
УДК- 629.7.017.1+519.852

Интегрированная система автоматического управления продольным движением летательного аппарата в строю при регулировании тягой двигателя и рулем высоты

Горбачев Ю. В., Рыбников С.И., Курмаков Д. В

Решается задача одновременного управления тягой двигателя и рулем высоты при взлете. Показана переменность балансировочного угла атаки на этом режиме.

Ключевые слова: безопасность полета, оптимальное управление, летательные аппараты, регулирование тягой, аэродинамический расчет.

Введение

Процесс автоматического управления полетом в отличие от ручного управления принципиально отличается тем, что в нем, по крайней мере, должно быть предусмотрено решение трех отдельных задач, выполняемых летчиком:

- оценка текущего состояния пилотажных параметров летательного аппарата (ЛА) и, если нужно, идентификация внутренних динамических характеристик ЛА, если они меняются;
- формирование задающих воздействий или уставок, вводимых в регуляторы, определяющих программу полета;
- устранение ошибок и отклонений от этой программы с помощью системы автоматического регулирования.

В данной статье основным является вопрос определения балансировочных характеристик и, в первую очередь - угла атаки.

Показано, что в ряде случаев переменной скорости полета или угла наклона траектории (при взлете и посадке) балансировочный угол тангажа также является переменным, и поэтому в бортовую систему управления должен быть введен вычислитель, в реальном масштабе времени определяющий этот угол и потребную тягу. Этот блок должен заменить действия летчика, осуществляющие ручное управление полетом.

Интегрированное управление силовой установкой.

Принципы интегрированного управления дают возможность реализовать различные характеристики систем управления (СУ) дифференцированно, в соответствии с решаемыми в полете задачами, наиболее полно использовать потенциальные возможности двигателя и, тем

самым, в некоторых случаях обеспечить выполнение предъявленных требований без повышения уровня параметров рабочего процесса.

Цель интегрированного управления состоит в более глубоком использовании возможностей СУ на самолете методами и средствами автоматического управления для лучшей адаптации её характеристик к задачам, решаемым в полете.

Осуществление интегрированного управления в первую очередь связано с созданием методов такого управления, являющихся алгоритмической базой для построения интегрированных САУ (ИСАУ) и их аппаратурной реализации.

Содержание рассмотренных направлений составляет совокупность конкретных задач управления, определяемых назначением и характеристиками полета, особенностями конкретных этапов и режимов полета. Одним из них является режим взлета [1].

Автомат управления продольным движением беспилотного ЛА в режиме взлета.

Важным для рассмотрения является режим взлета беспилотного ЛА (БЛА). В связи с изменениями параметров движения БЛА в данном режиме возникает необходимость в постоянном определении балансирующих значений угла атаки и потребной мощности, а также переключения режимов работы ИСАУ, по достижении параметров движения БЛА заданных значений.

Взлет БЛА осуществляется по следующей схеме (рис.1): БЛА с установленными начальными значениями угла тангажа набирает скорость до достижения скорости отрыва. Далее БЛА осуществляет полет на малой высоте параллельно поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП), постепенно набирая скорость до достижения той скорости (эволютивной скорости), при которой, установив нужный угол наклона траектории, обеспечивается наилучшая скороподъемность. После этого ЛА переходит непосредственно к набору высоты. По достижении безопасной высоты 25 м взлет можно считать законченным [2].

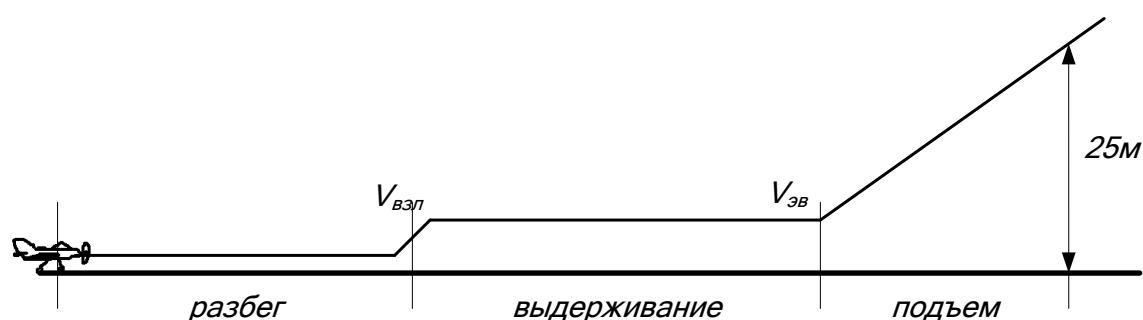


Рис. 1 Различные этапы движения на режиме взлета.

Автомат управления продольным движением БЛА в режиме взлета должен обеспечивать выполнение следующих режимов:

1. Выход ЛА на этап выдерживания при достижении скорости $V_{взл}$.
2. Полет параллельно поверхности ВПП с набором скорости до $V_{эв}$ на этапе выдерживания.
3. Установка заданного угла тангажа при переходе на этап набора высоты.

Структурная схема автомата управления продольным движением БЛА в режиме взлета представлена на рисунке 2.

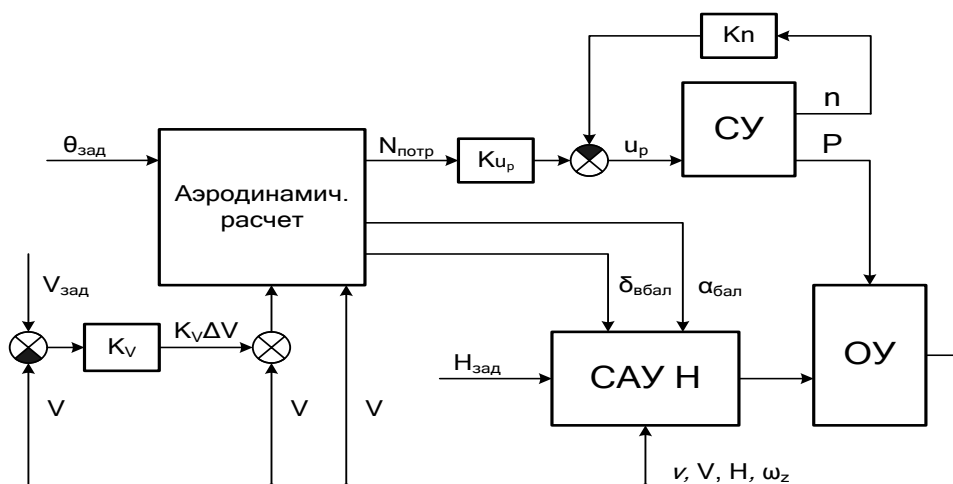


Рис.2. Схема автомата управления продольным движением БЛА на режиме взлета.

Обозначения на схеме: ОУ – объект управления (БЛА); СУ – силовая установка; САУ Н – контур стабилизации высоты Н.

Автомат управления БЛА в продольном канале в режиме взлета включает в себя следующие подсистемы:

1. Подсистема аэродинамического расчета: на основании текущей и заданной значений скоростей, а также заданного угла наклона траектории, в данной подсистеме производится аэродинамический расчет балансирующего угла атаки и отклонения руля высоты, а также величины потребной мощности двигателя. Полученные в блоке параметры обеспечивают установившийся полет и набор скорости в режиме выдерживания. Этот подход, связанный с введением аэродинамического расчета в контур управления тягой, предложен доцентом МАИ Харитоновым В.Н.

2. Подсистема управления тягой: по полученной в результате аэродинамического расчета потребной мощности, формирует сигнал управления дроссельной заслонкой двигателя согласно закону:

$$U_p = N_{потр} K_{U_p} - K_n n_{дв} \quad (1)$$

K_{U_p}, K_n – коэффициенты закона управления, $n_{дв}$ – величина оборотов двигателя.

3. Подсистема САУ Н – подсистема стабилизации заданной высоты. Включает в себя внешний контур управления БЛА по высоте и внутренний контур стабилизации угловых движений вокруг центра масс [3].

Аэродинамический расчет с помощью формул Н.Е. Жуковского потребной тяги и балансировочного значения угла атаки по достижении заданной скорости полета.

Метод аэродинамического расчета, разработанный Н.Е. Жуковским основан на использовании уравнений установившегося движения:

$$\begin{cases} 0 = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \\ 0 = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \end{cases} \quad (2)$$

При решении этих уравнений, силы заменяются соответствующими коэффициентами:

$$P = C_p S \frac{\rho V^2}{2}; G = C_G S \frac{\rho V^2}{2}; X = C_x(\alpha) S \frac{\rho V^2}{2}; Y = C_y(\alpha) S \frac{\rho V^2}{2} \quad (3)$$

где: $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$ - коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, C_G - коэффициент силы тяжести, C_p - коэффициент силы тяги.

Результатом решения данной системы уравнений является сетка потребных тяг при различных балансировочных углах атаки, углах наклона траектории, скоростей и высот [2]. Для получения потребных мощностей, тягу двигателя необходимо перевести в мощность согласно выражению (4).

$$P = \frac{75 \cdot 0.75 \cdot N \cdot 9.8}{V} \quad (4)$$

Таким образом, с помощью сетки потребных тяг и выражения (4), можно получить зависимости потребной мощности и балансировочного угла атаки от скорости полета.

Моделирование

Структурная схема автомата тяги, содержащая блок аэродинамического расчета представлена на рисунке 3.

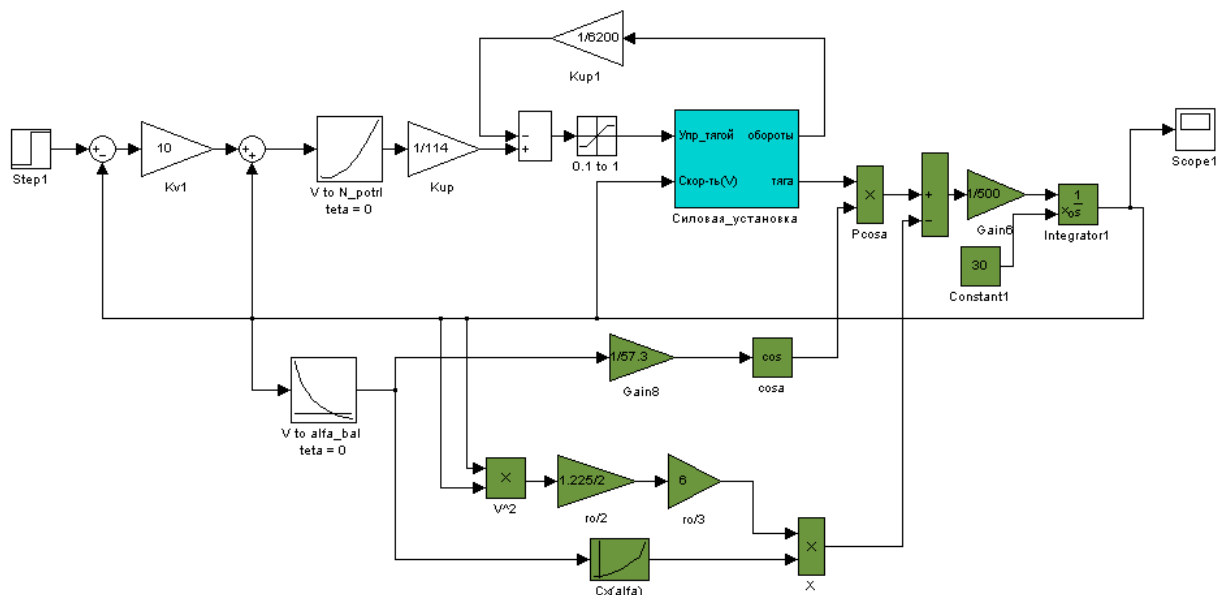


Рис 3. Структурная схема автомата тяги, содержащая блок аэродинамического расчета.

Блок силовой установки описывается следующей передаточной функцией:

$$W(s)_{U_p}^P = \frac{6200}{3s+1} K_p, \text{ где } K_p = \frac{0.0091 \cdot 2 \cdot 9.8 \cdot 0.75 \cdot 75}{V}. \quad (5)$$

Объект управления описывается дифференциальным уравнением (6).

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - X \quad (6)$$

Угол α соответствует балансировочному значению угла атаки, при изменяющейся скорости и нулевом угле наклона траектории $\theta_{зад} = 0$, что показано на рисунке 4.

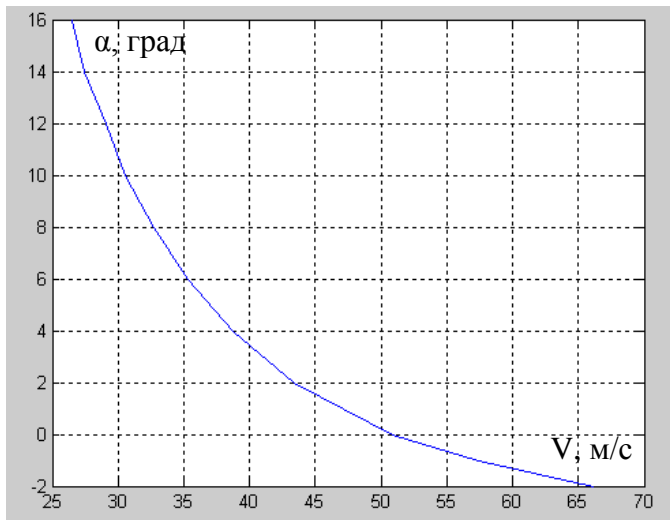


Рис. 4 Значение балансировочного угла атаки, найденное при аэродинамическом расчете.

При этом установлено, что процесс разгона ЛА до нужной скорости горизонтального полета является устойчивым при выборе соответствующего значения передаточного числа K_V , что показано на рисунках 5 и 6.

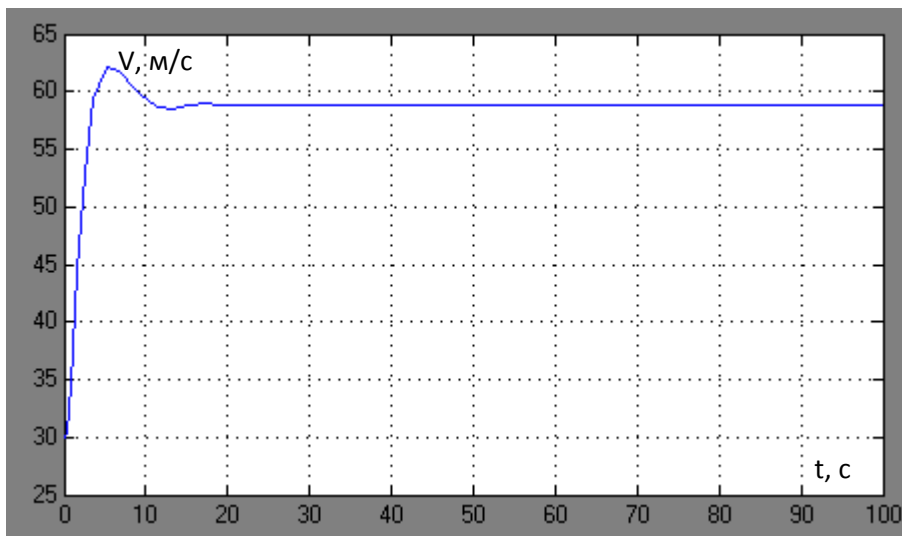


Рис. 5 Переходный процесс по отработке заданной скорости $V_{зад} = 60 \text{ м/с}$, без учета ограничения по числу оборотов винтомоторного движителя.

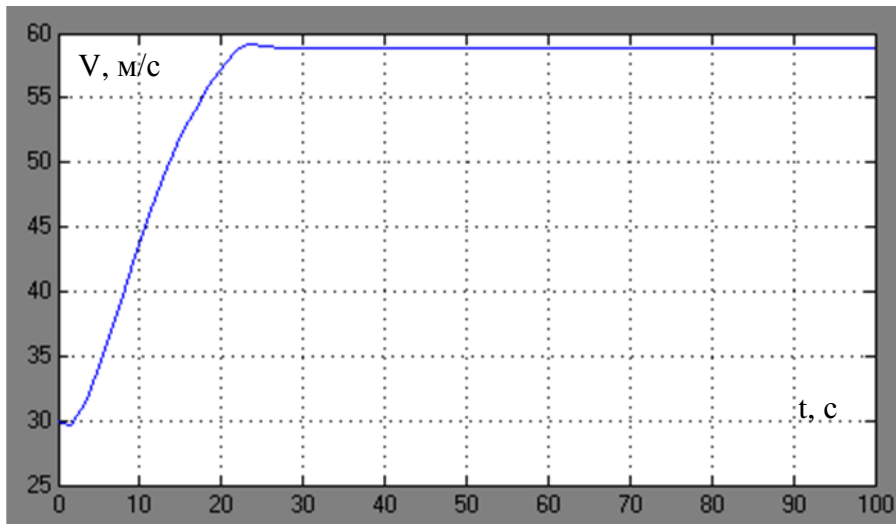


Рис. 6

Переходный процесс по отработке заданной скорости $V_{зад} = 60 \text{ м/с}$, с учетом ограничения по числу оборотов винтомоторного движителя.

Выводы

Проведение исследования позволяют сделать следующие выводы:

1. Бортовая интегрированная система управления ЛА должна содержать блок аэродинамического расчета, вычисляющий в реальном масштабе времени потребную тягу и балансировочный угол атаки в различных режимах полета.
2. Показано, что в режиме взлета, процесс разгона до эволютивной скорости носит устойчивый характер.
3. Установлено, что балансировочный угол атаки, а значит и балансировочный угол тангажа является переменным, что весьма важно при обеспечении высокого качества управления в продольном канале.

Список использованных источников

1. Гуревич О.С. и др. Системы автоматического управления авиационными ГТД, М., Торус-пресс 2011 г. 207 стр.
2. Остославский И.В. Аэродинамика самолета, М., Государственное издательство оборонной промышленности 1957 г. 560 стр.
3. Харитонов В.Н. Мосолов В.Е. Системы автоматического управления угловым движением летательных аппаратов, М., МАИ, 1995 г. 86 стр.

Сведения об авторах

Рыбников Сергей Игоревич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., профессор, тел.: 8 (499)-158-41 82; e-mail: kaf301@mai.ru

Лебедев Георгий Николаевич, заместитель заведующего кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., тел.: +7(499)158-4462, +7(916)306-9284. e-mail:kaf301@mai.ru

Курмаков Дмитрий Владимирович, студент Московского авиационного института (национального исследовательского университета),тел. +7(926)621-7971.:

Горбачев Юрий Василевич, доцент кафедры Московского авиационного института (национального исследовательского университета). к.т.н.,тел.: +7 (903) 793-0368