

## Выводы

Разработанный ИИМ с USB-портом удобно использовать для учебных целей. Результаты вычислений вариаций Аллана, позволили оценить шумы присутствующие в выходном сигнале, параметры которых планируется использовать при цифровой фильтрации выходных сигналов акселерометров и гироскопов.

## Литература

1. PCT/US2002/0065626, Micro Inertial Measurement Unit, MCCALL, Hiram (US) LIN, Date of Patent 30 May 2002.
2. 3DM-GX3 [Електронний ресурс] – Режим доступа: <http://files.microstrain.com/3DM-GX3-15-OEM-Inertial-Measurement-Unit.pdf>
3. Декл. пат. на кор. мод. України 69336, G01C 23/00. Інерціальний вимірювальний модуль / В. В. Аврутов, І. Ю. Штурма. – № у 2011 12207. – Заявл. 18.10.2011. – Опубл. 25.04.2012. – Бюл. № 8. – 3 с.: ил.
4. Кучерков С. Г. Использование вариаций Аллана при исследовании характеристик микро-механического гироскопа/ С. Г. Кучерков, Д. И. Лычев, А. И. Скалон, Л. А. Чертков // Гироскопия и навигация. – 2003. – № 2 (41). – С. 98 – 103.

Надійшла до редакції  
25 липня 2012 року

© Аврутов В. В., Царенко С. В., 2012

УДК 629.7.054

## ЗВУКОВИЙ БАР'ЄР ЯК ЧИННИК ЗОВНІШНЬОГО ВПЛИВУ НА МЕХАНІЧНІ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЙНОЇ АПАРАТУРИ

Калініна М. Ф.

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»,  
м. Київ, Україна

*Проаналізовано режим розповсюдження акустичного випромінювання високої інтенсивності, вище 180 дБ, при подоланні літальними апаратами звукового бар'єру, що супроводжується звуковим ударом (хлопком), окреслена структура і фізико-механічні характеристики явища. Введено нове поняття «хлопка» як зовнішнього збурюючого чиннику впливу на прилади та системи командно-вимірювального комплексу рухомих об'єктів. Будується розрахункова модель пружної взаємодії акустичного удару з бортовою апаратурою літальних апаратів. З'ясовується ступінь впливу акустичної хвилі на пілотажно-навігаційне обладнання з метою встановлення природи дії ударної хвилі та визначення шляхів ефективного нівелювання цього впливу. Звертається увага на найбільш уразливий елемент інерціальних приладів – підвіс гіроскопа, пружно-напружений стан якого сприймається за вхідну величину.*

**Ключові слова:** акустичне випромінювання, звуковий бар'єр, ударна хвиля, хлопок.

## Вступ

Підвищення точності приладів інерціальної навігації носіїв, які виконують функції пілотажно-навігаційного призначення, є актуальною проблемою для ракетно-космічної техніки, надводного та підводного флоту.

На точність інерціальних навігаційних систем впливають зовнішні чинники – кутова хитавиця фюзеляжу, вібрація, проникаюче акустичне випромінювання,

тепловий факел ракетних двигунів та ін. Розглянемо детальніше акустичне випромінювання.

Досягнення практичної космонавтики вивели на достатньо високий рівень уявлення про характер розсіювання (розподіл) енергії акустичного випромінювання в механічних системах бортової апаратури літальних апаратів (ЛА), поставили задачі проектування приладів та систем командно-вимірвальних комплексів ракет-носіїв (РН).

Задачі оптимізації експлуатації та функціонування апаратури в акустичних полях низького та середнього рівнів (до 130 дБ) втратили свої пріоритети і навіть призводили до погіршення паспортних характеристик приладів, наприклад, у полях високої інтенсивності (від 140 дБ та вище). Саме такі рівні спостерігаються в підобтікаючому просторі РН у натурних умовах.

Близько 1% механічної потужності двигунів (загальна потужність двигунів стратегічної бомбардувальної авіації вимірюється в межах 10...40 мВт) витрачається на звуковий вплив, рівень якого поблизу реактивного струменя, для прикладу, може досягати вище 180 дБ, а в підобтікаючому просторі РН – 140-150 дБ; ширина частотної полоси становить 0...10 кГц [1].

Існує два режими, при яких акустичний тиск сягає значних рівнів – вище 140 дБ.

Перший режим має місце при старті ракет з поверхні Землі, з шахт або з площадок мобільного базування. Натурні випробування надають можливість стверджувати, що саме під час старту РН інжектуються високий рівень акустичного випромінювання в навколишнє середовище. Частина його потрапляє всередину фюзеляжу та під Головний Аеродинамічний Обтікач (ГАО), що постає самою вразливою частиною ракети, і становить від 140 – до 180 дБ.

Режим «старту» докладно розглянутий. Вперше на можливість даного явища звернули увагу професори Павловський М.А. та Лапін А.А. при вивченні динаміки бортової апаратури РН «Енергія». Проф. Павловський М.А. створив на Україні у НТУУ «КПІ» наукову школу вчених по вивченню пружної взаємодії акустичного випромінювання із бортовою апаратурою ЛА. Результати були отримані його учнями: проф. Дідковським В. С. проф. Карачуном В. В. [2].

Другий режим спостерігається при подоланні ЛА звукового бар'єру в умовах низької хмарності, в щільних шарах атмосфери. При чому звертається увага на пружну взаємодію проникаючого акустичного випромінювання з механічними системами бортової апаратури. Рівень акустичного випромінювання для різних класів носіїв у порівнянні із першим режимом (при старті) може збільшуватись в 10 разів. Таким чином, прилади і системи інерціальної навігації підвладні його впливу.

**Постановка задачі:** розглянути режим розповсюдження акустичного випромінювання високої інтенсивності при подоланні ЛА звукового бар'єру, проаналізувати та встановити причину виникнення внутрішнього явища («хлопка»), його структуру в часі та просторі та вплив звукового удару на механічні

системи бортової апаратури. Дати характеристику звукового бар'єру та основні визначення явища для подальшого вирішення задачі зниження похибок приладів інерціальної навігації (ІН).

### Викладення основного матеріалу

Прийнято вважати, що головною перешкодою для досягнення ЛА надзвукової швидкості був звуковий бар'єр, що проявлявся в несподівано різкому рості аеродинамічного (лобового) опору ЛА. В дійсності, різке збільшення опору при швидкостях, наближених до швидкості звуку – лише один із аспектів звукового бар'єру, якому відповідають зміна тиску та температури; величини та точки прикладання підйомної сили літального апарата, наслідком чого є втрата стійкості; погіршення або повна відмова управління; тенденція до виникнення самозбудуючих коливань, що особливо небезпечні для конструкції та ін.

Виділимо 2 класи носіїв – цивільні літаки та балістичні ракети, що рухаються в щільних шарах атмосфери по зниженим траєкторіям.

Зовнішні прошарки прикордонних шарів рухаються відносно корпусу ракети із надзвуковою швидкістю, внаслідок чого з'являється турбулентність, що слугує причиною виникнення гостронапрямлених та сферичних хвиль Маха, які, взаємодіючи з корпусом, породжують нове джерело шуму. Ці хвилі найбільш небезпечні, бо можуть бути досить інтенсивними.

Для високошвидкісних ракет величина середнього квадрату акустичного тиску може бути апроксимована співвідношенням [3]:

$$\overline{P}^2 \approx \varepsilon^5 l^2 |y|^{-2} (\rho U)^2 M^4 \left[ (1 - M \cos \theta)^2 + \varepsilon^2 M^2 \right]^{-\frac{5}{2}},$$

де  $\varepsilon$  – безрозмірний коефіцієнт рівня турбулентності;  $l$  – лінійний розмір;  $U$  – характерна швидкість (швидкість потоку струменя);  $\rho$  – середня густина області, що зайнята джерелами  $S(y, k_y, \omega) \sim l^4 \rho^2 U^3$  (спектральна щільність);  $M$  – число Маха (відношення потоку в даній точці до швидкості звуку);  $\theta$  – кут між напрямом руху вихрів та напрямом випромінювання.

Літальний апарат, що летить із надзвуковою швидкістю, створює аеродинамічний потік, що призводить до звукового удару. Потік утворюється в основному хвилями стиснення, що відходять від передніх та задніх частин фюзеляжу та крил, а також хвилями розширення, що розташовуються між ними.

Зі збільшенням відстані від ЛА, хвилі стиснення накладаються одна на одну, що призводить до різкого збільшення тиску на початку та в кінці цієї системи хвиль. Подібні збільшення тиску називають скачками ущільнення (ударними хвилями) (рис. 1,а).

Система хвиль слідує разом із літаком, має майже конічну форму, зазвичай досягає поверхні Землі та залежно від її особливостей віддзеркалюється та розсіюється (рис. 1,б) [4].

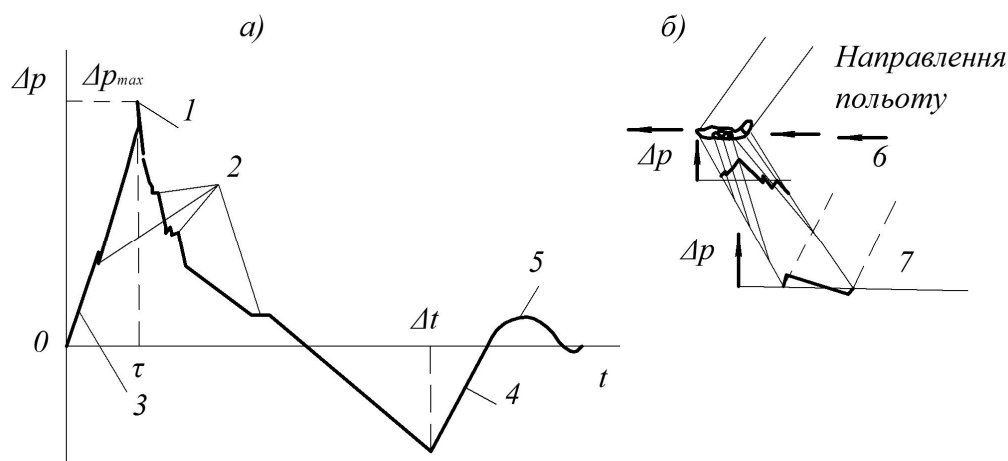


Рис. 1. Схематичне зображення ударної хвилі літака [4]: а) зміна надлишкового тиску  $\Delta p$  залежно від часу  $t$ ; б) схема фронту ударної хвилі; 1 – пік надлишкового тиску  $\Delta p_{max}$ ; 2 – пульсація тиску; 3 – перший удар; 4 – другий удар; 5 – затухання; 6 – віддзеркалені хвилі; 7 – поверхня Землі

Час  $\Delta t$  від початку удару до другого піку тиску називають загальною тривалістю. Здебільшого на епюрі надлишкового тиску через невеликі відхилення в атмосферному тиску спостерігаються незначні флуктуації, а крива тисків може мати різке або округлене закінчення. Внаслідок схожості епюри надлишкового тиску при звуковому ударі з латинською літерою  $N$ , виникаюче збурення часто називають  $N$ -подібною хвилею.

Епюра тисків ударної хвилі від одного літака при його русі може різко змінитися, наприклад уже через 100 м форма піку зміниться від гострокінцевої до заокругленої. При цьому також можуть значно змінитися час наростання тиску  $\tau$  та значення максимального надлишкового тиску  $\Delta p_{max}$  (рис. 1,а).

Час  $\tau$  змінюється зазвичай від 1 до 30 мс (середнє значення 10 мс), час  $\Delta t$  – від 100 до 400 мс (збільшується з підвищенням довжини літака і в меншій степені зі збільшенням висоти польоту). Вимірювані значення часу наростання  $\tau$  виявляються більше, чим слідувало очікувати із теоретичного розгляду плоского скачка укріплення з урахуванням тертя та теплопровідності. Причини цього можуть бути підвищення густини повітря при появі та розповсюдженні скачка ущільнення, турбулентність в нижніх шарах атмосфери, а також ефект фокусування внаслідок перепаду температури та швидкості вітру.

При рівномірному горизонтальному польоті значення надлишкового тиску  $\Delta p_{max}$  залежить від висоти польоту, маси (підйомної сили), форми літака та числа Маха  $M$ . Пропоновані значення  $\Delta p_{max}$  для деяких типів літаків приведені на рис. 2.

Гірше піддаються аналізу випадки прямолінійного польоту літаків із прискоренням, виконання розворотів, переходу в пікірування та т. п. у всіх цих випадках величини  $\Delta p_{max}$  можуть збільшуватись через фокусування.

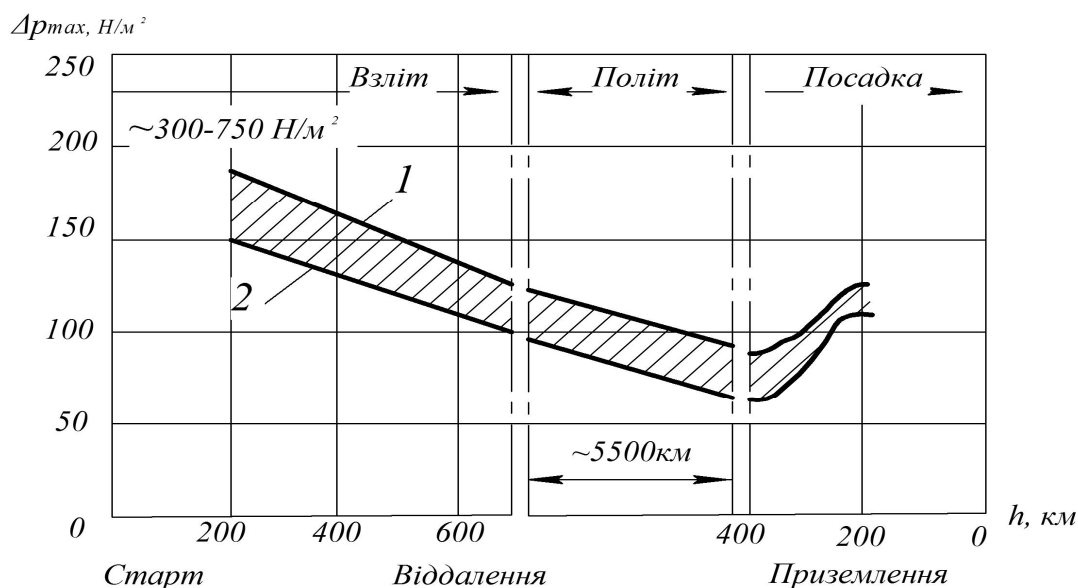


Рис. 2. Розрахунковий максимальний надлишковий тиск  $\Delta p_{max}$  вздовж проекції траєкторії польоту літаків типу «Конкорд» – 1 та проекту літака В2707-300 – 2 з максимальною взлітною масою 341 т при стандартних параметрах атмосфери (США), рівній поверхні Землі та без врахування дії вітру. При фокусуванні  $\Delta p_{max} \approx 300 - 750 \frac{H}{m^2}$  [4]

У цивільних літаках це спостерігається в основному лише при переходах від дозвукової швидкості до надзвукової. У літаків, показаних на рис. 2, величина  $\Delta p_{max}$  відразу за зазначеним вище переходом може бути в 2 – 4 рази вищою, ніж через декілька сотень метрів польоту; це явище видно в районі відмітки 200 км після старту (рис. 2).

Найбільш точне уявлення про звуковий удар можна отримати, знаючи його енергетичний спектр. Приклад такого спектру для  $N$ - подібної хвилі з кінцевим часом зростання приведений на рис. 3 [4]. У відповідності з цим рисунком частотна характеристика досягає максимуму на відносно низькій частоті  $0.55/\Delta t$ , що має значення для оцінки виникнення коливань приміщень ґрунту.

Розподілення енергії на високих частотах в основному визначається часом зростання  $\tau$  (вигин згинаючої енергетичного спектру).

При проходженні звукового бар'єру літальним апаратом має місце «хлопок».

Хлопок – це звуковий удар високого рівня  $240 N/m^2$  (180 дБ та вище) [5].

Звукова хвиля проходить під ГАО та через корпус ракети, подібно звуковому містку, і генерує нелінійні коливання (в тому числі і резонансні) у механічних системах бортової апаратури, що призводить до пружно-напруженого стану підвісу гіроскопа, який сприймається приладами як «корисний» вхідний сигнал та, як наслідок, призводить до похибок приладів інерціальної навігації.

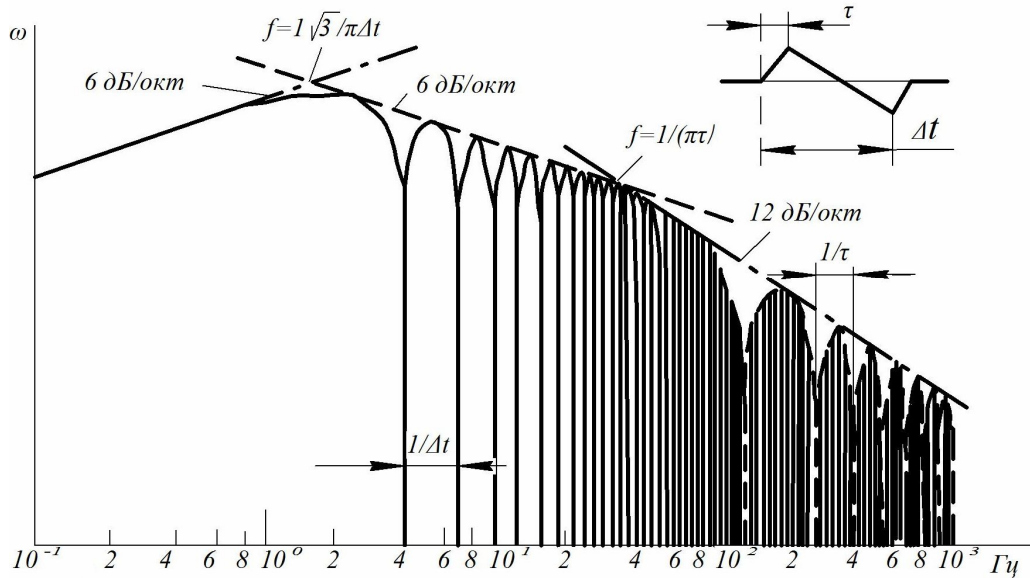


Рис. 3. Енергетична спектральна щільність  $\omega$  в полосі шириною 1 Гц при звуковому ударі ( $\Delta t = 350$  мс,  $\tau = 8$  мс)

Отже, звуковий бар'єр – явище, яке спостерігається при польоті літальних апаратів у щільних шарах атмосфери по знижених траєкторіях, на швидкостях, близьких до швидкості звуку, або тих, що її перевищують, супроводжується хлопком. Характеризується різким зростанням аеродинамічного (лобового) опору ЛА, зниженням підйомної сили, появою вібрацій, частотним імпедансом, зміною тиску та температури.

### Висновки

Описаний режим розповсюдження акустичного випромінювання високої інтенсивності при подоланні ЛА звукового бар'єру.

Введено нове поняття «хлопка» як зовнішнього збурюючого чиннику впливу на прилади та системи командно-вимірювального комплексу рухомих об'єктів. При цьому будується розрахункова модель пружної взаємодії акустичного удару з бортовою апаратурою літальних апаратів.

Встановлено, що акустичний удар високої інтенсивності під час подолання звукового бар'єру (хлопка) здійснює значний вплив на пілотажно-навігаційне обладнання, що слугує появі додаткових похибок, які суттєво впливають на відповідність, вимагаємі польотним завданням траєкторії руху ЛА в режимі пошуку-цілі, а також в режимі наведення. Як наслідок, похибки навігаційного обладнання призводять до погіршення тактико-технічних характеристик ЛА в цілому. Надалі постає можливість вирішення задачі зниження похибок приладів інерціальної навігації.

### Література

1. Карачун В. В. Линеино-упругий поплавокый подвес гироскопа / В. В. Карачун,

- Я. Ф. Каюк, В. Н. Мельник. Нац. техн. ун-т України “КПИ”. – К: “Корнейчук”, 2007. – 228 с.: ил., табл. – Библиогр.: С. 4 – 10.
2. Дидковский В. С. О напряженно-деформированном состоянии упругой цилиндрической оболочки при акустическом воздействии / В. С. Дидковский, В. В. Карачун // Пробл. прочности. – 1991. – № 4. – С. 43-47.
  3. Д. Е. Фокс Вильямс. Шум высокоскоростных ракет. Случайные колебания; под ред. С. Крендела. – М.: Мир, 1967. – С. 45 – 49.
  4. Справочник по технической акустике; под ред. М. Хекла и Х. А. Мюллера. – Л.: Судостроение, 1980. – С. 249 – 251.
  5. Калініна М. Ф. Вплив акустичного удару на навігаційне обладнання рн при подоланні звукового бар'єру // XIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», 11 – 13 квітня 2012. – Дніпропетровськ: НЦАОМУ ім. О. М. Макарова, 2012. – С. 13.

*Надійшла до редакції  
20 червня 2012 року*

© Калініна М. Ф., 2012