Методика Проведення Вимірювань Акустичних Характеристик Безпілотних Літальних Апаратів

Микола Фесенко
лабораторія № 206 проблем прикладної інформатики
Інститут кібернетики імені В.М.Глушкова НАН України
Київ, Україна
clnt_49@ukr.net

Methodic to Hold of Measure Acoustic Characteristik of Unmanned Aircraft

Mykola Fesenko
lab.№206 of Problems of Applied Informatics
V.M.Glushkov Institute of Cybernetics of the National Academy of Sciences of Ukraine
Kyiv, Ukraine
clnt_49@ukr.net

***Анотація*—Розроблена методика натурних вимірювань акустичних характеристик літального апарату та визначення їх спрямованости.**

***Abstract*—A method of live measurements of the acoustic characteristics of the aircraft and determination of their directionality has been developed.**

Ключові слова—акустична помітність; спрямованість; повітряний хвилевід; тор; еліпсоподібний переріз; звук

Keywords—acoustic visibility; orientation; air waveguide; torus; elliptical section; sound

I. Вступ

Мала акустична помітність літальних апаратів у сполученні зі відносно малим тепловим випромінюванням авіаційного поршневого двигуна внутрішнього згорання, яке періодично зовсім зникає завдяки переривчастому режиму роботи, значно ускладнює вирішення задач виявлення, розпізнавання та ідентифікації літальних апаратів [1]. Окремою проблемою є визначення спрямованости сумарного звукового випромінювання літального апарату з гвинтомоторним силовим засобом [2,3]. На теперішній час це дуже актуально.

II. Стан проблеми

Характер будь якого руху газу, або руху тіла у газі, змінюється в залежності від співвідношення між швидкістю цього газу та швидкістю розповсюдження у ньому звуку, на що першим звернул увагу Ернест Мах. При польоті на різної висоті щільність повітря змінюється, що робить вплив на тягу повітряного гвинта літального апарату. Тому з підвишенням висоти польоту швидкість звуку зменшується. Відповідно, при той самої швидкості польоту, але в інших умовах, значення числа Маха збільшується. Таким чином, прояв властивости стиснення повітря у польоті знаходиться у прямий залежністі від швидкості руху літального апарату та у зворотньої залежності від швидкості звуку, тобто залежить від числа Маха. Тому число Маха сприймається за деякий критерій стиснення повітряного потоку. Повітряний гвинт, як й набір великої висоти, також створює поперед собою розрідження повітря та зону зменшення тиску. Звукові випромінювання повітряного гвинта літального апарату виникають за рахунок власних коливань та за рахунок винекнення закручених вихорів, з яких самі велики утворюються на закінцівках лопотів повітряного гвинта. При дозукової, тим паче відносно малої швидкості польоту збудження, яки пов'язані з рухом літального апарату, значно його попереджають тому шо повітря встигає своєчасно відригувати на стиснення та змушене обтікання корпусу його планеру. До деяких швидкостей на стиск повітря впливає також його температура: чим вона вище, тим менше стиснення повітря та більша швидкість звуку.

III. Основна частина

Цілком відомо, що з підвищенням висоти ешелону польоту зменьшується як швидкість так й сила звуку. Значна кількість акустичних характеристик літальних апаратів отримана за методиками натурних випробувань безпосередньо на аеродромі та методами обчислень з використанням прогнозування й теорії імовірности. Згідно законам розподілу тиску у повітряному середовищі можливо за деякою погрішностю

перерахувати те, що виміряно на земної поверхні, на визначені висоти. Тому усі польотні акустичні характеристики літальних апаратів, що отримані таким шляхом у хвилеводі повітря-земна поверхня, є умовно вірогідними. Труднощі проведення вимірювань на висотах у повітрі та великі розміри літальних апаратів у з'єднанні з їх великою швидкістю польоту до часів поширення відносно невеликих безпілотніх літальних апаратів гальмували появу натурніх випробувань та вимірювань акустичних вимірювань безпосередньо у повітрі під час польоту.

Метою роботи є розробка методики проведення вимірювань акустичних характеристик безпілотних літальних апаратів у повітряному хвильоводі. Для повітряного хвилеводу оберемо тор на висоті від ста до двохста п'ятидесяти метрів. Розміри тору мають бути достатними щодо прольоту літального апарату через нього та здійснення деяких маневрів. Літальний апарат буде виконувати задані польотні рухи у середені торового повітряного хвилеводу. Вимірювання акустичних характеристик літального апарату буде виконуватися з зовні тору.

Повітряний торовий хвилевід умовно поділяємо на декілька перерізів у якості рамок обмеження польоту літального апарату. Кількость таких еліпсоподібних перерізів та їх розташування має бути цілком достатньо щодо якісного вимірювання та отримання повної сигнатури літального апарату. За допомогою гелівих куль та закреплених до них дротів, на яких розташовано низка вимірювальних мікрофонів, система вимірювання підіймається вгору на задані висоти. З боків тору розташовані великі гелієві кулі, на яки робиться основне навантаження. Обидва бокі тору також з'єднуються дротами з низкою мікрофонів та невеличких гелієвих куль у якости противаги мікрофонам та дроту. Таких низки дві - одна знизу закреплюється до великих несучих бокових гелієвих куль на висоті сто метрів, а друга низка закріплюється до верхних несучих гелієвих куль. Кожен маневр літального апарату має вимірюватися декілька разів та фіксуватися у базі даних. Потім розраховується його ідентифікація. Якщо даних достатньо, то відбувається перехід щодо вимірювань іншого заданого маневру літального апарату. Для визначення за виміренням спрямованости звуку від літальних апаратів основні вимірювальни мікрофоні розташовуються по радіальним лініям від фокусів еліпсу по 15 або 20 градусів за принципом: чим частіше, тим точніше. При цьому додаткові вимірювалюні мікрофони розташуються також на радіальних лініях від середини між фокусами еліпсу ще на деяких висотах унизу тору униз від нижньої низки мікрофонів, а також безпосередньо у поверхні землі для вимірювання сигнатур для радіолокаційних станцій. Вимірювання можна проводити за цией методикою й на більшої висоті, наприклад шисть сотен иетрів, але для цього потрібно знайти неважки дроти достатньої міцністі, або їх для цього розробити. Для мікрофонів краще задіяти невелички акумулятори, яких зараз дуже багато на сучаних велосипедах. Вимірювання за розробленою методикою слід проводити у спеціально відведеної зоні, та щоб її проведенню на цей час не робили перешкоду інши непотрибні децібели. Ці перешкоди самі з'являться на етапі випробувань розпізнання та ідентифікації.

IV. Висновок

За допомогою складеної сигнатурної бази щодо літальних апаратів за цією методикою стане можливим не тільки обнаружити та ідентификувати літальний апарат, спрямованість його руху, але й визначити режим його польоту, та який польотний маневр він створює у той час. Кожен режим роботи окремого літального апарату має свої особисти відтінки, як й його маневр у польоті: крейсерська хода, гірка, розгортання, пікірування та інше.

Література References

[1] Центр оперативних стандартів і методики підготовки Збройних Сил України спільно з Головним управлінням підготовки Збройних Сил України “Методичні рекомендації “Боротьба з безпілотними літальними апаратами (за досвідом проведення ООС (раніше АТО),” березень 2019, 42 с.

[2] Мошков П.А. О направленности акустического излучения винтомоторных силовых установок // Вестник УГАТУ, 2017, т.21, №1 (75), с.118-127.

[3] Мошков П.А. Исследование шума авиационного двухтактного двухцилиндрового поршневого двигателя //

[4] Вестник УГАТУ, 2021, т.25, №2 (92), с.48-55.