

УДК 629.7.025.20

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Украина

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛА АТАКИ ПО ДАННЫМ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Представлена методика априорного оценивания точности определения угла атаки (УА) по данным инерциальных навигационных систем (ИНС). Приведены примеры ее использования применительно к метеорологической ракете МР 12 и гипотетической баллистической ракете дальнего действия. Показано, что максимальная погрешность определения УА по данным ИНС определяется в основном соотношением величин скорости ветра (СВ) и скорости летательного аппарата (ЛА).

угол атаки, скорость, инерциальная навигационная система, измеритель, точность, скорость ветра, ракета, ошибка, погрешность, априорная оценка

Введение

Измерения угла атаки широко используются на ЛА разного назначения, имеющих атмосферный участок полета. Проблема его определения пока еще не нашла своего окончательного решения, в частности, из-за неприемлемо малой точности [1].

1. Формулирование проблемы

Проведение дальнейших исследований по разработке измерителей угла атаки с целью достижения требуемых характеристик определяет потребность в методологии априорного оценивания точности измерений УА измерителями разного типа. Поэтому проблему можно сформулировать как необходимость разработки достаточно простой, применимой на этапе предпроектных разработок, методологии априорного оценивания точности измерителей УА различных типов. Причем такая методология должна быть понятной и доступной не профильным в данной области специалистам-проектировщикам летательных аппаратов.

Обзор публикаций на рассматриваемую тему показал, что основное внимание уделено априорным оценкам суммарной точности ЛА (см., например, [2, 3]) и практически не касается рассматриваемой проблемы. Поэтому вопросы априорного оценивания угла атаки измерителями разного рода еще ждут своего освещения.

1.1. Общие соотношения. Величина угла атаки выражается так:

$$\alpha = \arccos(\bar{x}_1^0, \vec{V}_B / |\vec{V}_B|), \quad (1)$$

где \bar{x}_1^0 – ориентация (вектор направляющих косинусов) продольной оси (ПО) летательного аппарата в некоторой системе координат (СК); \vec{V}_B – вектор воздушной скорости (скорости относительно воздуха) в той же системе координат.

Отсюда погрешность определения УА определяется ошибками определения ориентации \bar{x}_1^0 и \vec{V}_B .

Вектор скорости ЛА \vec{V} равен сумме \vec{V}_B и вектора скорости ветра \vec{W} .

1.2. Постановка задачи. Целью работы является определение потенциальной точности определения УА по данным инерциальных навигационных систем, что можно сделать на основе априорных оценок.

Очевидно, что ошибка определения ориентации продольной оси летательного аппарата с точностью до величин изменения ошибок его навигационной системы, ее привязки к строительным осям конкретного изделия и изменениям его формы является постоянной и в первом приближении не зависит от направления и скорости движения воздуха. Она не является принципиальной причиной ухудшения из-

мерений и, кроме того, очень мала и потому может быть исключена из дальнейшего рассмотрения.

2. Решение проблемы

Рассмотрим случай движения управляемого летательного аппарата без прямого измерения угла атаки. Допустим, на его борту есть навигационная система, позволяющая определять его вектор скорости \vec{V} , а также ориентацию ПО \vec{x}_1^0 в некоторой системе координат. Это возможно при измерении полного вектора кажущегося ускорения или навигационных определений по навигационным полям, например, с помощью аппаратуры спутниковой навигации GPS. При этом отсутствует измерение \vec{W} по высоте полета. Тогда вместо \vec{V}_B в (1) подставляют \vec{V} , что приводит к ошибке из-за того, что не учитывается \vec{W} . Это методическая ошибка. Ошибка же измерения величины \vec{V} пренебрежимо мала.

Очевидно, что искомая погрешность УА δ максимальна, если \vec{W} и \vec{V} перпендикулярны. Она определяется следующим образом:

$$\delta = \arcsin \frac{W}{\sqrt{V^2 + W^2}}. \quad (2)$$

Если $W \ll V$, то

$$\delta \approx \frac{W}{\sqrt{V^2 + W^2}} \approx \frac{W}{V}. \quad (3)$$

Из (3) следует, что погрешность измерения УА растет с уменьшением скорости полета ЛА до сопоставимых значений \vec{W} и \vec{V} , а особенно при $W \geq V$.

Ошибку определения угла атаки вычислим с использованием данных о пространственном и временном распределении характеристик ветра, приведенных в стандарте [4]. Он содержит для северного полушария значения средних зональной и меридиональной составляющих результирующего вектора скорости ветра для высот до 30 км, его среднее квадратическое отклонение σ_w и максимальную скорость w_{\max} , наблюдаемую один раз в десять лет.

Судя по данным, в документе представлены значения для горизонтальной составляющей скорости ветра.

Ниже получены оценки для двух типов ракет:

– метеорологической МР-12, осуществляющей практически вертикальный полет, для которой зависимость скорости от высоты получена из [5];

– гипотетической баллистической ракеты дальнего действия, траекторные данные которой приведены в [6].

Ниже представлены методические ошибки измерения рассматриваемого угла для двух указанных случаев.

Что же касается инструментальных погрешностей, то в настоящее время наибольшую точность навигации обеспечивают упомянутые спутниковые навигационные системы. Поэтому точность ИНС будет не лучше данных, полученных с помощью GPS. При этом, например, среднеквадратическое отклонение (σ) погрешности измерения вектора скорости δV аппаратурой GPS составляет порядка 5 см/с [7]. Соответствующая ей погрешность УА обозначена $\delta(\delta v)$.

В табл. 1 приведены оцененные по формулам (2), (3) предельные (3σ) значения случайных отклонений погрешности УА $\delta^{3\sigma_w}$ для ракеты МР-12, соответствующие отклонениям скорости ветра на заданной высоте для января месяца в диапазоне широт $40...60^\circ$ с.ш., и максимальные значения $\delta^{w_{\max}}$, соответствующие w_{\max} , а также $\delta(\delta v)$.

Таблица 1

Погрешности определения угла атаки ракеты МР-12 по данным ИНС и GPS

H , км	V , м/с	$\delta^{3\sigma_w}$, град	$\delta^{w_{\max}}$, град	$\delta(\delta v)$, град
0	0	90,00	90,00	90,00
5	834	2,29	6,63	0,01
10	1205	2,68	4,65	0,01
15	1608	1,28	3,24	0,01
20	1782	0,69	2,02	0,00
25	1765	0,73	2,34	0,00
30	1752	0,40	0,40	0,00

Отличия геопотенциальных высот в [4] от геометрических пренебрегались.

Аналогичные данные применительно к баллистической ракете приведены в табл. 2. Здесь учтен также наклон вектора скорости ракеты к местному горизонту для угла входа θ в атмосферу - 30° . В этом случае погрешность равна:

$$\delta_\theta = \delta(\theta) = \arcsin(W \cdot \sin \theta / \sqrt{V^2 + W^2 + 2 \cdot V \cdot W \cdot \sin \theta}), \quad (4)$$

а величина W соответствует верхним индексам, как в табл. 1.

Таблица 2

Погрешности определения угла атаки баллистической ракеты по данным ИНС и GPS

H , м	V , м/с	$\delta_\theta^{3\sigma_w}$, град	$\delta_\theta^{w_{max}}$, град	$\delta^{3\sigma_w}$, град	$\delta^{w_{max}}$, град	$\delta(\delta v)$, град
0	0	90,0	90,00	90,00	90,00	90,00
1040	111	14,8	14,82	17,63	17,63	0,08
4570	277	7,3	12,42	10,09	18,58	0,03
10730	509	5,2	8,78	7,09	11,06	0,02
19250	870	1,6	3,14	2,97	5,92	0,01
30280	1401	1,0	0,98	1,96	1,96	0,01
43980	1986	0,2	0,20	0,71	0,70	0,00

Заключение

Погрешность оценки УА по данным ИНС равна сумме ошибок определения ориентации продольной оси летательного аппарата и определения его вектора скорости (в первую очередь – ориентации) в рассматриваемой системе координат, а также соотношением величин проекции вектора скорости ветра на нормаль к вектору скорости аппарата в плоскости, проходящей через эти вектора. При постоянных значениях первых двух ошибок максимальная погрешность определяется соотношением величин скорости ветра и скорости летательного аппарата. Поэтому потенциальная точность определения УА растет с ростом скорости полета и уменьшением максимальных скоростей ветра.

Влияние ошибок определения ориентации продольной оси изделия и его вектора скорости возрастает с ростом величины последней. Влияние ошибки определения величины вектора скорости летательного аппарата существенно при старте и падает с ее ростом. Кроме того, чем меньше угол между векто-

рами скорости ветра и аппарата, тем точность определения УА выше.

В дальнейших исследованиях необходимо оценить погрешности измерителей УА других типов.

Литература

1. Динеев В.Г., Колоезный А.Э., Колоезный Э.А. Оптимизация изделий ракетно-космической техники на основе совместного исследования процессов управления движением проектируемых объектов и нагружения их конструкций на атмосферном участке траекторий // Космонавтика и ракетостроение. – 1997. – № 10. – С. 76-87.
2. Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит» / В.В. Брикер, В.С. Литвинов, А.А. Негода, А.В. Новиков // Космічна наука і технологія. – 1996. – № 3-4. – С. 66-69.
3. Костров А.В., Ситарский Ю.С. Рассеивание управляемых баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 304 с.
4. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. – М.: Изд-во стандартов, 1984. – 24 с.
5. Дронь Н.М. Угловая стабилизация вращающихся летательных аппаратов: Монографія. – Дніпропетровськ: ДДУ, 1996. – 186 с.
6. Герасюта Н.Ф., Новиков В.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. – Днепропетровск: ГКБ "Южное", НПЦ "ЭКОСИ-Гидрофизика", 1998. – 366 с.
7. Ефимов С.К., Несторович А.Г., Яковенко А.И. Аппаратура спутниковой навигации КА «Січ-1М» и «Микроспутник» // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 114-116.

Поступила в редакцию 26.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. В. Авдеев, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.