

УДК 656.7.052

© 2019 г. **Н.И. Сельвесюк**, д-р техн. наук

(Государственный НИИ авиационных систем, Москва),

С.С. Кананадзе, канд. техн. наук,

Г.Н. Лебедев, д-р техн. наук,

А.П. Москалев

(Национальный исследовательский университет «МАИ», Москва)

АЛГОРИТМЫ БЕЗОПАСНОГО ВЗЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПОСЛЕ ОТРЫВА ОТ ЗЕМЛИ ПРИ ДЕЙСТВИИ ПОРЫВОВ БОКОВОГО ВЕТРА*

Рассматриваются альтернативные алгоритмы обеспечения безопасного взлета беспилотного летательного аппарата самолетного типа, а также оценивается их эффективность путем компьютерного моделирования. Для увеличения скороподъемности и компенсации порывов ветра предложено кусочно-постоянное задающее воздействие по углу наклона траектории, при котором взлет состоит из двух участков – разгона при малом начальном угле наклона траектории и последующего набора с высокой скоростью.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, безопасность взлета, боковой ветер, максимальная скороподъемность.

DOI: 10.22250/isu.2019.60.32-47

Введение

Анализ современного состояния беспилотных летательных аппаратов (БЛА) показывает, что по своим возможностям они могут выступать в качестве эффективного инструмента решения различных прикладных задач. Однако БЛА более подвержены воздействию различных внешних факторов, по-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, гранты №18-08-463 и №18-08-00079.

этому актуальной является задача обеспечения безопасности их полета. Эффективным способом решения этой задачи является введение в практику эксплуатации систем непрерывного автоматического контроля безопасности на всех этапах полета.

В данной работе рассматривается решение задачи контроля и предотвращения опасных ситуаций на этапе взлета БЛА после отрыва от земли, когда начальная скорость мала и существует угроза нарушения путевой устойчивости при сильных порывах бокового ветра. Для обеспечения безопасности полета необходимо обеспечить оператора БЛА своевременной предупредительной информацией, а сам БЛА – средствами автоматического предотвращения аварии.

Результаты в части предупреждения опасности в полете при действии ветра были получены авторами в [1], где в качестве оценки используется коэффициент опасности, вычисляемый с помощью операции прогноза развития опасной ситуации на определенный интервал экстраполяции, равный располагаемому времени для устранения угрозы.

Возможные меры по устранению аварийной ситуации при действии бокового ветра на этапе взлета при ручном управлении летчиком подробно изложены, например, в [2]. При этом приняты гипотезы о том, что коэффициент подъемной силы связан с углом атаки линейной зависимостью, так как происходит отрыв воздушного потока от поверхности крыла, а также не возникает момент поперечного демпфирования, препятствующий вращению самолета. Также учтено, что при закритических углах атаки возникающий от разности подъемных сил на разных участках крыла момент будет способствовать самовращению самолета, что приведет к «сваливанию на крыло». Вместе с тем в литературе [3 – 12] имеются лишь общие указания по управлению самолетом для устранения аварийной ситуации. Они сводятся к следующим рекомендациям:

сначала нужно уменьшать угловую скорость вращения, а затем угол атаки самолета;

при положительной угловой скорости угол скольжения с положительным знаком ее уменьшает, а с отрицательным – увеличивает;

уменьшение угловой скорости произойдет только через некоторое время, после чего нужно создать момент на пикирование, отказавшись от набора высоты при взлете, что уменьшит угол атаки.

Перечисленные рекомендации означают следующий порядок действий при управлении рулевыми органами самолета, который следует автоматизировать при взлете:

с помощью руля направления необходимо развернуть самолет навстречу ветру, при этом угловая скорость вращения по крену уменьшится; после снижения угловой скорости до малого по модулю значения нужно отказаться от дифференциального управления элеронами для предотвращения негативного снижения подъемной силы на одном из них;

обеспечить максимальную скорость в начале взлета.

В данной работе используются три конструктивные меры:

максимально возможное уменьшение угловой скорости по крену, чтобы избежать «сваливания на крыло», для чего необходимо повысить запас динамической устойчивости углового движения;

максимальное уменьшение заданного для подъема угла наклона траектории, что фактически соответствует отказу от набора высоты с постоянным углом наклона траектории. Исходя из этого, взлет состоит из двух участков – разгона при малом угле наклона траектории и последующего набора высоты с максимальной скоростью;

отказ от продольного прямолинейного движения после набора безопасной высоты и переход к полету навстречу ветру, что приведет к уменьшению влияния опасной боковой составляющей скорости ветра и значительному увеличению подъемной силы.

Постановка задачи

Объектом управления является легкий БЛА массой m не более 1000 кг, с аэродинамическими характеристиками, допускающими максимальный угол атаки $\alpha_{дон} = 8$ град при угле атаки сваливания $\alpha_{св} = 14$ град.

Тяга двигателя P при взлете является постоянной и достигает значений, соответствующих мощности от 100 до 200 л.с.

Задана штатная траектория взлета (рис. 1), состоящая из этапов разбега (этап I) с постоянным углом наклона траектории $\theta = \theta_{ВПП}$ до скорости отрыва $V_{отр}$, набора безопасной высоты $H_{без}$ (этап II) и набора максимальной высоты взлета H_m (этап III). На схеме использованы следующие обозначения: $L_{взл}$ – дистанция взлета; $L_в$ – дистанция набора высоты; $L_{раз}$ – дистанция разбега.

Согласно схеме, на этапе II режим стабилизации заданного значения угла тангажа $\mathcal{G} = \mathcal{G}_{зад}$ предотвращает касание взлетно-посадочной полосы (ВПП) при регулируемом в зависимости от ветровых возмущений угле наклона траектории $\theta_{зад}$, обеспечивающем безопасную на этапе III скорость полета $V = V_{взл}$. На этапе III осуществляется набор высоты при оптимальной скороподъемности БЛА.

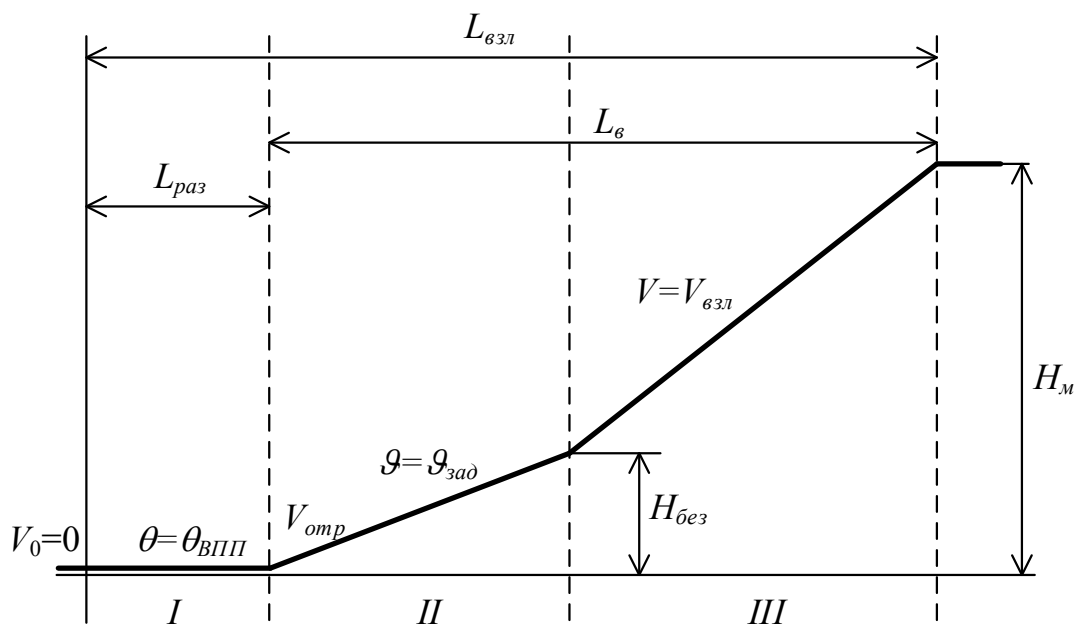


Рис. 1. Схема выполнения взлета.

Алгоритмы управления полетом должны обеспечить динамическую устойчивость и ограничение предельных параметров по нормальной перегрузке, углу атаки, углу крена и его угловой скорости. Эти параметры подвергаются непрерывному автоматическому контролю, для чего в необходимых случаях формируются сигналы предупредительной и аварийной тревоги, передаваемые человеку-оператору на земле.

При взлете возможен внезапный порыв ветра, имеющего встречную и боковую составляющую (попутная составляющая при выборе нужного направления разбега исключена).

Математические модели системы автоматического управления взлетом и ветровых возмущений считаются заданными.

Требуется рассмотреть альтернативные режимы автоматического управления взлетом, обеспечивающие максимальную безопасность, и оценить их эффективность с помощью компьютерного моделирования.

Алгоритмы повышения динамической устойчивости в контурах управления по крену и нормальной перегрузке

Для отработки заданного угла крена выбран пропорционально-интегральный закон вида [3, 4]

$$\delta_\gamma = \left(K_{e\gamma} + \frac{K_{i\gamma}}{s} \right) (\gamma_{зад} - \gamma) + K_\gamma \gamma, \quad (1)$$

где δ_γ – угол отклонения элеронов в дифференциальном режиме; γ – текущий угол крена; $\gamma_{зад}$ – заданный угол крена; s – оператор дифференцирования.

Структурная схема системы управления креном (объект и регулятор) для синтеза коэффициентов регулятора приведена на рис. 2.

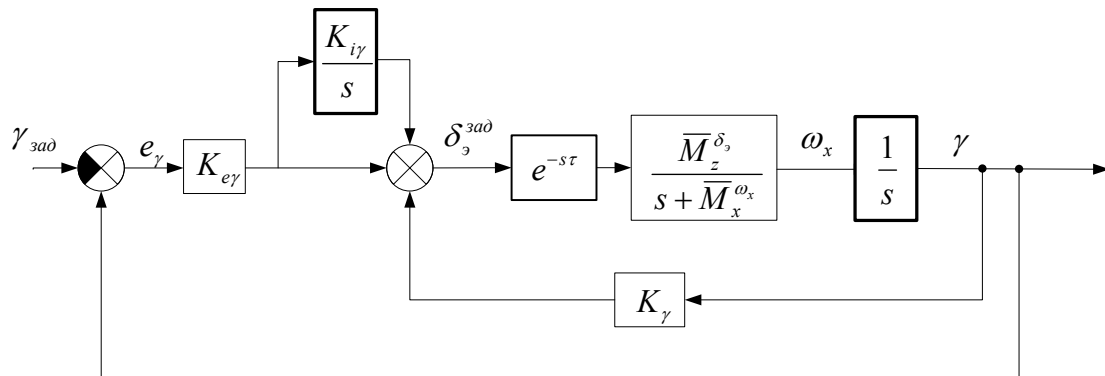


Рис. 2. Структурная схема контура управления креном.

После расчета коэффициентов регулятора (1) линейной системы вводятся ограничения по сигналам управления, которые будут обеспечивать безопасное движение на различных режимах полета путем ограничения предельных режимов (ОПР). Структурная схема алгоритма управления креном с учетом ограничений приведена на рис. 3.

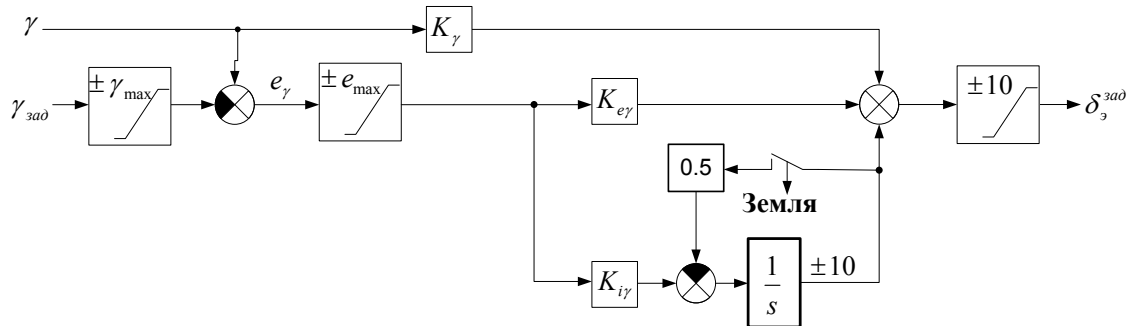


Рис. 3. Структурная схема контура управления креном с учетом ограничений.

Управляющим сигналом является сигнал заданного крена $\gamma_{зад}$ из траекторного контура системы автоматического управления (САУ). Дополнительно к рассмотренному выше закону управления (1) в алгоритмах САУ реализовано ограничение заданного крена $\pm \gamma_{max}$ и ограничение ошибки по крену $\pm e_{max}$, определяющей скорость вращения по крену.

Ограничение крена рассчитывается по максимальному крену в полете с учетом ограничения крена на этапе отрыва и полета вблизи земли. Ограничение вблизи земли определяется условиями по касанию ВПП элементами конструкции. Ограничение в полете должно учитывать располагаемую перегрузку в текущий момент времени и обеспечивать не только горизонтальный полет, но и запас по перегрузке для управления. Связь ограничений по перегрузке $n_{y_{max}}$ и крену γ_{max} вычисляется по формуле

$$\cos \gamma_{\max} = \frac{1 + \Delta n_{y \text{ ynp}}}{n_{y \text{ max}}}, \quad (2)$$

где $\Delta n_{y \text{ ynp}}$ – располагаемая перегрузка от управления.

В продольном канале (канал отработки нормальной перегрузки) введены ограничения по перегрузке (углу атаки) в виде ограничения управляющего сигнала

$$n_{y \text{ max}} = \min \left(\frac{C_{y \text{ don}} \rho_0 S V_{np}^2}{2g}, n_{y \text{ ocp}} \right), \quad (3)$$

где $C_{y \text{ don}}$ – максимально допустимый коэффициент подъемной силы; V_{np} – приборная скорость; $n_{y \text{ ocp}}$ – максимальная перегрузка, определяемая прочностью конструкции ЛА.

Максимальная перегрузка формируется путем выбора наименьшего значения из заданного ограничения по прочности конструкции и расчетного значения перегрузки, определяемого допустимым углом атаки (коэффициентом подъемной силы).

В результате введения дополнительных коррекций возникает положительный эффект повышения запаса динамической устойчивости, выраженный в существенном уменьшении угловой скорости по крену при возникновении порыва бокового ветра, как показано на рис. 4 – 5 (кривая 1 – без коррекции, кривая 2 – с коррекцией).

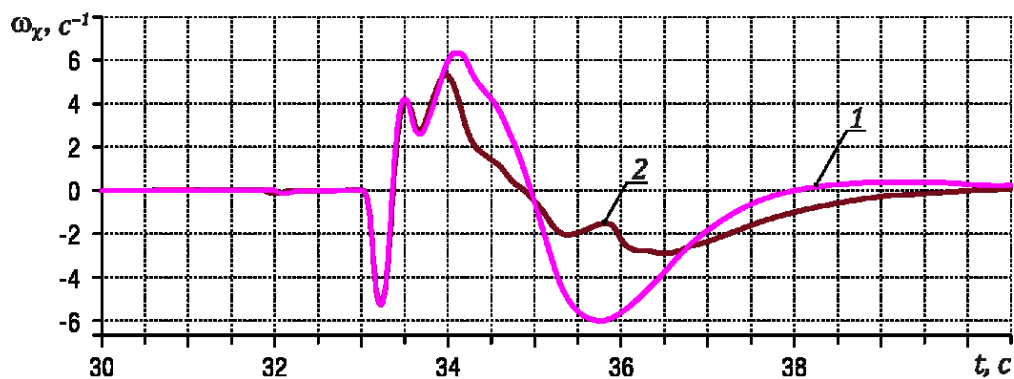


Рис. 4. Графики изменения угловой скорости крена.

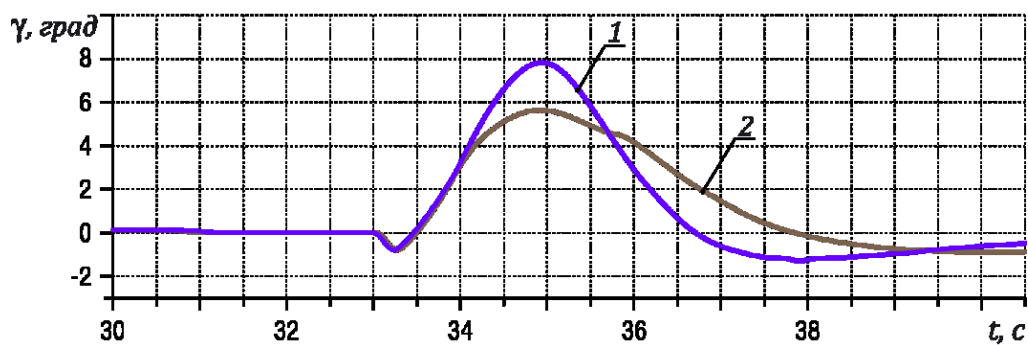


Рис. 5. Графики изменения угла крена.

Из рис. 4 видно, что в случае введения дополнительных мер (кривая 2) сильные колебания угловой скорости устранены. При этом максимальный угол крена уменьшился примерно в 1,5 раза (рис. 5, кривая 2). Необходимо заметить, что небольшие отклонения по крену возникают у рассмотренного БЛА из-за нулевой стреловидности крыла.

При этом введение коррекции замедляет процесс возвращения БЛА на заданную линию пути, что отражено на рис. 6 (кривая 1 – без коррекции, кривая 2 – с коррекцией).

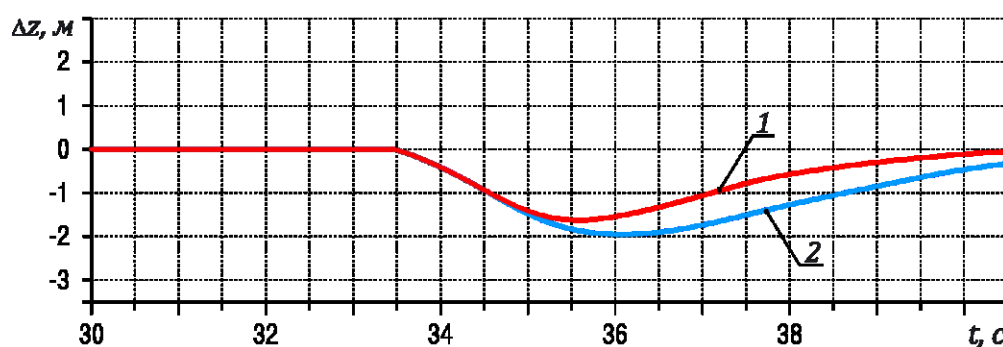


Рис. 6. Графики бокового отклонения БЛА от заданной линии пути.

Кроме описанных выше мер, в процессе компьютерного моделирования была проанализирована возможность отдельного управления элеронами для снижения потребных углов атаки при развороте по крену. Установлено, что данная мера неэффективна из-за относительно малой площади элеронов по сравнению с общей площадью крыла.

Оценка эффективности подходов по повышению скороподъемности при взлете

Представлены результаты сравнения скороподъемности БЛА после отрыва от земли при использовании трех алгоритмов управления углом наклона траектории:

1) заданное значение угла наклона траектории является постоянным $\theta_0 = const$ и обеспечивает достижение максимальной скороподъемности в установившемся режиме взлета при постоянной тяге;

2) угол наклона траектории θ назначается в виде специальной функции от достигнутой скорости взлета V (чем больше скорость, тем больше допустимый угол θ), что соответствует адаптивному управлению взлетом. При этом вид и параметры специальной функции подлежат определению;

3) задаваемый угол наклона траектории является кусочно-постоянным,

а именно: в начале взлета его значение $\theta_{зад}$ минимально, а при достижении высоты $H_{без}$ взлет осуществляется с максимально допустимым углом наклона θ_m . Значения $\theta_{зад}$, θ_m и максимальной высоты H_m подбираются из условия параметрической оптимизации (см. рис. 1).

Рассмотрим последовательно перечисленные случаи и полученные результаты моделирования.

В первом алгоритме основой назначения заданного угла θ_0 является условие экстремума функции от вертикальной скорости $V_y = \theta_0 V$ при постоянной составляющей горизонтальной скорости V в установившемся режиме. Таким образом, для условия $\dot{V} = 0$ можно записать [2]

$$\dot{V} = P - aV^2 - g\theta_0 = 0, \quad (4)$$

где P – постоянное значение максимальной удельной тяги; a – удельный коэффициент лобового сопротивления; g – ускорение силы тяжести.

Отсюда можно получить значение угла θ_0 :

$$\theta_0 = \frac{P - aV^2}{g}.$$

Подставляя его в выражение для вертикальной скорости, получим максимизируемую функцию

$$V_y = \frac{V}{g}(P - aV^2) \rightarrow \max_V. \quad (5)$$

Из условия экстремума функции (5) определяем значения параметров

$$\theta_0 = \frac{2P}{3g}; \quad V_0 = \sqrt{\frac{P}{3a}}, \quad (6)$$

где V_0 – постоянное значение скорости взлета в установившемся режиме при постоянном угле θ_0 наклона траектории [4]. Компьютерное моделирование взлета с учетом переходных процессов по тангажу, углу атаки и высоте полета подтвердило полученную в (6) зависимость.

В частности, для $P = 1,5$ и $a = 3,3 \cdot 10^{-4}$ достижение максимальной высоты взлета $H_m = 100$ м обеспечивается при вертикальной скорости $V_y = 3,8$ м/с при постоянном угле наклона траектории $\theta_0 = 6$ град. Графики изменения вертикальной скорости V_y и высоты полета H представлены соответственно на рис. 7, 8 (кривая 1 – первый алгоритм управления, кривая 2 – третий алгоритм управления).

Рассмотрим теперь второй алгоритм управления, когда угол наклона

траектории возрастает при увеличении скорости взлета V . Опишем эту зависимость степенным полиномом второго порядка специального вида

$$\theta(t) = c + bV - \frac{a}{g}V^2, \quad (7)$$

где c и b – искомые параметры функции.

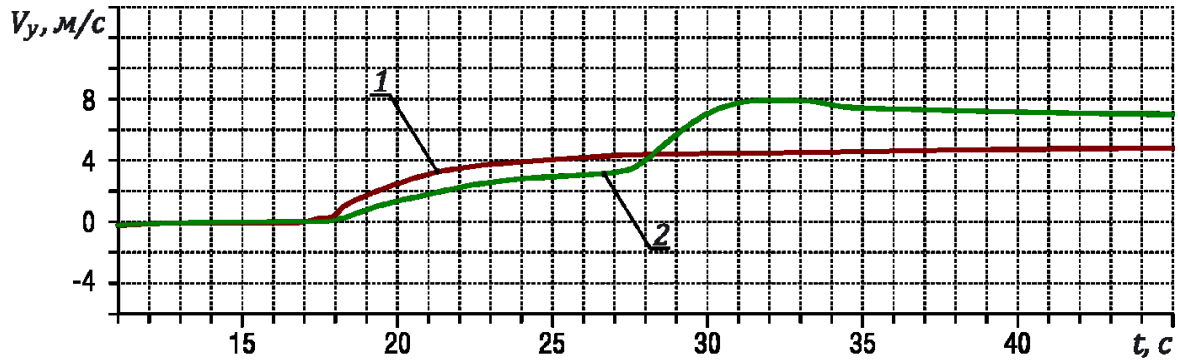


Рис. 7. Графики изменения вертикальной скорости взлета.

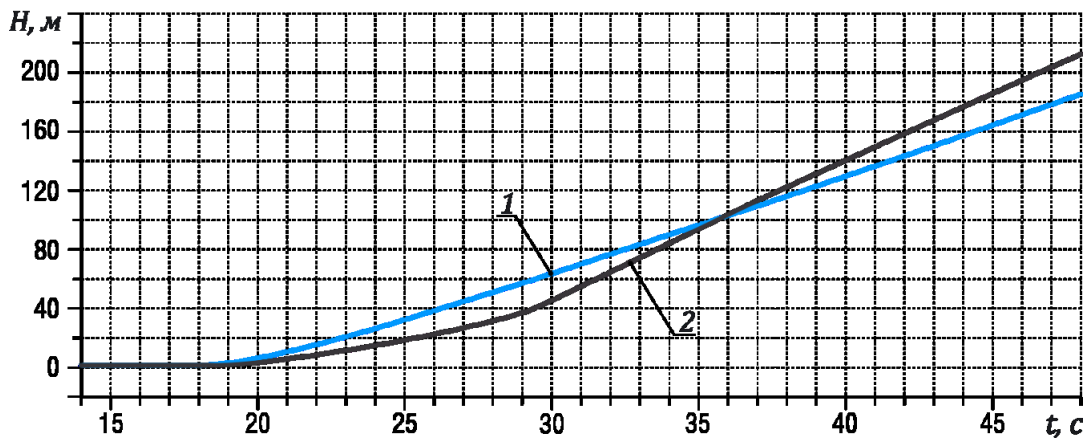


Рис. 8. Графики изменения высоты взлета.

После подстановки формулы (7) в уравнение (4) получим

$$\dot{V} = P - aV^2 - g\left(c + bV - \frac{a}{g}V^2\right) = P - cg - bgV,$$

что соответствует аperiodическому характеру изменения скорости взлета:

$$\frac{1}{bg}\dot{V} + V = \frac{P - cg}{bg} = V_m. \quad (8)$$

При достижении заданного значения максимальной скорости V_m «разгона» при взлете БЛА должен достичь требуемой высоты полета H_m за минимальное время, далее должно произойти плавное снижение скорости.

Данная задача решается путем назначения параметров c и b . Для установления порядка назначения параметров c и b необходимо назначить «желаемое» значение максимальной скорости V_m , которая, с одной стороны, должна быть явно выше значения V_0 при постоянном угле наклона траектории θ_0 , с

другой стороны, – явно меньше предельной скорости V_z при горизонтальном полете, равной

$$V_z = \sqrt{\frac{P}{a}}. \quad (9)$$

Тогда, с учетом формул (4) и (7), получим

$$\sqrt{\frac{P}{3a}} < V_m < \sqrt{\frac{P}{a}}.$$

В данной работе значение V_m определялось по формуле

$$V_m = \sqrt{\frac{P - \theta_{зад} g}{a}}. \quad (10)$$

Из формулы (8) получим зависимость параметров c и b друг от друга

$$b = \frac{1}{V_m} \left(\frac{P}{g} - c \right). \quad (11)$$

Учитывая, что в начале взлета на этапе II из условий безопасности назначается заранее известное значение минимального угла наклона траектории $\theta_{зад}$, которому соответствует скорость V_{omp} (см. рис. 1), определим левую часть формулы (7)

$$\theta_{зад} = c + bV_{omp} - \frac{a}{g} V_{omp}^2. \quad (12)$$

Тогда из формул (11) и (12) получим

$$c = \frac{V_m}{V_m - V_{omp}} \left(\theta_{зад} + 0,1aV_{omp}^2 - \frac{V_{omp}P}{10V_m} \right). \quad (13)$$

Таким образом, формулы (11) и (13) позволяют выполнить расчет параметров c и b , если задаться желаемым значением V_m , которое можно выбрать экспериментальным путем.

Рассмотрим пример. Пусть $P=1,5$ и $a=3,3 \cdot 10^{-4}$, $\theta_0=6$ град, $\theta_{зад}=3$ град. Тогда $V_z=67$ м/с, $V_0=40$ м/с. По формуле (10) определим значение $V_m=53$ м/с. Тогда получим следующие значения параметров: $c=-0,07$; $b=0,04$; $\theta_m=9$ град.

В результате компьютерного моделирования подбиралось оптимальное значение V_m , приводящее к максимальной скороподъемности, после чего вычислялись назначаемые параметры b и c .

Результаты моделирования приведены на рис. 9. Кривая 1 соответствует первому алгоритму управления при $\theta = const$; кривая 2 – второму алгоритму

управления при полиномиальном расчете угла θ ; кривая 3 – третьему алгоритму управления при кусочно-непрерывном изменении угла θ .

Из графиков следует, что использование второго алгоритма дает некоторый выигрыш по высоте полета по сравнению с первым алгоритмом, однако он не превышает 5 – 10%.

Рассмотрим третий алгоритм, когда после отрыва от ВПП взлет состоит из двух участков, имеющих разные альтернативные значения $\theta_{зад}$ и θ_m . Научное обоснование назначению этих параметров можно получить с помощью принципа максимума Понтрягина при следующей постановке и решении задачи оптимального управления [13,14].

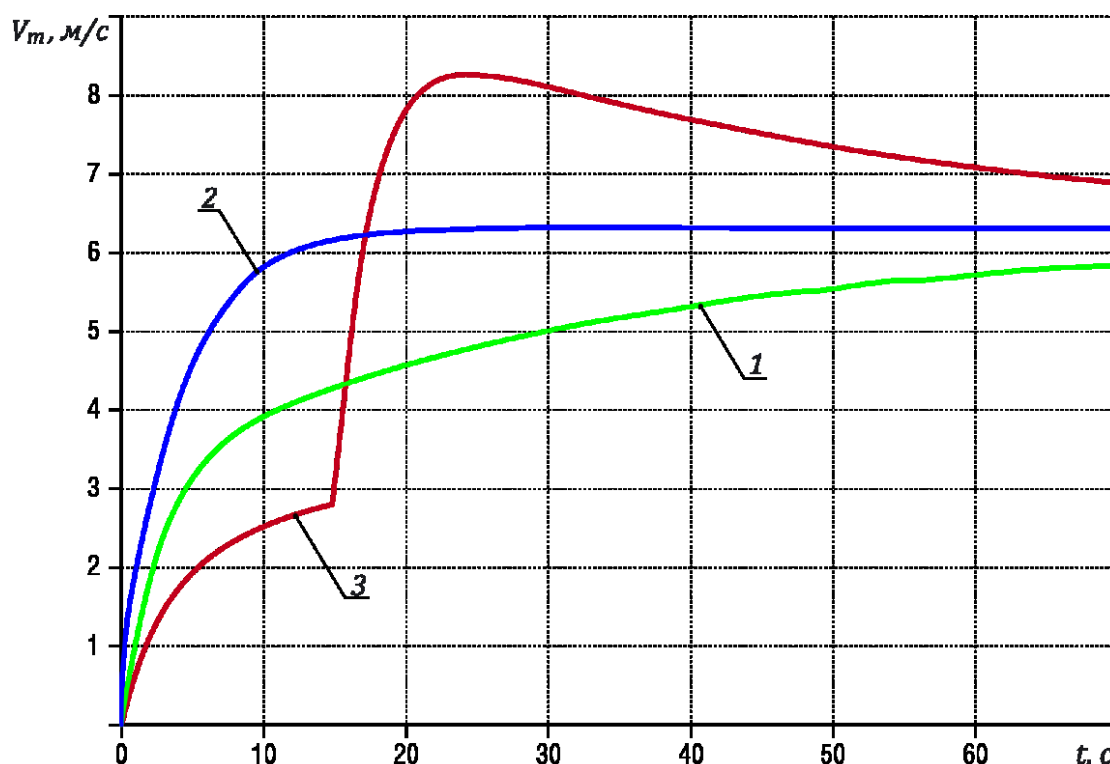


Рис. 9. Графики изменения вертикальной скорости для трех алгоритмов расчета угла наклона траектории.

Обозначим выбираемую функцию времени $\theta(t)$ через сигнал управления $U(t)$ динамической системы, а функцию $V(t)$ текущей скорости БЛА – через координату $x(t)$ системы. Тогда уравнение (4) будет иметь вид

$$\dot{x} = P - ax^2 - gU, \quad (14)$$

а минимизируемый интегральный функционал I , обеспечивающий максимальную высоту полета за заданное время T , будет равен

$$I = \min \int_0^T (-xU) dt = \min \int_0^T R_0(x, U) dt.$$

Это позволяет записать выражение для максимизируемого гамильтониана Γ в виде:

$$\Gamma = -R_0 + \lambda(t)(P - ax - gU) = \lambda(P - ax) + U[x - g\lambda(t)] \rightarrow \max_U, \quad (15)$$

где $\lambda(t)$ – переменный множитель Лагранжа.

Это означает, что при существующих в данной задаче ограничениях на сигнал $U(t)$ в виде значений $U_{\min} = \theta_{\text{зад}}$ и $U_{\max} = \theta_{\text{м}}$ оптимальное управление является релейным.

Для уточнения функции переключения $\Phi(x)$ можно приближенно решить эту задачу с помощью динамического программирования [13], если принять функцию Беллмана ε в виде степенного полинома второго порядка

$$\varepsilon = \alpha + \beta x + 0,5\gamma x^2, \quad (16)$$

что соответствует назначению коэффициента Лагранжа в виде

$$\lambda(t) = -\beta - \gamma x.$$

Тогда функция переключения $\Phi(x)$ в первом приближении равна

$$\Phi(x) = g\beta + x(1 + g\gamma), \quad (17)$$

что доказывает при оптимальном управлении наличие единственного переключения назначаемого угла наклона траектории с минимального на максимальное значение.

Для определения условий переключения предлагается использовать метод рабочей точки [14], согласно которому вначале вычисляются ординаты минимального риска, равные правой части функции Беллмана, с помощью метода динамического программирования в трех очевидных ситуациях:

1) ординате C_1^- соответствует значение R_0 в начале взлета при $x = V_{\text{omp}}$:

$$C_1^- = -V_{\text{omp}} \theta_{\text{зад}} + \beta(\rho - aV_{\text{omp}}^2 - g\theta_{\text{зад}}) + \gamma V_{\text{с}}(\rho - aV_{\text{omp}}^2 - g\theta_{\text{зад}}); \quad (18)$$

2) ординате C_1^+ соответствует значение R_0 в конце взлета при максимальной скорости $V_{\text{м}}$ разгона на первом участке взлета:

$$C_1^+ = -V_{\text{м}} \theta_{\text{м}} + \beta(\rho - aV_{\text{м}}^2 - g\theta_{\text{м}}) + \gamma V_{\text{м}}(\rho - aV_{\text{м}}^2 - g\theta_{\text{м}}); \quad (19)$$

3) ординате C_0 соответствует среднее значение R_0 при скорости взлета в момент переключения $V_{\text{ср}} = 0,5(V_{\text{м}} - V_{\text{omp}})$:

$$C_0 = -0,5(\theta_{\text{зад}} + \theta_{\text{м}})V_{\text{ср}} + \beta[\rho - aV_{\text{ср}}^2 - 0,5g(\theta_{\text{зад}} + \theta_{\text{м}})] + \gamma V_{\text{ср}}[\rho - aV_{\text{ср}}^2 - 0,5g(\theta_{\text{зад}} + \theta_{\text{м}})] \quad (20)$$

Тогда, приравнивая ординаты риска друг другу, можно получить выражения для коэффициентов функции переключения $\Phi(x)$:

$$\beta = -\frac{V_{\text{м}} \theta_{\text{м}}}{a(V_{\text{м}}^2 - V_{\text{omp}}^2) + g(\theta_{\text{м}} - \theta_{\text{зад}})}; \quad \gamma = -\frac{0,5a(V_{\text{м}} - V_{\text{omp}})\beta}{P - aV_0^2 - 0,5\theta_0}, \quad (21)$$

где $\theta_m \cong 1,8\theta_0$; $\theta_{зад} = 0,5\theta_0$; $V_m = \sqrt{\frac{P - g\theta_{зад}}{a}}$.

Подставляя эти значения в формулу (17) для функции переключения $\Phi(x)$, можно определить в аналитической форме приближенное значение граничной скорости взлета V_{cp} , при которой необходимо переключение

$$V_{cp} = \frac{V_m \theta_m g}{a(V_m^2 - V_{отр}^2) + g(\theta_m - \theta_{зад})}. \quad (22)$$

В данной работе сам момент переключения или достигаемая высота H_m уточнялись путем компьютерного моделирования экспериментально, при условии $\theta_{зад} = 0,5\theta_0 = 3$ град, $\theta_m = 8 \div 12$ град для различных значений удельной тяги P и заданных значениях скорости взлета $V_{отр} = 30$ м/с и удельного коэффициента лобового сопротивления $a = 3 \cdot 10^{-4}$. Оказалось, что максимальный выигрыш в скороподъемности за счет кусочно-постоянного угла наклона траектории достигается при максимальной тяге, а также при выполнении условия

$$\theta_{зад} + \theta_m > 2\theta_0. \quad (23)$$

Результаты моделирования с использованием третьего алгоритма расчета угла наклона траектории представлены кривой 2 на рис. 7 – 8 и кривой 3 на рис. 9. Из графиков следует, что максимальный выигрыш в скороподъемности по сравнению с двумя другими алгоритмами составляет не менее 15%.

Сравнительная оценка дистанции набора высоты при действии бокового ветра

В данном разделе работы представлена попытка сократить дистанцию набора высоты L_g между точками начала и завершения взлета (см. рис. 1, этапы I и II) за счет разворота БЛА навстречу боковому ветру, имеющему скорость W , отказавшись от соблюдения заданной линии пути при разбеге. Тогда в отличие от обычного варианта взлета, когда подъемная сила БЛА пропорциональна V^2 , появится ее увеличение пропорционально $(V + W)^2$.

Компьютерное моделирование показало, что при $W > 10 \div 15$ м/с для $P = 1,5$ дистанция набора высоты L_g уменьшается в $1,5 \div 2$ раза, а для $P = 2$ эта дистанция уменьшается в 3 раза, что указывает на усиление положительного эффекта с ростом значения P .

Определение коэффициента опасности взлета после отрыва от земли

При назначении коэффициента опасности при взлете $P_{взл}$ используется тот факт, что по мере увеличения угла крена и угловой скорости по крену при

совпадении их знаков ощущение тревоги «сваливания на крыло» становится наибольшим, а коэффициент опасности по аналогии с [15] стремится к единице. Согласно принятому в [15] подходу для вычисления этого коэффициента, предлагается использовать простую экспоненциальную модель вида

$$P_{\text{взл}} = 1 - e^{-\frac{3|\gamma + \tau\dot{\gamma}|}{\gamma_{\text{max}}}}, \quad (24)$$

где γ – текущее значение угла крена; $\dot{\gamma}$ – угловая скорость крена; γ_{max} – максимально допустимое значение угла крена; τ – масштабный коэффициент при прогнозировании роста угла крена через интервал времени.

Формуле (24) соответствует схема компьютерного моделирования в среде Simulink, представленная на рис. 10.

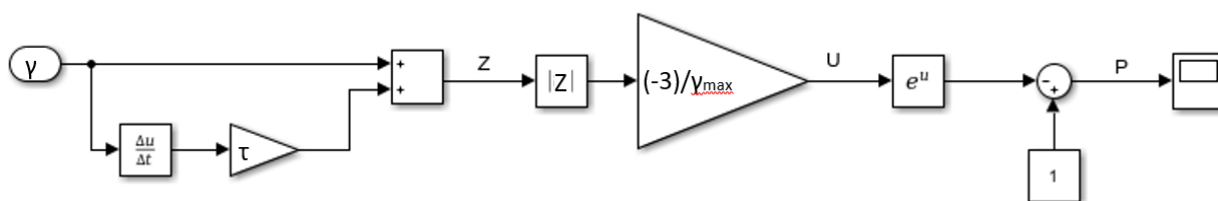


Рис. 10. Блок-схема оценки коэффициента опасности при взлете.

Эта схема обеспечивает ситуационную осведомленность за счет возможности сравнения коэффициента опасности с заданным порогом F , превышение которого указывает на необходимость прекратить взлет.

На рис. 11 представлен график изменения коэффициента опасности $P_{\text{взл}}$ под действием порыва бокового ветра при $\tau = 1$, $\gamma_{\text{max}} = 8$ град, $F = 0,7$.

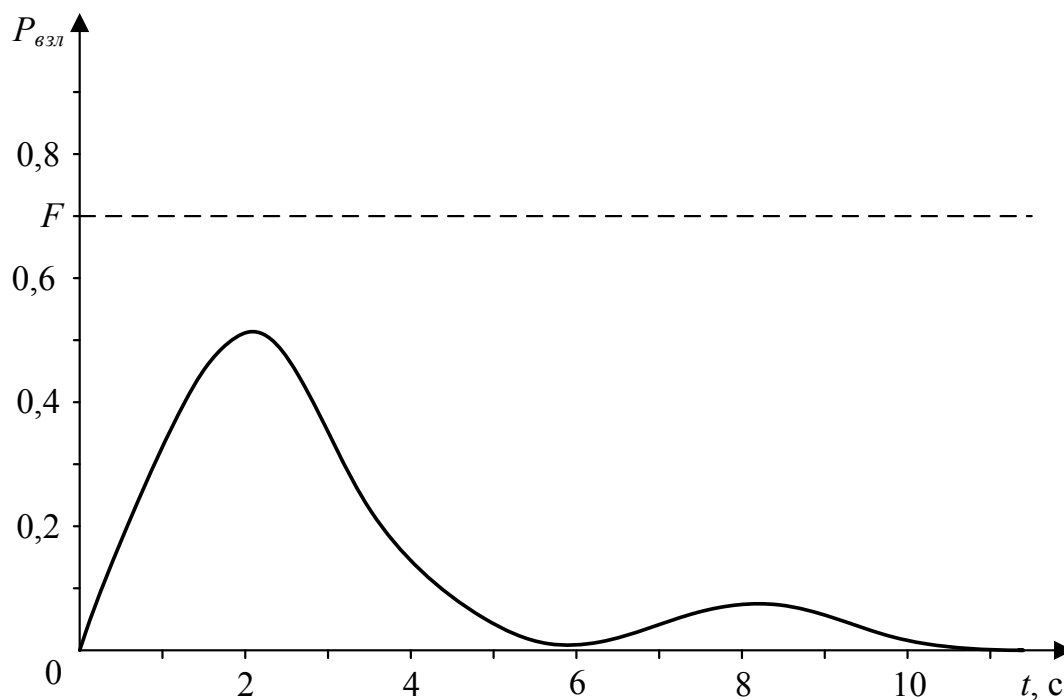


Рис.11. График изменения коэффициента опасности.

На рис. 11 показано поведение искомой функции, если на вход блок-схемы (см. рис. 9) подаются сигналы угловой скорости крена и угла крена, представленные на рис. 4 и 5 соответственно.

Заключение

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1) предложенные в контурах автоматического управления боковым и продольным движением ограничения по углу и угловой скорости крена, а также по углу наклона траектории снижают амплитуду отклонения от заданной линии пути при взлете и время возвращения на нее после порыва бокового ветра примерно в $1,5 \div 2$ раза, а также обеспечивают повышение запаса динамической устойчивости по углу атаки;

2) использование кусочно-постоянного задающего воздействия по углу наклона траектории повышает скороподъемность БЛА на 15% при значениях удельной тяги $P > 1,8 \div 2$, при этом взлет состоит из двух участков – разгона при малом начальном угле наклона траектории и последующего набора высоты с высокой скоростью;

3) автоматический разворот БЛА на этапе II взлета навстречу боковому ветру существенно снижает дистанцию набора высоты L_6 и при $W > 0,5V$ приводит к ее уменьшению в $1,5 \div 2$ раза, наряду со значительным увеличением подъемной силы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гончаренко В.И., Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Хахулин Г.Ф. Информационная система непрерывного контроля безопасности полета группы воздушных судов при их сближении // Известия вузов. Авиационная техника. – 2018. – № 2.
2. Остославский И.В. Аэродинамика полета. – М.: Оборонгиз, 1957.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973.
4. Котик М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов. – М.: Машиностроение, 1984.
5. Ефремов А.В. и др. Динамика полета: учебник для вузов / под ред. Г.С. Брюшгенса. – М.: Машиностроение-Полет, 2017.
6. Brian D.O., BarişFidan A., Changbin Yu, Walle D. UAV Formation Control: Theory and Application // Recent Advances in Learning and Control. – 2008. – Vol. 371. – P. 15-33.
7. Binetti P., Ariyur KB., Krstic M., Bernelli F. Formation flight optimization using extremum seeking feedback // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 2003. – Vol. 26(1). – P.132-142.
8. Hexmoor H., Rahimi S., Little J.T. Coordinated UAV Manoeuvring Flight Formation // Informatica. – 2009. – Vol. 33. – P. 375-383.

9. *Merino L., Martínez-de Dios J.R., Ollero A.* Cooperative Unmanned Aerial Systems for Fire Detection, Monitoring, and Extinguishing. In: Valavanis K.P., Vachtsevanos G.J. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. Springer Netherlands. – 2014. – P. 2693-2722.
10. *Ritz R., Hehn M., Lupashin S., D'Andrea R.* Quadrocopter performance benchmarking using optimal control // International Conference on Intelligent Robots and Systems. IEEE. – 2011. – P. 5179-5186.
11. *Xavier J.A., Selvakumari S.R.* Behavior architecture controller for an autonomous robot navigation in an unknown environment to perform a given task // International Journal of Physical Sciences. – 2015. – Vol. 10. – P. 182-191.
12. *Kothari M., Postlethwaite I.* A probabilistically robust path planning algorithm for UAVs using rapidly-exploring random trees // Journal of Intelligent & Robotic Systems. – 2013. – Vol. 71(2). – P. 231-253.
13. *Лебедев Г.Н. и др.* Теория оптимальных систем. – М.: МАИ, 1999.
14. *Беллман Р.* Динамическое программирование. – М.: ИЛ, 1961.
15. *Сельвесюк Н.И., Кананадзе С.С., Лебедев Г.Н., Москалев А.П.* Задача автоматического контроля безопасности взлета при разбеге беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов // Информатика и системы управления. – 2018. – № 4(58). – С. 52-59.

E-mail:

Сельвесюк Николай Иванович – nis@gosniias.ru;

Кананадзе Сергей Сергеевич – kananadze@ya.ru;

Лебедев Георгий Николаевич – kaf301@mail.ru;

Москалев Алексей Павлович – moskalev-alex@mail.ru.