

К РАСЧЕТУ СТАТИЧЕСКОЙ ФОРМЫ ШЛАНГА С КОНУСОМ В ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ДОЗАПРАВКИ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

В.А. Наумов (Калининград)

Дозаправка самолета в воздухе (ДСВ) является неотъемлемой частью выполнения многих задач военно-воздушных сил. Разработка системы автоматического управления ДСВ опирается на имитационное моделирование (ИМ) процесса. Этой проблеме посвящено большое количество научных публикаций. В первую очередь, необходима адекватная ИМ динамики самолетов. Это отдельный, непростой вопрос, который здесь не рассматривается. Кроме того, немаловажная роль принадлежит ИМ оборудования для ДСВ: шланг с заправочным конусом и заправочная штанга. В [1, 2] рассмотрены различные алгоритмы автоматического управления заправляемым самолетом с применением регулируемого конуса. Теоретическое обоснование необходимости использования активного конуса для повышения вероятности успешного контакта при ДСВ представлено в [3]. В [4] рассмотрены модификации регулируемой заправочной штанги.

В [5] предложено решение задачи автоматического управления беспилотным летательным аппаратом на этапе сближения и стыковки процесса дозаправки топливом в воздухе, сформирована структура алгоритмов автоматического управления с учетом особенностей задачи ДСВ. Показано, как с учетом требований успешной стыковки формируются необходимые показатели качества переходных процессов контура управления. Рассмотрены применение адаптивных подходов в контуре управления с учетом специфики задачи ДСВ, процедура синтеза закона автоматического управления. Результаты имитационного моделирования показали, что представленный алгоритм автоматического управления ДСВ обеспечивает требуемое качество переходных процессов, в том числе в условиях существенных возмущающих воздействий.

Специалисты ЦАГИ разработали программный комплекс ИМ [6] для оценки эффективности применения технологии ДСВ для пассажирских и транспортных воздушных судов в полете на магистральных авиалиниях. В [7] предложена модель динамики самолета при проведении ДСВ с учетом влияния струйно-вихревого следа от самолета-заправщика. Авторами были созданы программные модули ИМ процесса ДСВ на пилотажном стенде в режиме реального времени. Разработана методика расчета аэродинамических сил и моментов, действующих на заправляемый самолет в следе заправщика.

В большинстве статей по ИМ ДСВ авторы мало внимания уделяют математическому описанию заправочного шланга с конусом, нередко, ограничиваясь простой кинематической схемой. Из опубликованных статей наиболее подробно этот вопрос рассмотрен в [8], где с помощью анализа уравнений гибкой нерастяжимой нити [9] не только найдена статическая форма заправочного шланга, но и выполнен расчет свободных вертикальных колебаний шланга, вынужденных колебаний шланга под действием вертикального ветра, показано влияние длины шланга на характеристики колебаний.

В данной статье для расчета статической формы заправочного шланга с конусом использован метод решения трехмерной задачи, предложенный в [10, 11]. При этом силы аэродинамического сопротивления определяются с учетом уточнения зависимости их коэффициентов от угла атаки [12].

Используем схему взаимного расположения самолета-заправщика (танкера) и заправляемого самолета как в [5], но начало координат O поместим в точку крепления

заправочного шланга, продольную ось OX направим по вектору скорости V набегающего потока воздуха относительно танкера, ось OY направлена вертикально вниз (рисунок 1).

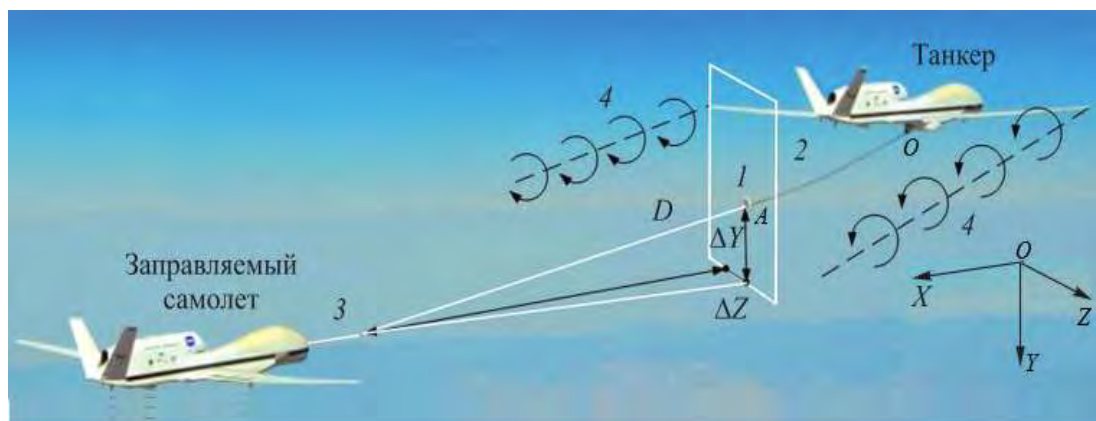


Рис.1 – Схема взаимного положения танкера и заправляемого самолета [5]:
1 – конус дозаправки; 2 – шланг; 3 – штанга дозаправки; 4 – вихревой след танкера

Система уравнений равновесия заправочного шланга может быть записана в следующей безразмерной форме [11]:

$$\frac{d}{d\sigma} \left(\tau \frac{dx}{d\sigma} \right) + cl = 0, \quad \frac{d}{d\sigma} \left(\tau \frac{dz}{d\sigma} \right) + cp \cdot p_z + cb \cdot p_y = 0, \quad (1)$$

$$\frac{d}{d\sigma} \left(\tau \frac{dy}{d\sigma} \right) - \Phi + cp \cdot p_y - cb \cdot p_z = 0, \quad (1)$$

$$\sigma = \frac{s}{L}, \quad x = \frac{X}{L}, \quad y = \frac{Y}{L}, \quad z = \frac{Z}{L}, \quad \tau = \frac{T}{K}, \quad K = 0,5 \cdot C_{90} \cdot \rho \cdot L \cdot d \cdot V^2, \quad \Phi = \frac{q \cdot L}{K}, \quad (2)$$

$$cl = C_L / C_{90}, \quad cp = C_{\Pi} / C_{90}, \quad cb = C_B / C_{90}, \quad (3)$$

где L – длина заправочного шланга; K – сила, действующая на прямой шланг длиной L диаметром d при поперечном обтекании; C_{90} – коэффициент аэродинамического сопротивления шланга при поперечном обтекании (угол атаки $\alpha=90^\circ$); ρ – плотность воздуха; T – локальная сила натяжения; q – вес единицы длины шланга; s – дуговая координата, отсчитываемая от точки A по оси шланга; $\vec{p} = (0; p_y; p_z)$ – орт подъемной силы в текущей точке; C_L, C_{Π}, C_B – коэффициенты аэродинамических сил, действующих на шланг, соответственно, лобового сопротивления, подъемной силы, боковой силы.

Для коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы используем следующие зависимости от угла атаки [12]:

$$C_L(\alpha) = C_0 + (C_{90} - C_0) \cdot \sin^{2,7} \alpha, \quad C_{\Pi}(\alpha) = C_{90} \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha, \quad (4)$$

где C_0 – коэффициент аэродинамического сопротивления шланга при продольном обтекании (угол атаки $\alpha=0$).

Коэффициенты аэродинамической боковой силы зависят от характеристик вихревого следа самолета-заправщика [5], его величина является предметом отдельного исследования. Ниже, в тестовых расчетах полагаем $C_B=0$.

Из свойства направляющих косинусов следует:

$$0^2 + p_y^2 + p_z^2 = 1 \Rightarrow p_z = \sqrt{1 - p_y^2}. \quad (5)$$

Вектор \vec{p} должен лежать в плоскости, проведенной через вектор скорости потока и касательную к оси шланга с направляющими косинусами $(\cos \alpha; \cos \beta; \cos \gamma)$. Смешанное произведение указанных трех векторов равно нулю, откуда

$$p_y = \cos \beta / m, \quad p_z = \cos \gamma / m, \quad m = \sqrt{\cos^2 \beta + \cos^2 \gamma}. \quad (6)$$

Чтобы решить задачу численным методом, преобразуем дифференциальные уравнения (1) к нормализованной форме: первого порядка и производные только искомых функций. Для этого, как в [10], введем вспомогательные функции:

$$\theta(\sigma) = \tau(\sigma) \frac{dx}{d\sigma}, \quad v(\sigma) = \tau(\sigma) \frac{dy}{d\sigma}, \quad \xi(\sigma) = \tau(\sigma) \frac{dz}{d\sigma}. \quad (7)$$

Возведем обе части равенств (7) в квадрат и сложим их; по вспомогательным функциям можно найти безразмерную величину силы натяжения троса и направляющие косинусы:

$$\tau(\sigma) = \sqrt{\theta(\sigma)^2 + v(\sigma)^2 + \xi(\sigma)^2}, \quad (8)$$

$$\cos \alpha(\sigma) = \frac{\theta(\sigma)}{\tau(\sigma)}, \quad \cos \beta(\sigma) = \frac{v(\sigma)}{\tau(\sigma)}, \quad \cos \gamma(\sigma) = \frac{\xi(\sigma)}{\tau(\sigma)}. \quad (9)$$

Формулы (7)-(9) позволяют получить из (1) замкнутую систему шести дифференциальных уравнений первого порядка в нормализованной форме:

$$\frac{d\theta}{d\sigma} = cl, \quad \frac{dv}{d\sigma} = cp \cdot p_y - cb \cdot p_z, \quad \frac{d\xi}{d\sigma} = \Phi + cp \cdot p_z + cb \cdot p_y, \quad (10)$$

$$\frac{dx}{d\sigma} = -\cos \alpha(\sigma), \quad \frac{dy}{d\sigma} = -\cos \beta(\sigma), \quad \frac{dz}{d\sigma} = -\cos \gamma(\sigma). \quad (11)$$

Знак минус в правых частях (11) обусловлен противоположным направлением отсчета координат x, y, z и σ . Для завершения математической постановки задачи необходимы шесть граничных условий. Три граничных условия задаем в начале прямоугольной декартовой системы координат, точке O :

$$x(1) = 0, \quad y(1) = 0, \quad z(1) = 0. \quad (12)$$

Граничные условия в точке A будут отличаться от таковых в [10, 11], так как на конус, в отличие от сферического тела, действует подъемная сила. Систему уравнений для определения граничных условий можно записать так:

$$T_0 \cos \alpha_0 = R_x; \quad T_0 \sin \alpha_0 = G - R_y, \quad (13)$$

где T_0 – сила натяжения в точке A ; $G = mg$ – вес конуса; R_x, R_y – аэродинамические силы, действующие на конус, соответственно, лобового сопротивления и подъемная. Эти силы рассчитываются по формулам:

$$R_x = 0,5 \cdot C_{Kx} \cdot S \cdot \rho \cdot V^2; \quad R_y = 0,5 \cdot C'_{Ky} \cdot \alpha_0 \cdot S \cdot \rho \cdot V^2. \quad (14)$$

В тестовых расчетах значения размерных параметров примем как в [8]: $L = 20$ м; $d = 0,06$ м; $G = 392$ Н; $C_{Kx} = 0,7$; $C'_{Ky} = 0,3$; $q = 17,6$ Н/м; $S = 0,5$ м².

При скорости $V = 100$ м/с рассчитаем величину силы $K = 8,64$ кН. Совместное решение (13) и (14) дает $\alpha_0 = 0,129$ радиан или $7,4^\circ$; $T_0 = 2,129$ кН; $\tau_0 = T_0/K = 0,246$. В заданных условиях найдем направляющие косинусы в точке A :

$$\cos \alpha_0 = 0,992; \quad \cos \beta_0 = 0,129, \quad \cos \gamma_0 = 0. \quad (15)$$

Получим в точке A граничные условия для вспомогательных функций:

$$\theta(0) = \tau_0 \cdot \cos \alpha_0, \quad v(0) = \tau_0 \cdot \cos \beta_0, \quad \xi(0) = 0. \quad (16)$$

Поставленная краевая задача (10), (11), (12), (16) была решена численным методом. На рисунках 2-6 представлены некоторые результаты тестовых расчетов, в

которых не рассматривалось влияние характеристик вихревого следа самолета-заправщика, при различных значениях размерных параметров.

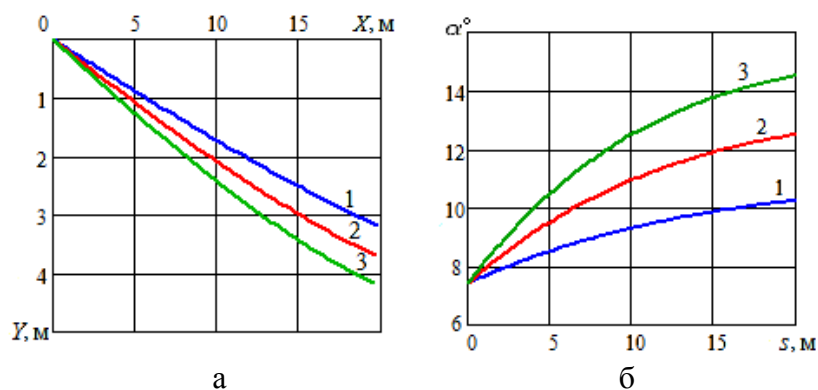


Рис.2 – Влияние веса заправочного шланга на равновесие системы при $V = 100$ м/с; $L = 20$ м; $d = 0,06$ м; $m = 40$ кг:
а – форма шланга, б – угол атаки; 1 – $q = 17,6$ Н/м; 2 – $q = 26,4$ Н/м; 3 – $q = 35,2$ Н/м

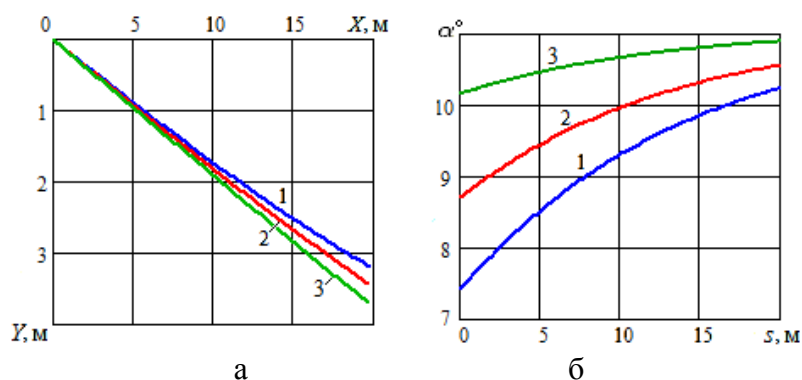


Рис.3 – Влияние массы заправочного конуса на равновесие системы при $V = 100$ м/с; $L = 20$ м; $d = 0,06$ м; $q = 17,6$ Н/м:
а – форма шланга, б – угол атаки; 1 – $m = 40$ кг; 2 – $m = 47$ кг; 3 – $m = 55$ кг

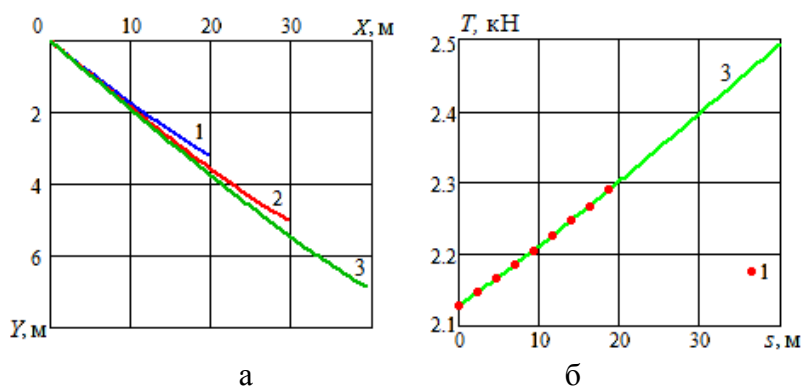


Рис.4 – Влияние длины заправочного шланга на равновесие системы при $V = 100$ м/с; $m = 40$ кг; $d = 0,06$ м; $q = 17,6$ Н/м:
а – форма шланга, б – локальная сила натяжения; 1 – $L = 20$ м; 2 – $L = 30$ м; 3 – $L = 40$ м

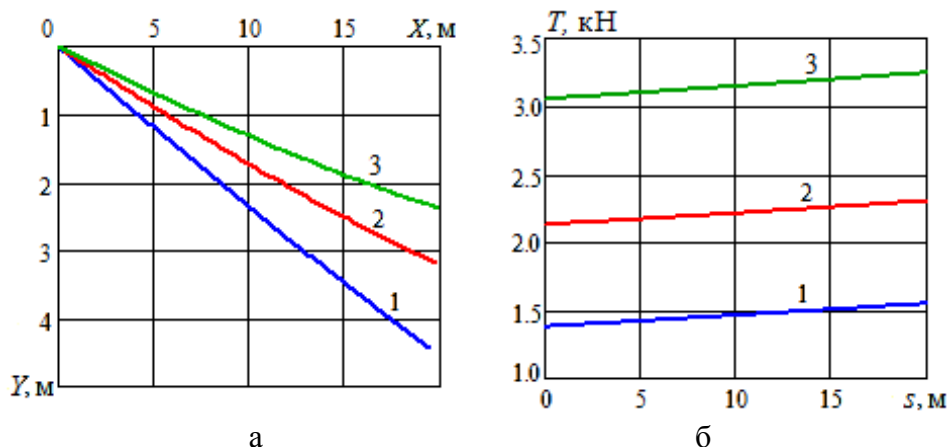


Рис.5 – Влияние скорости потока воздуха на равновесие системы при $L = 20$ м; $d = 0,06$ м; $m = 40$ кг; $q = 17,6$ Н/м:
 а – форма шланга, б – локальная сила натяжения; 1 – $V = 80$ м/с; 2 – $V = 100$ м/с; 3 – $V = 120$ м/с

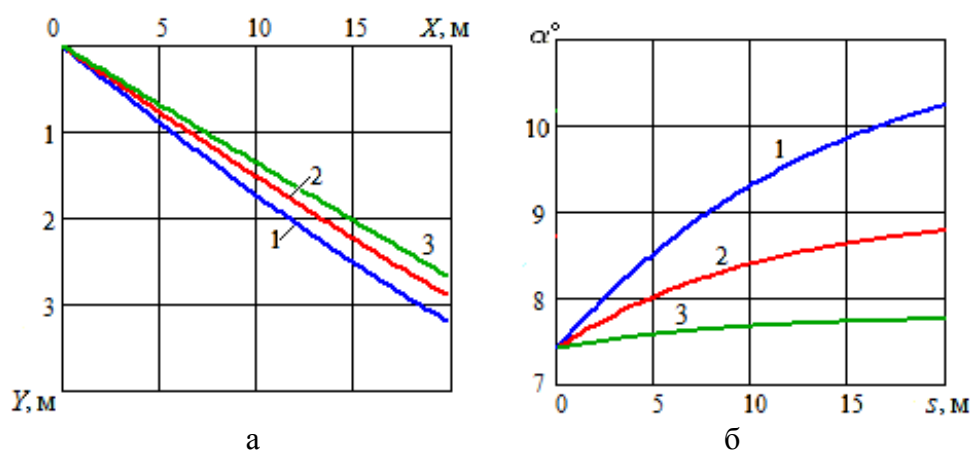


Рис.6 – Влияние диаметра заправочного шланга на равновесие системы при $V = 100$ м/с; $L = 20$ м; $q = 17,6$ Н/м; $m = 40$ кг:
 а – форма шланга, б – угол атаки; 1 – $d = 0,06$ м; 2 – $d = 0,09$ м; 3 – $d = 0,12$ м

Важную роль играет взаимодействие описанного в данной статье модельно-алгоритмического комплекса с ИМ, разработанными ранее для рассматриваемой предметной области. Предложенный алгоритм позволяет по координатам точки танкера *Аи* условиям дозаправки (скорость, длина и диаметр шланга и др.) рассчитать с учетом всех факторов положение заправочного конуса, которое передается в блок управления ИМ ДСВ для выработки необходимого воздействия.

Таким образом, при определенных условиях от корректного математического описания заправочного шланга с конусом будет зависеть адекватность ИМ ДСВ реальному процессу.

Результаты расчетов показали, что увеличение веса шланга ведет к росту угла атаки вблизи точки его крепления, при этом угол атаки у конуса, практически не изменяется. Тогда как увеличение массы конуса приводит к большему возрастанию угла атаки вблизи него, чем у точки крепления. Сила натяжения заметно возрастает с увеличением скорости набегающего потока воздуха, при этом уменьшается отклонение оси шланга от горизонтали. Чем больше диаметр шланга, тем меньше растет угол атаки при удалении от конуса. При увеличении длины шланга, естественно, заправочный конус оказывается ниже, но форма шланга меняется незначительно.

Научная новизна исследования заключается в усовершенствовании трехмерной математической модели равновесия заправочного шланга в потоке воздуха путем корректного учета действующих на него сил гидродинамического сопротивления. Практическая значимость – в возможности повышении точности предсказания и надежности системы автоматического управления дозаправки самолета в воздухе.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Калининградской области в рамках научного проекта № 19-48-390004.

Литература

1. **Поединок В.М.** Алгоритм управления самолетом при дозаправке в воздухе в автоматическом режиме // Ученые записки ЦАГИ. 2005. Т. 36, № 1-2. – С. 95-102.
2. **Reed E., Glenn G.J., Stecko S.M., Musgrave J., Takacs J.M.** Controllable drogue for automated aerial refueling // Journal of Aircraft. – 2010. – V. 47, No 2, p. 515-527.
3. **Клочков В.В.** Анализ эффективности автоматизации управления заправочного конуса при заправке самолетов в воздухе // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 4. – С. 47-58.
4. **Климин А.В., Климина В.А., Ляпунов С.В., Поединок В.М.** Автоматическая дозаправка в воздухе с использованием управляемой заправочной штанги // Ученые записки ЦАГИ. – 2012. – Т. 43I, № 6. – С. 91-99.
5. **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.
6. **Бузулуков В.М., Климин А.В., Смирнов А.В., Шустов А.В.** Программный комплекс имитационного моделирования для оценки эффективности применения технологии дозаправки пассажирских и транспортных воздушных судов в полете на магистральных авиалиниях. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018612378 от 16.02.2018.
7. **Анимица О.В., Гайфуллин А.М., Рыжов А.А., Свириденко Ю.Н.** Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете // Труды МФТИ. – 2015. – Т. 7, № 1. – С. 3-15.
8. **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.
9. **Меркин Д.Р.** Введение в механику гибкой нити. – М.: Наука, 1980. – 240 с.
10. **Наумов В.А., Ахмедов И.М.** Численный метод решения трехмерной задачи равновесия сферического тела на тросе в потоке // Известия КГТУ. – 2015. – № 37. – С. 63-72.
11. **Наумов В.А.** Решение трехмерной задачи равновесия груза на тросе в воздушном потоке // Математика и естественные науки. Теория и практика: Межвуз. сборник научных трудов. Вып. 12. – Ярославль: Изд-во ЯГТУ, 2017. – С. 255-265.
12. **Ахмедов И.М., Наумов В.А.** Коэффициент гидродинамического сопротивления криволинейного каната // Известия КГТУ. – 2015. – № 38. – С. 53-60.