

2. Чжоу, С. Оптимальное управление относительным движением космического аппарата по критерию быстродействия на около-круговых орбитах / С. Чжоу, С.А. Ишков, Г.А. Филиппов // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 2-12.

3. Чжоу, С. Оптимальное управление в задаче орбитального аппарата с ограниченной малой тягой / С. Чжоу, С.А. Ишков, Г.А. Филиппов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 204-214.

4. Ишков, С.А. Выбор номинальной программы управления сближением сервисного космического аппарата с космическим мусором. / С.А. Ишков, С. Чжоу, Г.А. Филиппов, П.В. Фадеев // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XXVI Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Самара, 14-16 июня 2023 г. – Самара: Издательство Самарского университета, 2023. – С.27-33.

УДК 531.36, 629.7

Пэн Сюй, Гао Гуангле

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ САМОЛЁТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ ИНВЕРСИИ

Введение

Данная работа посвящена исследованию взаимного влияния между траекторным и угловым движениями при посадке самолёта на авианосец путём разработки точного метода управления с использованием нелинейной динамической инверсии. Была разработана структура декорреляционного управления с нелинейной динамической инверсией, включающая прямое управление подъёмной силой в контуре траектории для улучшения динамических характе-

ристик системы управления. Кроме того, была разработана система автоматической компенсации дросселя для стабилизации скорости захода на посадку с использованием обратной связи по ошибке скорости.

Модель посадки воздушных судов

Во время процесса посадки самолёта по глиссаде для точного отслеживания глиссады и поддержания идеального посадочного положения требуется точное определение текущего положения. Кроме того, для проектирования системы управления необходимо описать силы и моменты, действующие на самолёт. Поэтому выбор системы координат для описания движения самолёта имеет решающее значение. Нелинейные кинематические уравнения движения самолёта представлены следующим образом [1]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m}(T\cos\alpha\cos\beta - D\cos\beta + Y\sin\beta) + \\ + g(\cos\phi\cos\theta\sin\alpha\cos\beta + \sin\phi\cos\theta\sin\beta - \sin\theta\cos\alpha\cos\beta) \\ \dot{\alpha} = q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) + \frac{g}{V\cos\beta}(\cos\phi\cos\theta\cos\alpha + \sin\alpha\sin\theta) - \\ - \frac{1}{mV\cos\beta}(L + T\sin\alpha) \\ \dot{\beta} = p\sin\alpha - r\cos\alpha + \frac{\sin\beta}{V}(g\cos\alpha\sin\theta - g\sin\alpha\cos\phi\cos\theta + \frac{T}{m}\cos\alpha) + \\ + \frac{1}{mV}(Y\cos\beta + D\sin\beta + mg\cos\beta\sin\phi\cos\theta) \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \end{cases} \quad (4)$$

где x, y, z - компоненты положения самолёта в Земной системе координат, u, v, w - компоненты скорости, ϕ, θ, ψ - углы крена, тангажа и рыскания, p, q, r - соответствующие угловые скорости крена, тангажа и рыскания, V, α, β - воздушная скорость самолёта, угол атаки и угол скольжения, I_x, I_y, I_z - моменты инерции относительно трёх осей, $\bar{L}, M, N$ - крутящие моменты, T - тяга, $c_1 - c_9$ - коэффициенты модели вращательного движения.

Алгоритм посадки воздушного судна методом нелинейной динамической инверсии

В сущности, нелинейное динамическое инверсирование предполагает размещение инверсной системы перед оригинальной системой для нейтрализации её нелинейностей, что позволяет достичь разомкнутого управления. Нелинейная система описывается следующим образом [2]

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u \\ y = h(x) \end{cases}, \quad (5)$$

где $x \in \mathfrak{R}^n$ - переменная состояния системы, $u \in \mathfrak{R}^p$ - вектор входных данных, $y \in \mathfrak{R}^m$ - вектор выходных данных, $f(x)$ - динамическая матрица, связанная с состоянием системы, $g(x)$ - матрица управления, $h(x)$ - m -мерная функция выходных данных. Для любого x предполагается, что функция $g(x)$ обратима, так что управляющее воздействие системы можно определить:

$$u = g^{-1}(x)[\dot{x} - f(x)] \quad (6)$$

Спецификация управляющей структуры показана на рис. 1.

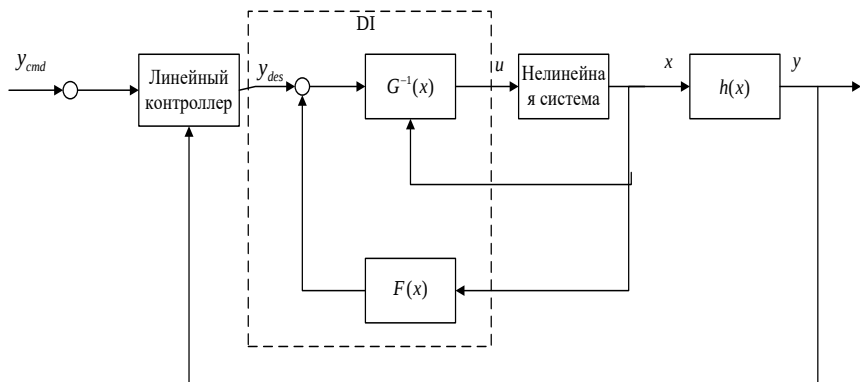


Рис. 1. Структура управления с нелинейной динамической инверсией

Для традиционных аэродинамических конфигураций самолётов траектория полёта изменяется путём изменения угла атаки самолёта для создания аэродинамических сил, изменяющих его высоту. Изменение угла атаки достигается за счёт моментов, создаваемых отклонением управляющих поверхностей, что можно представить как последовательность: $\delta \xrightarrow{1/s} \theta \xrightarrow{1/s} \gamma \xrightarrow{1/s} h$. Очевидно, что такой способ работы приводит к сильной связи между траекторией полёта и углом атаки, и может вводить фазовую задержку [3].

Интегрированное прямое управление подъёмом отличается от традиционных методов управления тем, что использует согласованное многоповерхностное управление для непосредственного воздействия на силы, действующие на самолёт без создания моментов, что представлено как: $\delta_{DLC} \xrightarrow{1/s} \gamma \xrightarrow{1/s} h$. На рис. 2 показано сравнение между традиционным управлением и прямым управлением подъёмом.

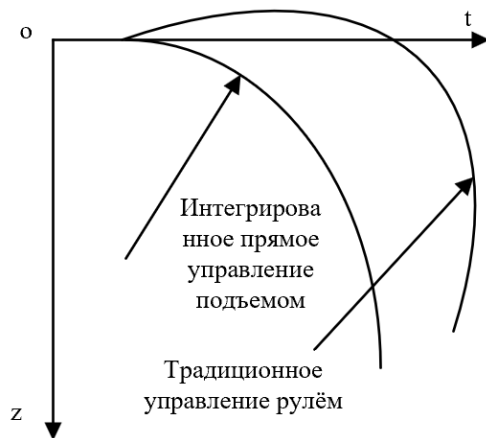


Рис. 2. Сравнение традиционного управления и интегрированного прямого управления подъёмом

Моделирование

Моделированию посадки самолёта на палубе проводилось с использованием метода управления обратной моделью. Результаты моделирования представлены на рис. 3. На рис. 3 (а-е) показан отклик состояния самолёта во время посадки, где синяя сплошная линия указывает на заданное управляющее воздействие, а красная линия представляет кривую отклика состояния при использовании метода управления обратной моделью. Рис. 3(f) отображает изменения на управляющих поверхностях.

Анализируя эти результаты, можно оценить эффективность и точность метода управления обратной моделью в достижении желаемой посадочной производительности. Постоянное соответствие между заданными входами и откликами состояния демонстрирует способность метода управления обратной моделью справляться с динамическим поведением самолёта во время критической фазы посадки.

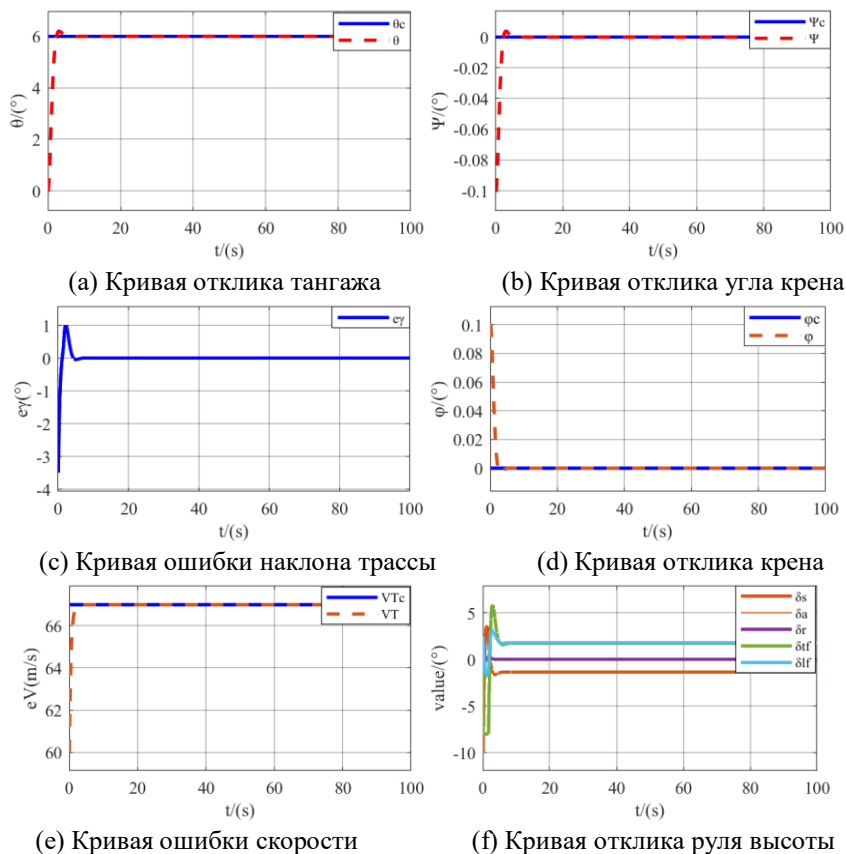


Рис. 3. Кривая отклика состояния самолёта при посадке на палубу

Заключение

Исследованы серьёзные проблемы связи между коррекцией траектории и поддержанием угла атаки в традиционном управлении посадкой на палубу методом управления обратной динамикой. Разработан точный закон управления посадкой на основе структуры управления обратной динамикой. Петля поддержания угла атаки и петля управления траекторией прямого подъёма разработаны в соответствии с принципом разделения временных масштабов. Это обеспечивает стабильное положение самолёта, в то время как пря-

мые управляющие поверхности подъёма корректируют траекторию полёта, тем самым достигается разделение управления траекторией и движениями угла атаки.

Библиографический список

1. Duan H, Chen L, Zeng Z. Automatic Landing for Carrier-Based Aircraft Under the Conditions of Deck Motion and Carrier Airwake Disturbances[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(6): 5276-5291.
2. Yuan Y, Duan H, Zeng Z. Automatic carrier landing control with external disturbance and input constraint[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 59(2): 1426-1438.
3. Denham J W. Project MAGIC CARPET: “advanced controls and displays for precision carrier landings” [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2016: 1770

УДК 629.7

Павлов Г.А., Фадеенков П.В.

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ УЧЕБНОЙ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Введение

Построение настоящей ракеты требует огромных знаний, умений и затрат. Первоначальное же знакомство с основами ракетного движения можно получить, разрабатывая и запуская модели ракет. Модель – это упрощённое представление реального объекта. Упрощения производятся практически во всех элементах конструкции, однако модели могут быть очень реалистичными и демонстрировать некоторые элементы ракетного движения с значительной степенью детализации.