

УДК 629.735.33

Алгоритм автоматического управления летательным аппаратом при дозаправке топливом в воздухе

Оболенский Ю. Г., Похваленский В. Л., Чеглаков Д. И.*

Инженерный центр Российской самолетостроительной корпорации «МИГ» имени А.И.

Микояна, Ленинградское шоссе, 6, 125171, Москва, Россия

**e-mail: Dimacheglakov@mail.ru*

Аннотация

В статье представлены результаты разработки алгоритма автоматического управления маневренным летательным аппаратом на этапе стыковки заправочной штанги с конусом дозаправки. Для синтеза контура управления использованы частотные подходы, наблюдатели состояния и элементы теории L1 адаптивного управления. Авторы уделили особое внимание разработке математических моделей аэродинамики, источников информации, поведения конуса, элементов системы управления летательным аппаратом, провел математическое моделирование с использованием этих моделей и сравнил с результатами аналогичных исследований, доказав работоспособность алгоритма и приемлемость полученных результатов.

Ключевые слова

комплексная система управления, дозаправка топливом в воздухе, контактирование, спутный след, наблюдатель состояния

Введение

Дозаправкой топливом в воздухе называется процесс перекачки топлива с самолета-танкера (отдающего) на заправляемый (принимающий) самолет. В настоящее время ДЗ (дозаправка топливом в воздухе) с успехом применяется для увеличения дальности полета на военных и военно-транспортных машинах. Она позволяет существенно продлить время пребывания в воздухе и в некоторых случаях обеспечить самолёту неограниченную дальность полёта. Поэтому этот режим полета является важным как для пилотируемых, так и для беспилотных летательных аппаратов [1 - 3]. Однако, с точки зрения нагрузки на летчика,

этот режим является одним из самых сложных, требует длительных тренировок для его уверенного выполнения. Предлагается автоматизировать управление полетом при выполнении данного режима, оставив за летчиком функцию контроля за безопасностью полета. Применение данного алгоритма на беспилотных летательных аппаратах существенно расширяет возможность их применения.

Исследования в области дозаправки топливом в воздухе делятся на несколько направлений [1, 2]:

1. Исследование и разработка математической модели аэродинамического взаимодействия самолета-танкера и заправляемого самолета;
2. Исследование и разработка математической модели движения заправочного шланга и конуса;
3. Разработка систем измерения относительного положения самолета-танкера и заправляемого самолета;
4. Разработка систем ручного и автоматического управления полетом при дозаправке топливом в воздухе.

Данная работа посвящена четвертому направлению исследований.

В работе рассмотрена дозаправка топливом в воздухе по методу штанга-конус (см. рис. 1, 2), при котором передача топлива из танкера в принимающий самолет производится после стыковки жесткой штанги заправляемого самолета с конусом дозаправки закрепленным на гибком шланге системы дозаправки танкера.

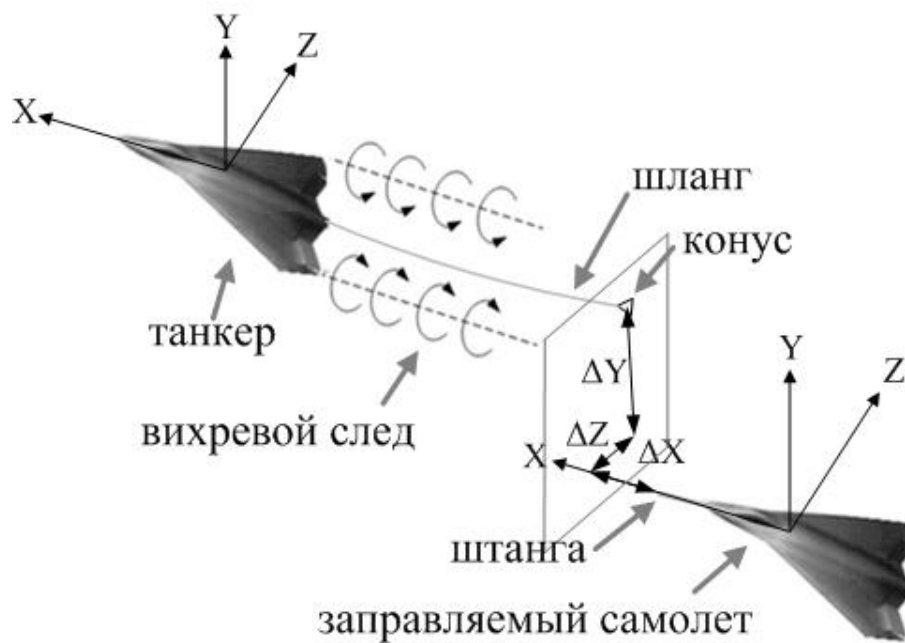


Рисунок 1



Рисунок 2

Постановка задачи

Целью исследования является разработка алгоритма автоматического управления летательным аппаратом на этапе стыковки заправляемого самолета с самолетом-танкером. Для этого необходимо, чтобы заправочная штанга самолета состыковалась с заправочным конусом, закрепленным на конце шланга дозаправки. Алгоритм автоматического управления должен обеспечить такое управления заправляемым самолетом, при котором происходит

стыковка штанги и конуса дозаправки с ошибкой не более 0.3м в плоскости перпендикулярной оси конуса и рассогласованием скорости штанги и конуса в пределах 1.2 ... 2.5 м/с [3]. Танкер в процессе стыковки выполняет горизонтальный прямолинейный полет с постоянной скоростью.

При решении задачи приняты следующие предположения:

1. Заправляемый ЛА – это БЛА типа Х-47, танкер – тоже БЛА типа Х-47.
2. Оба аппарата обеспечены набором датчиков угловых скоростей вращения, перегрузок, бесплатформенной инерциальной навигационной системой, обеспечивающей измерение углов крена, тангажа, курса, треугольника скоростей (V_x , V_y , V_z).
3. Заправляемый самолет оснащен оптической системой определения и измерения относительного положения, в том числе штанги и конуса.
4. Возможность передачи информации между двумя БЛА не предусматривается.

Модель объекта управления

Для разработки алгоритма и проведения проверочного моделирования были созданы следующие математические модели:

1. Динамики движения танкера и заправляемого самолета;
2. Аэродинамического влияния спутного следа танкера на принимающий самолет;
3. Поведения системы шланг-конус;
4. Оптической системы определения относительного положения танкера и принимающего самолета;
5. Исполнительных устройств системы управления (исполнительный механизм автомата тяги, рулевой электрогидравлический привод).
6. Датчиков угловых скоростей.

Все математические модели были реализованы в среде Matlab/Simulink.

Для создания моделей динамики движения танкера и заправляемого самолета использован банк аэродинамических данных летательного аппарата типа БЛА Х-47. Уравнения движения самолета реализованы в углах Эйлера [4].

Модель спутного следа танкера [5, 6] включает в себя изменение подъемной силы, лобового сопротивления, возмущающего момента по крену у заправляемого самолета в

зависимости от их относительного положения. Эти составляющие добавляются к основному банку аэродинамических данных заправляемого самолета.

Модель конуса включает в себя расчет статического положения в зависимости от скорости и высоты полета танкера и колебаний конуса в спутном следе танкера [7,8].

Модель рулевого гидравлического привода нелинейная, третьего порядка (рис. 3). Эта модель соответствует рулевому гидравлическому приводу РПД-16.

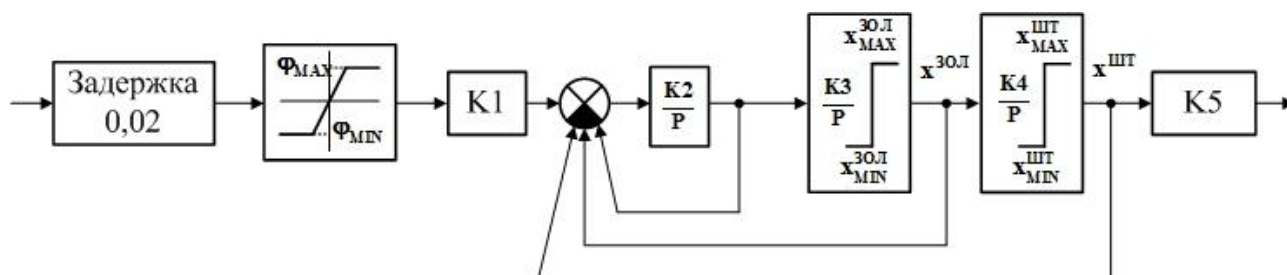


Рисунок 3

Динамика двигателя и исполнительного механизма автомата тяги аппроксимированы апериодическими звеньями.

Модель оптической системы обеспечивает вычисление относительного положения заправочной штанги и конуса. Для того чтобы учесть влияние источников информации на точность стыковки, использованы данные из работ по оптическим систем определения относительного положения танкера и заправляемого самолета [9]. На рисунке 4 представлен сравнительный график истинного положения конуса по координате Y , зашумленный сигнал и сигнал после предварительной фильтрации. Предварительная фильтрация осуществляется помощью фильтра второго порядка (колебательного звена).

Для учета шумов датчиков угловых скоростей использованы данные натурных испытаний. После обработки этих данных были получены среднеквадратические отклонения сигналов, которые, в свою очередь, были использованы в модели датчиков.

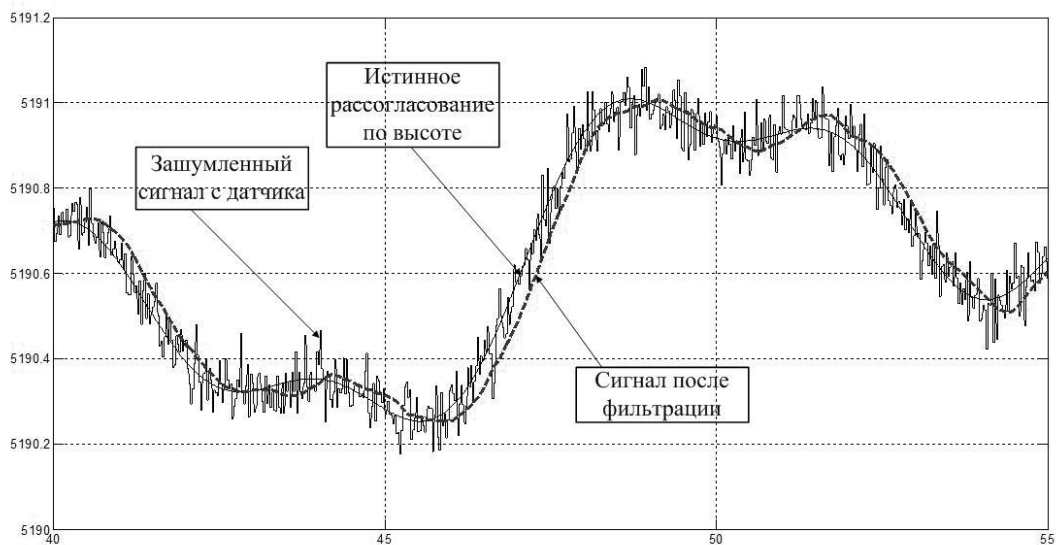


Рисунок 4

Алгоритм автоматического управления

Этап стыковки при дозаправке топливом в полете делится на два подэтапа:

1. Выравнивание самолета-танкера и заправляемого самолета на расстоянии 10-15 метров между ними.
2. Контактное заправочной штанги с конусом дозаправки.

При разработке алгоритма такая последовательность была учтена, соответственно были разработаны контуры управления обеспечивающие сначала выравнивание с средним положением конуса, определенным по данным оптической системы измерения, затем непосредственно контактирование. Однако для того, чтобы дать возможность оптической системе измерить среднее положение конуса, до начала подхода к нему, был введен предварительный этап выравнивания заправляемого самолета с танкером. На рисунке 5 условно показаны все три этапа стыковки. Для каждого этапа необходимо разработать контур управления и обеспечить плавное переключение между ними.

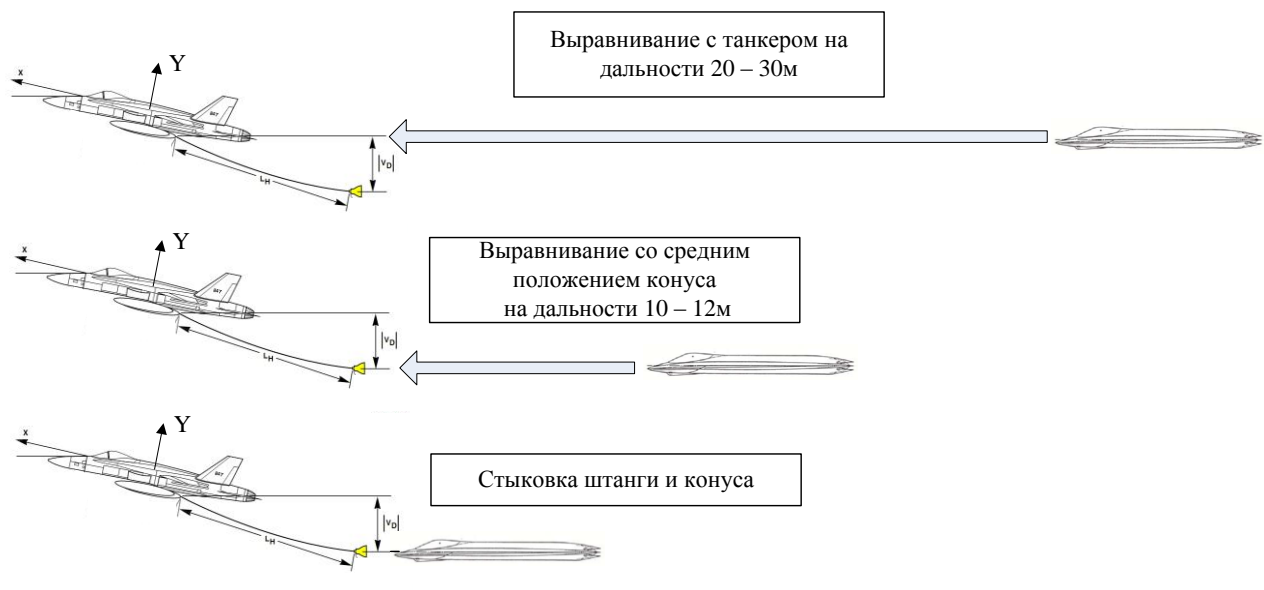


Рисунок 5

Алгоритм управления делится на две основные части: контур стабилизации заданных значений угловых скоростей крена, тангажа, рысканья (внутренний) и контур отработки рассогласования между положением штанги и конуса (внешний). Для контура отработки заданных угловых скоростей был разработан L_1 адаптивный закон управления [10]. Первоначальный выбор коэффициентов был осуществлен с помощью частотных характеристик упрощенной линейной модели. Далее коэффициенты уточнялись по результатам математического моделирования.

Рассмотрим синтез контура стабилизации угловой скорости крена более подробно. Общая структура контура стабилизации, построенного на основе принципов L_1 адаптивного управления (рис. 6), включает в себя объект управления, модель желаемого поведения объекта, интегральную обратную связь, фильтр высоких частот. Обычно «Коэффициент адаптации» устанавливается очень высоким, для высокой скорости адаптации. Это требует уменьшения шага интегрирования для обеспечения вычислительной устойчивости контура, поэтому контур адаптации рассчитывается с шагом на два порядка меньшим шага интегрирования основного контура. Фильтр высоких частот необходим для обеспечения «грубости» контура стабилизации [10].

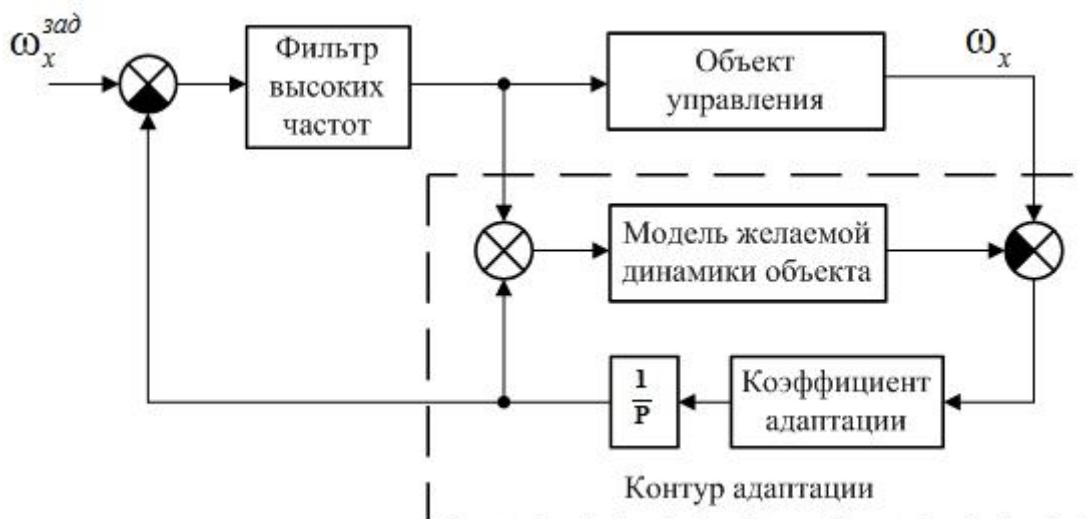


Рисунок 6

Рассмотрим подробнее структуру внешнего контура. На этапе стыковки имеется три целевых параметра (рис. 1): рассогласование по высоте (ΔH или ΔY), рассогласование по дальности (ΔX), рассогласование по боковому отклонению (ΔZ) штанги дозаправки от конуса. Им соответствует три управляющих воздействия: изменение тяги (ΔP), суммарное отклонение органов в продольном канале (δ_n), суммарное отклонение органов в боковом канале (δ_b). Таким образом получается трехканальная система управления. На рисунке 7 условно представлен канал управления в вертикальной плоскости (по высоте), где K_1, K_2, K_3 – корректоры, обеспечивающие необходимые характеристики управления, K_1^a и K_2^a – коэффициенты передаточной функции летательного аппарата. Внутренний контур по угловой скорости тангажа охвачен обратной связью с использованием соответствующего датчика. Значение рассогласования по высоте доступно непосредственному измерению оптической системой, а его первая производная – нет. Один контур получается незамкнутым. Для того чтобы замкнуть этот контур необходимо определить значение первой производной.

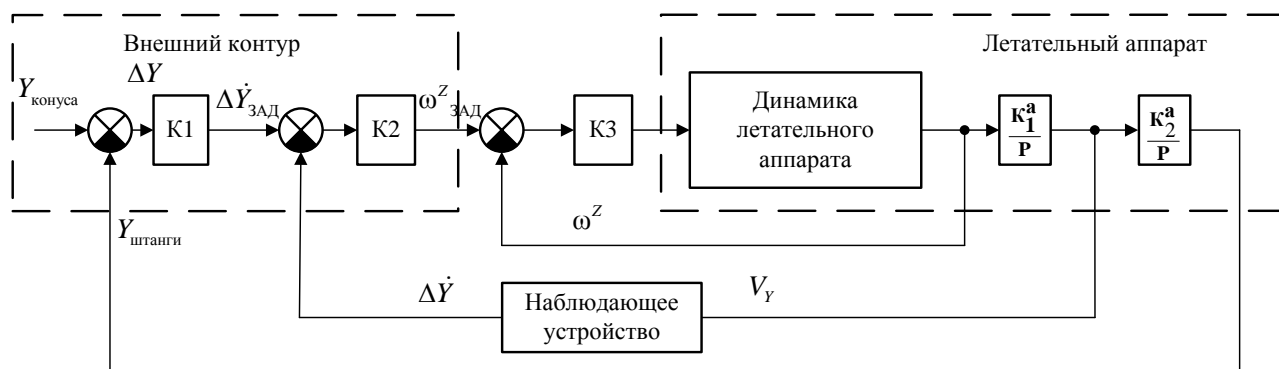


Рисунок 7

Первые производные ($\Delta\dot{H}/\Delta\dot{Y}$, $\Delta\dot{Z}$, $\Delta\dot{X}$) используются во всех трех каналах управления, однако непосредственному измерению они недоступны. Дифференцировать зашумленный сигнал не имеет смысла, так как операция дифференцирования усиливает составляющую шумов в исходном сигнале, что может привести к насыщению по скорости исполнительных устройств системы управления и другим нежелательным явлениям. Поэтому предлагается использовать наблюдатели состояния для получения оценок первых производных ($\Delta\dot{H}^*/\Delta\dot{Y}^*$, $\Delta\dot{Z}^*$, $\Delta\dot{X}^*$). Используя принятые методики [11], получим уравнения для наблюдателей:

$$\Delta\dot{H}^* = \Delta\dot{Y}^* = V_y + (\Delta Y - \Delta Y^*) \cdot l_y = V_y + \left(\Delta Y - \int \Delta\dot{Y}^* dt \right) \cdot l_y \quad (1)$$

$$\Delta\dot{Z}^* = V_z + (\Delta Z - \Delta Z^*) \cdot l_z = V_z + \left(\Delta Z - \int \Delta\dot{Z}^* dt \right) \cdot l_z \quad (2)$$

$$\Delta\dot{X}^* = V_x + (\Delta X - \Delta X^*) \cdot l_x = V_x + \left(\Delta X - \int \Delta\dot{X}^* dt \right) \cdot l_x \quad (3)$$

$$V_z = V_{ист} \cdot \sin(\beta + \Delta\psi) \quad (4)$$

где: β - угол скольжения, $\Delta\psi$ - разность курса танкера и управляемого самолета, V_z - боковая составляющая скорости, V_y - вертикальная составляющая скорости, $V_{ист}$ - истинная скорость, l_y , l_z , l_x - коэффициенты невязки.

На рисунках представлены графики сравнения производных полученных из наблюдателя (obs) и истинных (true) для производных по высоте (рис. 8), по боковому отклонению (рис. 9), радиальному рассогласованию (рис. 10).

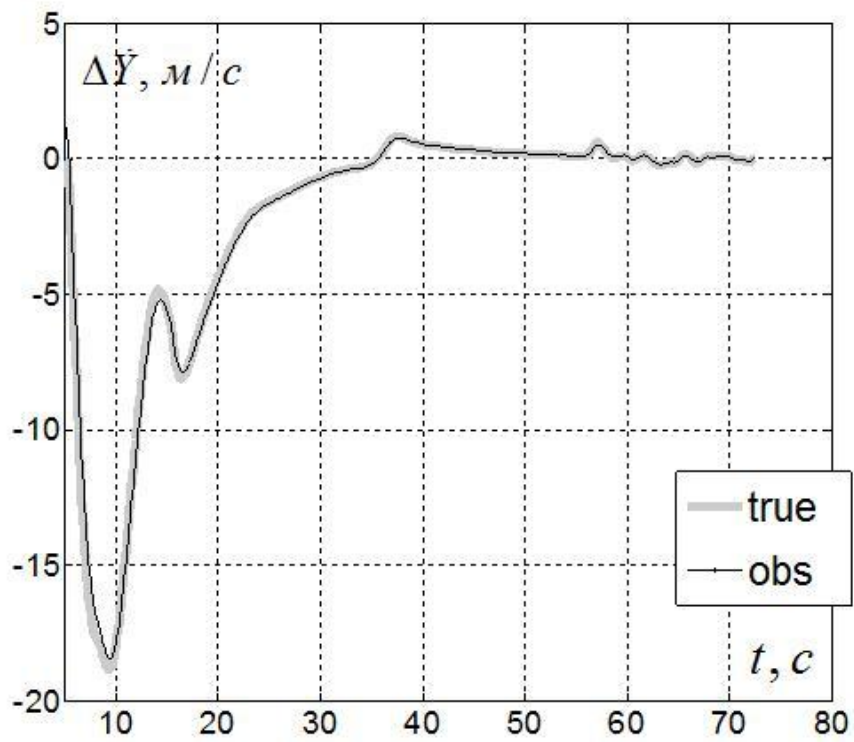


Рисунок 8

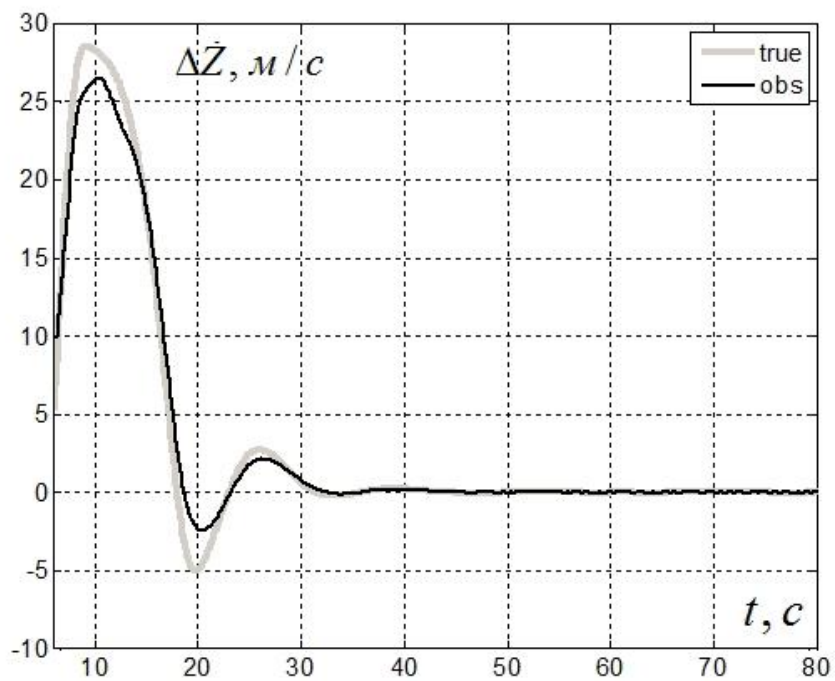


Рисунок 9

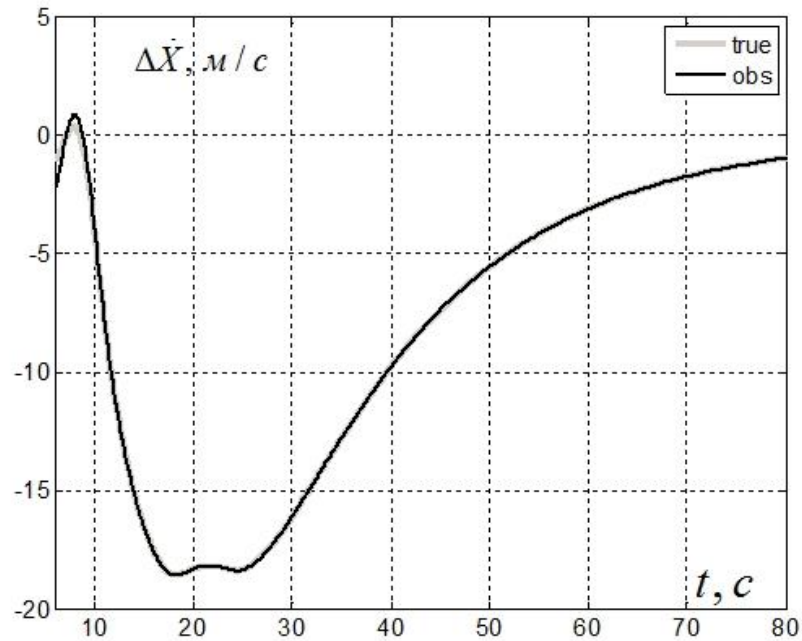


Рисунок 10

Оценки, полученные с помощью наблюдателей, хорошо совпадают с истинными значениями параметров. Во всяком случае, их точность совпадения достаточна для обеспечения стыковки.

Результаты математического моделирования и обсуждение результатов

Для проверки работоспособности было проведено математическое моделирование с условиями указанными в таблице 1.

Таблица 1

скорость танкера и начальная скорость самолета	480 км/ч
высота полета танкера	5200 м
начальная высота полета самолета	4900...5100 м
начальное рассогласование ΔZ	150...250
начальное рассогласование ΔX	300...500 м

Было проведено 100 итераций моделирования со случайными значениями ΔH (ΔY), ΔZ , ΔX , для двух интенсивностей колебаний конуса дозаправки (рис. 11 и 12). Для случая более интенсивных колебаний конуса больше разброс точек стыковки (рис. 12). Вероятность успешной стыковки составляет 98%, а вероятность попадания в круг радиусом 0.25м относительно центра конуса – 88%.

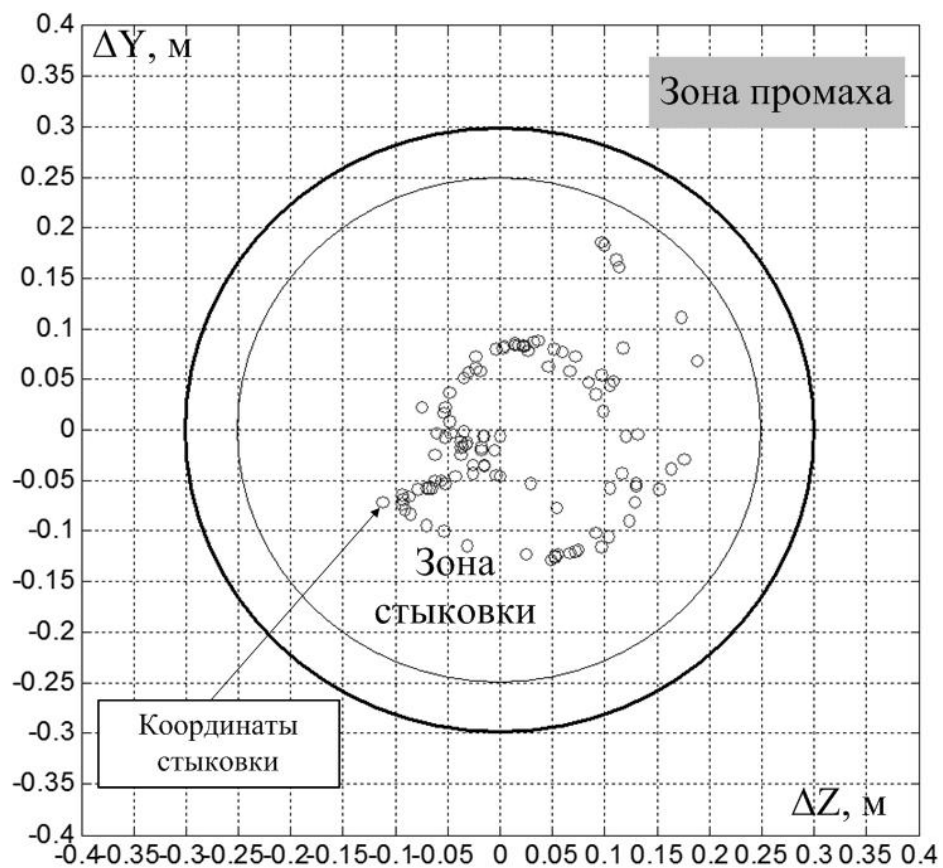


Рисунок 11

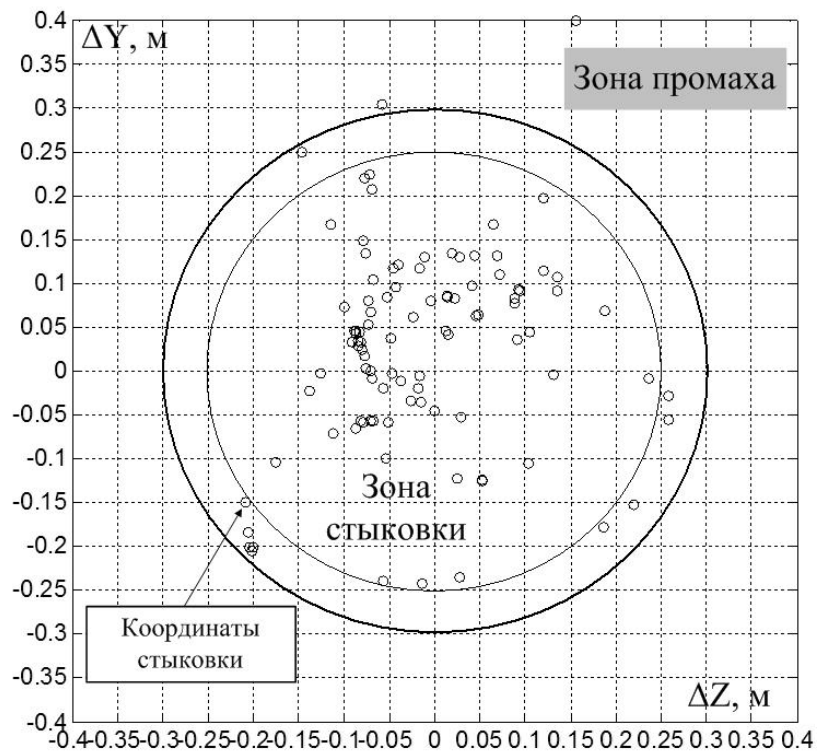


Рисунок 12

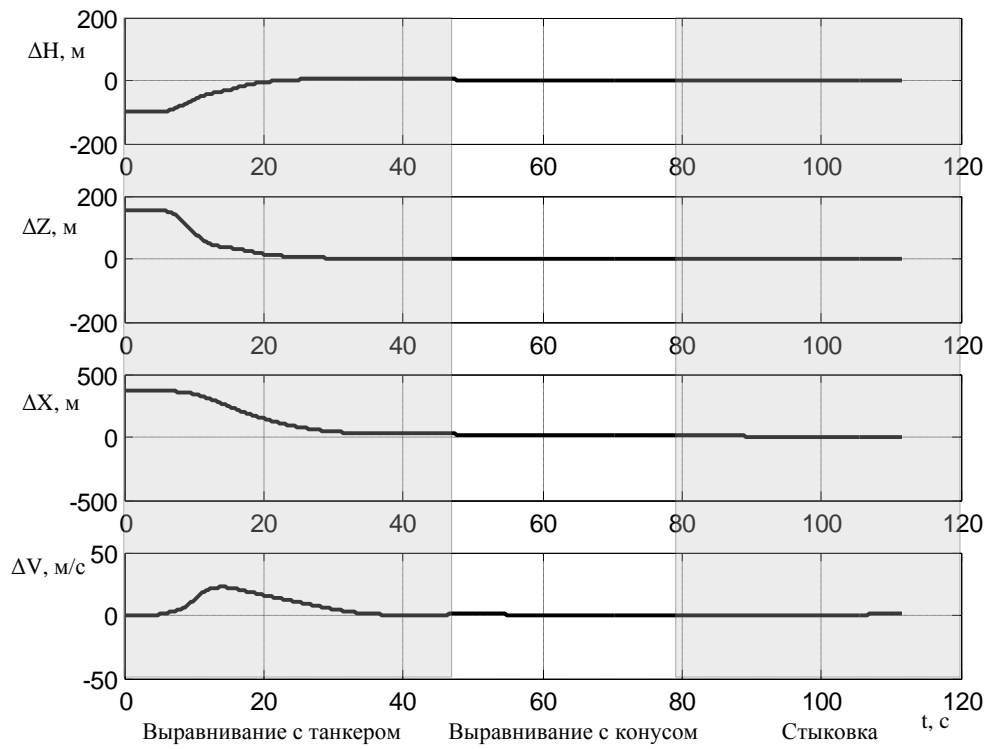


Рисунок 13

На рисунках 13-16 представлен переходной процесс на этапах выравнивания с танкером, подхода к конусу и непосредственной стыковки штанги и конуса. На рисунке 13 представлены изменения рассогласований и скорость сближения (ΔV) на всех трех этапах. На рисунке 14 те же параметры представлены на этапах выравнивания с конусом и стыковки в большем масштабе. На рисунке 15 представлены координаты положения штанги и конуса ΔH (ΔY), ΔZ на всех трех этапах. На рисунке 16 те же параметры представлены на этапах выравнивания с конусом и стыковки в большем масштабе.

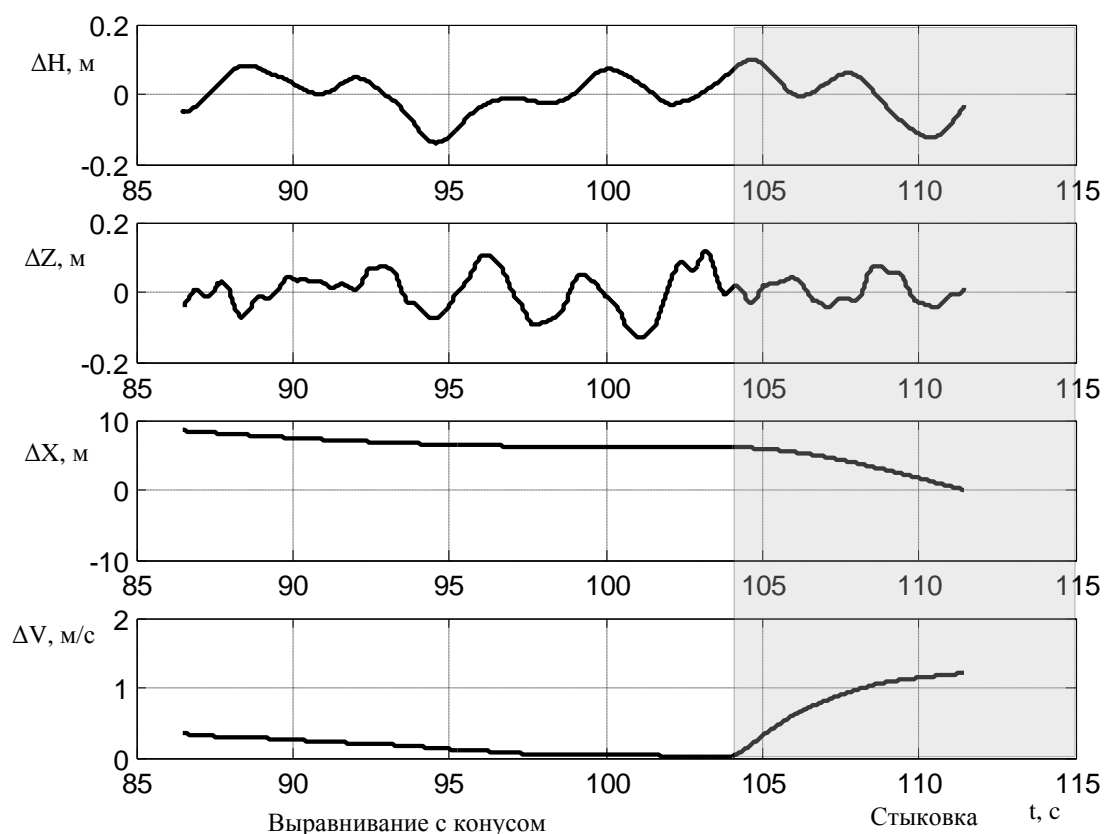


Рисунок 14

Чтобы лучше оценить полученные результаты, сравним их с данными из иностранных [12, 13] и отечественных работ [14].

В работе J. Valasek и его коллег [12, 13] проводится сравнения двух алгоритмов с точки зрения точности контактирования и динамических характеристик, но не приводятся статистические характеристики. Основным недостатком данной работы является использование линейных моделей летательного аппарата и исполнительных устройств при проверочном моделировании. Поэтому представленные результаты очень оптимистичны:

- точность контактирования менее 0.1м;
- вероятность успешной стыковки близка к 100%.

В работе Поединка В.М. [14] рассматривается задача контактирования неманевренного самолета с конусом. Модели исполнительных устройств, источников информации не учитываются. Для моделирования движения конуса использованы аналитические зависимости из работы [8], а динамики движения самолета линейная модель. В этой работе расчет задачи контактирования проводится до дальности 5м между конусом и штангой, при этом стыковка считается успешной, если ошибка рассогласования менее 0,25м. Для варианта слабой турбулентности вероятность успешного контактирования равна 0,99, для средней – 0,32. Основной недостаток работы – отсутствие модели измерительной системы относительного положения штанги и конуса.

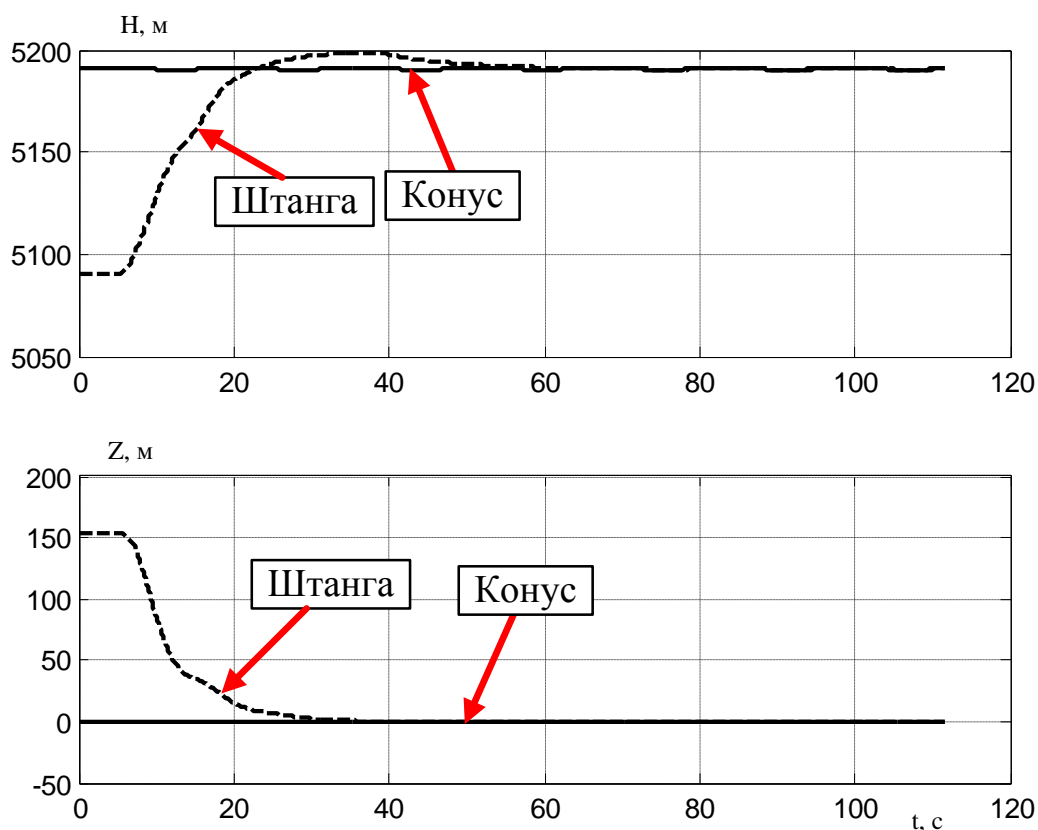


Рисунок 15

Авторы данной работы постарались учесть два этих недостатка при проведении математического моделирования и проверки алгоритмов, поэтому представленные результаты были получены для нелинейной модели динамики объекта, исполнительных устройств, учете точности источников информации.

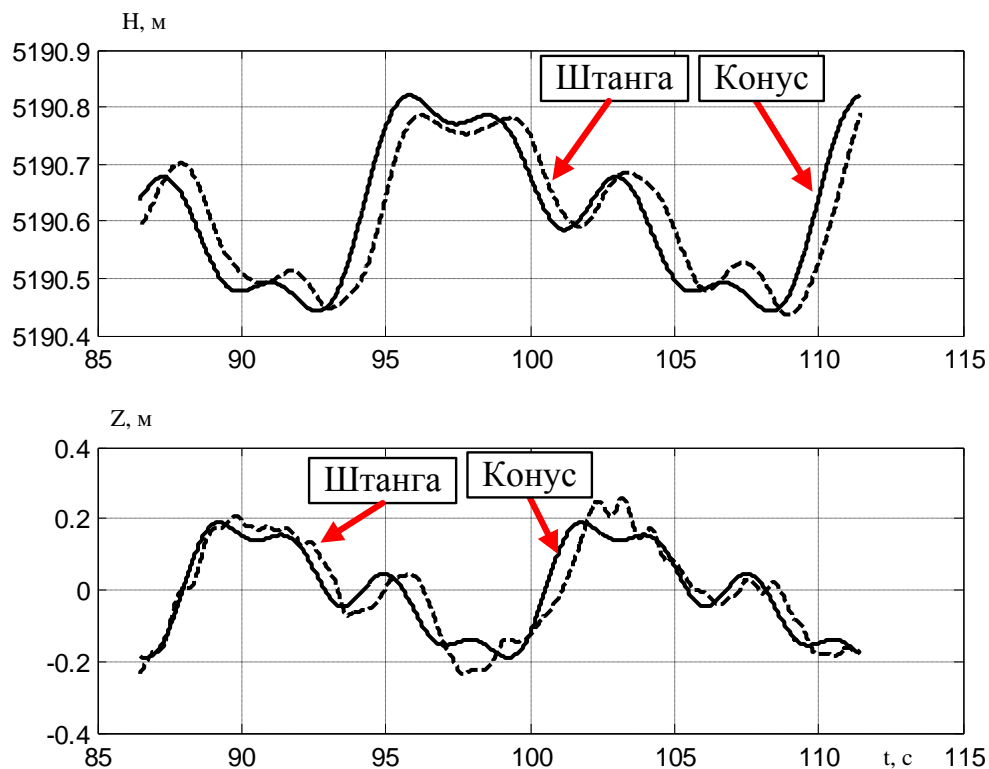


Рисунок 16

Выводы

Результаты математического моделирования подтверждают работоспособность алгоритма автоматического управления летательным аппаратом на этапе стыковки заправляемого самолета и самолета-танкера в процессе дозаправки топливом в воздухе. Сравнительный анализ с результатами из других работ [7-9] показывает приемлемость достигнутой точности и вероятности контактирования.

Библиографический список

1. Mao W., Eke F.O., «A survey of the dynamics and control of aircraft during aerial refueling, *Nonlinear Dynamics and system theory*», 8 (4) 2008, p. 375-388.
2. Чеглаков Д.И., «История исследований в области автоматизации процесса дозаправки топливом в воздухе летательных аппаратов», альманах Новый Университет (технические науки), №4 г. Йошкар-Ола, 2011 г, стр. 34-47.

3. Smith, R. K., «Seventy Five Years of Inflight Refueling, Highlights, 1923–1998,» Air Force History and Museum Program, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., 1998.
4. Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев, «Динамика продольного и бокового движения», Машиностроение, М. 1978г.
5. Saban D., Whidborn J. F., Cooke A.K., «Simulation of wake vortex effects for UAVs in close formation flight, The Aeronautical Journal», Vol. 113, No. 1149, November 2009.
6. Dogan A., Lewis T., W. «Blake, Flight Data Analysis and Simulation of Wind Effects During Aerial Refueling», Journal of Aircraft, Vol. 4, №5, p. 2036-2048
7. Ro K., Kamman W., «Modeling and Simulation of Hose-Paradrogue Aerial Refueling Systems», Journal of guidance, control and dynamics, vol. 33, No. 1, Jan-Feb 2010.
8. Ярошевский В. А., «Методика моделирования движения шланга с заправочным конусом в процессе дозаправки самолета в воздухе», Ученые записки ЦАГИ -2003., Т XXXIV, №3-4
9. Mammarella M., Campa G., «Machine vision/GPS integration Using EKF for the UAV aerial refueling problem», IEEE Transactions on system, man and cybernetics, part C, Vol. 38, No. 6, November 2008.
10. N. Novakimyan, C. Cao, «L1 adaptive control theory/ Guaranteed Robustness with fast adaptation», Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia, 2010.
11. Кузовков Н. Т., «Модальное управление и наблюдающие устройства», М. Машиностроение, 1976г.
12. Tandale, M.D., Bowers, R., and Valasek, J. Robust Trajectory Tracking Controller for Vision Based Probe and Drogue Autonomous Aerial Refueling. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 15–18 August 2005, San Francisco, California, USA, AIAA 2005–5868.
13. M. D. Tandale, R. Bowers, and J. Valasek, “Trajectory Tracking Controller for Vision-Based Probe and Drogue Autonomous Aerial Refueling”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 29, No. 4, 2006, pp 846-857.
14. «Алгоритм дозаправки неманевренного самолета в воздухе в автоматическом режиме», Поединок В.М., ученые записки ЦАГИ.-2004.Т. XXXVI, №1-2.