

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**

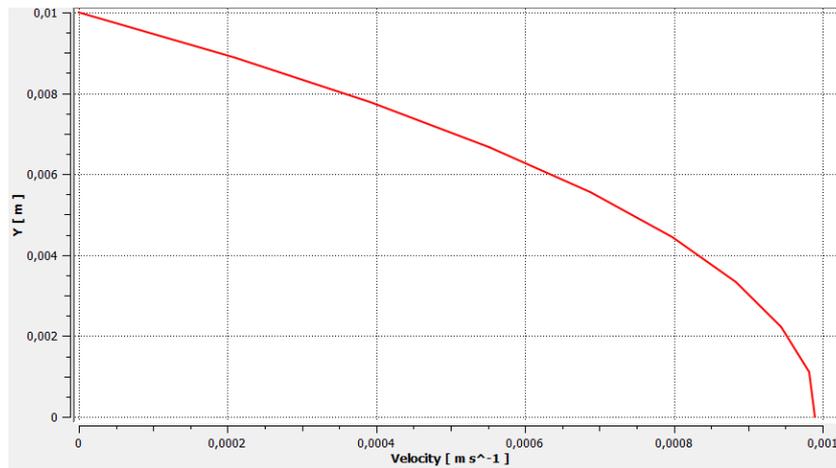


Рисунок 3 Распределение скорости вдоль поперечного сечения слоя

Как видно из рисунка, профиль скорости имеет вид параболы. Приближением к пограничному слою распределение скорости происходит от 0 до скорости набегающего потока. Это связано с тем, что на пластине $u = 0$, а на поверхности пограничного слоя $u = 0,95$.

Список использованных источников

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. Перевод с немецкого изд-во «Наука», Москва, 1974. – 711 с.
2. Естаева З. Аппроксимация уравнений пограничного слоя на дискретной области // XVII Международная научная конференция студентов и молодых ученых «GYLYM JÁNE BILIM – 2022». Евразийский национальный университет имени Л.Н. Гумилева. 2022. с 1592-1595 .

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 аппарат. 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.

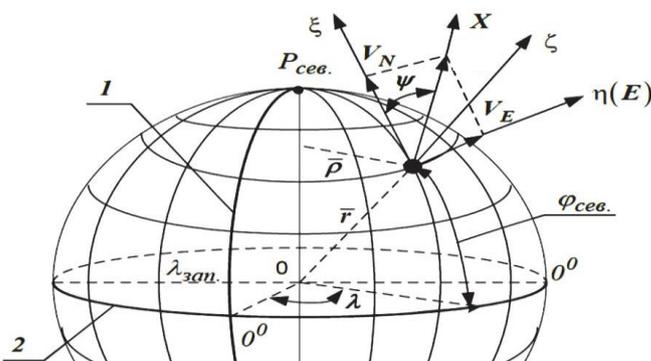


Рис.1. Географическая система координат:

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.

УДК 533К

ҚАЗАҚСТАНДАҒЫ МҰНАЙ ҚАБАТТАРЫНДА СО2 ҚОЛДАНУ АРҚЫЛЫ МҰНАЙ ӨНДІРУДІ АРТТЫРУ ПРОЦЕСІН МОДЕЛЬДЕУ

Курумбаева Н.М.

nkurumbaeva1@gmail.com

Ғылыми жетекшісі: -ф.-м.ғ.к Туралина Д.Е., Бекбау Б.Е., Кучиков А.Г.
Әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті, Алматы, Қазақстан.

Тұжырымдама

Бұл жұмыста Қазақстандағы мұнай қабаттарында СО2 қолдану арқылы мұнай өндіруді арттыру процесін гидродинамикалық симуляторда модельдеу барысы баяндалады. Қазақстандағы мұнай өндіруді СО2 қолдана отырып арттыру, жер қыртысы қабатының маңызды критерийлерін ескеруді қажет етеді. Сол мақсатта жер қыртысы қабатының маңызды критерийлері анықталып, мұнай өндірісі саласындағы ғылыми қызметкерлердің назарына ұсынылды және осы критерийлерге сәйкес келетін Қазақстандағы мұнай кен орыны таңдалды. Таңдалған кен орынына сәйкес құрылған бірнеше гидродинамикалық модельдер қарастырылады. Модельдеу барысында OPM flow, KMGESim, Eclipse 100, tNavigator гидродинамикалық симуляторлары және S3Graf визуализаторы қолданылады. Жұмыстың негізгі мақсаты- таңдалған кен орынына СО2 енгізуді бірнеше гидродинамикалық симуляторда модельдеу және оның тиімділігін басқа технологиялармен салыстыра отырып, талдау жасау.

Мұнай кен орнын таңдау процесі

СО2 көмегімен мұнай өндірісін арттыру үшін кен орнын таңдауға қойылатын талаптар:

1. *Қабаттың сапасы:* Кеуектілігі мен өткізгіштігі жоғары мәнді және сапасы жақсы тау жыныстарының өндіріс потенциалы күшті болуы қажет.
2. *Мұнай тұтқырлығы:* Мұнай тұтқырлық көрсеткіші жоғары шамада болуы. Себебі СО2 бар мұнай тұтқырлығын азайтып, ағын жылдамдығын жақсарта алады.
3. *Мұнай қанықтылығы:* Процесті экономикалық тұрғыдан тиімді ету үшін, қанықтықтылығы 30%- дан жоғары қалдық мұнайдың өндіру әдісін жақсартады.