение от номинального значения скоростей полета при изменении параметров модели ветра

Тип регулятора	Отклонение скорости полета V (м)		
	$V_{\min}$	$V_{\max}$	$V_{\max}-V_{\min}$
$H_2$	-2.2	3.95	6.15
$H_{\infty}$	-2	2.95	4.95
$H_2/H_{\infty}$	-2.4	3.65	6.05

Таблица 2

Отклонение от номинального значения высоты полета при изменении параметров модели ветра

Тип регулятора	Отклонение высоты полета h (м)		
	$h_{\min}$	$h_{\max}$	$h_{\max}-h_{\min}$
$H_2$	-16.25	7.5	23.75
$H_{\infty}$	-7	2.5	9.5
$H_2/H_{\infty}$	-13.75	5	18.75

Таблица 3

Отклонение от номинального значения сигналов управления при изменении параметров модели ветра

Тип регулятора	Отклонение сигнала управления $\delta$ (град.)		
	$\delta_{\min}$	$\delta_{\max}$	$\delta_{\max}-\delta_{\min}$
$H_2$	-2.9	4.5	7.4
$H_{\infty}$	-11	11.5	22.5
$H_2/H_{\infty}$	-5.1	6	11.1

Таблица 4

Отклонение высоты полета при изменении высоты вихревой нити кольца

Высота вихревой нити кольца Н (м)	Отклонение высоты полета h (м)		
	$H_2$	$H_\infty$	$H_2/H_\infty$
400	50	29	45
500	42	19	35
600	29	12.5	22.5
700	19.5	8	14
800	12	5	9
900	8	3.2	6
1000	5	2.2	4

Таблица 5

Изменение времени переходного процесса при изменении радиуса вихревой нити кольца

Радиус вихревой нити кольца R (м)	Время переходного процесса (сек)		
	$H_2$	$H_\infty$	$H_2/H_\infty$
200	50	43	45
300	52	47	46
400	55	50	48
500	57	55	50
600	60	58	57
700	65	63	58
800	70	66	64
900	75	69	68
1000	77	73	70

В главе также предложен алгоритм для выбора наилучших коэффициентов усиления смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора, который описан следующим образом:

1) Определить норму  $H_2$  и норму  $H_\infty$  с помощью решения алгебраических уравнений Риккати.

2) Решить уравнения (2) и (3), чтобы получить необходимые коэффициенты усиления:

$$\hat{P} = P(1-k) + k * P_\infty, \quad (2)$$

$$\hat{Q} = Q(1-k) + k * Q_\infty, \quad (3)$$

где  $0 < k < 1$ .

3) Если решения уравнений (2) и (3) не удовлетворяют условиям

$$\hat{P}, \hat{Q} \geq 0, \quad \hat{P} * \hat{Q} < I, \quad (4)$$

то заместить ( $P_\infty$  и  $Q_\infty$ ) вместо ( $\hat{P}$  и  $\hat{Q}$ ) и повторить шаги 2 и 3, пока не удовлетворятся условия

$$\gamma \leq d_1, \mu \leq d_2. \quad (5)$$

Выбор коэффициентов  $k$ ,  $d_1$ , и  $d_2$  зависит от степени возмущения. Когда самолет находится в сильном ветре, управление лучше вычислять на основе  $H_\infty$ - регулятора по сравнению с  $H_2$  - регулятором. Отметим, что величины  $k$ ,  $d_1$  и  $d_2$  подобны весовым коэффициентам и могут быть выбраны на основании состояния внешней среды. На рис. 6 даны сигналы управления при разных величин коэффициента  $k$  и коэффициентов  $d_1=2.592$ ,  $d_2=1.86$ .

В главе также исследовано влияние шумов измерения на переходный процесс регуляторов. На рис. 7 представлены графики переходных процессов и диапазоны изменения отклонения скорости для всех регуляторов, которые практически не отличаются друг от друга (случай без шума). При этом видно, что  $H_\infty$  - регулятор в силу своей динамичности не обладает сглаживающим свойством (как  $H_2$  и  $H_2/H_\infty$  - регуляторы) и воспринимает белый шум как детерминированный сигнал и пытается его парировать. Обобщая результаты сравнительного моделирования, можно констатировать, что  $H_2$  - регулятор удовлетворительно работает только при входном воздействии в виде белого шума, а  $H_\infty$  - регулятор работает менее качественно при наличии шумов измерения. Однако,  $H_2/H_\infty$  - регулятор позволяет сочетать преимущества обоих.

**В пятой главе** диссертации для улучшения характеристики САУ самолета предложено применения совместного метода синтеза регулятора, который объединяет метод размещенных полюсов со смешанным  $H_2/H_\infty$  - регулятором, получивший название робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами. Сначала рассмотрена техника гарантирования размещения полюсов замкнутой системы. Известно, что для устойчивости любой системы управления, система должна обладать следующими характеристиками:

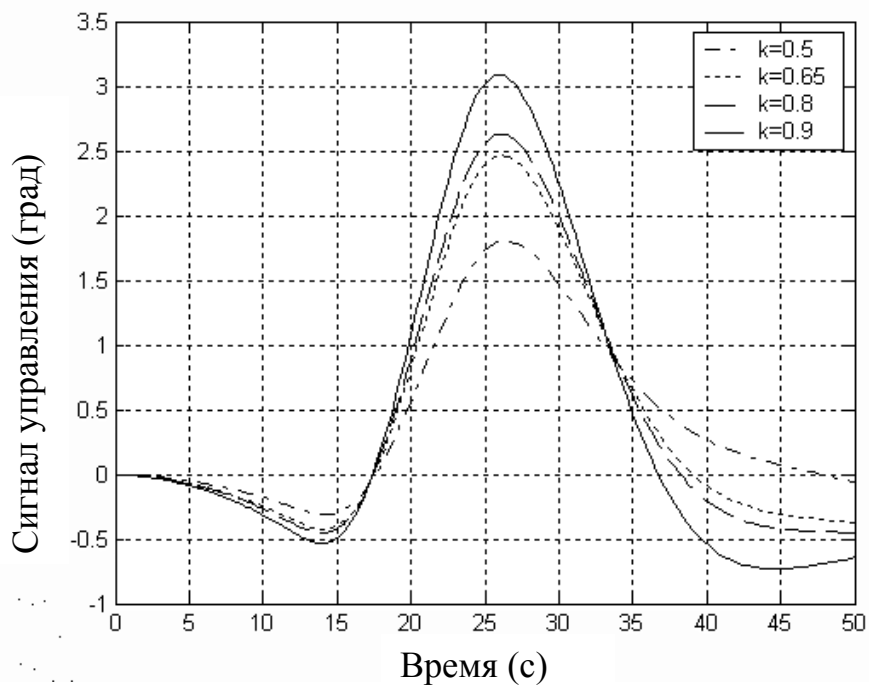


Рис. 6. Отклонение сигнала управления при разных значениях  $k$

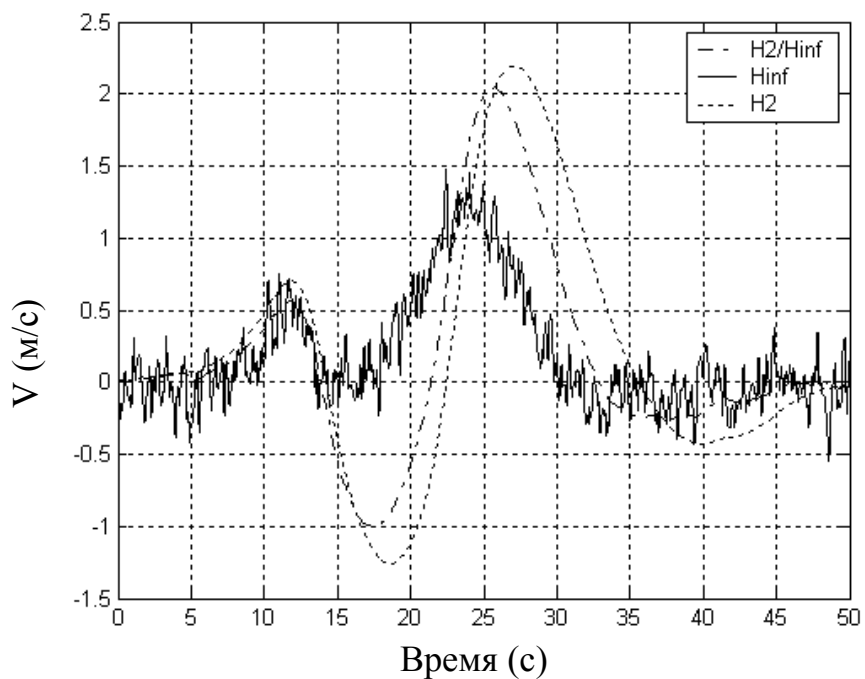


Рис. 7. Отклонение скорости  $V$  при воздействии на вход замкнутых систем сигнал белого шума

$$\xi \geq \xi_{\min} \quad (6)$$

и  $\xi \omega_0 \geq \alpha$  . (7)

Такие требования удовлетворяют круговой области  $C(q, r)$ , если  $q-r \leq \alpha$  и

$\xi_{\min} \leq \sqrt{1 - (\frac{r}{q})^2}$  что эквивалентно условию:

$$r \leq \min\{q - r, q\sqrt{1 - \xi_{\min}^2}\} \quad (8)$$

На рис. 9 показано размещение полюсов в области, которая выбрана как круговая область:

$$\mathfrak{R} = \{s : |s + q| < r\}, \quad (9)$$

с  $\alpha > 0$  и радиусом  $r > 0$  и  $q = \alpha + r$ . Радиус  $r$  может быть вычислен таким, что полученная область будет находиться внутри сектора, определенного из условий (6) и (7) так, что будет выполняться условие локализации полюсов замкнутой системы. На рис. 8 показано, что круговая область, касательная к граничному сектору, определена для  $\alpha > 0$  и  $\theta = \cos^{-1}(\xi_{\min})$ , с радиусом  $r$ , который имеет вид

$$r = \frac{\alpha \sin \theta}{1 - \sin \theta}, \quad (10)$$

и  $q = \frac{\alpha}{1 - \sin \theta}$  . (11)

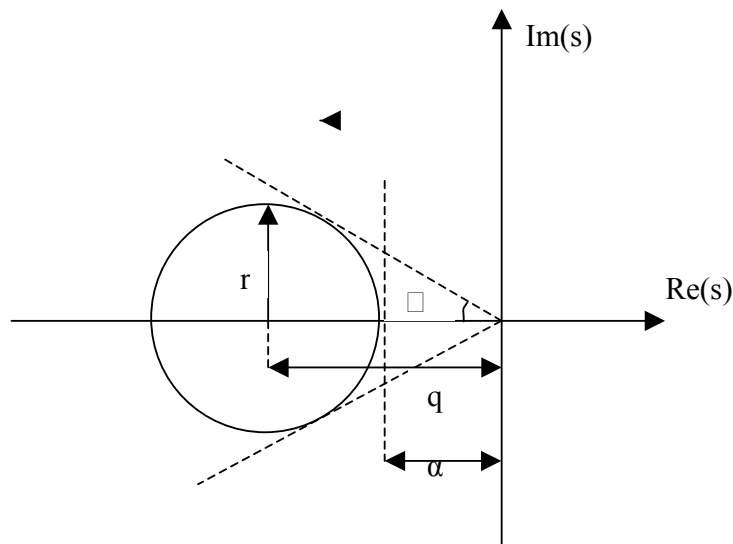


Рис. 8. Круговая область  $C(q, r)$

Следовательно, различные значения  $q$  и  $r$  могут быть выбраны, чтобы осуществлять различные границы параметра затухания, собственной частоты незатухающих колебаний и собственной частоты затуханий колебаний замкнутой системы. Следующая лемма характеризуется посредством модифицированного неравенства матрицы Ляпунова со всеми собственными значениями внутри данной круговой области.

**Лемма.** Пусть круговая область  $\mathfrak{R}$  определена (9). Матрица  $A$  с размером  $(n \times n)$  имеет собственные значения внутри  $\mathfrak{R}$ , если и только если для любой матрицы  $Q = Q^T > 0$  существует матрица  $P = P^T > 0$  такая, что

$$0 \geq A_\alpha P + P A_\alpha^T + r^{-1} A_\alpha P A_\alpha^T + Q, \quad (12)$$

Затем предложено применения совместного метода синтеза регулятора, который объединяет метод размещения полюсов со смешанным  $H_2/H_\infty$  - регулятором, получивший название робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами. Цель предлагаемого метода заключается в том, чтобы сдвинуть полюсы замкнутой системы к определенной устойчивой области для любых изменений неопределенности системы. В работе рассмотрены вопросы изменения аэродинамического коэффициента тангажа. Аэродинамический параметр  $m_z^\alpha$  обычно изменяется в зависимости от угла атаки, очень чувствителен к возмущениям, подвержен сильному влиянию аэроэластичных деформаций крыльев, хвоста и фюзеляжа, смещений аэродинамического и гравитационного центров самолета и т.д. Все эти факторы приводят к большой неопределенности значения  $m_z^\alpha$ .

На рис. 9 показано назначение полюсов замкнутой системы только для смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора (без неопределенности и с ней). Как видно из рис. 9, есть изменение в местоположении полюсов при действии неопределенности.

При использовании предлагаемого метода, как видно из рис. 10, все полюсы замкнутой системы находятся внутри круговой области при  $q=1.75$  и  $r=1.25$ , а  $\xi=0.7$ . Выбор значений коэффициентов  $q$  и  $r$  влияет на параметр затухания и собственную частоту и тоже приводит к смещениям полюсов замкнутой системы, как видно на рис. 11. Здесь показано, что полюсы замкнутой системы (без неопределенности и с ней) почти совпадают. На рис. 12 показаны переходные процессы изменения угловой скорости по тангажу при разных значениях коэффициентов  $q$ ,  $r$  и заданном значении  $\alpha$ . Как видно, внедрение разных значений  $\xi$  влияет на переходные процессы.

Дополнительная возможность появляется, при выборе коэффициентов, которые удовлетворяют желаемым переходным процессам.

Таким образом, предложенный метод синтеза обеспечивает стабилизацию движений самолета с гарантированной робастностью, что приводит к улучшению технических характеристик.

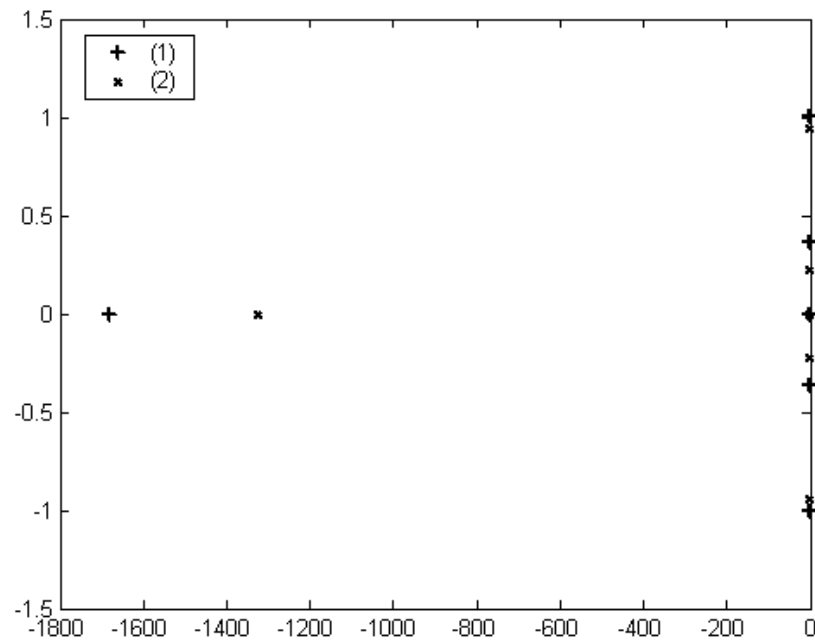


Рис. 9. Назначение полюсов замкнутой системы для смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора (1-без неопределенности, 2-с ней)

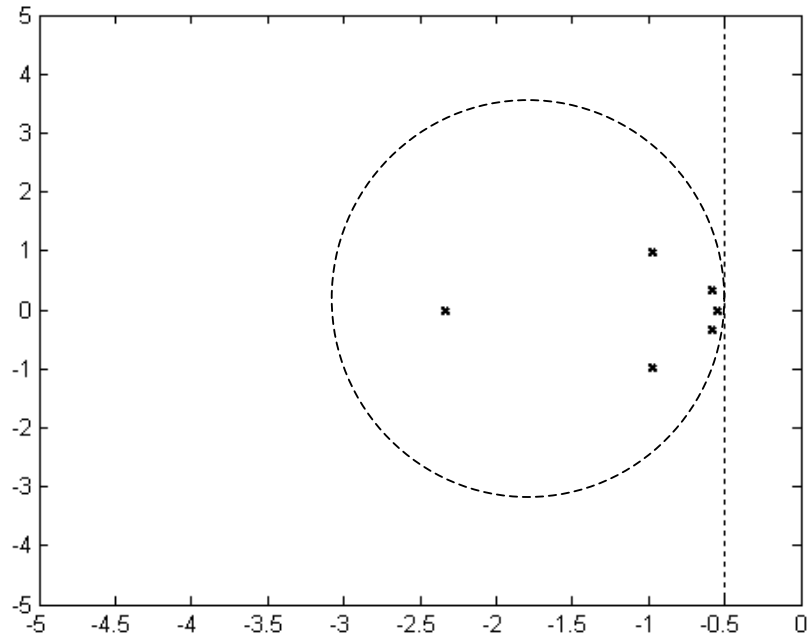


Рис. 10. Назначение полюсов замкнутой системы для робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами при определенной круговой области  $q=1.75, r=1.25$



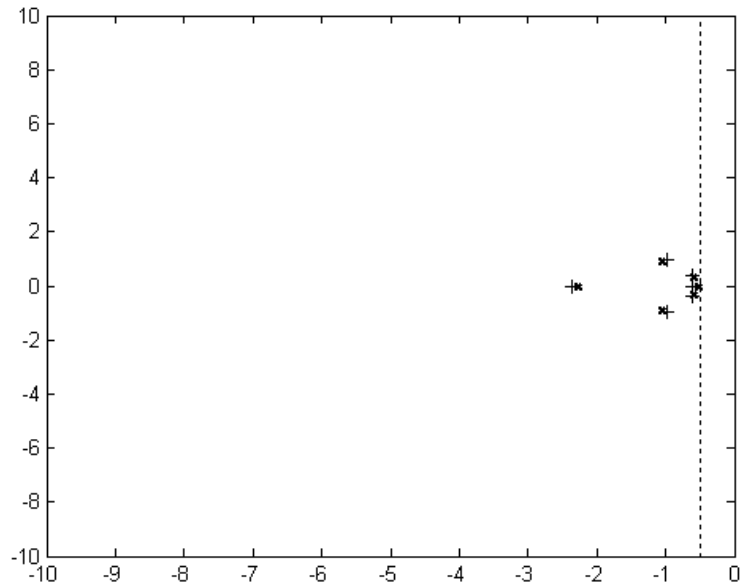


Рис. 11. Назначение полюсов замкнутой системы для робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами при определенной круговой области  $q=1.75$ ,  $r=1.25$  ((+) - без неопределенности, (x) - с ней)

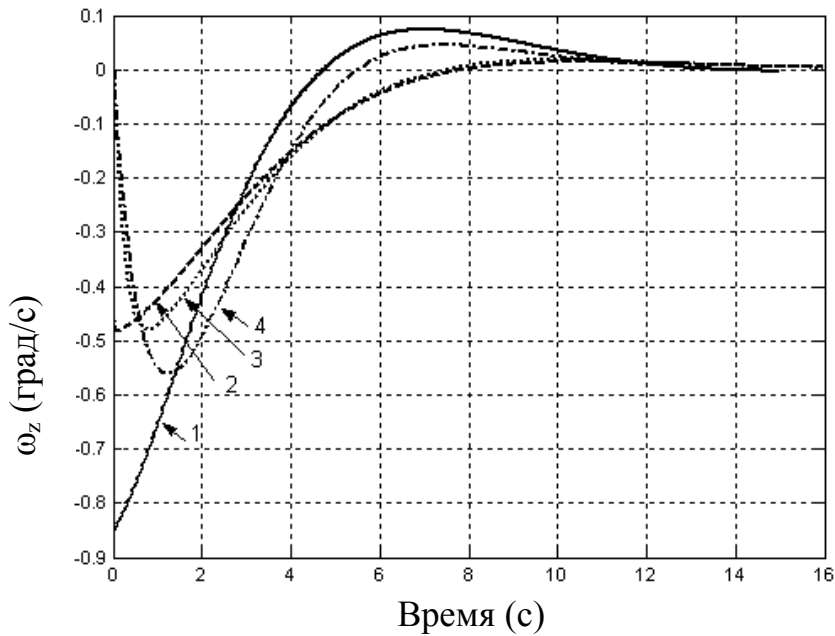


Рис. 12. Переходные процессы для  $1-H_2/H_\infty$  - регулятора и робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами при значениях (2-  $\xi=0.1$ , 3-  $\xi=0.5$ , 4-  $\xi=0.7$  и  $\alpha=0.33$ )

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты работы состоят в следующем:

- 1) Разработана математическая модель продольного движения самолета с учетом ветровых возмущений в среде MATLAB – Simulink и модель микропорыва ветра в форме вихревого кольца.
- 2) Разработаны методы синтеза  $H_2$  -,  $H_\infty$  - и  $H_2/H_\infty$  - регуляторов для задачи управления полетом самолета в вертикальной плоскости при посадке в условиях неопределенных возмущений.
- 3) Приведены рекомендации по применению вышеуказанных регуляторов при изменении параметров микропорыва ветра.
- 4) Предложен алгоритм для выбора наилучших коэффициентов усиления для смешанного  $H_2/H_\infty$  - регулятора. Показана эффективность алгоритма для решения задачи управления самолетом при действии сильного возмущения. Протестированы  $H_2$  -,  $H_\infty$  - и  $H_2/H_\infty$  - регуляторы при присутствии шумов измерения.
- 5) Предложен метод синтеза регулятора, который объединяет метод размещения полюсов со смешанным  $H_2/H_\infty$  - регулятором, получивший название робастного  $H_2/H_\infty$  - регулятора с размещенными полюсами. Предложенный метод синтеза обеспечивает стабилизацию движения самолета с гарантированной робастностью, что приводит к улучшению технических характеристик.

## ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

- 1) Али Р. С., Ерофеев А. А., Смирнов Ю. М. Вопросы использования нейронных сетей для управления ЛА // Труды СПбГТУ, №. 480, 2000, с. 3-16.
- 2) Али Р. С., Козлов В. Н. Проблемы нейросетевой стабилизации движения ЛА // Материалы V Всероссийской конф. “Фундаментальные исследования в технических университетах”, СПб.: изд. СПбГТУ, 2001, с. 88-89.
- 3) Али Р. С., Козлов В. Н. Синтез  $H_\infty$  - регулятора для управления самолетом в условиях внешних возмущений // Материалы IX международной научно - методической конф.,” Высокие интеллектуальные технологии образования и науки” СПб.: изд. СПбГТУ, 2002, с. 254-255.