

# СИСТЕМА ЗАПРАВКИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

**А.А. Хитрово**

*Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН*

Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65

E-mail: khitrovo@ipu.ru

**Ключевые слова:** система, самолет, горючее, заправка, метод, механический, гироскоп, демпфирование, колебания.

**Аннотация:** дан обзор методов заправки самолета в полете. Предложен новый метод демпфирования колебаний выпускаемого самолета-заправщика шланга для подачи горючего в самолет-приемник. Для этого используется гироскопический эффект свободного гироскопа, расположенного на конце заправочного шланга, приводимого во вращение набегающим потоком воздуха. Дан расчет гироскопического эффекта и приведены дифференциальные уравнения движения при наличии гироскопа.

## 1. Введение

В связи с развитием авиации для увеличения дальности ее полетов возникла проблема заправки самолетов в воздухе. При наличии нескольких технических проблем решения этой задачи важным является стыковка самолета-заправщика и заправляемого самолета. Существует две схемы зарядки. Первая, с помощью питающего гибкого шланга, выпускаемого самолета-заправщиком для захвата конца шланга заправляемым самолетом, Эта схема была изобретена в начале 20-го века в России, запатентована в США, и в настоящее время используется в России. Другая, с помощью жесткой штанги, выпускаемой самолетом-заправщиком и вводимой в корпус заправляемого самолета. Эта схема позволяет перекачивать горючее с большей скоростью, и применяется в США.

## 2. Система заправки используемая в России

Система заправки, используемая в России, основана на использовании аэродинамического конуса в виде парашюта, расположенного на конце гибкого шланга, уменьшающего произвольные колебания из-за турбулентности потока воздуха [1-3]. Современные системы заправки топливом самолетов в полете разрабатывает НПП «Звезда», это УПАЗ, УПАЗ-1, УПАЗ-1М [4-7]. В этих патентных ссылках запатентован способ, примененный в системах УПАЗ для уменьшения колебаний конца заправочного шланга. Он заключается в том (рис. 1), что на аэродинамическом конусе в месте его крепления к гибкому шлангу, поверх конуса установлен кожух 1 с тремя осесимметричными отверстиями (щелями) 2 для прохода внутрь кожуха набегающего потока воздуха, который затем выпускается в трех симметричных направлениях через три щелевых окна 3, на которых установлены три заслонки с тремя устройствами для их перемещения. На корпусе конуса установлены два акселерометра в двух взаимно перпендикулярных плоскостях симметрии конуса. Выходы акселерометров подключены ко входам двух систем управления перемещением заслонок.

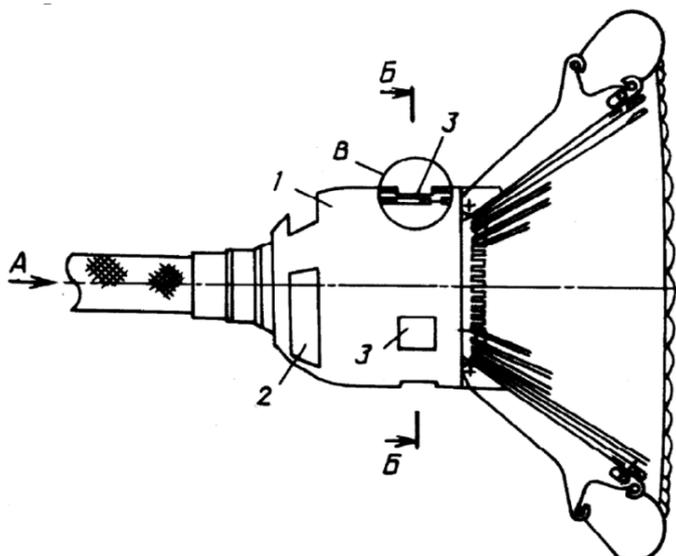


Рис. 1. Аэродинамический конус.

На рис. 2 показана электронная схема управления заслонками. Вся система управления перемещения трех приводов заслонок (на рис.1 не показано) состоит из датчиков перегрузки 7 (акселерометров), интеграторов ускорения 8, интеграторов скорости 9, делителей 10, двухвходовых сумматоров 11, логического коммутатора 12, и приводов перемещения заслонок  $T_1, T_2, T_3$ . Заслонки управляются по сигналам от датчиков ускорения через микроэлектронную систему, так что вытекающие струи компенсируют спонтанные колебания конуса. Степень открытия соответствующих каналов выбирается из условий, обеспечивающих значения соответствующих реактивных сил, пропорциональных составляющих скоростей. Для нормальной работы электроники она подогревается. Вся система такой заправки связана с самолетом-заправщиком.

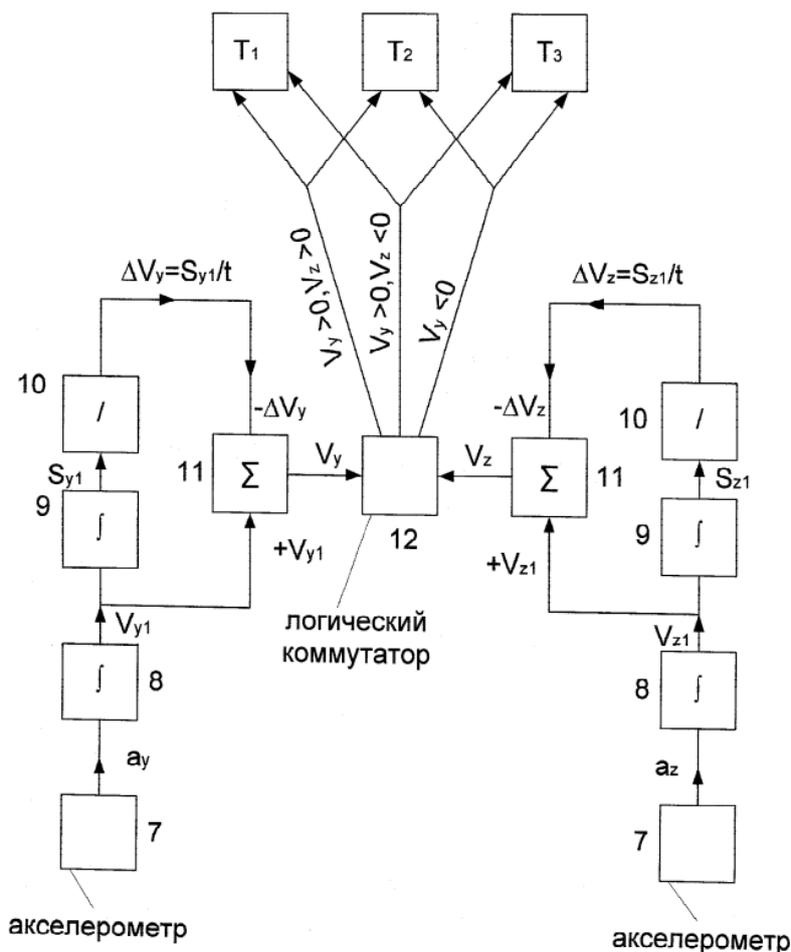


Рис. 2. Электронная система демпфирования колебаний аэродинамического конуса.

### 3. Система демпфирования колебаний аэродинамического конуса

Для уменьшения колебаний аэродинамического конуса может быть использовано чисто механическая система создания стабилизирующего гироскопического эффекта [8]. Для этого на конце питающего шланга соосно с этим шлангом укрепляется вращающийся вал (гироскоп), приводимый во вращение набегающим потоком воздуха. Такая система создает гироскопический момент, демпфирующий колебания конца питающего шланга. Система описывается следующими уравнениями [9]:

$$(1) \quad F = \frac{M}{L} = \frac{J\omega\Omega}{L} = \frac{mR^2 2\pi n\Omega}{L}$$

Здесь:  $F$  – усилие на каждый подшипник, на которых вращается вал (гироскоп);  $M$  – гироскопический момент, вызывающий гироскопический эффект;  $L$  – расстояние между подшипниками (длина гироскопа);  $J$  – момент инерции гироскопа относительно оси симметрии;  $\omega$  – угловая скорость вращения гироскопа;  $\Omega$  – угловая скорость поворота оси вращения;  $m$  – масса гироскопа;  $R$  – радиус гироскопа;  $n$  – число оборотов гироскопа.

Пояснение:  $\Omega$  – это угловая скорость поворота оси вращения, проходящей от точки крепления питающего шланга на самолете-заправщике через ось вращения гироскопа на конце питающего шланга. Под влиянием внешних воздействий, например, из-за турбулентностей воздуха, происходит колебания нижнего конца питающего шланга, а с

ним и гироскопа, который совершает затухающие колебания. В уравнении (1)  $\Omega$  является единственной переменной величиной. Поскольку тело гироскопа имеет центральное отверстие для питающего шланга, и конфигурация гироскопа может иметь различную форму, например, в виде обода, подсчет момента инерции гироскопа должен осуществляться по следующей формуле:

$$(2) \quad J = \sum_i \Delta m_i r_i^2;$$

Из уравнения (1) можно сделать следующий вывод:

$$J = m * R^2;$$

$$m = \rho * V;$$

$$\text{где: } V = \pi * R^2 * L;$$

$$J = \pi * \rho * L * R^4.$$

Т.е., момент инерции гироскопа в первой степени зависит от плотности и длины и в четвертой степени от радиуса тела вращения несвободного гироскопа, что надо учитывать при техническом расчете. Наличие такого гироскопа в системе оказывает на нее такое же воздействие как увеличение вязкости окружающей среды. В этом случае система описывается дифференциальным уравнением для малых колебаний [10]:

$$(3) \quad b_0 \ddot{x} + r \dot{x} + \beta_0 x = 0;$$

где обобщенная сила трения  $F_{\text{тр}} = -r \dot{x}$ , и  $r > 0$ , или

$$(4) \quad \ddot{x} + 2\delta \dot{x} + \omega_0^2 x = 0;$$

где  $\delta = r/2b_0$  – коэффициент затухания, а  $\omega_0 = \sqrt{\beta_0/b_0}$  – циклическая частота свободных колебаний системы в отсутствии трения. Если  $\delta < \omega_0$ , то затухающие колебания:

$$(5) \quad x = A_0 e^{-\delta t} \sin(\omega t + \varphi_0);$$

где  $A_0 e^{-\delta t}$  – амплитуда затухающих колебаний, а  $\omega = \sqrt{\omega_0^2 - \delta^2}$  – собственная циклическая частота колебаний диссипативной системы.

При этом  $F_{\text{тр}} = F$  из уравнения (1).

На рис. 3 показаны схемы демпфирующего гироскопа. На фигурах показаны: гибкий питающий шланг 1, жесткая втулка 2, стабилизирующий аэродинамический корпус 3, приемный шаровой шарнир 4, гироскопическая динамически сбалансированная втулка 5 (гироскоп), подшипники 6 гироскопической втулки, передняя стойка 7, задняя стойка 8, патрубки 9, отверстия патрубков 10, направленных по касательной к поверхности гироскопической втулки, отверстия 11, оппозитно направленные наружу, направление течения заправляемого топлива 12, направление течения спутного потока 13 при заправке. При нахождении в полете шланг под действием аэродинамического конуса 3 и силы гравитации вытягивается по направлению полета и спутный поток воздуха поступает в открытые к движению спутного потока патрубки 9, приводные отверстия в которых 10, направленных по касательной к поверхности гироскопической втулки 6 своими потоками воздуха за счет трения воздуха о поверхность гироскопической втулки (т.е. гироскопа) приводят в движение эту втулку с окружной скоростью, близкой к скорости истечения воздуха из этого отверстия. А оппозитные отверстия 11 создают на устройстве момент, компенсирующий вращающий момент от приводных отверстий. Вращение гироскопа успокаивает спонтанные колебания аэродинамического конуса.

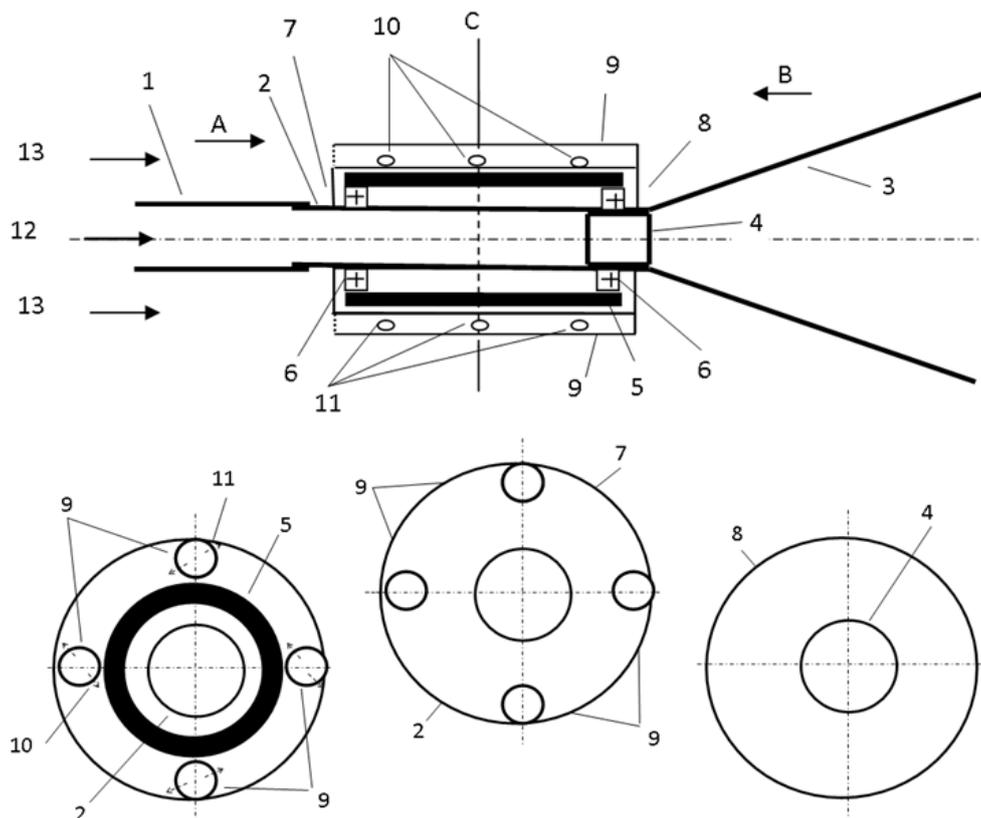


Рис. 3. Схема демпфирующего гироскопа.

## Список литературы

1. Patterson R.F. Improved aerodynamic drogue. Patent US 2823881 A. 1958.02.18.
2. Янг Р., Энстей Д. Стабилизирующее устройство для дозаправки в полете. Патент RU 2198829. 2003.02. 20.
3. Моускис К., Эдмонсон Б. Стабилизирующее устройство для дозаправки в полете. Патент RU 2218292. 2003.12.10.
4. Волковицкий В.Р., Любин Л.Я., Степаненко В.А., Миргазов М.Н., Климин А.В. Конус-датчик топлива агрегата заправки. Патент RU 2490179. Оpubл. 20.08.2013.
5. Волковицкий В.В., Калинин А.В., Пахомов С.В., Романов В.Н., Степаненко В.А. Система управления подвешенного агрегата заправки. Патент RU 2514978. Оpubл. 10.05.2014.
6. Волковицкий В.Р., Любин Л.Я., Степаненко В.А.. Способ стабилизации конуса-датчика агрегата заправки топливом в полете. Патент RU 2523301. Оpubл. 20.07.2014.
7. Волковицкий В.В., Калинин А.В., Пахомов С.В., Романов В.Н., Степаненко В.А. Патент RU 2527605. Оpubл. 10.09.2014.
8. Хитрово А.А. Устройство стабилизации конуса агрегата заправки топливом в полете: патент на изобретение № 2799733 РФ. Зарег. 11.07.2023.
9. Ишлинский А.Ю., Борзов В.И., Степаненко Н.П. Лекции по теории гироскопов. М.: 1983.
10. Яворский Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. М.: Наука, 1977. 944 с.