

УДК 531.383.05

Т. А. Марченко, В. В. Попов

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Введение

Управление самолетом в вертикальной плоскости является наиболее сложным элементом полета, особенно в режимах существенного изменения режима полета, таких как взлет, набор высоты, снижение с определенными параметрами полета, обеспечивающие заданные условия и критерии оптимальности. Особенно эта проблема стала острой в последнее время, так как существенно повысились требования к точности полета самолета на заданной траектории.

Все это в общей сложности требует существенного улучшения траекторного управления в вертикальной плоскости и нахождения новых подходов к оптимизации алгоритмов управления полетом самолета. Существенным при этом является необходимость использования новых теоретических основ синтеза оптимальных алгоритмов по определенным критериям и применения информации, обеспечивающей наибольшую вероятностную оценку состояния самолета в пространстве и выполнение заданных требований по выдерживанию установленной траектории полета [1].

Постановка задачи

В данной статье делается попытка обобщить некоторые возможные способы выполнения этих условий и выделить из них те, которые заслуживают наибольшее внимание. Рассматриваются наиболее используемые методы обеспечения управляющих сигналов системы автоматического управления (САУ) для осуществления управления самолетом в вертикальной плоскости и выделяется метод, который позволяет осуществлять управление полетом с выдерживанием заданных критериев по точности, экономичности и безопасности полета.

Содержание

Управление полетом самолета в вертикальной плоскости только с использованием одного канала – канала руля высоты – имеет существенные недостатки. Именно поэтому в последнее время нашло

$$q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

Уравнения (1), (2) в рамках сделанных допущений позволяют описывать управление продольным движением «в большом» при одновременном воздействии на тягу двигателя и на руль высоты.

Типичным примером управления продольным движением «в большом» может служить набор высоты. В простейшем случае задается программа изменения высоты и скорости полета $V_0(t)$ и $H_0(t)$ или программа изменения скорости в функции высоты полета.

Программное автоматическое регулирование высоты и скорости является достаточно распространенным способом управления продольным движением центра масс самолета. Однако он имеет принципиальный недостаток – критичность к изменению условий полета и параметров самолета по отношению к расчетным [2].

Более перспективным представляется способ оптимизации управления, основанный на текущей идентификации параметров самолета. В этом случае заданное качество управления продольным движением достигается минимизацией некоторого функционала и формирования оптимальных воздействий на руль высоты и рычаг управления двигателем (РУД).

Для описания процесса стабилизации скорости полета путем управления тягой двигателя воспользуемся уравнениями длиннопериодического движения, включив в вектор состояния приращение тяги двигателя:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} + \alpha_x^V \Delta V + \alpha_x^\alpha \Delta \alpha + \alpha_x^\theta \Delta \theta + \alpha_x^P \Delta P &= -\dot{U}_x, \\ \Delta \dot{\theta} + \alpha_y^V \Delta V + \alpha_y^\alpha \Delta \alpha + \alpha_y^P \Delta P &= 0, \\ \alpha_{m_z}^\alpha \Delta \alpha &= \delta_{m_z}^{\delta_B} (-\Delta \delta_B). \end{aligned} \quad (3)$$

Расширение вектора состояния влечет за собой изменение коэффициентов α_x^V, α_y^V и появление новых коэффициентов:

$$\alpha_x^V = \frac{X^V}{m}; \quad \alpha_y^V = \frac{Y^V}{m V_0}; \quad \alpha_x^P = -\frac{\cos \alpha_0}{m}.$$

Управление тягой двигателя в интересах стабилизации скорости (или числа M) обычно сопровождается стабилизацией высоты полета, и можно пренебречь не только вариациями высоты, но и полагать $\Delta \theta = 0$. Тогда первое уравнение системы (3) становится практически автономным, а приращения $\Delta \alpha$ и $\Delta \theta$, возникающие в процессе стабилизации высоты полета, можно отнести к возмущающим воздействиям.

Постоянная времени линейной модели двигателя зависит от условий полета и режима работы двигателя. Типичный характер переходной

функции по скорости имеет вид (рис. 1). Это свойство приобретает особое значение на этапах «пробивания облачности» и захода на посадку.

Уравнения прямолинейного установившегося движения в вертикальной плоскости без крена и без скольжения имеют вид:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha - \phi) &= C_x S \frac{\rho V^2}{2} + G \sin \nu, \\ C_y S \frac{\rho V^2}{2} + P \sin(\alpha - \phi) &= G \cos \nu. \end{aligned} \quad (4)$$

Допустимые по условиям безопасности полета значения $C_{yБЕЗ}$ составляют лишь некоторую долю (0.7–0.9) от величины $C_{yМАХ}$ и берутся из данных летных испытаний самолетов.

Время подъема самолета на различные высоты (рис.3) можно определить на основании следующих соображений (рис. 2).

Пусть в некоторый момент времени t вертикальная составляющая скорости самолета равна $V_{yМАХ}$; тогда за малое время dt самолет поднимается на малую высоту dH , так что

$$dt = \frac{dH}{V_{yМАХ}}. \quad (5)$$

Интегрируя это уравнение, получим выражение для наименьшего времени подъема самолета на высоту H :

$$t = \int_0^H \frac{dH}{V_{yМАХ}}. \quad (6)$$

Планиметрируя площадь, ограниченную осью ординат (H), осью абсцисс $\left(\frac{1}{V_{yМАХ}}\right)$ и кривой $\frac{1}{V_{yМАХ}} = f(H)$, находят время подъема t .

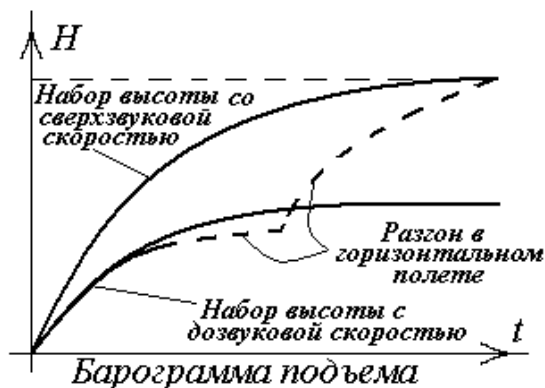


Рис. 2. Зависимость высоты от времени

Использование информации об угле атаки в автомате тяги основано на известной зависимости между углом атаки α и скоростью полета V .

Для конкретной коррекции используются аэродинамические характеристики конкретного самолета.

Закон управления автомата тяги, использующего информацию об угле атаки, реализуется в виде:

$$\Delta\delta_D = k_D^\alpha (\alpha_s - \alpha) + k_D^{\dot{V}} \Delta\dot{V} + k_D^v \Delta v. \quad (7)$$

Функциональная схема системы автоматического предупреждения и предотвращения срывных режимов представлена в следующем виде:

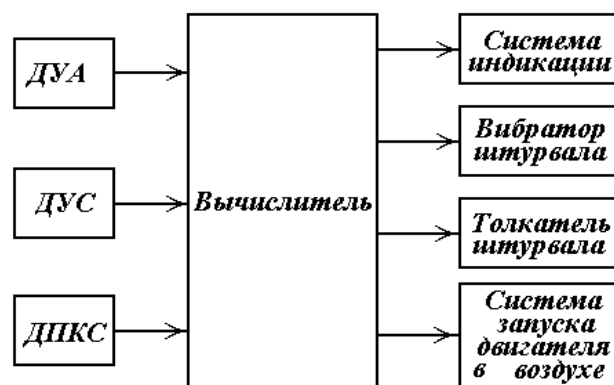


Рис. 3. Функциональная схема системы предупреждения

где ДУА – датчик угла атаки;

ДУС – датчик угловой скорости;

ДПКС – датчик положения конфигурации самолета.

Работа этой системы автоматического предупреждения и предотвращения срывных режимов состоит в следующем (рис. 3):

Информация от датчика угла атаки о текущем значении угла атаки поступает в вычислитель, где она обрабатывается в зависимости от скорости изменения тангажа (информация от датчика угловой скорости тангажа ω_z) и положения конфигурации самолета.

Таким образом, использование информации об угле атаки в пилотажно-навигационном комплексе позволит организовать построение алгоритмов управления продольным движением самолета в вертикальной плоскости, оптимальных по критериям безопасности, быстродействия и экономичности.

Из краткого рассмотрения проблемы автоматического управления полетом самолета в вертикальной плоскости следует, что построение алгоритмов управления продольным движением самолета возможно по двум схемам [3]:

I. Первая схема предусматривает использование двух каналов управления - канала управления рулем высоты и автомата тяги,

управляющего работой двигателя по информации о воздушной скорости полета.

II. Вторая схема предусматривает использование также двух каналов управления – канала управления рулем высоты и автомата тяги, управляющего работой двигателя по информации об угле атаки.

При первой схеме алгоритмы управления полетом самолета в вертикальной плоскости могут быть построены на основе примерных законов управления:

$$\begin{aligned}\delta_B &= k_B^H (H - H_s) + k_B^v \Delta v + k_B^{\omega_z} \omega_z, \\ \delta_D &= k_D^V (V - V_s) + k_D^p p \Delta V + k_D^v \Delta v.\end{aligned}\quad (8)$$

В процессе оптимизации этих законов потребуется корректировка для обеспечения заданных требований по астатизму системы к определенным воздействиям, что приведет к необходимости введения других видов обратных связей или введение интегральных составляющих.

Для обеспечения режима перехода с одного режима полета на другой в структуре закона управления рулем высоты в основном будет меняться первая составляющая (8), исходя из заданных условий переходного этапа полета.

Во второй схеме алгоритмы управления полетом самолета в вертикальной плоскости могут быть построены на основе примерных законов управления:

$$\begin{aligned}\delta_B &= k_B^H (H - H_s) + k_B^v \Delta v + k_B^{\omega_z} \omega_z, \\ \delta_D &= k_D^\alpha (\alpha - \alpha_s) + k_D^p p \Delta V + k_D^v \Delta v.\end{aligned}\quad (9)$$

Отличительной особенностью этой схемы, как уже отмечалось, является использование информации об угле атаки (9) в контуре автомата тяги в качестве основного управляющего сигнала.

Оптимизация алгоритмов управления полетом самолета в вертикальной плоскости производится на основе заданных определенных критериев по одному из современных методов оптимизации [3].

Так, заслуживающим внимания может быть метод прогнозирующей модели. Управляемый процесс контролируется посредством первичных измерительных преобразователей (датчиков информации). Вектор сигналов наблюдения поступает в систему оптимального оценивания и идентификации.

На выходе этой системы формируется оценка \hat{x} вектора состояния и оценка вектора параметров \hat{a} принятой полной математической модели управляемого процесса (рис. 4). Система оценивания и идентификации помимо формирования оценок \hat{x} , \hat{a} может выявлять отказавшие датчики и каналы, и выдавать сигналы реконфигурации.

Выводы

Система оптимального управления на основе указанной модели управляемого процесса, текущей оценки вектора состояния и критерия оптимизации формирует оптимальное управление. Это управление воздействует на управляемый процесс и используется в модуле оценивания и идентификации. Таким образом, использование информации об угле атаки в пилотажно-навигационном комплексе позволит организовать построение алгоритмов управления продольным движением самолета в вертикальной плоскости, оптимальных по критериям безопасности, быстродействия и экономичности.

Список использованной литературы

1. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1972. – 560 с.
2. *Летов А.М.* Математическая теория процессов управления. – М.: Наука, 1981. – 256 с.
3. *Понтрягин Л.С.* и др. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Наука, 1969. – 345 с

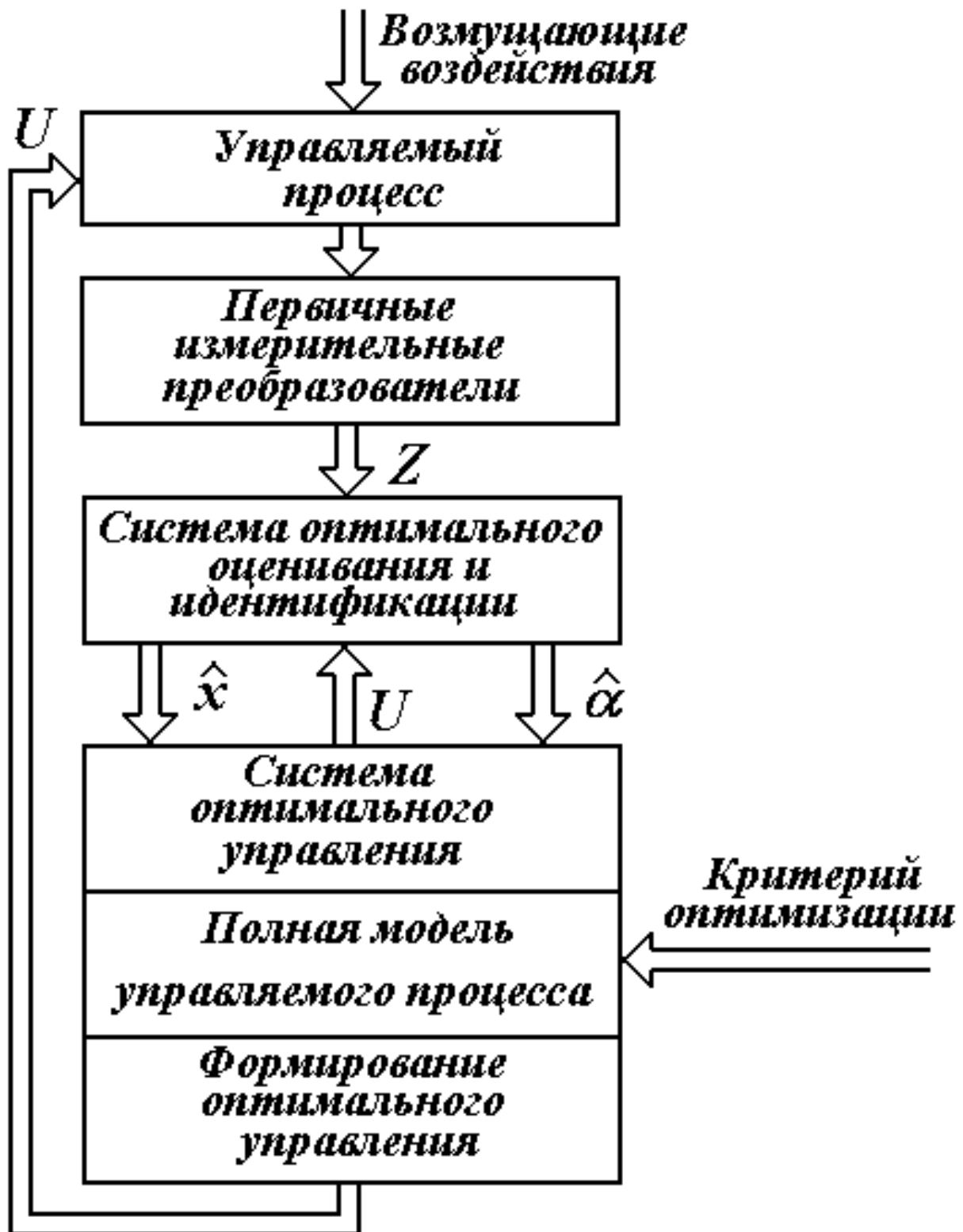


Рис.4. Схема алгоритма прогнозирующей модели