

## Управление маневренным самолетом при дозаправке топливом в воздухе

# 01, январь 2013

DOI: 10.7463/0113.0500331

Чеглаков Д. И.

УДК 681.5.01

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Россия, ОАО «РСК «МиГ»

[dimacheglakov@mail.ru](mailto:dimacheglakov@mail.ru)

### Введение

Целью исследования является разработка специального режима КСУ (комплексной системы управления) самолетом, обеспечивающего приемлемые характеристики управляемости летательного аппарата (ЛА) при дозаправке топливом в воздухе.

Обзор предшествующих работ, посвященных дозаправке топливом в воздухе маневренных летательных аппаратов [1], позволяет выделить несколько направлений исследований:

- Исследования в области аэродинамического взаимовлияния танкера, заправочного шланга и конуса, заправляемого самолета, уточнение математических моделей.
- Разработкам систем измерения взаимного положения танкера, заправочного шланга и конуса, заправляемого самолета.
- Разработка алгоритмов ручного и автоматического управления самолетом.
- Проведения летных испытаний.

Данная работа включает в себя исследование аэродинамических особенностей, разработку специализированного алгоритма ручного

управления самолетом и проведение летных испытаний. Определим отличие ручного режима управления самолетом от автоматического [2]:

- В режиме ручного управления ЛА КСУ отрабатывает команды, которые задает летчик, используя ручку управления самолетом (РУС), педали, ручку управления двигателем (РУД).
- В режиме автоматического управления КСУ обеспечивает полет по заданной летчиком траектории. При этом летчик исключен из контура управления короткопериодическим движением самолета [2].

Проанализировав предшествующие работы в области разработки систем управления ЛА при дозаправке топливом в воздухе [1], можно выделить некоторые особенности данного исследования, составляющие его научную новизну:

- Синтез законов управления КСУ проводился с учетом аэродинамического влияния конуса дозаправки на флюгерный датчик угла атаки [3, 4].
- В КСУ был реализован принцип управления длиннопериодическим движением с помощью РУС, и полное разделение движения по углам крена и рысканью в ручном режиме управления самолетом [2].



Рис. 1. Дозаправка «Торнадо» GR.4 от танкера VC10

## 1. Постановка задачи

Дозаправка топливом в воздухе - один из самых напряженных с точки зрения нагрузки на летчика режим пилотирования самолета. В данной статье рассматривается принятый в России метод дозаправки топливом в воздухе штанга-конус (рис. 1) [1]. В этом режиме летчик должен обеспечивать перемещения самолета с точностью в десятки сантиметров, чтобы обеспечить успешную стыковку штанги с конусом дозаправки. Для успешной стыковки необходимо обеспечить попадание штангой дозаправки в центр конуса с ошибкой не более 0.3 м, выдерживая относительную скорость в пределах от 1.2 до 2.5 м/с. Управление самолетом в условиях таких ограничений на параметры полета называется режимом точного пилотирования.

## 2. Результаты исследования

Целый ряд негативных факторов и возмущений, вызванных спутным следом (вихревым полем) самолета-заправщика (рис. 2), действуют на заправляемый самолет при приближении к танкеру [1]: боковая сила, направленная в сторону танкера; возмущающий момент по крену; дополнительные турбулентность и ветровая составляющая. К этим факторам следует прибавить движение конуса, которое обычно носит гармонический характер, с доминирующей первой гармоникой [1]. Все эти внешние воздействия усложняют точное пилотирование самолета, поэтому целесообразно переключить КСУ в специальный режим. В этом режиме КСУ должна обеспечивать стабилизацию и изменение вертикальной скорости ( $V_y$ ) и скорости изменения курса по командам РУС, обеспечивая управление длиннопериодическим движением в ручном режиме [2, 3]. Режимы полета, на которых выполняется дозаправка топливом в воздухе характеризуется малыми балансировочными углами атаки и тангажа (до  $7^\circ$ ) и малыми отклонениями параметров движения от балансировочных [4 - 6]. Поэтому верны следующие формулы [2, 3]:

$$V_y = \frac{dH}{dt} = V \cdot \sin(\theta) \approx V \cdot \theta \approx V \cdot \vartheta \quad (1)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos(\vartheta)} (\omega_y \cdot \cos(\vartheta) - \omega_z \cdot \sin(\gamma)) \quad (2)$$

если  $\omega_y$  мала, то

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_z \cdot \gamma \quad (3)$$

где  $\gamma$  - угол крена, °;  $\psi$  - курс, °;  $\vartheta$  - угол тангажа, °;  $V_y$  - вертикальная скорость, м/с;  $H$  – высота, м;  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  - угловые скорости вращения, °/с;  $\theta$  - угол наклона траектории, °;  $V$  - скорость самолета, м/с.

Из формул (1) и (3) следует, что вертикальная скорость и скорость изменения курса пропорциональны углам тангажа и крена самолета. Так как угол крена и тангажа измеряются точнее и с меньшими запаздываниями, чем вертикальная скорость и скорость изменения курса, то целесообразно обеспечить изменение текущих углов крена и тангажа самолета по командам от ручки управления, задаваемым летчиком. Это обеспечит непосредственное ручное управление длиннопериодическим движением и снизит влияние спутного следа танкера на особенности пилотирования.

Первоначально при разработке законов управления в режиме ДЗ для КСУ самолета были использованы алгоритмы управления со статической обратной связью по углу крена и тангажа, аналогичные применявшимся для самолетов с механической проводкой управления [2]. После этого были проведены летные испытания с применением самолета заправщика Ил-78. В результате были выявлены следующие особенности режима: необходимость дополнительного триммирования ручки управления самолетом (РУС) по крену из-за влияния спутного следа (так как статическая обратная связь не компенсировала полностью возмущающий момент); влияние потока обтекающего конуса на датчик

угла атаки (появление статической ошибки в измерении датчиком текущего угла атаки), влияние воздушного потока, обтекающего носовую часть самолета, на положение конуса дозаправки (влияние увеличивается с ростом относительной скорости сближения самолета и конуса).

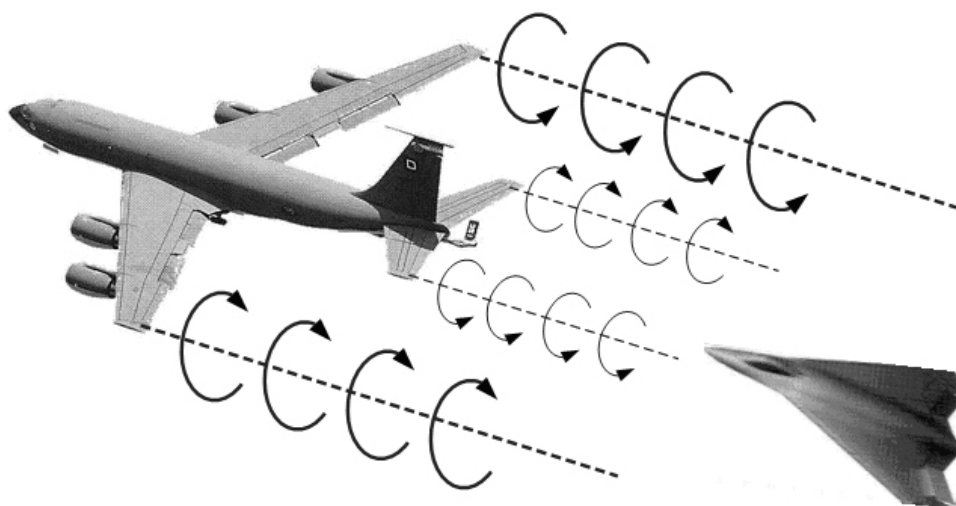


Рис. 2. Картина вихревого поля крыла и хвостового оперения танкера

По результатам летных испытаний в КСУ были реализованы ряд доработок:

- Для компенсации влияния спутного следа в боковом канале управления был использован пропорционально-интегральный закон управления по сигналу угла крена (см. рис. 3) [4 - 6]. Это позволило получить автоматическую компенсацию ветровых возмущений, момента по крену от несимметричных подвесок, спутного следа от танкера, а также обеспечить позиционное управление по крену в диапазоне  $\pm 35^\circ$ , развязанное управление по крену и углу рысканья, непосредственное управление длиннопериодическим движением самолета по сигналам от РУС.

- В продольном канале доработки включали исключение влияния статической ошибки по углу атаки и ряд изменений в корректорах сигналов обратной связи [4 - 6].

Для проверки новых алгоритмов в ходе математического и полунатурного моделирования исходная математическая модель аэродинамики самолета, полученная на основе данных исследований в аэродинамических трубах, была доработана с учетом результатов летных испытаний [6].

Результаты, моделирования и летных испытаний полностью подтвердили отличные характеристики алгоритма. Однако наличие интегрального звена в схеме алгоритма предъявляет требования дополнительные к контролю сигнала обратной связи (в данном случае – углу крена). В случае сбоя в работе инерциальной системы навигации значение угла крена может измениться скачкообразно и вызвать вращение самолета. Поэтому необходимо ограничить значение угла крена (рис. 3) максимальным ( $\gamma_{\max}$ ) и минимальным ( $\gamma_{\min}$ ) значениями. Для расчета  $\gamma_{\max}$  и  $\gamma_{\min}$  и определения отказа инерциальной навигационной системы предлагается схема контроля (рис. 4). Основная идея схемы контроля состоит в сравнении текущего значения угла крена со значением, получаемым из модели.

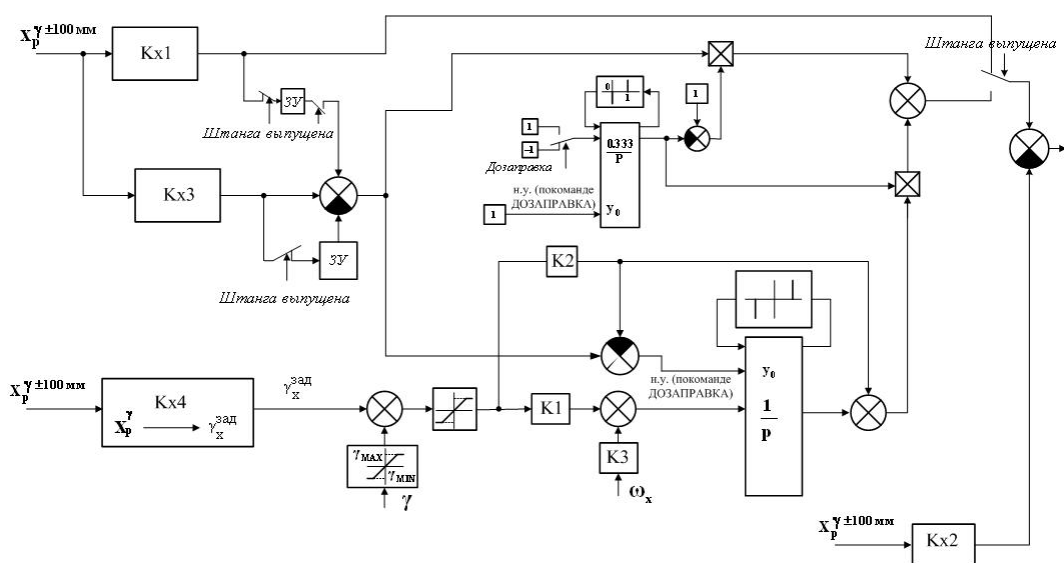


Рис. 3. Структурная схема алгоритма управления

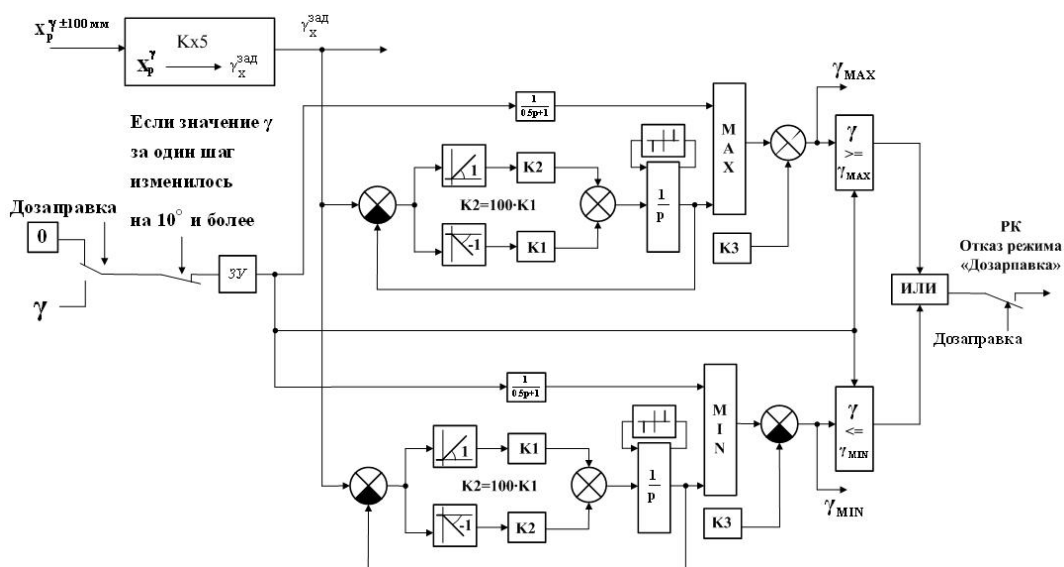


Рис. 4. Схема контроля сигнала угла крана

## Заключение

Основным результатом работы является специальный режим работы КСУ для ручного управления в процессе дозаправки топливом в воздухе. Этот режим прошел полный цикл испытаний и используется на серийных самолетах. В дополнение к этому были получены углубленные знания о динамике движения самолета вблизи танкера, создана методическая основа для дальнейших исследований и разработки автоматического управления ЛА в этом режиме.

## Список литературы

1. Чеглаков Д.И. История исследований в области автоматизации процесса дозаправки топливом в воздухе летательных аппаратов // Новый Университет. Сер. Технические науки. 2011. № 4. С. 34-47.
2. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. М.: Воениздат, 2007. 480 с.
3. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. 320 с.

4. Орлов С.В., Чеглаков Д.И. Алгоритм комплексной системы управления самолета МиГ-29К/КУБ в режиме дозаправка топливом в воздухе // Сборник аннотаций работ форума «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». 2010. С. 62.

5. Орлов С.В., Чеглаков Д.И. Разработка алгоритма КСУ-941(941УБ) в режиме «Дозаправка» // Сборник работ 1-ой научно-практической конференции «Инновации в Авиастроении». 2010. С. 130-142.

6. Орлов С.В., Чеглаков Д.И. Алгоритм комплексной системы управления самолета МиГ-29К/КУБ в режиме дозаправка топливом в полете // Труды МАИ (электронный журнал). 2011. № 45. Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25528> (дата обращения 13.12.2012).



## Flight control of highly maneuverable aircraft during aerial refueling

# 01, January 2013

DOI: 10.7463/0113.0500331

Cheglakov D.I.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation  
The Public Joint-Stock Company «Russian Aircraft Corporation «MiG»  
[dimacheglakov@mail.ru](mailto:dimacheglakov@mail.ru)

The author considers aircraft flight control during aerial refueling. Results of hardware-in-loop simulation and flight tests are presented in this paper. A corrected model of aerodynamic coupling of a tanker with a receiver is the first main outcome of this study. The control law for the fly-by-wire system's aerial refueling special mode is another one. This control law ensures desired handling qualities for the aerial refueling task and could be used in fly-by-wire systems. That fact was validated by hardware-in-loop simulation and flight tests. The author's further study will include development of a control law for the automatic docking procedure during aerial refueling.

---

Publications with keywords: [fly-by-wire system](#), [aircraft](#), [docking procedure](#)

Publications with words: [fly-by-wire system](#), [aircraft](#), [docking procedure](#)

---

### References

1. Cheglakov D.I. Istorii issledovaniia v oblasti avtomatizatsii protsessa dozapravki toplivom v vozdukhie letatel'nykh apparatov [History of research in the field of air refueling automatization]. *Novyi Universitet. Ser. Tekhnicheskie nauki* [New University. Ser. Engineering], 2011, no. 4, pp. 34-47.
2. Obolenskii Iu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* [Flight control of the maneuverable aircraft]. Moscow, Voenizdat, 2007. 480 p.
3. Biushgens G.S., Studnev R.V. *Dinamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie* [Dynamics of aircraft. Spatial motion]. Moscow, Mashinostroenie, 1983. 320 p.
4. Orlov S.V., Cheglakov D.I. Algoritm kompleksnoi sistemy upravleniia samoleta MiG-29K/KUB v rezhime dozapravka toplivom v vozdukhie [MIG-29K/KUB fly-by-wire system control law for aerial refuelling procedure]. *Sbornik annotatsii rabot foruma*

«*Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki*» [Abstracts of papers of forum "Youth and the Future Air and Space"], 2010, p. 62.

5. Orlov S.V., Cheglakov D.I. Razrabotka algoritma KSU-941(941UB) v rezhime «Dozapravka» [Development of algorithm of SIC-941(941УБ) in the mode of «Refueling»]. *Sbornik rabot 1-oi nauchno-prakticheskoi konferentsii «Innovatsii v Aviastroenii*» [A collection of works of the 1st scientific-practical conference «Innovations in Aircraft construction»], 2010, pp. 130-142.

6. Orlov S.V., Cheglakov D.I. Algoritm kompleksnoi sistemy upravleniia samoleta MiG-29K/KUB v rezhime dozapravka toplivom v polete [MIG-29K/KUB fly-by-wire system control law for aerial refuelling procedure]. *Trudy MAI* [Proceedings of MAI], 2011, no. 45. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25528> , accessed 13.12.2012.