

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ

«Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ» КЕАҚ

**Студенттер мен жас ғалымдардың
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»
XVIII Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
XVIII Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»**

**PROCEEDINGS
of the XVIII International Scientific Conference
for students and young scholars
«GYLYM JÁNE BILIM - 2023»**

**2023
Астана**

УДК 001+37
ББК 72+74
G99

**«GYLYM JÁNE BILIM – 2023» студенттер мен жас ғалымдардың
XVIII Халықаралық ғылыми конференциясы = XVIII
Международная научная конференция студентов и молодых
ученых «GYLYM JÁNE BILIM – 2023» = The XVIII International
Scientific Conference for students and young scholars «GYLYM JÁNE
BILIM – 2023». – Астана: – 6865 б. - қазақша, орысша, ағылшынша.**

ISBN 978-601-337-871-8

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001+37
ББК 72+74

ISBN 978-601-337-871-8

**©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2023**

аэродинамическими параметрами извлекаются путем подбора фактических полетных данных регистратора быстрого доступа (QAR), а также учитывается влияние бокового ветра. Используя данные QAR из двух аэропортов Китая, демонстрируется точность предложенной модели и ее применимость. Применяя предложенную модель, можно дополнительно количественно оценить экономию топлива при непрерывном наборе высоты (ССО) по сравнению с традиционным набором высоты. Наконец, исследуется, как масса самолета, угол набора высоты и различные модели самолетов могут повлиять на расход топлива на этапе набора высоты при эксплуатации самолета. Предлагаемая модель расхода топлива заполняет пробелы в существующей литературе, и метод может быть использован для разработки конкретных моделей расхода топлива для большего количества типов воздушных судов в других аэропортах.

Список литературы

1. Бехтина Н.Б., Петров Ю.В., Засухин А.С. Б55 Гидромеханические системы: пособие по проведению практических занятий. - М.: МГТУ ГА, 2015. - 32 с.
2. Каракаев А. К. К21 Топливная система с гидрозапиранием форсунок как основа для создания дизелей с управляемыми параметрами впрыскивания топлива : монография / А. К. Каракаев. - Павлодар : Кереку, 2016. - 204 с.
3. Системы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Топливная система и кабинное оборудование : учеб. пособие / И.В.Чепурных, С.А. Чепурных. - Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2015.-169с
4. Скрипниченко С. Ю. Оптимизация режимов полета по экономическим критериям. М.: Машиностроение, 1988. - 153 с.
5. Экономия авиатоплива в лётной эксплуатации / С. Ю. Скрипниченко, Е. Д. Маркович, Л. Б. Успенский и др.; Под ред. С. Ю. Скрипниченко М: Транспорт, 1991. - 240 с.
6. Эффективность использования авиатоплива самолётами ГА: Техн. отчёт / ГосНИИ ГА; Руковод. работы С.Ю. Скрипниченко. 260. - М., 1977. -64 с.
7. Barbot Andre. Evolution des Systemes de regulation des turboreacteurs // Aeronautics et astronautics. 1975. - № 5. - P. 33-38.
8. Traffic forecast for the Russian Federation 1997-2001, 2006, 2011, 2016. NACO, 1997.
9. Rau J. R. Optimal lifting ascent trajectories for the space shuttle / Rau J. R., Elliott J. R. // NASA TAV X-2509. 1971. - P. 1063-1087.
10. Skripnichenko S. Effektivitat des Fluges // Technisch-okonomische information der Zivilluftfahrt. 1973 - № 3. - P. 9-10

УДК 629.7.04(07)

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРИМЕНЯЕМЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТ

Кенжехан Батырхан Ернатұлы
Тілеубаева Аружан Жомартқызы

kenjehanov.b@gmail.com, dynamics.mabkr@gmail.com

Студенты механико-математического факультета ЕНУ им. Л.Н. Гумилёва,
Астана, Казахстан

Научный руководитель -Касабеков М.И.

Из всех навигационных систем инерциальные навигационные системы (ИНС) являются единственными, которые наилучшим образом удовлетворяют целому комплексу

таких важных требований, как универсальность, полная автономность, помехозащищенность и помехоустойчивость, а также скрытность работы. Вместе с тем уже при существующем уровне развития техники эти системы могут обеспечивать достаточную высокую точность навигации, которая ограничивается только точностью датчиков первичной информации и будет повышаться по мере их совершенствования.

Инерциальные навигационные системы служат для определения географических или условных координат положения летательных аппарат на земной поверхности, путевой скорости в выбранной системе координат, курса летательных аппарат, углов крена, тангажа и вертикального ускорения.

Определение координат летательных аппарат с помощью инерциальные навигационные системы производится двукратным интегрированием ускорений по осям выбранной системы координат [1,2].

Начальная настройка инерциальные навигационные системы. Во время работы инерциальной системы платформа с расположенными на ней акселерометрами и гироскопами должна быть не только горизонтальной, но и занимать в азимуте вполне определенное положение. В то же время перед включением системы под ток гиropлатформа может находиться в произвольном положении как в азимуте, так и в горизонте. С целью приведения гиropлатформы в горизонтальное положение и в определенное положение в азимуте в ИНС предусмотрен режим начальной выставки или настройки. Начальная выставка происходит в два этапа: ускоренного выхода гиropлатформы в горизонт и азимут; точного выхода гиropлатформы в горизонт и азимут с одновременным запоминанием дрейфа гиropлатформы по всем трем осям координат.

Рассмотрим работу инерциальные навигационные системы применительно к навигации объекта, движущегося вблизи поверхности сферической Земли. Используем географическую систему координат $\xi\eta\zeta$ в качестве базовой (рис.1). Ось ζ направлена по радиус-вектору r , соединяющему центр Земли с центром масс летательных аппаратов. Две другие оси лежат в плоскости местного горизонта. Ось η направлена по касательной к параллели на восток E , ось ξ – по касательной к местному меридиану на север $P_{сев}$. Координаты места положения объекта определяются длиной радиус-вектора r , широтой φ и долготой λ . Если пренебречь высотой, то $r = R = \text{const}$, где R – радиус Земли. Пусть объект обладает путевой скоростью V_n . Как известно, путевая скорость – это проекция земной скорости на горизонтальную плоскость. Тогда

$$V_N = V_n \cdot \cos \psi ; V_E = V_n \cdot \sin \psi ; \psi = \arctg(V_E / V_N) \quad (1)$$

Здесь V_N и V_E – северная и восточная составляющие путевой скорости объекта; ψ – истинный курс объекта.

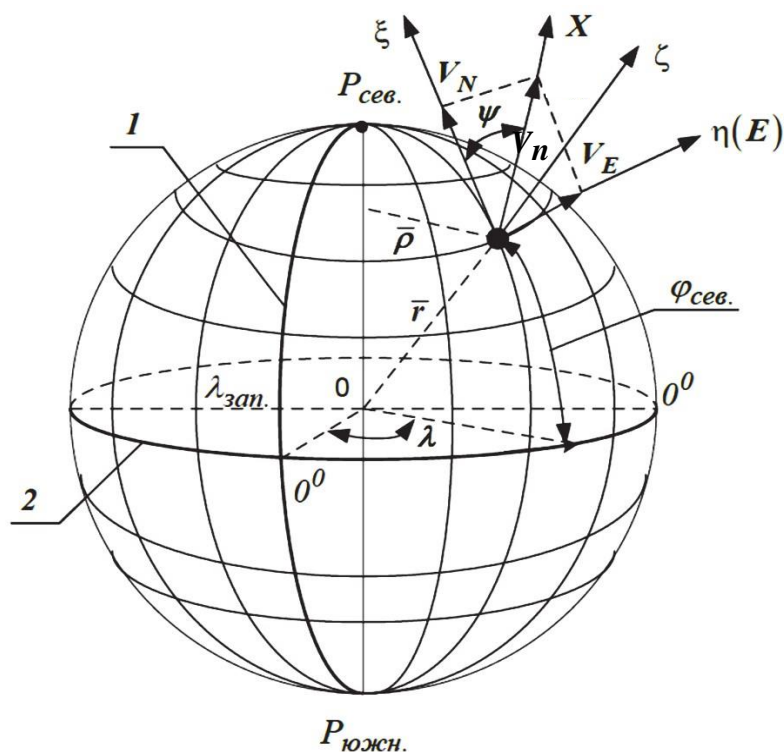


Рис.1. Географическая система координат:
1 – нулевой меридиан; 2 – экватор; λ – долгота; φ – широта

На основании рис.1. можно получить следующие соотношения:

$$\dot{\varphi} = V_N/R; \dot{\lambda} = V_E/\rho; \Rightarrow V_N = \dot{\varphi} \cdot R; V_E = \dot{\lambda} \cdot \rho = \dot{\lambda} \cdot R \cdot \cos \varphi \quad (2)$$

Предположим, что с помощью ГСП на борту летательного аппарата смоделирована географическая система координат так, что плоскость платформы совпадает с местной горизонтальной плоскостью. На этой плоскости установлены два однокомпонентных акселерометра. Измерительная ось одного из них ориентирована на север (северный акселерометр A_N), а измерительная ось другого – на восток (восточный акселерометр A_E). Тогда географические координаты места положения объекта φ и λ могут быть вычислены на основе соотношений (1) и (2).

Акселерометры A_E и A_N с периодом Δt измеряют соответственно северную $\frac{dV_N}{dt}$ и восточную $\frac{dV_E}{dt}$ составляющие ускорения объекта. После интегрирования на первых интеграторах северного и восточного каналов получают приращения проекций скоростей

$$\Delta V_N = \frac{dV_N}{dt} \Delta t \quad \text{и} \quad \Delta V_E = \frac{dV_E}{dt} \Delta t$$

Если эти приращения просуммировать с начальными значениями проекций скорости V_{N0} и V_{E0} , то в итоге получим проекции скорости в северном и восточном направлениях

$$V_N = V_{N0} + \Delta V_N; \quad V_E = V_{E0} + \Delta V_E$$

На основе сигналов V_N и V_E с помощью масштабирующих элементов $\frac{1}{R}$ и $\frac{1}{\rho}$ формируются сигналы $\dot{\varphi}$ и $\dot{\lambda}$, которые затем поступают на входы вторых интеграторов: северного и восточного. На выходах этих интеграторов получают приращения географических координат объекта

$$\Delta\varphi = \dot{\varphi} \cdot \Delta t; \Delta\lambda = \dot{\lambda} \cdot \Delta t$$

После суммирования $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ с начальными значениями географических координат местоположения получают информацию о текущих значениях широты и долготы

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi; \lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda$$

Истинный курс объекта ψ вычисляется по последней из формул (1).

В полете ИНС выдает потребителям курс, крен, тангаж, сигнал вертикального ускорения, географические и ортодромические координаты летательных аппаратов.

Список использованных источников

1. Чепурных И. В., Чепурных С. А.. Системы бортового оборудования самолетов и вертолетов. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КиАГТУ». 2015, 169с.
2. Абдураманов А. Механика жидкости. – М.: Академия Естествознания, 2018, 280с.