

УДК 681.5.08, 681.5.09

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РЕЗЕРВИРОВАНИЯ ИСТОЧНИКОВ
ИНФОРМАЦИИ НА БОРТУ САМОЛЕТА**

**Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),*

***АО «Концерн «Вега», г. Москва*

Г. Н. Лебедев*, Г. М. Синевич*, Д. А. Михайлин**

Поступила в редакцию 28.04.2016 г.

Аннотация. В работе рассмотрены способы обеспечения резервирования датчиков угла атаки и скольжения с помощью формирования оценок этих углов, полученных различными способами. Основным условием для применения предложенных алгоритмов оценивания является линейность характеристик объекта, которая обеспечивается благодаря применению модальной системы и астатического закона управления по невязке. Результаты работы алгоритмов подтверждаются моделированием.

Ключевые слова: датчик, модальная система, система автоматического управления, оптимальный фильтр Калмана, резервирование, линеаризация.

Annotation. This document describes redundancy methods of angle of attack and slide sensors using angles evaluation formation, obtained in various methods. General condition for proposed estimation algorithms use is linearity of object characteristics, which is provided by modal system and astatic control law for discrepancy. The results of the algorithms are confirmed by simulation.

Keywords: sensor, modal system, automatic-control system, optimal Kalman filter, reserving, linearization.

**РЕЗЕРВИРОВАНИЕ ИСТОЧНИКОВ
ИНФОРМАЦИИ НА БОРТУ**

В современных многоканальных системах автоматического управления (САУ) ЛА вопросу обеспечения САУ всей необходимой для управления полетом информацией уделяется особое внимание. В настоящее время в системах дистанционного управления (СДУ) используется принцип резервирования без замещения с мажоритарной системой контроля [1]. Для определения неисправного источника информации необходимо иметь, как минимум, три источника информации. В связи с этим крайне актуальной становится задача косвенного определения координат ЛА для повышения надежности работы СДУ.

РЕЗЕРВИРОВАНИЕ ДАТЧИКА УГЛА

Величина текущего угла атаки для выполнения полета крайне важна, так как с ростом угла атаки на фиксированном режиме полета растет нормальная перегрузка, уменьшается радиус виража и время его выполнения. Это происходит до тех пор, пока полет происходит на докритических углах атаки. Начиная с критического угла атаки, производная C_y^a меняет знак и с дальнейшим увеличением угла атаки подъемная сила не растет, а падает. Это особенно важно для режимов вывода самолета из пикирования, а также при выполнении переворотов.

Важным является вопрос информационного обеспечения полетов сигналами углов атаки и скольжения. Существующие датчики углов атаки имеют конструктивные ограни-

© Лебедев Г. Н., Синевич Г. М., Михайлин Д. А., 2016

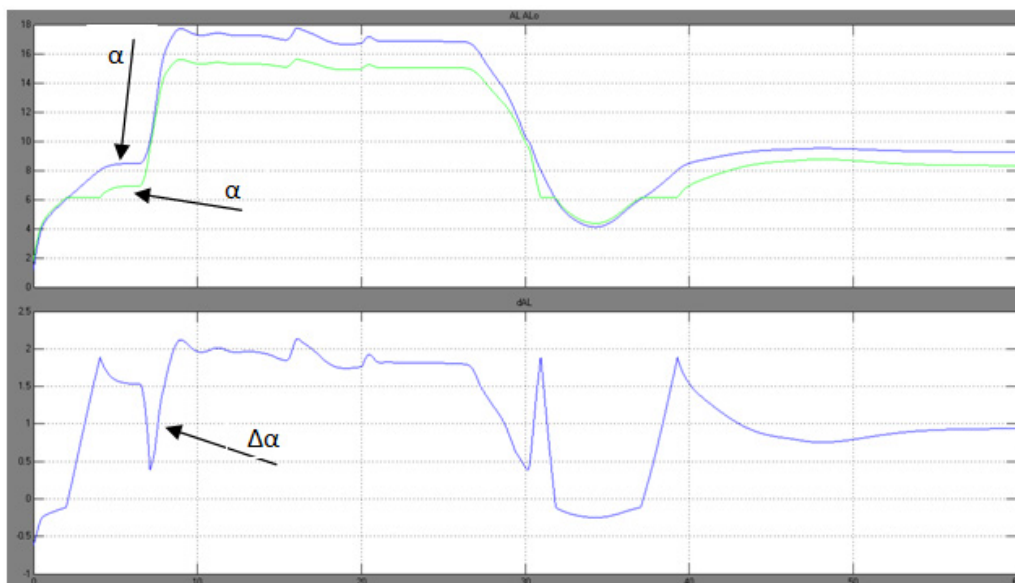


Рис. 1. Результаты моделирования работы предложенного подхода

чения отклонения флюгеров (замера местных углов) равные 100° . Датчики с ПВД на флюгере ДАП-3 имеют ограничения 180° , располагаются под определенным углом в нижней части фюзеляжа, для алгоритмического разделения их показаний на сигналы угла атаки и скольжения [1]. Отдельного внимания требует вопрос обеспечения резервирования источников информации об аэродинамических углах. В мировой практике известен подход, связанный с оснащением самолетов четырехкратно-резервированными СДУ, в которых принципиально нельзя использовать четырехкратно-резервированный датчик угла атаки в связи с тем, что датчик угла атаки измеряет не истинный, а местный угол атаки, который меняется в зависимости от режима полета. В результате получается достаточно сложная зависимость между истинным и местным углами атаки. Но, благодаря линеаризации характеристик самолета с помощью предложенного ранее подхода [2], задача получения на борту косвенной оценки угла атаки может быть решена благодаря наличию информации о величине \bar{Y}_a^α и данных о воздушной скорости, которая может быть измерена современными системами воздушных сигналов с точностью до 10 %. Задача определения оценки истинного угла атаки становится крайне актуальной особенно в тех случаях, когда необходимо обеспечивать работу ограничителя предельных режимов

(ОПР), учитывающего в своем алгоритме ограничение по углу атаки, и обеспечить управление механизацией крыла (носки, переднее горизонтальное оперение).

Пусть решена первая задача, в результате чего с помощью модального управления и астатического закона управления по невязке ЛА приобрел свойства желаемой линейной модели. В этом случае приращение вертикальной перегрузки линейно связано с приращением угла атаки:

$$n_y = n_y^\alpha \alpha. \quad (1)$$

$$\text{В свою очередь } n_y^\alpha = \frac{V_0}{g} \bar{Y}_a^\alpha.$$

Таким образом, измеряя перегрузки ЛА, а также получая данные о текущей величине воздушной скорости из системы воздушных сигналов, можно оценить величину угла атаки:

$$\hat{\alpha} = \frac{180}{\pi} \frac{n_y g}{V_0 \bar{Y}_a^\alpha}. \quad (2)$$

Если итоговая погрешность оценивания истинного угла атаки не превышает 3° , то алгоритмическое обеспечение СДУ не должно допустить перехода ЛА в режим полета на критическом угле атаки $\alpha_{кр} = 27^\circ$ путем применения в ОПР ограничения по углу атаки 24° . Таким образом, ошибка оценивания истинного угла атаки не приведет к выходу ЛА на предельные режимы и обеспечит решение задачи резервирования информации об угле атаки.

ОЦЕНКА УГЛА АТАКИ С ПОМОЩЬЮ ОПТИМАЛЬНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

При решении задачи управления требуется наличие как можно большей информации о состоянии объекта. Однако в большинстве случаев, размерность вектора измеряемых координат самолета меньше размерности вектора состояния. Поэтому в процессе синтеза законов управления ЛА применяются и различные методы синтеза наблюдателей или фильтров для решения задачи получения оценок неизмеряемых координат самолета или резервирования уже имеющихся источников измерительной информации. Одним из методов оценивания является алгоритм оптимального фильтра Калмана (ОФК), позволяющий получить оценку вектора состояния ЛА оптимальную по минимуму среднего квадратического отклонения ошибки оценивания [3].

Функциональная схема САУ с идентификатором, сформированным на базе ОФК, приведена на рис. 2.

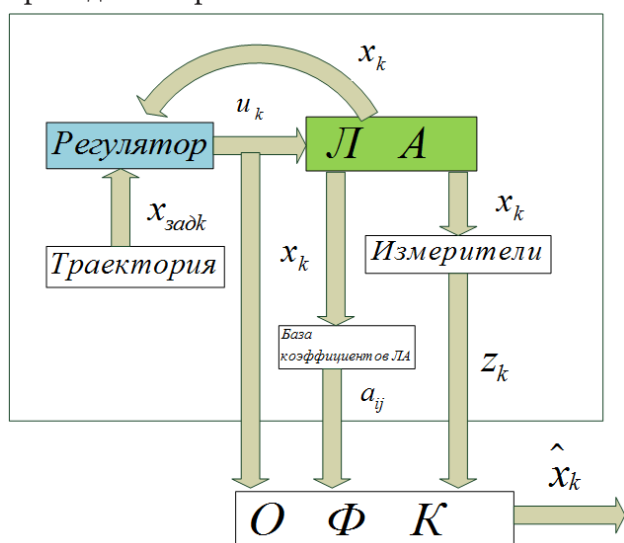


Рис. 2. Функциональная схема САУ ЛА с применением ОФК

При этом в уравнениях прогноза ОФК должны использоваться коэффициенты \bar{Y}_a^α и \bar{M}_z^α , полученные на основании критерия Шомбера-Гертсена. И так как исходный нелинейный объект управления приобретает свойства линейной желаемой модели, то при совпадении уравнений прогноза ОФК с урав-

нениями объекта в результате имеем устойчивую работу ОФК, что и подтверждают результаты моделирования (рис. 3).

Таким образом, можно сделать очень важный вывод: применение модального управления, закона управления по невязке и ОФК позволяет решить задачу управления и фильтрации в целях обеспечения информационного резервирования и работы ОПР для исходного нелинейного объекта управления на всех возможных режимах полета ЛА.

РЕЗЕРВИРОВАНИЕ ДАТЧИКА УГЛА СКОЛЬЖЕНИЯ

Как было доказано ранее при использовании астатического закона управления самолетом в боковой плоскости [4], где в качестве невязки используется угловая скорость рысканья $(\omega_y - \omega_{ym})$, исходные нелинейные характеристики самолета принимают значения желаемой модели, сформированной на основании требований к качеству процессов управления по соответствующим координатам и на основании рассмотрения изолированных движений по крену и рысканью. При этом важно обеспечить $\beta \rightarrow 0$. Тогда момент $\bar{M}_x^\beta \cdot \beta = 0$ и проведенные стендовые исследования дали возможность определить в статике желаемые характеристики по летчику в канале крена и рысканья. В этом случае отдельно найдены желаемая модель ЛА по крену и, по аналогии с продольным каналом, модель канала рысканья, исходя из того, что итоговая передаточная функция по угловой скорости рысканья совпадает с передаточной функцией по угловой скорости тангажа, при учете введенного допущения на угол скольжения.

В этом случае флюгерный датчик угла скольжения, как датчик местного угла атаки может быть заменен (резервирован) косвенной оценкой истинного угла скольжения. Указанная оценка вычисляется на основании информации о воздушной скорости от системы воздушных сигналов, датчика боковой перегрузки n_z и данных о \bar{Z}^β из желаемой модели:

$$n_z = n_z^\beta \beta. \quad (3)$$

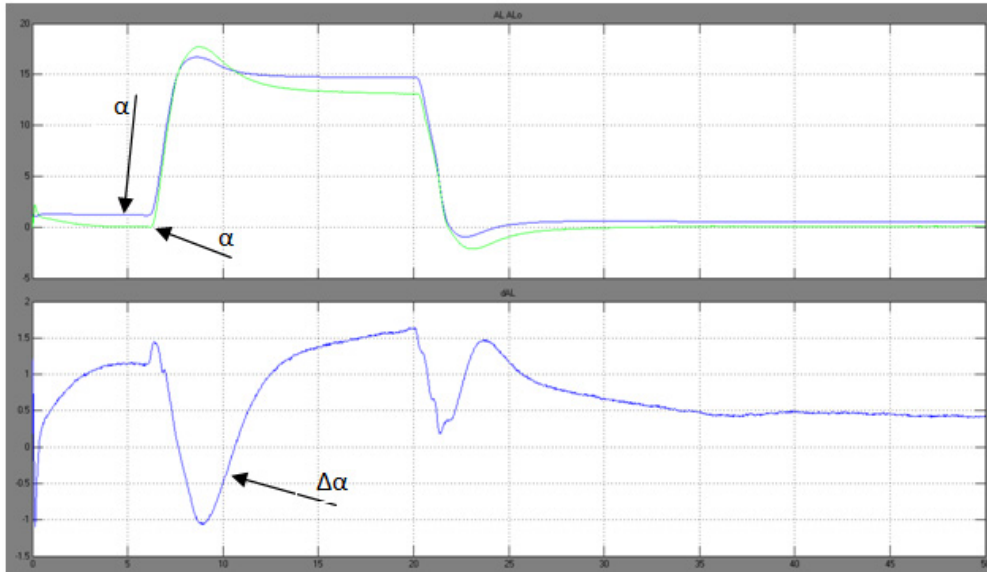


Рис. 3. Результаты моделирования работы ОФК

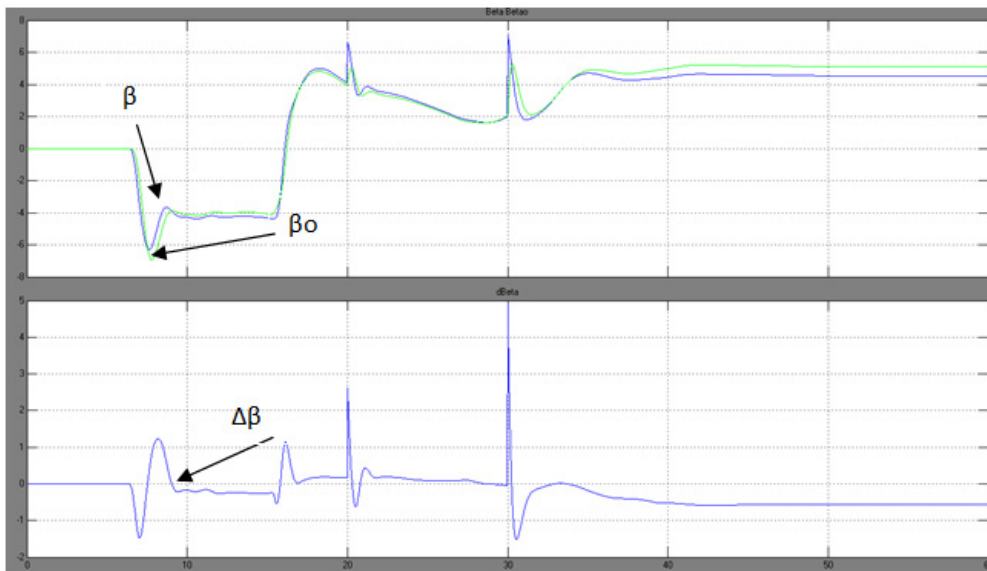


Рис. 4. Результаты моделирования работы предложенного подхода

В свою очередь $n_z^\beta = \frac{V_0}{g} \bar{Z}^\beta$.

Таким образом, измеряя боковую перегрузку ЛА, а также получая данные о текущей величине воздушной скорости из системы воздушных сигналов, можно оценить величину угла скольжения:

$$\hat{\beta} = \frac{180}{\pi} \frac{n_z g}{V_0 \bar{Z}^\beta}. \quad (4)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены методы повышения надежности работы СДУ ЛА с астатическим законом управления по невязке путем

решения задачи алгоритмического резервирования сигналов с датчиков первичной информации. Показано, что благодаря линеаризации характеристик самолета можно разными способами обеспечить получение качественных оценок углов атаки и скольжения, удовлетворяющих по точности требованиям СДУ и ОПР.

В результате применения модальной системы появилась возможность решения задачи исключения из системы управления флюгерных датчиков угла атаки, которые требуют знания точной зависимости между истинным и местным углами атаки. Причем для каждого ЛА эта зависимости своя. Учитывая особенности флюгерных датчиков угла атаки, разли-

чие показаний при наличии угла крена, отсутствует возможность их резервирования. Благодаря линеаризации характеристик объекта $n_y = n_y^\alpha \alpha$, а так, как датчик перегрузки четырехкратно резервирован, то, в конечном счете, имеем и четырехкратно резервированный датчик угла атаки в модальной системе.

Работа выполнена при материальной поддержке гранта РФФИ № 15-08-00043а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Оболенский Ю. Г.* Управление полетом маневренных самолетов. – М. : Филиал Воениздат, 2007. – 480 с.

2. *Лебедев Г. Н.* Разработка алгоритмического обеспечения для системы дистанционного управления самолета в продоль-

ном канале на базе модального управления / Г. Н. Лебедев, Д. А. Михайлин, Ю. Г. Оболенский, В. Л. Похваленский, Г. М. Синевич // Авиакосмическое приборостроение. – М. : 2015. – № 11.

3. *Браммер К., Зиффлинг Г.* Фильтр Калмана-Бьюси. – М. : Наука, 1982.

4. *Лебедев Г. Н.* Разработка алгоритмического обеспечения для системы дистанционного управления самолета в боковом канале на базе модального управления / Г. Н. Лебедев, Д. А. Михайлин, Ю. Г. Оболенский, В. Л. Похваленский, Г. М. Синевич // Авиакосмическое приборостроение. – М. : 2016. – № 1.

Лебедев Георгий Николаевич – доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки РФ.

Синевич Григорий Михайлович – доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки РФ, Заслуженный изобретатель РФ, Московский авиационный институт (НИИ).

E-mail: kaf301@mail.ru

Михайлин Денис Александрович – кандидат технических наук, с.н.с.

E-mail: tau_301@mail.ru

Lebedev George N. – Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Science Worker.

Sinevich Gregory M. – Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Science Worker, Honored Inventor.

E-mail: kaf301@mail.ru

Mikhaylin Denis A. – Candidate of Technical Sciences, Senior researcher.

E-mail: tau_301@mail.ru