

АДАПТИВНОЕ АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ НА ЭТАПЕ СБЛИЖЕНИЯ И СТЫКОВКИ ПРОЦЕССА ДОЗАПРАВКИ ТОПЛИВОМ В ВОЗДУХЕ

Е.М. Воронов¹

emvoronov@mail.ru

Ю.Г. Оболенский¹

Д.И. Чеглаков²

dimacheglakov@mail.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

² Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрены задача автоматического управления беспилотным летательным аппаратом на этапе сближения и стыковки процесса дозаправки топливом в воздухе, особенности задачи дозаправки, на основе которой сформирована структура алгоритмов автоматического управления. Показано, как с учетом требований успешной стыковки формируются необходимые показатели качества переходных процессов контура управления. Рассмотрены применение L1 адаптивных подходов в контуре управления с учетом специфики задачи дозаправки, процедура синтеза закона автоматического управления. Результаты имитационного моделирования показали, что представленный алгоритм автоматического управления обеспечивает требуемое качество переходных процессов, в том числе в условиях существенных возмущающих воздействий. Перспективой указанного исследования является разработка алгоритма, обеспечивающего автоматическое управление в процессе перекачки топлива с танкера на заправляемый беспилотный летательный аппарат и последующей расстыковки

Ключевые слова

Дозаправка в воздухе, штанга, конус, адаптивное управление, наблюдатель состояния

Поступила в редакцию 01.12.2016
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Введение. Задача автоматического управления беспилотным летательным аппаратом (БЛА) в процессе дозаправки топливом в воздухе является актуальной [1]. Наиболее интенсивные исследования проводятся в США и включают в себя исследования в области аэродинамики задачи дозаправки, разработки систем измерения относительного положения штанги и конуса дозаправки, алгоритмов автоматического управления и летных испытаний [1]. Схема дозаправки приведена на рис. 1.

Алгоритм автоматического управления должен обеспечить такое качество процессов дозаправки, чтобы в момент стыковки выполнялся набор терминальных требований, а в процессе маневрирования БЛА — набор ограничений параметров движения:

Подробнее рассмотрим уравнения кинематических связей (рассогласований в положении штанги и конуса) с учетом ограничений на параметры движения БЛА (2) в процессе дозаправки:

$$\begin{aligned} \Delta X &= X_T - X_{\text{БЛА}}; \\ \Delta Y &= Y_T + Y_K - Y_{\text{БЛА}} - X_{\text{шт}}\vartheta; \\ \Delta Z &= Z_K - Z_{\text{БЛА}} - X_{\text{шт}}\psi, \end{aligned} \tag{3}$$

где $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ — отклонение положения штанги от положения центра конуса; X_T, Y_T — координаты танкера; X_K, Z_K — положение конуса относительно центра масс танкера; $X_{\text{БЛА}}, Y_{\text{БЛА}}, Z_{\text{БЛА}}$ — координаты центра масс БЛА; $X_{\text{шт}}$ — координата кончика штанги относительно центра масс БЛА; ψ, ϑ — углы рысканья и тангажа БЛА. Здесь и далее расчет положения заправляемого БЛА и танкера ведется в нормальной подвижной системе координат (НПСК), связанной с центром масс танкера.

По мере приближения штанги к конусу, составляющие $X_{\text{шт}}\vartheta$ и $X_{\text{шт}}\psi$ оказывают большее влияние на изменение отклонений ΔX и ΔZ . Поскольку угловое движение более быстрое по сравнению с перемещением центра масс, компенсировать небольшое рассогласование (0,4 м), соответствующее максимальной амплитуде колебаний конуса, проще с помощью изменения углового положения БЛА. Тогда структуры контура автоматического управления для продольного и бокового каналов можно представить так, как показано на рис. 2. Эти структуры обеспечат отработку боковой и вертикальной ошибки с помощью изменения углов тангажа и рысканья. При этом целесообразно обеспечить стабилизацию нулевого угла крена для развязки продольного и бокового движения.

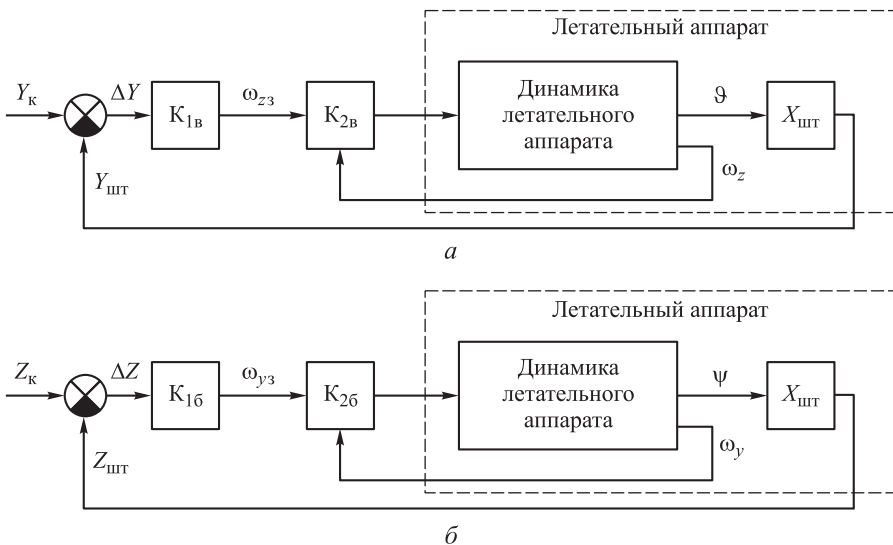


Рис. 2. Структуры контуров отработки рассогласования по высоте (а) и по боковому отклонению (б) на этапе стыковки:

$K_{1б}, K_{2б}, K_{1в}, K_{2в}$ — корректоры, обеспечивающие необходимые характеристики управления

Для обеспечения стабилизации углового положения БЛА при выполнении успешной стыковки с танкером необходимо разработать алгоритмы стабилизации заданного значения угловой скорости крена, тангажа и рысканья, заданного значения угла крена, обработки вертикального и бокового рассогласования с помощью изменения углов тангажа и рысканья. Следует учитывать, что в процессе маневрирования БЛА для стыковки параметры его движения имеют малые отклонения от опорной балансирующей траектории.

Формирование требований к быстродействию исследуемой системы.

Требования к быстродействию процессов $\omega_x, \omega_y, \omega_z, \psi, \gamma, \vartheta$ определяются временем переходного процесса $t_{п.п.}$. Требуемое значение времени $t_{п.п.}$ можно определить исходя из того, что на заключительном этапе стыковки управление осуществляется по углам тангажа и рысканья. Следовательно, время $t_{п.п.}$ должно обеспечивать динамику движения штанги, достаточную для компенсации движения конуса. Для определения числового значения времени $t_{п.п.}$ необходимо рассмотреть модель движения конуса дозаправки.

Модель поведения системы шланг–конус может быть сформирована двумя методами: 1) численное решение системы дифференциальных уравнений движения системы шланг–конус [3, 4] в процессе моделирования; 2) использование готовых зависимостей [5]. Наиболее приемлемым является вариант выделения некоторой постоянной (при постоянной скорости и высоте полета танкера) и переменной во времени составляющих положения конуса относительно танкера на основании готовых зависимостей. Тогда положение конуса в текущий момент времени является суперпозицией постоянной и переменной составляющих.

Для нахождения постоянной составляющей положения конуса достаточно решить статическую задачу равновесия сил и моментов [3–5] для определенного набора высот и скоростей. Решение этой задачи для набора высот и скоростей полета танкера, соответствующих режиму дозаправки, приведено в работе [5]. Для прямолинейного полета с постоянной скоростью боковое отклонение конуса от точки закрепления на подвесном агрегате дозаправки можно считать нулевым, отклонение в продольном канале изменяется в зависимости от высоты и скорости полета.

С учетом зависимостей полученных на основе результатов летных испытаний, переменные во времени составляющих положения конуса в НПСК определяются по формулам

$$\begin{aligned} Y_k &= A(0,15 \sin(0,4t) + 0,075 \sin(0,8t) + 0,05 \sin(1,6t)) + \Delta Y_{k0} + W_{yc}; \\ Z_k &= A(0,15 \sin(0,5t) + 0,075 \sin(1t) + 0,05 \sin(2t)) + W_{zc}, \end{aligned} \tag{4}$$

где t — время моделирования; W_{zc}, W_{yc} — турбулентные ветровые составляющие; A — амплитуда колебаний; ΔY_{k0} — положение конуса без учета колебаний.

Как было отмечено выше, на заключительном этапе маневрирования в целях стыковки, минимизация рассогласования обеспечивается изменением угло-

вого положения БЛА. Поэтому необходимо обеспечить точное управление угловым положением БЛА, желательно с минимальным перерегулированием. Следовательно, переходной процесс отработки заданной угловой скорости должен быть близким к апериодическому, а модель желаемой динамики замкнутых контуров угловых скоростей по тангажу и рысканью может быть представлена звеном первого порядка

$$M = \frac{1}{Tp+1} = \frac{m}{p+m}, \quad T = \frac{1}{m}, \quad m > 0, \tag{5}$$

где T — желаемая постоянная времени.

Уравнения колебаний конуса содержат три гармоники, которые должны учитываться в каналах угловых скоростей тангажа и рысканья. Заштрихованная зона на рис. 3 представляет собой частотный диапазон колебаний конуса в соответствии с (4). Рассмотрим два варианта формирования модели желаемой динамики M (5):

$$M_1(p) = \frac{5}{p+5} = \frac{1}{0,2p+1};$$

$$M_2(p) = \frac{10}{p+10} = \frac{1}{0,1p+1}.$$

Амплитудные и фазочастотные характеристики (АФЧХ) передаточных функций (ПФ) моделей желаемой динамики (6) M_1 и M_2 (см. рис. 3) обеспечивают коэффициент усиления по амплитуде, близкий к единице, и фазовое запаз-

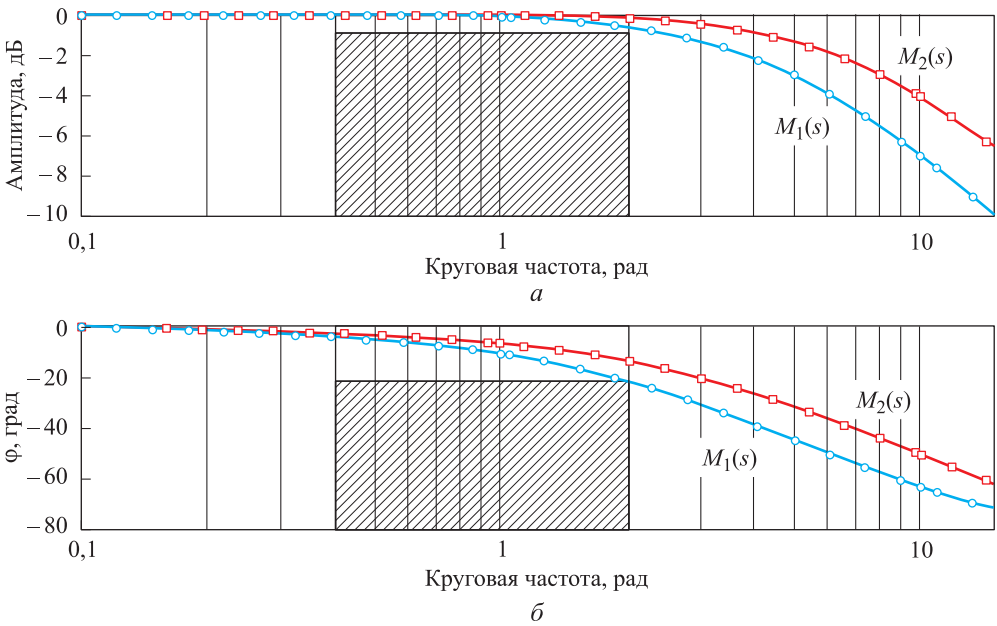


Рис. 3. АФЧХ модели желаемой динамики

дывание не более 20° в частотном диапазоне колебаний конуса. Если выбирать ограничения по времени переходного процесса на основе характеристик $M_1(p)$, то $t_{п.п} \leq 0,6$ с. Следует отметить, что точное обеспечение данных характеристик не является обязательным при условии выполнения стыковки штанги и конуса.

L1 адаптивное управление для скалярного случая как основа синтеза алгоритмов автоматического управления беспилотным летательным аппаратом. Рассматриваемая L1 адаптивная система управления (рис. 4) относится к классу сигнальных систем прямого действия с идентификатором [6–8], но ее существенным отличием от аналогичных систем является наличие фильтра низких частот $C(p)$ [6], ограничивающего частотный диапазон управляющего сигнала. Общая структура контура стабилизации, построенного на основе принципов L1 адаптивного управления (см. рис. 4), включает в себя объект управления, модель желаемой динамики объекта, алгоритм адаптивного управления. При управлении движением вокруг центра масс: $r = \omega_{x3}, \omega_{y3}, \omega_{z3}, y = \omega_x, \omega_y, \omega_z, d$ — аддитивное возмущение, эквивалентные особенности динамики рулевого привода, нелинейные свойства объекта управления и внешние возмущения.



Рис. 4. Общая схема адаптивного контура управления

После декомпозиции движения БЛА на продольное и боковое, короткопериодическое и длиннопериодическое, а также с учетом развязки каналов крена и рысканья объект управления описывается системой линейных стационарных дифференциальных уравнений. Тогда для каждого канала угловой скорости $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ имеет место динамическая зависимость

$$\dot{x} = f_1(t, x, u), \tag{7}$$

где x — выходной сигнал канала (угловая скорость) линейной системы; u — управляющий сигнал $(\delta_\alpha, \delta_\eta, \delta_\beta)$.

Замечание 1. Выражение (7) справедливо для случая идеального привода с передаточной функцией, равной единице. Однако реальное исполнительное устройство системы управления (рулевой гидравлический привод) имеет собственную нелинейную динамику, и текущий управляющий сигнал u_n отличается от заданного сигнала u :

$$\dot{u}_n = f_2(t, u_n, u). \tag{8}$$

Тогда зависимость выходного сигнала от заданного управления u описывается выражением

$$\dot{y} = f_1(t, x, u_n) = f_1(t, x, f_2(t, x, u)) = f_3(t, x, u). \quad (9)$$

С учетом (7)–(9) получим

$$y = \int f_3(t, x, u) dt = \int f_1(t, x, u) dt + d(t) = x(t) + d(t), \quad (10)$$

где $d(t)$ — отклонение выходного сигнала канала, вызванное нелинейной динамикой рулевого привода.

Замечание 2. При синтезе L1 адаптивного алгоритма добавка $d(t)$ является эквивалентной не только нелинейной динамике рулевого привода, но и всему объему неучтенных в линейной модели нелинейных свойств объекта и внешних возмущающих воздействий [6].

Для системы, описываемой уравнением (10), Ч. Сао и Н. Ховакимян [6] предложили подход к разработке L1 адаптивного алгоритма управления с использованием в качестве обратной связи выходного сигнала системы, а не всего вектора пространства состояния [6]. Предложенный L1 адаптивный алгоритм обладает свойствами, перечисленными ниже.

Свойство 1. L1 адаптивный алгоритм управления (см. рис. 4) применим для объекта управления с одним входом и одним выходом, произвольной размерности, при неполной динамической модели объекта и нестационарных возмущающих воздействиях [6].

Свойство 2. Исходная структура объекта управления может быть достаточно сложной, но L1 адаптивный алгоритм обеспечивает динамику переходного процесса замкнутого контура управления, достаточно близкую к модели желаемой динамики, при ограниченном диапазоне изменения входного и выходного сигналов [6].

Свойство 3. L1 адаптивный алгоритм позволяет минимизировать ошибку $e(t)$ между выходом объекта управления и выходом модели желаемой динамики с помощью увеличения коэффициента адаптации Γ [6].

Следовательно, задача заключается в разработке адаптивного алгоритма управления (см. рис. 4) для отработки заданного входного сигнала $r(t)$ с помощью управляющего сигнала $u(t)$, формируемого на основе выходного сигнала системы $y(t)$ и модели желаемой динамики $M(p)$, при минимизации сигнала $e(t) = \hat{y}(t) - y(t) = \tilde{y}(t)$.

Как было показано выше, в качестве модели желаемой динамики следует выбрать апериодическое звено с заданной постоянной времени (5). Допустимость выбора в качестве желаемой модели апериодического звена подтверждается в процессе синтеза L1 адаптивного алгоритма для стыковки.

Поставленная задача решена в общем виде в работе [6]. Структура адаптивного контура управления включает в себя следующие элементы:

1) наблюдатель состояния, содержащий желаемую модель динамики, $\dot{\hat{y}}(t) = -m\hat{y}(t) + m(u(t) + \hat{\sigma}(t))$, $\hat{y}(0) = 0$;

2) закон адаптации $\dot{\hat{\sigma}}(t) = \Gamma \cdot \text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{y}(t))$, $\hat{\sigma}(0) = 0$, где $\tilde{y}(t) = \hat{y}(t) - y(t)$; $\text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{y}(t))$ — оператор проекций, служащий для обеспечения выполнения условия $|\hat{\sigma}(t)| \leq \Delta$, $\forall t \geq 0$ [6];

3) закон управления $u(p) = C(p)(r(p) - \hat{\sigma}(p))$.

Замечание 3. Достаточное условие устойчивости контура управления накладывает ограничение на класс систем $W(p)$, которые могут быть стабилизированы рассмотренным алгоритмом управления. Эти объекты управления, описываемые минимальнофазовой или неминимальнофазовой передаточной функцией $W(p)$, имеют разность порядка знаменателя и числителя 1 или 2. Такой класс систем включает в себя ПФ короткопериодического движения БЛА, поэтому L1 адаптивный закон управления подходит для решения задачи отработки заданного значения угловой скорости $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$.

Выбор параметров адаптивного алгоритма. Для синтеза L1 адаптивного алгоритма необходимо выбрать параметры фильтра высоких частот и коэффициент адаптации Γ . В качестве фильтра высоких частот выберем аperiodическое звено:

$$C(p) = \frac{\omega}{p + \omega}. \tag{11}$$

Согласно процедуре синтеза с применением L1 адаптивного алгоритма, выбор в качестве фильтра низких частот аperiodического звена является вполне достаточным. Если тип фильтра выбран неверно, то не удастся выполнить синтез L1 адаптивного алгоритма. В то же время структура фильтра типа (11) позволит сформировать наглядную методику выбора параметров L1-закона адаптации [6]. В рассматриваемой методике разработка L1 адаптивного закона управления включает в себя синтез фильтра $C(p)$ [6] такого, что устойчивой является система

$$H(p) = \frac{W(p)M(p)}{C(p)W(p) + (1 - C(p))M(p)}. \tag{12}$$

Представим передаточную функцию объекта управления в виде

$$W(p) = \frac{B(p)}{A(p)},$$

тогда

$$H(p) = \frac{B(p)m(p + \omega)}{B(p)\omega(p + m) + mpA(p)}.$$

Рассмотрим задачу обеспечения устойчивости системы (12) ПИ-регулятором

$$K_{\text{ПИ}}(p) = \frac{\omega}{m} + \frac{\omega}{p} = \frac{\omega(p + m)}{mp}. \tag{13}$$

Тогда ПФ разомкнутой системы имеет вид

$$L_{\text{ПИ}}(s) = \frac{\omega(p+m)}{mp} W(p), \quad (14)$$

а соответствующая ей замкнутая единичной обратной связью система описывается ПФ вида

$$W_{\text{зам}}(p) = \frac{W(p)}{1 + K_{\text{ПИ}}(p)W(p)} = \frac{B(p)m(p+\omega)}{B(p)\omega(p+m) + mpA(p)} = H(p). \quad (15)$$

Из формул (14) и (15) следует, что задача выбора параметров Л1-регулятора сводится к задаче обеспечения устойчивости замкнутой системы (12) ПИ-регулятором (13), коэффициенты которого связаны с параметрами Л1 адаптивного закона управления.

Свойство 4. Задача синтеза Л1 адаптивного алгоритма управления сводится к обеспечению устойчивости системы (13) при выборе коэффициента адаптации Γ достаточно большим [6], например, $\Gamma > 10\,000$. Если не удастся подобрать параметр ω так, чтобы обеспечить устойчивость (13), то некорректно выбрана модель желаемой динамики $M(p)$.

Замечание 4. Коэффициент Γ участвует в формировании управляющего сигнала $u(t)$ в ограниченном частотном диапазоне и не находится в прямой цепи тракта управления, поэтому при достаточно большом значении не вызывает неустойчивость системы управления.

Л1 адаптивное формирование управления в каналах стабилизации заданных значений угловых скоростей. Для рассматриваемого БЛА с учетом (2) ПФ по угловой скорости крена — устойчивая, первого порядка. Передаточные функция угловой скорости тангажа и рысканья — неустойчивые, второго порядка. Поэтому в задачу синтеза Л1-регулятора входит обеспечение не только нулевой статической ошибки, но и устойчивости контура.

Для канала крена объект управления имеет ПФ вида

$$W(p) = W_{\omega_x}^{\delta_e} = \frac{K_{\omega_x}}{T_{\omega_x}p + 1} = -\frac{6,41}{0,291p + 1}. \quad (16)$$

На основании (5) и (6) модель желаемой динамики объекта выбирается в виде

$$M_{\gamma}(p) = \frac{8}{p+8} = \frac{1}{T_M p + 1} = \frac{1}{0,125p + 1}.$$

Далее выбирается ПФ ПИ-регулятора, обеспечивающая устойчивость $H(p)$ для канала крена:

$$L_{\text{ПИ}} = \omega \frac{(p+m)}{mp} = 6,7 \cdot \frac{(p+8)}{8p} = 6,7 \cdot \frac{(0,125p+1)}{p}. \quad (17)$$

Задаем параметр ПФ фильтра:

$$C_{\gamma}(p) = \frac{\omega}{p + \omega} = \frac{1}{0,15p + 1}.$$

Для каналов тангажа и рысканья синтез L1-регулятора проводится по аналогии с каналом крена.

Для канала тангажа:

$$A(p) = W_{\omega_z}^{\delta_B} = \frac{2,18p + 2,57}{0,13p^2 + 0,327p - 1};$$

$$M_{\vartheta}(p) = \frac{10}{p + 10};$$

$$C_{\vartheta}(p) = \frac{\omega}{p + \omega} = \frac{10}{p + 10} = \frac{1}{0,1p + 1}.$$

Для канала рысканья:

$$A(p) = W_{\omega_y}^{\delta_H} = \frac{1,23p + 0,0863}{0,262p^2 - 0,0675p + 1};$$

$$M_{\psi}(p) = \frac{\omega}{p + \omega} = \frac{5}{p + 5} = \frac{1}{0,2p + 1};$$

$$C_{\psi}(p) = \frac{\omega}{p + \omega} = \frac{10}{p + 10} = \frac{1}{0,1p + 1}.$$

Алгоритм обработки (стабилизации) заданного угла крена. Для синтеза контуров стабилизации заданных углов крена, тангажа и рысканья используем линейные уравнения короткопериодического движения. Поскольку интегральная зависимость в уравнениях движения обеспечивает астатизм, в качестве алгоритмов управления выберем П-регуляторы, которые не вносят дополнительного фазового запаздывания.

Утверждение. L1 адаптивный закон управления обеспечивает динамику контура управления (угловой скорости) в соответствии с моделью желаемой динамики $M(p)$ при ограничении полосы пропускания фильтром $C(p)$. Следовательно, в ограниченном частотном диапазоне замкнутый контур управления, состоящий из объекта управления и L1 адаптивного регулятора, можно заменить передаточной функцией модели $M(p)$, использованной в L1-регуляторе.

Для доказательства утверждения сравним частотные характеристики модели M и контура стабилизации заданной угловой скорости крена и тангажа. Канал стабилизации угловой скорости крена с учетом L1 адаптивного алгоритма обработки ω_{x3} описывается ПФ:

$$W_{\omega_x}^{\omega_{x3}} = \frac{W(p)C(p)M(p)}{p/\Gamma + W(p)C(p)} + \frac{p}{\Gamma} \frac{W(p)C(p)}{p/\Gamma + W(p)C(p)} =$$

$$= \frac{T_M p + 1}{(T_M p + 1)(T_{\omega_x} T_C p^3 + (T_{\omega_x} + T_C) p^2 + p + \Gamma)} = \frac{(0,125 p + 1) \cdot 10^{-4} + 1}{(0,125 p + 1)(0,044 \cdot 10^{-4} p^3 + 0,044 \cdot 10^{-4} p^2 + 10^{-4} p + 1)}.$$

Замечание 5. Частотные характеристики ПФ модели и контура стабилизации в диапазоне частот до 20 рад/с представлены на рис. 5, а. Характеристики достаточно хорошо совпадают, как для фазовой, так и амплитудной характеристики. Таким образом, вполне допустимо заменить ПФ контура угловой скорости крена ПФ модели желаемой динамики в диапазоне частот собственного движения БЛА по углу крена.

С учетом обоснованных выше свойств L1-контура отработки заданной угловой скорости крена, приведенное описание ПФ канала крена на основе L1-адаптации имеет вид

$$W_{\gamma}^{\omega_{x3}} = \frac{1}{T_M p + 1} \frac{1}{p} = \frac{1}{0,125 p^2 + p}.$$

Согласно сравнению частотных характеристик модели желаемой динамики и описанию канала угловой скорости ω_z (рис. 5, б), приведенное описание ПФ канала тангажа на основе L1-адаптации имеет вид

$$W_{\vartheta}^{\omega_{z3}} = \frac{1}{T_M p + 1} \frac{1}{p} = \frac{1}{0,1 p^2 + p}. \tag{18}$$

В качестве желаемой ПФ контура отработки заданного угла крена выберем ПФ фильтра Баттерворта второго порядка, что обеспечит устойчивость и качество замкнутой системы (контура стабилизации заданного угла крена) [9]. Тогда ПФ контура стабилизации заданного угла крена имеет вид

$$W_{\gamma}^{\gamma_3} = \frac{1}{T^2 p + \frac{2}{\sqrt{2}} T p + 1} = \frac{K_{\gamma}}{0,125 p^2 + p + K_{\gamma}},$$

где K_{γ} — коэффициент П-регулятора; T — постоянная времени фильтра.

После тривиальных преобразований и решения алгебраического уравнения первого порядка получим, что $K_{\gamma} = 4$ и ПФ контура отработки угла крена составляет

$$W_{\gamma}^{\gamma_3} = \frac{1}{0,0313 p^2 + 0,25 p + 1}.$$

Алгоритмы компенсации рассогласования ΔY и ΔZ на этапе стыковки. Учитывая уравнения кинематики [10] и систему (3), на последнем этапе стыковки компенсация рассогласования ΔY осуществляется с помощью изменения угла тангажа БЛА. Рассмотрим уравнения кинематических связей

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \Delta Y &= Y_T + Y_{\tau} - Y_{\text{БЛА}} - X_{\text{шт}} \vartheta. \end{aligned}$$

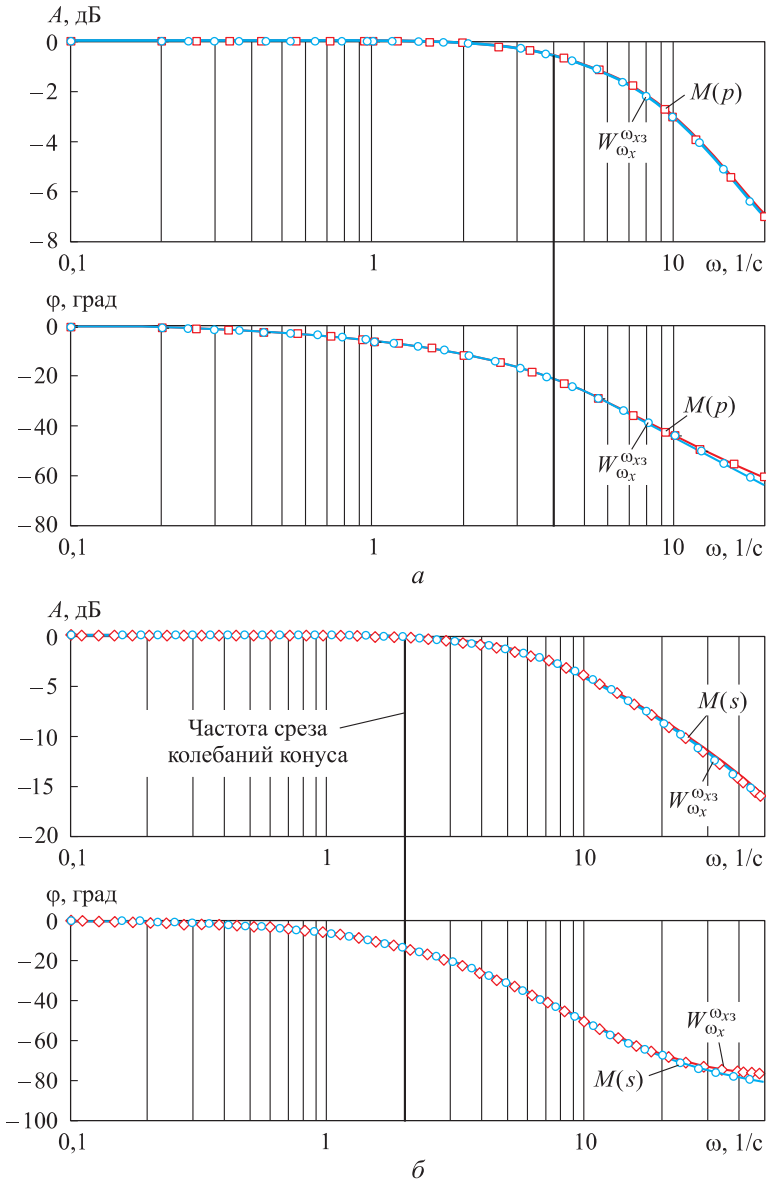


Рис. 5. АФЧХ L1-контура угловых скоростей ω_x (а), ω_z (б) и их моделей желаемой динамики

Поскольку угловое движение более быстрое, можно принять, что $Y_T - Y_{\text{БЛА}} \approx \text{const}$ при изменении угла тангажа и справедлива система

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \Delta \dot{Y} &= \dot{Y}_k - X_{\text{шт}} \omega_z. \end{aligned} \tag{19}$$

Задача синтеза контура обработки отклонения ΔY на основании (19) сводится к задаче синтеза контура угла тангажа. Выберем ПФ фильтра Баттерворта второго порядка в качестве желаемой ПФ контура обработки заданного угла

тангажа, что обеспечит устойчивость и качество замкнутой системы (контура стабилизации заданного угла тангажа). Тогда с учетом (18) ПФ контура стабилизации заданного угла тангажа имеет вид

$$W_{\vartheta}^{\vartheta_3} = \frac{1}{T^2 p + \frac{2}{\sqrt{2}} T p + 1} = \frac{K_{\vartheta}}{0,1 p^2 + p + K_{\vartheta}},$$

где K_{ϑ} — коэффициент П-регулятора.

После тривиальных преобразований и решения алгебраического уравнения первого порядка получим, что $K_{\vartheta} = 5$ и ПФ контура отработки угла тангажа составит

$$W_{\vartheta}^{\vartheta_3} = \frac{1}{0,02 p^2 + 0,2 p + 1}.$$

Аналогично каналу вертикального отклонения ΔY для бокового отклонения ΔZ синтез осуществляется на основании приведенных ниже формул:

$$\begin{aligned} \dot{\Psi} &= \omega_y; \\ \Delta Z &= Z_k - Z_{\text{БЛА}} - X_{\text{шт}} \Psi; \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \dot{\Psi} &= \omega_y \\ \Delta \dot{Z} &= \dot{Z}_k - X_{\text{шт}} \dot{\Psi}; \end{aligned} \quad (21)$$

$$W_{\Psi}^{\omega_{y3}} = \frac{1}{T_M p + 1} \frac{1}{p} = \frac{1}{0,2 p^2 + p}. \quad (22)$$

Передачная функция замкнутого контура по углу рысканья имеет вид

$$W_{\Psi}^{\Psi_3} = \frac{1}{0,08 p^2 + 0,4 p + 1}. \quad (23)$$

Имитационное моделирование процесса стыковки с использованием нелинейной модели беспилотного летательного аппарата. При синтезе алгоритмов стабилизации заданных угловых скоростей крена, тангажа и рысканья на основании свойств L1 адаптивного управления не учтены динамические характеристики и нелинейные особенности исполнительного устройства — рулевого привода (сервопривода). В процессе имитационного моделирования на нелинейной модели объекта, включающего в себя рулевой привод, необходимо убедиться, что динамическое поведение L1-контура соответствует заданной модели M в необходимой мере, а требуемое время переходного процесса $t_{\text{п.п}}$, время выхода на значение, равное 70 % установившегося (t_0), и перерегулирование σ — заданным ограничениям. Зависимости угловых скоростей крена, тангажа, рысканья при входном сигнале от времени при ступенчатом и синусоидальном воздействиях от времени (графики отработки заданного ступенчатого и синусоидального сигналов с частотой 1 Гц) представлены на рис. 6. По угловой скорости крена при ступенчатом заданном

сигнале (рис. 6, а) алгоритм обеспечивает перерегулирование менее 1 %, а время переходных процессов $t_{п.п} = 0,22$ с. При заданном синусоидальном воздействии алгоритм обеспечивает минимальное рассогласование угловой скорости крена с выходным сигналом модели M . По угловой скорости тангажа при ступенчатом заданном сигнале (рис. 6, в) алгоритм обеспечивает перерегулирование менее 1 %, время $t_{п.п} = 0,59$ с, по угловой скорости рысканья при заданном ступенчатом сигнале (рис. 6, д, е) — перерегулирование менее 1 %, время $t_{п.п} = 0,6$ с. Полученное значение $t_{п.п}$ соответствует требованиям, заложенным при выборе моделей желаемой динамики $M_\gamma(p)$, $M_\vartheta(p)$, $M_\psi(p)$.

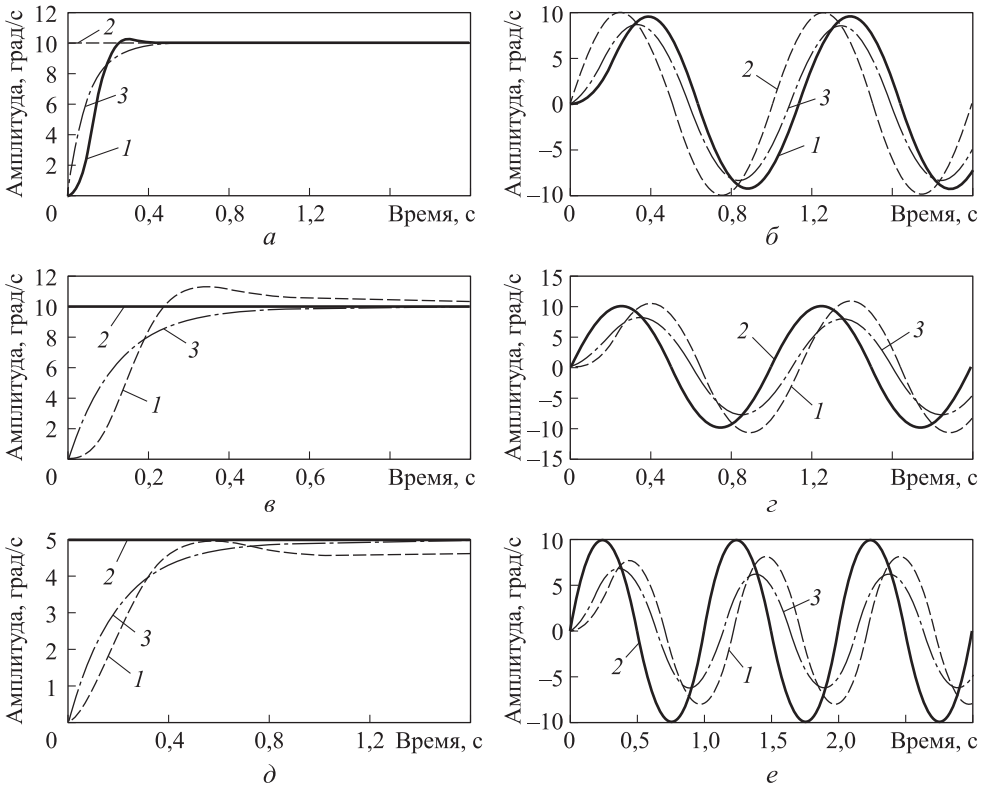


Рис. 6. Зависимости угловых скоростей крена (а, б), тангажа (в, з), рысканья (д, е) при входном сигнале от времени при ступенчатом (а, в, д) и синусоидальном (б, з, е) воздействиях:

1 — L1 адаптивное управление; 2 — заданное управление; 3 — модельное управление

Наилучшим образом L1 адаптивный контур соответствует желаемой модели для углов крена и тангажа, и чуть хуже для угла рысканья. Однако для всех угловых скоростей не обеспечивается точное совпадение, так как входной фильтр $C(s)$ для каждого L1-контра ограничивает «стягивание» выходных сигналов контра и модели. На основе зависимостей можно сделать вывод, что L1-алгоритмы обеспечивают компенсацию нелинейных динамических свойств рулевого привода и «стягивание» выходного сигнала контра с желаемой моделью динамики.

Рассмотрим влияние активного отказа элерона с выходом на фиксированное значение 10° . Подобный отказ может произойти во время выполнения подхода к конусу или непосредственно в момент стыковки. Наиболее опасен отказ при проходе БЛА зоны влияния вихревого поля танкера, так как в этот момент элероны обеспечивают компенсацию возмущающего момента по крену. Отказ определяется системой через 0,2 с, и положение элерона переходит в нулевое. Имитация отказа проводится на 80-й с моделирования. Необходимо, чтобы алгоритм управления обеспечил компенсацию возмущающего воздействия и стыковку с конусом или безопасный отход заправляемого самолета от самолета-танкера после определения отказа. Реакция внутреннего контура на отказ и изменение траектории движения заправляемого БЛА в боковой плоскости представлены на рис. 7, завершающий этап при наличии отказа — на рис. 8.

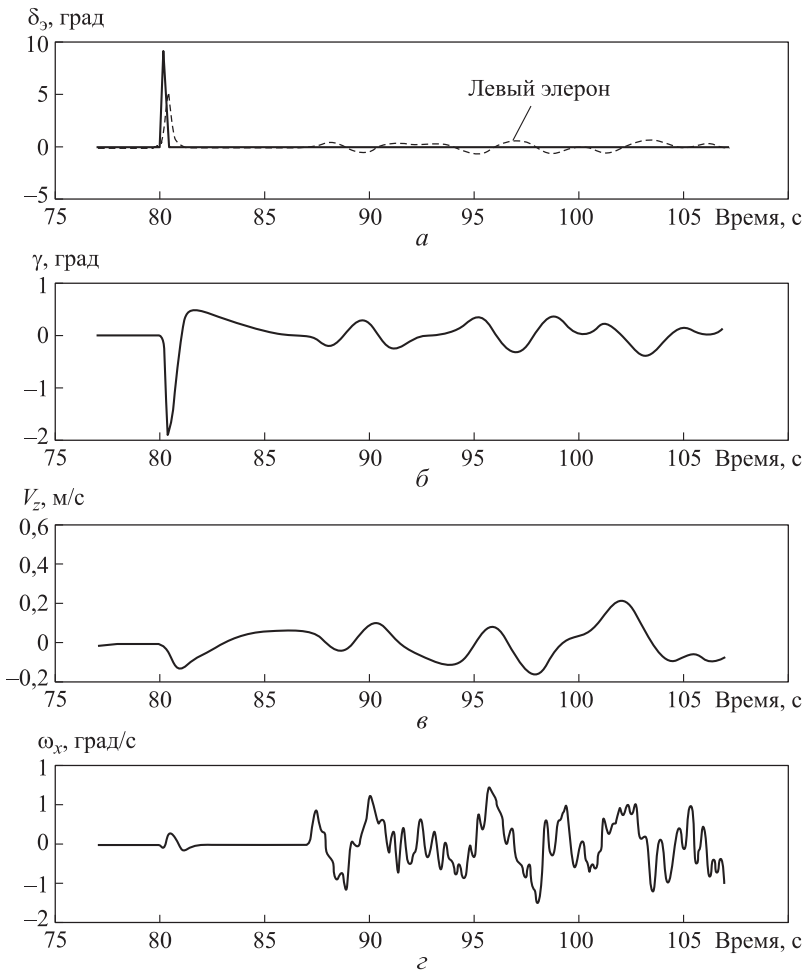


Рис. 7. Реакция внутреннего контура на отказ и изменение траектории движения заправляемого БЛА в боковой плоскости (а–г)

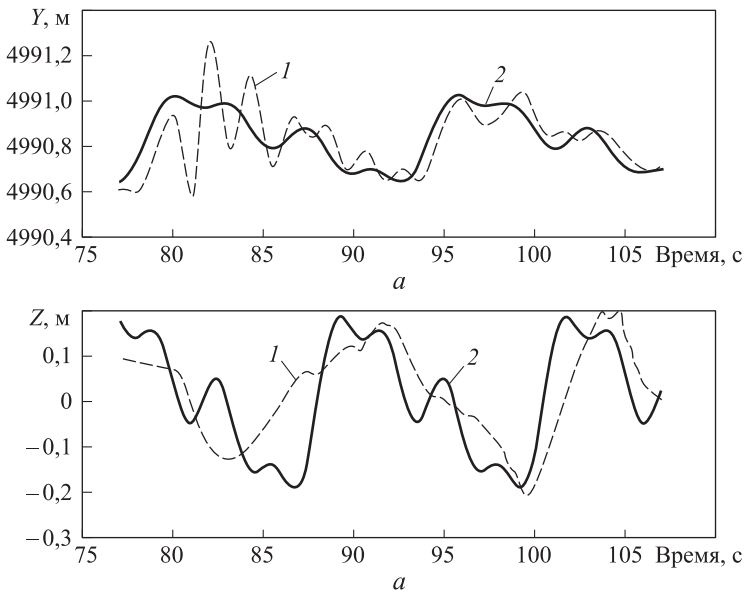


Рис. 8. Процесс стыковки при наличии отказа элерона:

1 — положение штанги; 2 — положение конуса

Отказ влияет на вертикальный и боковой контуры управления, но вследствие высокого быстродействия системы управления траектория движения БЛА изменяется незначительно. Отказ мешает отслеживать системе управления текущее положение конуса дозаправки в начале завершающего этапа стыковки. При этом увеличивается рассогласование в положениях штанги и конуса. Однако система управления обеспечивает успешную стыковку с заданными ограничениями на параметры движения БЛА и рассогласование между положением штанги и центра конуса.

Заключение. Выполнен синтез алгоритма автоматического управления БЛА, обеспечивающего стыковку штанги и конуса дозаправки. Для разработки алгоритма были применены подходы L1 адаптивного управления, причем параметры L1-алгоритма выбирались на основе динамики процесса дозаправки топливом в воздухе. Использование свойств L1-алгоритма также позволило не увеличивать в процессе синтеза размерность ПФ приведенного контура управления, что приближает предложенную методику синтеза к инженерным подходам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чеглаков Д.И. История исследований в области автоматизации процесса дозаправки топливом в воздухе летательных аппаратов // Новый университет. Сер.: Технические науки. 2011. № 4. С. 34–47.
2. Оболенский Ю.Г., Похваленский В.Л., Чеглаков Д.И. Алгоритм автоматического управления летательным аппаратом при дозаправке топливом в воздухе // Труды МАИ. 2013. № 65. DOI: 10.7463/0113.0500331
URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35966>

3. Ярошевский В.А. Методика моделирования движения шланга с заправочным конусом в процессе дозаправки самолета в воздухе // Ученые записки ЦАГИ. 2003. Т. 34. № 3-4. С. 91–108.
4. Eichler J. Dynamic analysis of an in-flight refueling system // Journal of Aircraft. 1978. Vol. 15. No. 5. P. 311–318. DOI: 10.2514/3.58361
URL: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/3.58361>
5. Ro K., Kamman W. Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2010. Vol. 33. No. 1. P. 53–63.
DOI: 10.2514/1.45482 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.45482>
6. Novakimian Naira, Cao Chengyu. L1 Adaptive control theory. Guaranteed robustness with fast adaptation. SIAM, Philadelphia, 2010. 320 p.
7. Солодовников В.В., Шрамко Л.С. Расчет и проектирование аналитических самонастраивающихся систем с эталонными моделями. М.: Машиностроение, 1972. 270 с.
8. Тюкин И.Ю., Терехов В.А. Адаптация в нелинейных динамических системах. СПб.: ЛКИ, 2008. 384 с.
9. Пупков К.А., Езупов Н.Д. Методы классической и современной теории управления. Т. 3. Синтез регуляторов систем автоматического управления / под ред. К.А. Пупкова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 616 с.
10. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 221 с.

Воронов Евгений Михайлович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Оболенский Юрий Геннадьевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Чеглаков Дмитрий Иванович — ведущий конструктор филиала ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого» (Российская Федерация, 125284, Москва, ул. Поликарпова, д. 23В).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронов Е.М., Оболенский Ю.Г., Чеглаков Д.И. Адаптивное автоматическое управление беспилотным летательным аппаратом на этапе сближения и стыковки процесса дозаправки топливом в воздухе // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 3. С. 129–147. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-3-129-147

UAV ADAPTIVE AUTOMATIC CONTROL AT RENDEZVOUS AND DOCKING STAGE IN INFLIGHT REFUELING

E.M. Voronov¹

emvoronov@mail.ru

Yu.G. Obolensky¹

D.I. Cheglakov²

dimacheglavkov@mail.ru

¹ **Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

² **Sukhoi Aviation Holding Company — Sukhoi Design Bureau Branch Office, Moscow, Russian Federation**

Abstract

The article addresses the problem of automatic control of unmanned aerial vehicle at the stage of rendezvous and docking during the process of inflight refueling. First, we give the features of inflight refueling and the structure of automatic control algorithms which we developed. Then, we show how to form the required control loop quality indicators based on the successful docking demand. Next, we describe the application of L1-adaptive approaches in the control loop and the procedure of the automatic control law design, considering the specifics of an inflight refueling task. Finally, the simulation results bring us to the conclusion that the presented control algorithm provides the required quality of transient processes, even under the essential disturbances. The prospect of this study is to develop an algorithm that provides automatic control in the process of fuel transfer from a tanker to refuel the UAV and subsequent undocking

Keywords

Inflight refueling, probe, cone, adaptive control, state observer

REFERENCES

- [1] Cheglakov D.I. History of research in the field of inflight refueling automation. *Almanac a New University (engineering science)*, 2011, no. 4, pp. 34–47 (in Russ.).
- [2] Obolensky Yu.G., Pohvalenski V.L., Cheglakov D.I. Control law for the automatic docking procedure during aerial refueling. *Journal Trudy MAI*, 2013, no. 65.
DOI: 10.7463/0113.0500331
Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35966>
- [3] Yaroshevsky V.A. The method of modeling the hoze and drogue movement during the air-to-air refueling procedure. *TsAGI Science Journal*, 2003, vol. 34, no. 3-4, pp. 91–108.
- [4] Eichler J. Dynamic analysis of an in-flight refueling system. *Journal of Aircraft*, 1978, vol. 15, no. 5, pp. 78–85.
- [5] Ro K., Kamman W., Modeling and simulation of hose-paradrogue aerial refueling systems. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 1, pp. 53–63.
- [6] Naira Hovakimian, Chengyu Cao. L1 Adaptive control theory. Guaranteed robustness with fast adaptation. Philadelphia, SIAM, 2010. 317 p.
- [7] Solodovnikov S.S., Shramko L.S. The calculation and design of analytical self-tuning model reference system. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 270 p.
- [8] Tyukin I.Yu., Terehov V.A. The non-linear dynamical system adaptation. Saint-Petersburg, LKI, 2008. 384 p.
- [9] Pupkov K.A., ed. The methods of classical and modern control theory. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004. Vol. 3.
- [10] Guskov Yu.P., Zagainov G.I. Airplane flight control. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 221 p.

Voronov E.M. — Dr. Sc. (Eng.), Professor of Automatic Control System Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Obolensky Yu.G. — Dr. Sc. (Eng.), Professor of Automatic Control System Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Cheglakov D.I. — project engineer of Sukhoi Aviation Holding Company — Sukhoi Design Bureau Branch Office (Polikarpova ul. 23B, Moscow, 125284 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Voronov E.M., Obolensky Yu.G., Cheglakov D.I. UAV Adaptive Automatic Control at Rendezvous and Docking Stage in Inflight Refueling. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2017, no. 3, pp. 129–147. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-3-129-147

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие
под редакцией **А.В. Пролетарского**
**«Технологии современных
беспроводных сетей Wi-Fi»**



Изложены основные сведения о современных технологиях беспроводных сетей Wi-Fi и показано поэтапное проектирование беспроводных сетей – от планирования производительности и зоны действия до развертывания и тестирования сети. Подробно рассмотрен стандарт IEEE 802.11, включая управление доступом к среде, а также физический уровень 802.11. Описаны особенности радиочастотного спектра, принципы модуляции, приведены варианты спецификаций 802.11, технологии повышения производительности и механизмы защиты. Подробно рассмотрено подключение клиента к беспроводной сети в инфраструктурном режиме – сканирование, методы аутентификации и ассоциации, а также вопросы безопасности передачи данных в беспроводных сетях (WEP, TKIP, CCMP, WPA, WPA2, WPS). Приведены оценка беспроводной линии связи и пример расчета. Теоретические положения дополнены лабораторными работами по всем рассмотренным в книге темам.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru