

Реализация аэродинамического измерителя углов атаки и скольжения для беспилотного летательного аппарата

К.С. Жуков¹

¹ НИИ ИСУ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Изложен способ определения углов атаки и скольжения по измерениям давления набегающего потока на обтекатель летательного аппарата (ЛА). Приведены результаты поиска приближенных решений для расчетных формул. Описаны конструкция аппаратной реализации измерителя и результаты летных испытаний на экспериментальном ЛА.

E-mail: isu1@bmstu.ru

Ключевые слова: БЛА, цифровая обработка сигналов, измерение углов атаки и скольжения.

В настоящее время в России, как и за рубежом, идет динамичное развитие беспилотных летательных аппаратов (БЛА). При этом разрабатываемые аппараты отличаются областью применения и размерами. Также различны аэродинамические схемы аппаратов.

Лидер в этом направлении — добившиеся значительных успехов США. Доступная из открытых источников информация о ходе разработок и тенденциях развития позволяет сделать вывод о том, что наиболее перспективным является создание ударных БЛА сложной аэродинамической компоновки средней и тяжелой размерностей (взлетная масса от 50 кг).

Под сложной аэродинамической компоновкой понимают различные реализации аэродинамической схемы «летающее крыло» (*англ.* blended wing body, BWB): аппараты обладают малой заметностью и высокой скоростью полета. Примерами таких разработок служат аппараты проекта X-47 (рис. 1).

Данная аэродинамическая компоновка отличается отсутствием килей, что приводит к уменьшению заметности аппарата для радиолокационных средств, и низкой эффективностью рулей направления, которые выполняют в виде расщепляющихся элевонов или щитков.

Эта особенность является и главным недостатком такой компоновки с точки зрения управления полетом аппарата: благодаря киллю самолет «классической» схемы летит с углом скольжения, близким к нулю, тем самым обеспечивая нормальное (расчетное) обтекание набегающим потоком аэродинамических поверхностей аппарата. При совершении маневров эффективность киля снижается, что компенсируется отклонением руля направления, установленного на киле.

В случае отсутствия киля естественная стабилизация угла скольжения аппаратом не происходит, приводя к неконтролируемому из-

менению угла скольжения, нарушению обтекания крыла и, как следствие, сваливанию. Поэтому аппараты такой аэродинамической компоновки должны быть оснащены системой стабилизации угла скольжения и средствами его измерения (датчик угла скольжения).

Математическое моделирование полета аппарата рассматриваемой аэродинамической компоновки показало, что для обеспечения управляемости и маневренности автомату стабилизации угла скольжения необходимо и достаточно поддерживать нулевое значение угла скольжения на любом режиме полета, т. е. фактически исполнять роль киля. Иными словами, к статической характеристике датчика угла скольжения предъявляется только одно строгое требование — однозначность измерения нулевого значения угла скольжения. При этом нелинейность и немонотонность характеристики хотя и будут негативно влиять на качество процесса стабилизации угла скольжения, но это не повлечет отказ системы.

Традиционными типами датчиков углов атаки и скольжения, применяемых в большой авиации, являются: в российском самолетостроении — флюгерные (рис. 2, а) в силу простоты и надежности их конструкции, в США — щелевые и аэродинамические (рис. 2, б).

Серийно выпускаемые флюгерные датчики, хорошо себя зарекомендовавшие в большой авиации, оказываются практически не применимы для БЛА малых размерностей из-за уязвимости при жесткой посадке, например, на парашюте, так как флюгерные и щелевые датчики угла скольжения устанавливаются на нижнюю поверхность ЛА.



Рис. 1. Вид перспективного аппарата проекта X-47A



Рис. 2. Внешний вид флюгерного (а) и аэродинамического (б) датчиков углов атаки и скольжения

Наибольший интерес вызывают зондовые аэродинамические датчики углов атаки и скольжения. Параметры набегающего потока в этих приборах вычисляются по значению давлений, снимаемых в определенных точках трубки приемника воздушного давления (зонда).

Системы, построенные на основе зондов, позволяют вычислять все параметры набегающего потока и производные от их величины: углы атаки и скольжения, скоростной напор, статическое давление, барометрическую высоту и т. п.

Вследствие своего конструктивного исполнения такой датчик, являясь, по сути, усовершенствованной версией приемника воздушного давления, может быть установлен практически в любое место носовой части аппарата.

Более глубокое изучение разновидностей датчиков данного типа вывело автора на серию публикаций NASA [1–4] и патент [5], касающихся построения системы измерения параметров воздушного потока путем измерения давления воздуха в определенных точках непосредственно на носовом обтекателе ЛА или передней кромке крыла (семейство систем FADS — Flush Airdata Sensing). Эти системы разработаны и испытаны на самолете F-18, в дальнейшем их успешно использовали в проектах X-33, X-34, X-38.

Проанализировав работы NASA, автор пришел к выводу, что изложенный метод применим для построения датчика нуля угла скольжения, причем в рамках решаемой задачи допустима оптимизация, которая заключается в уменьшении числа точек измерения давления до пяти и упрощении расчетных формул.

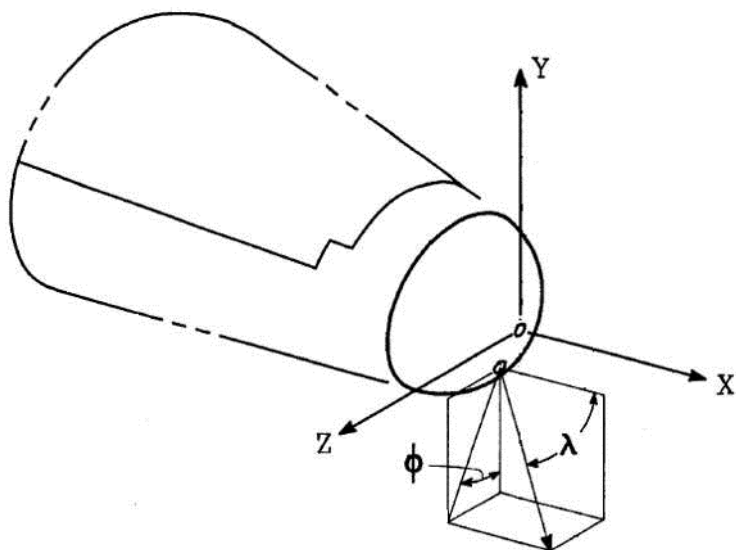


Рис. 3. Вид носового обтекателя аппарата с портами для измерения давления

Идея, заложенная специалистами NASA, проста: если на обтекателе ЛА в известных местах расположить приемники воздушного давления (порты) (рис. 3), то, зная форму обтекателя и задав модель обтекания, можно рассчитать все параметры набегающего потока.

Согласно выбранной ньютоновской модели обтекания, давление i -го порта

$$p_i = q_c \left[\cos^2 \theta_i + \varepsilon \sin^2 \theta_i \right] + P_\infty, \quad (1)$$

где q_c — скоростной напор; P_∞ — статическое давление; ε — коэффициент, зависящий от формы обтекателя; θ_i — угол между нормалью к поверхности обтекателя в точке расположения i -го порта и вектором скорости набегающего потока.

Выражая θ_i через местные углы атаки и скольжения, получаем

$$\cos \theta_i = \cos \alpha_e \cos \beta_e \cos \lambda_i + \sin \beta_e \sin \varphi_i \sin \lambda_i + \sin \alpha_e \cos \beta_e \cos \varphi_i \sin \lambda_i, \quad (2)$$

где α_e — местный угол атаки; β_e — местный угол скольжения; λ_i — угол, образованный нормалью к поверхности обтекателя в точке расположения i -го порта и продольной осью обтекателя (аппарата); φ_i — угловое положение i -го порта в плоскости, перпендикулярной продольной оси аппарата (отсчитывается по ходу часовой стрелки, если смотреть на обтекатель спереди).

Справедливо равенство

$$\Gamma_{ik} \cos^2 \theta_j + \Gamma_{ji} \cos^2 \theta_k + \Gamma_{kj} \cos^2 \theta_i = 0, \quad (3)$$

где $\Gamma_{ik} = p_i - p_k$; $\Gamma_{ji} = p_j - p_i$; $\Gamma_{kj} = p_k - p_j$.

Взяв в расчет значения давлений в портах, расположенных в вертикальной плоскости аппарата, угол атаки можем выделить непосредственно из уравнения (2):

$$\alpha = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \left[\frac{A}{B} \right], \quad (4)$$

где

$$A = \Gamma_{ik} \sin^2 \lambda_j + \Gamma_{ji} \sin^2 \lambda_k + \Gamma_{kj} \sin^2 \lambda_i;$$

$$B = \Gamma_{ik} \cos \varphi_j \sin \lambda_j \cos \lambda_j + \Gamma_{ji} \cos \varphi_k \sin \lambda_k \cos \lambda_k + \Gamma_{kj} \cos \varphi_i \sin \lambda_i \cos \lambda_i.$$

Угол скольжения выражаем через квадратичное уравнение относительно $\operatorname{tg} \beta$:

$$A' \operatorname{tg}^2 \beta + 2B' \operatorname{tg} \beta + C' = 0, \quad (5)$$

где

$$A' = \Gamma_{ik} b_j^2 + \Gamma_{ji} b_k^2 + \Gamma_{kj} b_i^2;$$

$$B' = \Gamma_{ik} a_j b_j + \Gamma_{ji} a_k b_k + \Gamma_{kj} a_i b_i;$$

$$C' = \Gamma_{ik} a_j^2 + \Gamma_{ji} a_k^2 + \Gamma_{kj} a_i^2$$

и

$$a_{\{ijk\}} = \cos \alpha \cos \lambda_{\{ijk\}} + \sin \alpha \sin \lambda_{\{ijk\}} \cos \varphi_{\{ijk\}}.$$

Таким образом, находим значение угла скольжения:

$$\beta = \operatorname{arctg} \left(-\frac{B'}{A'} \pm \sqrt{\left[\frac{B'}{A'} \right]^2 - \frac{C'}{A'}} \right). \quad (6)$$

Как видим из выражений (1)–(6), вычисление углов атаки и скольжения идет по показаниям давлений в трех портах, при выборе которых опираются на здравый смысл (очевидно, например, что выбрав для определения угла атаки три порта, лежащих в горизонтальной плоскости, выражение вырождается).

Для определения верного значения угла скольжения необходимо выбрать тройку портов в соответствии с критерием, предложенным разработчиками NASA. Тогда из двух решений уравнения (6) истинным значением будет то, которое меньше по модулю.

Несмотря на то что такой подход дает математически строгое решение, его реализация сопряжена с двумя трудностями: необходимостью иметь избыточное число портов приемников давления, что конструктивно сложно, и вычислитель, достаточный для выполнения соответствующих расчетов в заданный квант времени.

Проанализировав проблему, были приняты следующие допущения:

- углы атаки и скольжения не превышают 20° ;
- обтекатель сферической формы;
- число портов равно пяти, один расположен по оси аппарата, четыре других равномерно распределены вокруг нее под углом λ_0 (рис. 4);
- разрабатываемое устройство является, по сути, датчиком нулевого значения угла скольжения.

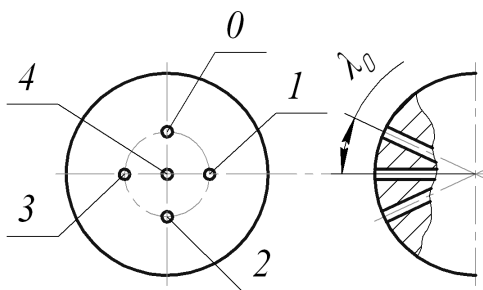


Рис. 4. Расположение портов на обтекателе

Автору удалось найти упрощенное приближенное выражение для расчета угла скольжения по показаниям только датчиков давлений тройки портов, лежащих в горизонтальной плоскости:

$$\beta = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \left[\frac{p_1 - p_3}{2p_4 - p_3 - p_1} \operatorname{tg} \lambda_0 \right] \cos \alpha.$$

Для вычисления угла атаки использована тройка портов, расположенная в вертикальной плоскости:

$$\alpha = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \left[\frac{p_0 - p_2}{2p_4 - p_2 - p_0} \operatorname{tg} \lambda_0 \right].$$

Таким образом, стало возможным сформировать конструктивный облик измерителя и разработать алгоритмы расчета требуемых величин.

На основе аналитически полученных результатов автором была предпринята попытка создания действующего прибора для работы в составе системы управления (СУ) экспериментального БЛА. Одна из задач проектирования заключалась в интеграции в состав существующего бортового оборудования СУ, что во многом определило технический облик устройства.

Функциональная схема разработанного измерителя приведена на рис. 5. Устройство представляет собой цифровую систему обработки сигналов с выходным интерфейсом высокого уровня (CAN), предназначенного для подключения в бортовую сеть экспериментального БЛА.

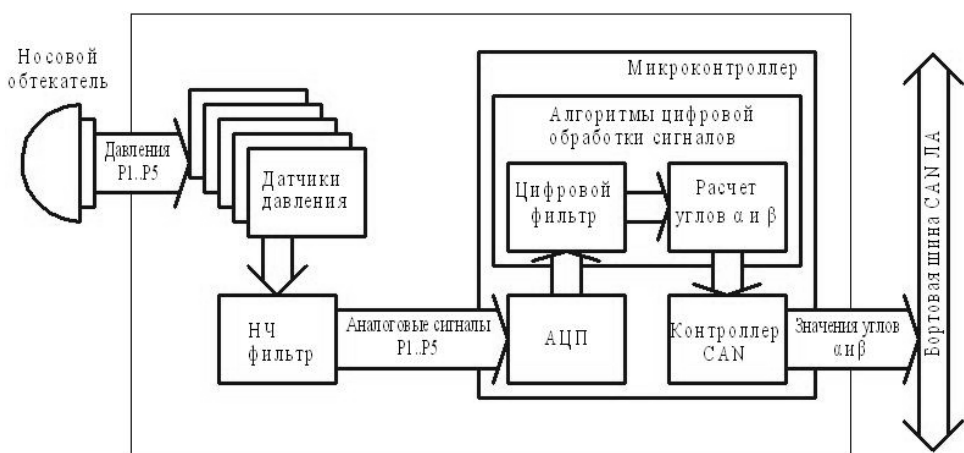


Рис. 5. Функциональная схема измерителя углов атаки и скольжения

Для определения требуемой разрядности оцифровки сигналов с датчиков давления на основе приведенных в работах NASA и полученных автором расчетных выражений составлена математическая модель статической характеристики датчика угла скольжения. Проведенное математическое моделирование показало, что достаточной является разрядность 10 бит, предпочтительной — 12 бит.

В результате моделирования автором также отмечено, что вид расчетных выражений и дискретность входящих в них аргументов приводит к возникновению неоднозначности статической характеристики измерителя на больших значениях угла скольжения (рис. 6): кривая статической характеристики напоминает «пилу». При этом разрядность дискретизации не влияет на количество дискретов по амплитуде и периоду пилы, но, естественно, при увеличении разрядности дискретизации амплитуда и период, выраженные в абсолютных значениях, уменьшаются соответствующим образом.

Отмеченный эффект заслуживает специального подробного анализа с точки зрения оценки влияния на работу реальных систем и способов снижения его негативного влияния. Однако автор хотел бы отметить, что для данного устройства в реальных условиях работы шум в выходном сигнале датчика многократно превышает вносимые указанным эффектом искажения.

Рассмотрим основные компоненты, выбранные для реализации аппаратуры измерителя.

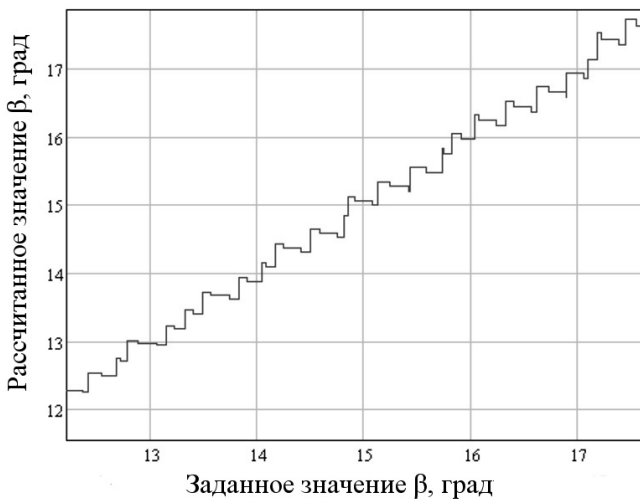


Рис. 6. Неоднозначности на расчетной статической характеристике измерителя угла скольжения

В качестве датчиков давления взяты интегрированные датчики MPXV5004 фирмы Freescale с внутренней коррекцией дрейфов. Однако в ходе испытаний выяснилось, что степень коррекции температурного дрейфа недостаточна, потребовалось поставить датчик температуры и ввести тарифовочные таблицы для значений сигналов с датчиков давления.

Оценка потребного быстродействия вычислителя показала, что с задачей вполне может справиться недорогой 8-битный микроконтроллер (МК) AT90CAN128 фирмы Atmel, который оснащен всеми необходимыми периферийными блоками (в частности, контроллером CAN).

Конструктивно устройство представляет собой печатную плату с установленными на ней элементами, в том числе датчиками давления, гибкими трубками, подключенными к портам, которые расположены в носовом обтекателе аппарата. 3D-модель изделия показана на рис. 7.

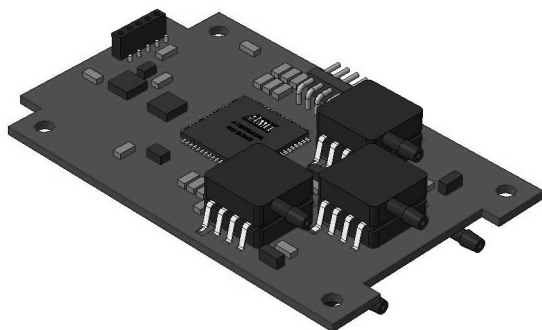


Рис. 7. 3D-модель устройства

Основные характеристики измерителя приведены ниже:

МК	AT90CAN128
Частота МК, МГц	16
Выходной интерфейс	CAN
Частота выдачи значений, Гц	200
Разрядность дискретизации сигналов датчиков давления, бит	10
Диапазон измерения углов атаки и скольжения, град	± 15
Разрешение по измерению углов, град	0,3
Масса, г	30

После установки измерителя на экспериментальный ЛА проведен ряд летных испытаний, в том числе совместно с флюгерным датчиком. Сравнение записей сигналов показало полное совпадение показаний этих измерительных систем в зоне около нулевого значения угла скольжения и выявило нелинейность статической характеристики аэродинамического измерителя на углах более 10° , объясняемую несовпадением принятой расчетной модели обтекания с реальным физическим процессом.

На основе разработанного измерителя построен автомат стабилизации угла скольжения, летные испытания которого подтвердили работоспособность измерителя и его расчетные характеристики.

Таким образом, в результате проведенной работы разработан и испытан образец прибора измерения характеристик набегающего потока. Подобный датчик является необходимой компонентой системы управления ЛА сложных аэродинамических компоновок типа «летающее крыло». Выведены упрощенные приближенные расчетные формулы угла скольжения, позволившие значительно снизить требования к вычислителю, отмечена специфическая особенность результата, полученного с помощью расчетных формул по дискретным аргументам. Проведены летные испытания на борту экспериментального ЛА в составе системы стабилизации угла скольжения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Application of a Flush Airdata Sensing System to a Wing Leading Edge (LE-FADS) / S.A. Whitmore, T.R. Moes, M.W. Czerniejewski, D.A. Nichols // Dryden Flight Research Facility. Edwards, California, 1993. 17 p.
2. Whitmore S.A. Development of a Pneumatic High-Angle-of-Attack Flush Airdata Sensing (HI-FADS) System // NASA. Dryden Flight Research Facility. Edwards, California, 1991. 28 p.
3. Whitmore S.A., Davis R.J., Fife J.M. In-Flight Demonstration of a Real-Time Flush Airdata Sensing (RT-FADS) System // NASA. Dryden Flight Research Unclas Center, 1995. 20 p.
4. Whitmore S.A., Moes T.R. Preliminary Results From a Subsonic high Angle-of-Attack Flush Airdata Sensing (HI-FADS) System: Design, Calibration, and Flight Test Evaluation // NASA Dryden Flight Research Facility, Edwards, California, 1990. 14 p.
5. Patent No US 6,253,166 B1. Jun. 26. 2001.

Статья поступила в редакцию 25.10.2012