

ЗАХИСТ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ ВІД РАКЕТ З ІНФРАЧЕРВОНИМ САМОНАВЕДЕННЯМ

Видавничий дім "Інтернаука" Київ, 2020 I. С. Кравчук, М. І. Архипов, С. М. Туренко, В. І. Штарнов

ЗАХИСТ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ ВІД РАКЕТ З ІНФРАЧЕРВОНИМ САМОНАВЕДЕННЯМ

Під редакцією І. С. Кравчука

Київ Видавничий дім «Інтернаука» 2020 УДК 355/359 338 DOI: 10.25313/978-966-97817-5-8

Рецензенти:

Башинський Володимир Георгійович, лауреат Державної премії України, доктор технічних наук (Державний науково-дослідний інститут випробовувань та сертифікації озброєння та військової техніки); Черняк Сергій Іванович, лауреат Державної премії України, заслужений машинобудівник України, доктор технічних наук (Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»).

Кравчук І.С., Архипов М.І., Туренко С.М., Штарнов В.І.

338 Захист повітряних об'єктів від ракет з інфрачервоним самонаведенням. — К.: Видавничий дім «Інтернаука», 2020. — 296 с.

ISBN 978-966-97817-5-8

У книзі викладені теоретичні основи та прикладні рекомендації що до побудови комплексів захисту літальних апаратів від керованих ракет класів «повітря-повітря» та «поверхня-повітря» з інфрачервоним самонаведенням. У єдиному замислі розглянуті питання аналізу керованих ракет з інфрачервоним самонаведенням як об'єктів протидії для комплексів захисту літальних апаратів, принципи побудови бортових систем попередження про ракетну атаку, систем активних модульованих оптичних завад, хибних теплових цілей та засобів їх застосування, а також шляхи, способи та засоби зниження інфрачервоної помітності повітряних об'єктів.

> © Кравчук І.С., Архипов М.І., Туренко С.М., Штарнов В.І., 2020 © Видавничий дім «Інтернаука», 2020

ISBN 978-966-97817-5-8

3MICT

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ5
ВСТУП7
РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ЗАХИСТУ ЛІТАЛЬНИХ
АПАРАТІВ ВІД РАКЕТ З ІНФРАЧЕРВОНИМ
САМОНАВЕДЕННЯМ10
1.1. Деякі питання з основ інфрачервоної техніки10
1.2. Характеристики повітряних цілей як джерел
інфрачервоного випромінювання21
1.3. Загальна характеристика керованих ракет з ІЧ
самонаведенням
1.4. Способи захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ
самонаведенням
1.5. Узагальнена схема комплексу захисту ЛА від керованих
ракет з 1Ч самонаведенням
РОЗЛІЛ 2 КЕРОВАНА РАКЕТА ЯК ОБ'ЄКТ ПРОТИЛІЇ ЛЛЯ
КОМПЛЕКСУ ЗАХИСТУ ЛА
2.1. Загальна структура системи керування польотом ракети
2.2. Стійкість систем самонавелення
2.3. Точність навелення ракети на піль. Линамічна та
флуктуаційна складові промаху
2.4. Інфрачервоні головки самонаведення
2.5. Способи захисту інфрачервоних координаторів цілі від
штучних завад
РОЗДІЛ З.СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПРО РАКЕТНУ АТАКУ 109
3.1. Загальні відомості щодо систем попередження
про ракетну атаку109
3.2. Зони пуску керованих ракет з інфрачервоним
самонаведенням115

3.3. Характеристики оптичного випромінювання атакуючих
ракет119
3.4. Випромінювання фонів при виявленні атакуючих ракет 125
3.5. Особливості побудови датчиків ІЧ СПРА
3.6. Особливості побудови датчиків УФ СПРА139
РОЗДІЛ 4. СИСТЕМИ АКТИВНИХ МОДУЛЬОВАНИХ
ОПТИЧНИХ ЗАВАД152
4.1. Закони модуляції оптичних завад153
4.2. Дія модульованих оптичних завад на ІЧ ГСН
з амплітудно-фазовою модуляцією158
4.3. Дія модульованих оптичних завад на ІЧ ГСН
з частотно-фазовою модуляцією163
4.4. Джерела інфрачервоного випромінювання для створення
оптичних модульованих завад171
4.5. Модуляція ІЧ випромінювання в СОЕП
4.6. Станції оптико-електронної протидії ІЧ ГСН керованих
ракет
РОЗДІЛ 5. ХИБНІ ТЕПЛОВІ ЦІЛІ
5.1. Основні характеристики хибних теплових цілей207
5.2. Хибна теплова ціль як джерело ІЧ випромінювання215
5.3. Способи застосування хибних теплових цілей
5.4. Пристрої застосування хибних теплових цілей230
РОЗДІЛ 6. ЗНИЖЕННЯ ІНФРАЧЕРВОНОЇ ПОМІТНОСТІ
ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ
6.1. Загальна характеристика джерел ІЧ випромінювання
сучасних літальних апаратів
6.2. Шляхи та способи зниження ІЧ помітності літальних
апаратів240
6.3. Екранно-вихлопні пристрої для вертольотів
6.4. Методичні основи проектування, досліджень
та випробувань ЕВП вертольотів
ЛІТЕРАТУРА

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

A3	— аналізатор зображень;
AIM	— амплітудно-імпульсна модуляція;
АКР	— авіаційна керована ракета;
APΠ	— автоматичне регулювання підсилення;
ATB	— алюміній-тефлон-вітон;
АФМ	— амплітудно-фазова модуляція;
БЛА	— безпілотний літальний апарат;
ГОН	— генератор опорної напруги;
ГСН	— головка самонаведення;
ДУ	— двигунна установка;
ЕОП	— електронно-оптичний перетворювач;
ЗПС	— задня півсфера;
3Ц	— зображення цілі;
$EB\Pi$	— екранно-вихлопний пристрій;
ІКЦ	— інфрачервоний координатор цілі;
ΙЧ	— інфрачервоний;
ІЧ ГСН	— інфрачервона головка самонаведення;
ІЧЗ	— інфрачервона завада;
КЗ	— комплекс захисту;
ккд	— коефіцієнт корисної дії;
КРТ	— кадмій-ртуть-телур;
КЦ	— координатор цілі;
ЛА	— літальний апарат;
МКП	— мікроканальна пластина;
МКЦ	— матричний координатор цілі;
ΜΠΒ	— матричний приймач випромінювання;
MTB	— магній-тефлон-вітон;
03	— оптична завада;
OC	— оптична система;
ПВ	— приймач випромінювання;

ПГВ	— параметричний генератор випромінювання;
ПЗЗ	— прилад із зарядовим зв'язком;
ПЗРК	— переносний зенітний ракетний комплекс;
ППО	— протиповітряна оборона;
ППС	— передня півсфера;
ПРВ	— пристрій викидання;
ПЦ	— повітряна ціль;
РДТП	— ракетний двигун твердого палива;
C3	— світлова завада;
СК	— система керування;
СОЕП	— станція оптико-електронної протидії;
СПРА	— система попередження про ракетну атаку;
ССУФ	— сонячно сліпий ультрафіолетовий фільтр;
$T\Pi \ \Gamma CH$	— тепловізійна головка самонаведення;
тпкц	— тепловізійний координатор цілі;
УΦ	— ультрафіолетовий;
УФЗ	— ультрафіолетова завада;
$\Phi E \Pi$	— фотоелектронний помножувач;
ХТЦ	— хибна теплова ціль;
ЧІМ	— часо-імпульсна модуляція;
чкчд	— часо-координатно чутливий детектор;
ЧФМ	— частотно-фазова модуляція.

вступ

Найбільш ефективними та поширеними засобами боротьби з літаками, вертольотами та іншими повітряними об'єктами при веденні бойових дій у теперішній час стали керовані ракети класів «повітря — повітря» та «поверхня — повітря». Досвід локальних війн та воєнних конфліктів останніх десятиріч свідчить, що більш, ніж 80 % всіх випадків ураження літаків, вертольотів та безпілотних літальних апаратів під час бойових дій пов'язано з застосуванням такої грізної зброї, як керовані ракети з інфрачервоними головками самонаведення (ІЧ ГСН) [1, 2]. Особливу небезпеку для літальних апаратів (ЛА) всіх типів, при виконанні ними бойових завдань, складають переносні зенітні ракетні комплекси (ПЗРК), основу яких складають малогабаритні зенітні керовані ракети з ІЧ ГСН.

Не меншу загрозу являють собою ПЗРК і при їх застосуванні проти ЛА цивільної авіації як у воєнний та і у мирний час [3, 4]. Така ситуація підтверджується значною активізацією своєї діяльності терористичних угрупувань з застосуванням даного виду озброєння. Небезпека такої загрози пояснюється значними неконтрольованими запасами ПЗРК у різних регіонах світу, їх мобільністю, скритністю, автономністю та надзвичайною простотою бойового застосування.

У зв'язку з цим, проблема захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН на сьогоднішній день є однією з найбільш актуальних для всіх без винятку розробників та експлуатантів ЛА як військового так і цивільного призначення.

Питанням розробки засобів та систем захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН приділяється особлива увага в багатьох країнах світу. Світовими лідерами з питань створення даних засобів та систем є США (компанії Northrop Grumman, BAE Systems), Ізраїль (компанії Elbit Systems Ltd, Rafael), Великобританія (компанія CRLS), Росія («НИИ «Экран», м. Самара, СКБ «Зенит», м. Зеленоград) та ін.

Досить успішно в даній галузі працює також Наукововиробнича фірма «Адрон» (м. Київ, Україна), яка є однією з провідних організацій в Україні у галузі розробки систем захисту літаків та вертольотів від керованих ракет з ІЧ самонаведенням. Сукупність розробок, що реалізовані Науково-виробничою фірмою «Адрон» протягом останнього десятирічча, підпорядкована вимогам комплексного підходу у вирішенні задач захисту ЛА від керованих ракет. Сутність такого підходу полягає у тому, що створювані системи захисту містять сукупність взаємодоповнюваних підсистем, кожна з яких виконує функцію придушення ІЧ ГСН самостійно, незалежно одна від іншої. Принципи дії та природа впливу кожної з підсистем на системи наведення ракет також різні. Даний підхід дає змогу значно розширити номенклатуру ІЧ ГСН, які можуть бути придушеними системою захисту, а також забезпечити необхідний рівень надійності функціонування системи захисту в цілому завдяки «дублюванню» функцій окремих підсистем у випадку відмови однієї із них.

На сьогоднішній день існує велика кількість публікацій, що відносяться до питань захисту ЛА від ракетних атак. Основна маса цих публікацій носить оглядовий характер. Під час написання даної книги автори ставили перед собою завдання системного висвітлення комплексу питань, що виникають перед розробниками систем захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН, та розкриття шляхів вирішення цих питань. При написанні книги авторами широко використовувалися матеріали відкритих періодичних видань та Інтернету. Книга містить також значну кількість матеріалу, отриманого авторами при безпосередній розробці систем та пристроїв, що надійно захищають вертольоти і літаки від ракетних атак.

Книга розрахована на широке коло читачів — наукових співробітників, аспірантів, інженерів, техніків та інших фахівців, для яких цікавими та актуальними є питання захисту ЛА як військового, так і цивільного призначення від високоточної зброї з ІЧ наведенням, а також питання протидії ІЧ ГСН.

Автори висловлюють глибоку повагу та вдячність рецензентам доктору технічних наук В. Г. Башинському та доктору технічних наук С.І. Черняку за критичні зауваження та поради, які сприяли покращенню книги.

Робота авторів з написання книги розподілилася наступним чином. Вступ, розділи 1, 2, 3 та 4 написані І.С. Кравчуком; розділ 5 написаний С.М. Туренко; розділ 6 написано сумісно М.І. Архиповим та В.І. Штарновим.

Автори висловлюють щиру вдячність О. М. Альошину за значну і якісну роботу, що була проведена при оформленні рукопису та розробці фото і графічних ілюстративних матеріалів.

Розділ 1.

ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ЗАХИСТУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ВІД РАКЕТ З ІНФРАЧЕРВОНИМ САМОНАВЕДЕННЯМ

1.1. Деякі питання з основ інфрачервоної техніки

Як відомо [5–7], спектр електромагнітного випромінювання розділяється на радіодіапазон (довжини хвиль λ від 1 мм до декількох десятків кілометрів), оптичний діапазон ($\lambda = 0,001...1000$ мкм), рентгенівський діапазон ($\lambda = 0.000001...0.001$ мкм). Оптичний діапазон, у свою чергу, ділиться на інфрачервону (ІК) ділянку ($\lambda = 0,76...1000$ мкм), видиму ділянку ($\lambda = 0.4...0.76$ мкм) та ультрафіолетову ділянку ($\lambda = 0,001...0,4$ мкм).

Для зручності IЧ ділянку (IЧ діапазон) електромагнітного випромінювання розділяють на піддіапазони (Табл. 1.1). Такий розподіл зумовлений діапазонами прозорості атмосфери для проходження IЧ випромінювання, а також діапазонами чутливості найбільш поширених приймачів випромінювання (ПВ).

Таблиця 1.1

Найменування піддіапазонів	Діапазони довжин хвиль, мкм
Ближній	0,761,1
Короткохвильовий	1,13,0
Середньохвильовий	3,06,0
Довгохвильовий	8,014,0
Дальній	14,01000

Піддіапазони ІЧ випромінювання

У залежності від характеру розподілу енергії випромінювання за спектром (за довжинами хвиль) виділяють джерела випромінювання з неперервним спектром, до яких відносяться джерела теплового випромінювання (виникає в наслідок збудження атомів, молекул, іонів речовин), джерел зі смуговими та лінійчатими спектрами, до яких відносяться газорозрядні джерела, лазери (енергія різних видів перетворюється в енергію випромінювання оминаючи теплову стадію), а також джерела змішаного типу, випромінювання яких поряд з неперервним спектром мають значні смуги або лінії випромінювання (наприклад, випромінювання факела вихлопних газів реактивного двигуна).

Одним з основних понять, що використовується в теорії ІЧ випромінювання, є поняття *чорного тіла*. Чорне тіло визначається як об'єкт, що поглинає все випромінювання, яке на нього падає, незалежно від довжини хвиль. Здавалося б неправильним застосування терміну «чорне» по відношенню до об'єкта, що випромінює, пояснюється законом Кірхгофа, який стверджує, що тіло, здатне поглинати все випромінювання на будь якій довжині хвилі, здатне так само і випромінювати таке ж випромінювання.

Моделлю чорного тіла може слугувати ємність з непрозорими стінками, в одній з яких є малий отвір. Будь яке випромінювання, що проникає всередину ємності через малий отвір, розсіюється і поглинається всередині ємності через багатократні відбивання. Якщо всередині даної ємності встановити нагрівач, то отвір стає «порожнинним випромінювачем». Рівномірно нагріта ізотермічна порожнина створює випромінювання чорного тіла, характеристики якого визначаються виключно температурою порожнини.

Якщо температура випромінювання чорного тіла піднімається більше, ніж $525^{\circ}C$, то джерело стає видимим — починає світитися темно червоним кольором.

Розглянемо три основних закони, що описують випромінювання, яке продукує чорне тіло.

Закон Планка

Макс Планк (1858–1947 pp.) описав розподіл спектральної світності, під якою розуміють потужність випромінювання

(Bm) з одиниці площі випромінюючої поверхні (m^2) для заданої довжин хвилі (m), від довжини хвилі випромінювання абсолютно чорного тіла за допомогою наступної формули:

$$M_{\lambda} = M(\lambda, T) = c_1 \lambda^{-5} \left[\exp(c_2 / \lambda T) - 1 \right]^{-1}, \qquad (1.1)$$

де T — абсолютна температура випромінюючої поверхні, що вимірюється в Кельвінах (К); $c_1 = 3,7415 \times 10^{-16}$ Вт/м²; $c_2 = 1,43879 \times 10^{-2}$ м·К.

Формулу Планка можна представити у вигляді графіків для різних температур, що створюють сімейство кривих. У відповідності до будь якої з кривих Планка, спектральна світність дорівнює нулю при $\lambda = 0$, після чого швидко збільшується до максимуму на довжині хвилі λ_{makc} , а потім знову наближається до нуля для дуже довгих хвиль. Чим більша температура, тим менша довжина хвилі, на якій спостерігається максимум спектральної світності.

Графіки, що побудовані за формулою Планка (1.1), представлені на рис. 1.1.

Графіки показують, що чим більша температура, тим вище знаходиться крива, тобто на будь якій ділянці спектру один і той самий випромінювач з більш високою температурою дає більш високу енергію випромінювання.



Рис. 1.1. Криві Планка: $T_1 > T_2 > T_3$

Закон зміщення Віна

Після диференціювання формули Планка (1,1) по λ і знаходження максимуму можна отримати вираз для довжини хвилі ІЧ випромінювання $\lambda_{_{макс}}$, яка відповідає максимальному значенню світності $M_{_{\lambda макс}}$. Якщо $\lambda_{_{макс}}$ вимірюється в *мкм*, а T — в Кельвінах (K), то

$$\lambda_{_{MAKC}} = \frac{2898}{T}.$$
 (1.2)

Вираз (1.2) отримав назву формули Віна (Вільгельм Він, 1864–1928 рр.), він описує закон зміщення λ_{max} від T.

Закон Віна вказує, що зі збільшенням температури випромінювача максимум випромінювання пересувається вліво по спектру довжин хвиль λ .

При виконанні інженерних розрахунків часто застосовують наближене правило: $\lambda_{_{MAKC}} = 3000 / T$. Так, якщо температура нагрітих частин сопла реактивного двигуна дорівнює 1000K, то згідно з наближеним правилом, довжина хвилі $\lambda_{_{MAKC}}$, що відповідає максимуму випромінювання, дорівнює 3 мкм.

Закон Стефана-Больцмана

Інтегрування формули Планка (1.1) від $\lambda = 0$ до $\lambda = \infty$ дає інтегральну (повну) світність чорного тіла:

$$M = \sigma T^4, \ \mathrm{Br/m^2} \tag{1.3}$$

де $\sigma = 5,66971 \times 10^{-8} \text{ Вт} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{K}^{-4}$ — постійна Стефана-Больцмана.

Інтегральна світність чорного тіла показує, яка потужність теплової енергії випромінюється з одиниці площі випромінюючої поверхні, якщо її температура становить T.

Формула (1.3) є формулою Стефана-Больцмана (Джозеф Стефан, 1835–1893 рр., Людвіг Больцман, 1844–1906 рр.), яка свідчить про те, що інтегральна світність чорного тіла пропорційна четвертому ступеню його абсолютної температури. Графічно величина M являє собою площу під кривою Планка для конкретної температури. Можна показати, що світність у діапазоні довжин хвиль від $\lambda = 0$ до $\lambda_{_{Makc}}$ складає 25% від інтегральної світності, а в діапазоні довжин хвиль від $\lambda_{_{Makc}}$ до $\lambda = \infty$ складає 75% від інтегральної світності. Закон Стефана-Больцмана показує також «сильну» залежність інтегральної світності чорного тіла від його абсолютної температури. Так, підвищення абсолютної температури чорного тіла в два рази призводить до збільшення його інтегральної світності в 16 разів.

Розглянуті закони справедливі для випромінювачів типу «чорне тіло». Але реальні об'єкти практично ніколи не відповідають цим законам у широкому діапазоні довжин хвиль, хоча в деяких спектральних інтервалах характеристики випромінювання реальних об'єктів можуть наближатися до характеристик випромінювання чорного тіла.

Під час описання випромінювання реальних об'єктів необхідно розглядати три процеси:

- поглинання частина α випромінювання, що падає на поверхню об'єкта, може бути поглинена;
- відбиття (віддзеркалення) частина ρ випромінювання, що падає на поверхню об'єкта, може бути відбита (віддзеркалена);
- пропускання частина τ випромінювання, що падає на поверхню об'єкта, може пройти через нього.

Ці процеси залежать від довжини хвилі, тому індекс « λ » у подальшому буде вказувати, що дані величини є спектрально залежними — α_{λ} , ρ_{λ} , τ_{λ} .

Коефіцієнт спектрального поглинання α_{λ} дорівнює відношенню потужності випромінювання, що поглинув об'єкт на даній довжині хвилі, до всієї вхідної потужності.

Коефіцієнт спектрального відбиття ρ_{λ} дорівнює відношенню потужності випромінювання, що відбив об'єкт на даній довжині хвилі, до всієї вхідної потужності.

Коефіцієнт спектрального пропускання τ_{λ} дорівнює відношенню потужності випромінювання, що пройшло через об'єкт на даній довжині хвилі, до всієї вхідної потужності. Сума цих коефіцієнтів завжди дорівнює одиниці при будь якій довжині хвилі, тому

$$\alpha_{\lambda} + \rho_{\lambda} + \tau_{\lambda} = 1. \tag{1.4}$$

Однією з важливих характеристик реального випромінювача є його спектральний коефіцієнт випромінювання ε_{λ} , величина якого дорівнює відношенню спектральної потужності випромінювання $W_{\lambda O}$, створюваного реальним об'єктом, до потужності випромінювання чорного $W_{\lambda YT}$ тіла при одних і тих самих значеннях температури і довжини хвилі:

$$\varepsilon_{\lambda} = \frac{W_{\lambda O}}{W_{\lambda T}} < 1.$$

У залежності від характеру зміни спектральної потужності випромінювання від довжини хвилі всі випромінювачі можна розділити на три типи (рис. 1.2):

- чорне тіло, для якого $\varepsilon_{\lambda} = 1$;
- сірий випромінювач, для котрого $\epsilon_{\lambda} = \epsilon < 1$, де ϵ постійна;



вибірковий випромінювач, для якого ε_λ змінюється при зміні довжини хвилі.

Більшість випромінювачів у діапазоні довжин хвиль, що охоплює короткохвильовий, середньохвильовий та довгохвильовий (див. табл. 1.1) піддіапазони хвиль IЧ випромінювання, можна розглядати як сірі випромінювачі.

У відповідності до закону Кірхгофа, для будь якого матеріалу у точці поверхні теплового випромінювача при будь якій температурі і для будь якої довжини хвилі спектральний коефіцієнт випромінювання ε_{λ} для заданого напрямку дорівнює спектральному коефіцієнту поглинання a_{λ} , тобто

$$\varepsilon_{\lambda} = a_{\lambda},$$
 (1.5)

звідки, для непрозорих тіл з $\tau_{\lambda} = 0$, із (1.4) та (1.5) витікає, що:

$$\varepsilon_{\lambda} = 1 - \rho_{\lambda} \,. \tag{1.6}$$

Таким чином, із закону Кірхгофа витікають два важливих наслідки:

- чим більша здібність тіла поглинати енергію, тим більша здібність тіла її випромвнювати (див. вираз 1.5);
- тіло з високою відбивальною здібністю є поганим випромінювачем (див. вираз 1.6).

З врахуванням особливостей випромінювання реальних випромінювачів, формула Стефана-Больцмана (1.3), у припущенні, що випромінювачем є сіре тіло, приймає такий вигляд:

$$M = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \,. \tag{1.7}$$

Якщо відома площа S поверхні випромінювання, а також час випромінювання t, то з використанням формули (1.7) можна записати вираз для повної енергії Q, що випромінюється даною поверхнею:

$$Q = M \cdot S \cdot t = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot S \cdot t , \ \exists \mathfrak{K}.$$
(1.8)

Для описання кількісних параметрів ІЧ випромінювачів користуються різними *характеристиками* ІЧ випромінювання.

Однією з найважливіших характеристик IЧ випромінювання є *потік випромінювання* Φ — як середня потужність, яка переноситься випромінюванням за проміжок часу, що перевищує період електромагнітного коливання. Якщо за проміжок часу t випромінюється енергія Q, то потік випромінювання має вигляд

$$\Phi = \frac{Q}{t}, B_{\rm T}.$$
 (1.9)

Наступна важлива характеристика — сила випромінювання I, що являє собою потік випромінювання, яке приходиться на одиницю тілесного кута Ω (вимірюється в стерадіанах, cp), у якому він поширюється:

$$I = \frac{d\Phi}{d\Omega}, \text{ Bt/cp}. \qquad (1.10)$$

Якщо потік випромінювання Φ рівномірно розподілений в межах тілесного кута Ω , то

$$I = \frac{\Phi}{\Omega}, \text{ Br/cp}. \qquad (1.11)$$

Сила випромінювання *I* характеризує розподіл потужності випромінювання у заданому напрямку його поширення і являється характеристикою точкових випромінювачів.

Для розмірних випромінювачів, що мають площу S поверхні випромінювання, застосовується така характеристика, як *аскравість випромінювання* L. Для джерел IЧ випромінювання, які рівномірно випромінюють зі всієї поверхні S яскравість представляє собою відношення сили випромінювання I до площі проекції поверхні випромінювання $S \cdot \cos \Theta_1$ у заданому напрямку:

$$L = \frac{I}{S\cos\Theta_1}, \ BT/(cp \cdot m^2)$$
(1.12)

де $\,\Theta_1\,-$ кут між напрямком спостереження та нормаллю до поверхніS .

Світимість M — значення потоку випромінювання $d\Phi$, що виходить з одиниці площі dS поверхні випромінювання:

$$M = \frac{d\Phi}{dS}, \quad \text{Br/m}^2. \tag{1.13}$$

Якщо потік випромінювання Φ рівномірно розподілений в межах площі S поверхні випромінювання, то формула (1.13) матиме вигляд:

$$M = \frac{\Phi}{S}, \ \mathrm{Br/M}^2 \ . \tag{1.14}$$

Для реальних випромінювачів величини Φ , I, L, Mзалежать від довжини хвилі випромінювання λ . Якщо необхідно підкреслити залежність цих величин від λ , то говорять про спектральний потік, спектральну силу випромінювання, спектральну яскравість, спектральну світність, котрі позначаються відповідно: Φ_{λ} , I_{λ} , L_{λ} , M_{λ} .

Характеристики випромінювання, що визначаються формулами (1.9)–(1.14), є інтегральними і відповідають діапазонові довжин хвиль $\Delta \lambda = 0 - \infty$. Дуже часто виникає необхідність у визначенні характеристик випромінювання у заданому діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$. У цих випадках зручно користуватися функціями $Z(\lambda_i/\lambda_{make})$:

$$Z(\lambda_i/\lambda_{MAKC}) = \frac{\int_{0}^{\lambda_i} M_{\lambda} d\lambda}{\int_{0}^{\infty} M_{\lambda} d\lambda}, \quad i = 1, 2.$$
(1.15)

З формули (1.15) випливає, що величина $Z(\lambda_i/\lambda_{_{макc}})$ являє собою відношення інтегральної світності в діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \mathbf{0} - \lambda_i$ до повної інтегральної світності в діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \mathbf{0} - \lambda_{\infty}$. Для обчислення світності чорного тіла в діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$ звернемось до рис. 1.3.

Виходячи з рис. 1.3, можна записати:



Рис. 1.3. До питання обчислення світності чорного тіла в діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$

$$\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\lambda} d\lambda = \int_0^{\lambda_2} M_{\lambda} d\lambda - \int_0^{\lambda_1} M_{\lambda} d\lambda. \qquad (1.16)$$

Поділивши та помноживши праву частину виразу (1.16) на величину $\int_{0}^{\infty} M_{\lambda} d\lambda = M$, отримаємо: $M_{\lambda 1,\lambda 2} = \int_{\lambda_{1}}^{\lambda_{2}} M_{\lambda} d\lambda = M \left[Z \left(\frac{\lambda_{2}}{\lambda_{_{MAKC}}} \right) - Z \left(\frac{\lambda_{1}}{\lambda_{_{MAKC}}} \right) \right] = M \cdot \Delta Z$. (1.17)

Величину у виразі (1.17):

$$\Delta Z = Z \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_{makc}} \right) - Z \left(\frac{\lambda_1}{\lambda_{makc}} \right)$$
(1.18)

називають *відносною щільністю випромінювання* у заданому діапазоні довжин хвиль.

Таким чином, світність чорного тіла $M_{\lambda 1,\lambda 2}$ у заданому діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$ дорівнює добутку інтегральної світності M чорного тіла та відносної щільності випромінювання ΔZ для заданого діапазону довжин хвиль. Аналогічно для $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$ визначаються і інші характеристики IЧ випромінювання:

$$\Phi_{\lambda_{1},\lambda_{2}} = \Phi \cdot \Delta Z ; I_{\lambda_{1},\lambda_{2}} = I \cdot \Delta Z ; L_{\lambda_{1},\lambda_{2}} = L \cdot \Delta Z .$$
 (1.19)

Формули (1.17) та (1.19) є справедливими для випромінювачів у вигляді чорних та сірих тіл. Для вибіркових (спектральних) випромінювачів ці формули використовувати не можна.

Функції $Z(\lambda_i/\lambda_{_{макc}})$ представляються у вигляді таблиць. Таблиці для їх визначення наведені у великій кількості літератури з ІЧ техніки, наприклад [5]. Вхідними величинами для даних таблиць є $\lambda_{_{макc}}$, що визначається за формулою (1.2), та межі діапазону довжин хвиль — λ_1 , λ_2 .

У табл. 1.2 наведені значення відносної щільності випромінювання для випромінювачів, що мають абсолютну температуру T (*Кельвин*), для діапазонів довжин хвиль:

$$\begin{split} \Delta\lambda &= 2-3 \quad \text{mkm} - \Delta Z_{2,3} \text{ ;} \\ \Delta\lambda &= 3-5 \quad \text{mkm} - \Delta Z_{3,5} \text{ ;} \\ \Delta\lambda &= 2-5 \quad \text{mkm} - \Delta Z_{2,5} \text{ .} \end{split}$$

Таблиця 1.2

Τ,Κ	$\Delta Z_{2,3}$	$\Delta Z_{3,5}$	$\Delta Z_{2,5}$
500	0,013	0,146	0,159
600	0,04	0,24	0,28
700	0,07	0,31	0,38
800	0,14	0,34	0,48
900	0,17	0,37	0,54
1000	0,21	0,36	0,57
1100	0,33	0,35	0,68
1200	0,27	0,33	0,60

Значення відносної щільності випромінювання

Для аналізу IЧ випромінювачів важливою характеристикою є сила його випромінювання I, Bt/cp.

Якщо відомі такі параметри плоского випромінювача (наприклад, нагрітої пластини), як його коефіцієнт випромінювання є, абсолютна температура *T*, *K*, а також площа *S*, m^2 , то на основі формул (1.7)–(1.10) і (1.17), сила випромінювання такого випромінювача у напрямку нормалі до площини випромінювання для діапазону довжин хвиль $\Delta \lambda = \lambda_1 - \lambda_2$ запишеться у вигляді:

$$I_{\lambda 1,\lambda 2} = \frac{1}{\pi} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot S \cdot \Delta Z_{\lambda 1,\lambda 2} \,. \tag{1.20}$$

У формулі (1.20) множник $1/\pi$ означає, що випромінювання від випромінюючої поверхні поширюється у межах тілесного кута π стерадіан.

1.2. Характеристики повітряних цілей як джерел інфрачервоного випромінювання

Об'єктами дії керованих ракет класів «поверхня-повітря» а також «повітря-повітря» є повітряні цілі (ПЦ), під якими розуміють літаки, вертольоти та безпілотні літальні апарати (БЛА) військового призначення. Основним джерелом інформації, яку використовують керовані ракети з ІЧ системами самонаведення, є ІЧ випромінювання, що створюється самою ПЦ (наприклад внаслідок згорання палива в двигунній установці) і поширюється в простір. ІЧ випромінювання, що поширюється в простір від ПЦ, визначається такими основними факторами:

- геометрична форма та розміри ЛА;
- тип, кількість і розташування двигунів та їх вихлопних пристроїв, а також наявність чи відсутність спеціальних пристроїв зниження ІЧ помітності ЛА;
- здатність зовнішньої поверхні ЛА відбивати чи поглинати випромінювання зовнішніх джерел — сонця, землі, хмар, фону, тощо.

ПЦ як джерело IЧ випромінювання являє собою інтегральний випромінювач. Сумарне IЧ випромінювання ПЦ (рис. 1.4) можна представити як сукупність таких складових [8]:

- ІЧ випромінювання нагрітих (гарячих) частин двигуна 1 (турбіна, деталі сопла);
- ІЧ випромінювання задньої частини фюзеляжу 2 (нагрівається внаслідок роботи двигуна);
- ІЧ випромінювання факела вихлопних газів 3;
- ІЧ випромінювання елементів конструкції ЛА 4, що нагріваються внаслідок аеродинамічного нагріву;
- відбите зовнішньою поверхнею ЛА сонячне випромінювання 5;
- відбите поверхнею ЛА фонове випромінювання 6;
- відбите поверхнею ЛА випромінювання земної поверхні 7.

Внесок кожної з перелічених складових у IЧ випромінювання ПЦ не одинаковий. Так, складові відбитого поверхнею ПЦ сонячного випромінювання та випромінювання землі в діапазоні $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм незначні у порівнянні з іншими складовими,



Рис. 1.4. Складові ІЧ випромінювання ПЦ

тому часто їх не враховують. Випромінюванням задньої частини фюзеляжу, що нагрівається за рахунок роботи двигунної установки, у цьому ж діапазоні довжин хвиль, також часто нехтують внаслідок його малості у порівнянні з випромінюванням нагрітих частин сопла двигуна та факелу вихлопних газів. Аеродинамічний нагрів елементів конструкції ПЦ проявляється тільки при польоті на надзвукових швидкостях польоту.

Головними джерелами IЧ випромінювання літаків з турбореактивними двигунами при дозвукових швидкостях їх польоту є деталі двигунної установки, що нагріваються до високих температур, та струмінь вихлопних газів — факел.

Розглянемо ІЧ випромінювання турбореактивного двигуна [9]. У камері згоряння двигуна паливо змішується з повітрям і згорає. Продукти горіння (гази), маючи температуру 1000К і більше, проходять через турбіну обертаючи її. При цьому температура газів понижується на 100–150 К. У подальшому гази проходять подовжувальну трубу і виходять через сопло у навколишнє середовище у вигляді струменя. Подовжувальна труба має циліндричну форму. Її можна розглядати як модель чорного тіла з температурою стінок, що дорівнює температурі газів *T*, на виході турбіни. У сучасних турбореактивних двигунах температура T_t сягає 1000 K і більше на максимальних режимах роботи двигуна, 800...900 К при польотах на крейсерських режимах та 500...700 К при польотах на режимах «малий газ». Газовий потік, омиваючи деталі двигуна, нагріває їх до відповідних температур. До найбільшої температури нагріваються лопатки газової турбіни. При тривалій роботі двигуна температура поверхні лопаток наближається до температури вихідних газів. Таку ж приблизно температуру має і конус реактивного сопла.

При виконанні інженерних розрахунків турбореактивний двигун ЛА можна розглядати як сіре тіло з коефіцієнтом випромінювання $\varepsilon = 0,9$, температурою, що дорівнює температурі вихідних газів T_t та площею S_c , що дорівнює площі зрізу сопла. Тоді сила випромінювання I_{mpd} турбореактивного двигуна, у відповідності до (1.20), запишеться у такому вигляді:

$$I_{mp\partial} = \frac{1}{\pi} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_t^4 \cdot S_c \cdot \cos \varphi , \qquad (1.21)$$

где ϕ — кут між нормаллю до площини зрізу сопла і напрямком спостереження. Формула (1.21) справедлива для кутів $\phi = \pm 90^{\circ}$.

Головними продуктами згоряння палива у струмені вихлопних газів, що створюють випрмінюючий факел, є вуглекислий газ, водяна пара та тверді сажоподібні частинки. Спектр випромінювання факела при повному згоранні палива співпадає зі спектром полум'я бунзенівської горілки [5], вигляд якого зображено на рис. 1.5.



Рис. 1.5. Спектр випромінювання полум'я бунзенівської горілки.

Сильна смуга випромінювання спостерігається біля довжини хвилі 4,3 мкм, що зумовлена спектром випромінювання вуглекислого газу CO_2 , і трохи слабша, але більш широка смуга випромінювання біля довжини хвилі 2,7 мкм, яка обумовлена спектром випромінювання водяної пари H_2O . Ширина цих смуг випромінювання залежить також від температури факела: чим більша температура — тим ширші смуги випромінювання CO_2 та H_2O . Сила випромінювання факела залежить від розходу палива під час роботи двигуна, причому така залежність близька до пропорціональної. Так, збільшення розходу палива в 2

рази призводить до збільшення сили випромінювання факела також приблизно у 2 рази.

Теоретичне обчислення сили випромінювання факела турбореактивного двигуна представляє собою досить складне завдання, тому що температура і коефіцієнт випромінювання на різних ділянках поверхні факела не постійні. У першому наближенні можна вважати, що для безфорсажних режимів у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 3-5$ мкм на кожному з режимів роботи двигуна сила випромінювання факела складає біля 10% від максимального значення сили випромінювання сопла двигуна для цих самих режимів [5].

Поширення IЧ випромінювання в атмосфері супроводжується його селективним поглинанням. На рис. 1.6, для прикладу, наведено графік залежності пропускання IЧ випромінювання атмосферою (у відсотках) [10].



Рис. 1.6. Пропускання ІЧ випромінювання атмосферою

Основними поглинаючими речовинами IЧ випромінювання в атмосфері являються водяна пара та вуглекислий газ. Найбільш сильним смугам поглинання відповідають такі інтервали довжин хвиль: для водяної пари — 2,5...2,7 мкм; 5,5...7,5 мкм, а для вуглекислого газу — 2,6...2,9 мкм; 4,2...4,4 мкм. У зв'язку з цим можна говорити про вікна прозорості атмосфери, в середині котрих поглинання IЧ випромінювання буде мінімальним. Ці вікна розташовані в таких діапазонах довжин хвиль: $\Delta \lambda = 1,8-2,5$ мкм, $\Delta \lambda = 3-5$ мкм і $\Delta \lambda = 8-14$ мкм.

Найбільше значення у виникненні ІЧ випромінювання факела має вуглекислий газ, що утворюється у процесі згоряння вуглеводневого палива. Довжини хвиль спектра випромінювання вуглекислого газу та поглинання цього випромінювання в атмосфері співпадають, тому створюване вуглекислим газом факела ІЧ випромінювання буде поглинатися вуглекислим газом атмосфери. Але, ширина спектрів випромінювання СО, факела та поглинання СО, атмосфери будуть різними. Зростання температури призводить до розширення спектра випромінювання вуглекислого газу факела внаслідок зростання швидкості молекул та виникаючого при цьому ефекта Доплера [6]. У зв'язку з цим, атмосферний *CO*₂ повністю не поглинає ІЧ випромінювання *CO*₂ факела. Крім того, сажоподібні частинки, що містяться в факелі, випромінюють як чорне тіло у всьому спектрі. Тому, у разі спостереження ЛА з напрямків, де зріз сопла двигуна не спостерігається, факел вихлопних газів є основним джерелом ІЧ випромінювання ПЦ.

На рис. 1.7 приведені зображення графіків спектральної сили випромінювання I_{λ} (у відносних одиницях) ПЦ при її спостереженні під різними кутами у горизонтальній площині [11].

Максимальне IЧ випромінювання ПЦ спостерігається з напрямку задньої півсфери (ЗПС) при куті спостереження 180°, тому що з цього напрямку видно нагріті частини двигуна і факел вихлопних газів. При спостереженні ПЦ під кутом 80° видно тільки факел, при чому розміри факела близькі до максимальних, тому випромінювання факела також є близьким до свого максимального значення.

При зменшенні кута спостереження ПЦ з напрямку передньої півсфери (ППС) сила IЧ випромінювання знижується внаслідок зменшення видимої поверхні факела. При спостереженні факела вихлопних газів строго з ППС (0°), його сила IЧ випромінювання стає мінімальною, тому що значна частина поверхні факела затіняється планером ПЦ. Часто з таких напрямків на ПЦ пуск керованих ракет з IЧ самонаведенням є неможливим внаслідок низького рівня IЧ сигналу.



Рис. 1.7. IЧ випромінювання ПЦ при різних кутах її спостереження

Сила випромінювання турбореактивного двигуна ПЦ залежить також від режиму його роботи. Такими режимами, як правило, є:

- максимал;
- крейсерський;
- малий газ.

Кожен з цих режимів використовується для реалізації різних стадій польоту. Так, режим «максимал» використовується на стадії злету та набору висоти, а також при необхідності виконання інтенсивних маневрів, наприклад ухилення від можливих атак противника. Режим «крейсерський» використовується при довготривалих польотах за заданими маршрутами. Цей режим є найбільш економним з огляду на розхід палива. Режим «малий газ» використовується при заході на посадку, а також на землі. На рис. 1.8 приведені графіки спектральної ІЧ сили випромінювання турбореактивного двигуна (у відносних одиницях з врахуванням послаблення випромінювання атмосферою) на різних режимах його роботи.

Приведені дані показують, що під час виконання бойового завдання сила випромінювання ПЦ може змінюватися в 2



Рис. 1.8. Спектральна сила випромінювання турбореактивного двигуна при різних режимах його роботи: 1 — максимал; 2 — крейсерський; 3 — малий газ

і більше разів, а при виконанні посадки — вона може зменшуватися в 5 і більше разів відносно максимального її значення.

Вертольоти, як джерела IЧ випромінювання, на відміну від реактивних літаків, мають свої особливості. На вертольотах встановлюються турбовальні двигуни, що призначені для обертання несучого та кермового гвинтів і не призначені для створення реактивної тяги. У зв'язку з цим, розташування вихлопних сопел турбовальних двигунів на вертольоті може бути різноманітним, як поздовжнім, так і поперечним (боковим). У зв'язку з цим, у вертольота можуть спостерігатися один або більше максимумів IЧ випромінювання, кількість та орієнтація яких залежить від кількості та орієнтації вихлопних сопел двигунів вертольота.

Іншою особливістю ІЧ випромінювання вертольотів (рис. 1.9) є те, що, крім випромінювання нагрітих частин двигунів та факела вихлопних газів, суттєвою його складовою є випромінювання фюзеляжу та хвостової балки, які нагріваються вихлопними газами, що відкидаються несучим гвинтом, а також наявність короткочасних відблисків за рахунок відбиття IЧ випромінювання лопатями несучого гвинта [12]. Особливо важливим цей факт стає при використанні діапазону довжин хвиль $\Delta \lambda = 8 - 12$ мкм.



Рис. 1.9. Візуалізація ІЧ випромінювання вертольота

Типові значення сили IЧ випромінювання ЛА різних класів для діапазонів довжин хвиль $\Delta\lambda = 2-3$ мкм та $\Delta\lambda = 3-5$ мкм приведені в табл. 1.3 [13].

Таблиця 1.3

Типові значення сили ІЧ випромінювання ЛА різних класів

Тип ЛА	Сила випромінювання, <i>Bm / ср</i>	
	$\Delta\lambda = 2 - 3$ мкм	$\Delta\lambda = 3 - 5$ MKM
Вертоліт	10100	100300
Середній турбогвинтовий літак	20200	200500
Тактичний винищувач	501000	10010000
Важкий транспортний літак	101000	1005000

Аналіз просторового розподілу сили IЧ випромінювання ЛА зручно виконувати за допомогою індикатрис IЧ випромінювання (іноді використовують термін — IЧ сигнатура).

Індикатриса IЧ випромінювання — це годограф векторної функції $\overline{I}(\phi,\psi)$ з початком у точці, яка співпадає з центром

маси ПЦ, де ϕ, ψ — кути орієнтації вектора $\overline{I}(\phi, \psi)$ сили випромінювання для горизонтальної та вертикальної площин. Таким чином, індикатриса ІЧ випромінювання ПЦ являє собою тривимірну поверхню, утворену точками кінця вектора $\overline{I}(\phi, \psi)$ при всіх можливих значеннях кутів ϕ, ψ .

На практиці використовують плоскі перетини індикатрис IЧ випромінювання, що проходять через центр маси ПЦ. Найчастіше використовують перетини у горизонтальній та вертикальній площині. Практичну значимість має розгляд індикатрис IЧ випромінювання для заданого діапазону довжин хвиль. Конфігурація подібних індикатрис для одного і того самого ЛА у різних діапазонах довжин хвиль буде різною. На рис. 1.10 зображені індикатриси IЧ випромінювання реактивного літака для $\Delta \lambda = 3 - 5,5$ мкм і $\Delta \lambda = 8 - 12$ мкм. [6].

Для діапазону $\Delta\lambda = 3-5,5$ мкм (на рис. 1.10 пунктирна лінія) максимальне IЧ випромінювання спостерігається із ЗПС



Рис. 1.10. Індикатриси IЧ випромінювання реактивного літака для $\Delta \lambda = 3-5,5\,$ мкм і $\Delta \lambda = 8-12\,$ мкм.

(180°), тому що в цьому напрямку випромінюють нагріті частини турбореактивного двигуна та факел вихлопних газів. При спостереженні із ППС (0°) випромінювання мінімальне, бо у цьому напрямку випромінює тільки частина факела вихлопних газів.

У діапазоні $\Delta\lambda = 8 - 12$ мкм (на рис. 1.10 суцільна лінія) основним джерелом IЧ випромінювання ПЦ є випромінювання фюзеляжу, тому індикатриса має більш круговий характер.

Серед множини завдань, що повинні бути вирішені при створенні систем захисту ЛА від керованих ракет з IЧ самонаведенням, завдання визначення індикатрис IЧ випромінювання є першочерговим. На основі індикатрис визначають:

- зони найбільших значень сили ІЧ випромінювання ЛА;
- необхідність та заходи зі зниження інтенсивності ІЧ випромінювання ЛА;
- способи та засоби захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням;
- енергетичні параметри засобів постановки ІЧ завад, що забезпечать ефективний захист ЛА.

Прикладом використання індикатрис IЧ випромінювання ЛА для розроблення заходів що до зниження їх IЧ помітності, можуть слугувати рекламні матеріали фірми W.R. Davis Engineering Limited (Канада) [14].

На рис. 1.11 приведені зображення індикатрис IЧ випромінювання військово-транспортного літака CN-235 і вертольота Ми-17 у початковому варіанті (криві 1) та індикатриси IЧ випромінювання цих ЛА після їх оснащення спеціальними пристроями для зниження інтенсивності IЧ випромінювання (криві 2). Для зниження інтенсивності IЧ випромінювання ЛА на них встановлюються екранно-вихлопні пристрої (ЕВП). ЕВП забезпечують екранування нагрітих до високих температур деталей та частин двигунних установок і суттєве зниження температури вихлопних газів за рахунок інтенсивного їх перемішування з холодним повітрям, що надходить з навколишнього середовища. Внаслідок застосування ЕВП сила IЧ випромінювання ЛА знижується в 5–10 і більше разів, що суттєво послабляє вимоги до енергетичних



Рис. 1.11. Індикатриси випромінювання: а) літака CN-235; б) вертольота Mi-17

параметрів засобів постановки ІЧ завад з метою ефективного захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням.

1.3. Загальна характеристика керованих ракет з IЧ самонаведенням

Основними засобами ураження бойових ЛА на сучасному етапі розвитку озброєння та військової техніки є керовані ракети, які впевнено увійшли до складу засобів протиповітряної оборони (ППО) і винищувальної авіації практично у всіх країнах світу. Найбільш ефективними серед зенітних та авіаційних керованих ракет класу «повітря-повітря» є керовані ракети з IЧ самонаведенням, про що свідчать більш ніж 80% втрат ЛА у результаті терористичних актів та бойових конфліктів останніх десятиріч [2,3]. Але найбільшу загрозу для сучасних військових та цивільних ЛА, що виконують польоти у зонах підвищеного ризику і воєнних конфліктів, становлять керовані ракети з IЧ самонаведенням ПЗРК [15]. Досконалість ПЗРК визначається, перш за все, досконалістю керованих ракет та їх систем керування. Тому, поява нового покоління ПЗРК стає можливою при появі нового покоління ІЧ ГСН. З іншого боку, вирішення завдання захисту ЛА від керованих ракет зумовлює завадову дію на інформаційний канал системи наведення ракет, що атакують. В керованих ракетах з ІЧ самонаведенням такий інформаційний канал знаходиться в ІЧ ГСН. У зв'язку з цим, у подальшому розглядаються загальні характеристики перш за все ІЧ ГСН керованих ракет класів «поверхня-повітря» та «повітря-повітря» з точки зору їх досконалості та завадозахищеності.

Прийнято вважати, що за всю історію існування ПЗРК та їх керовані ракети з ІЧ самонаведенням пройшли чотири етапи свого розвитку, а самі керовані ракети і комплекси, що створені під час цих етапів, умовно поділяють на чотири покоління [16, 17]. Провідними державами-розробниками ПЗРК є такі держави, як США, Росія (СРСР), Франція, Китай та ін. Відомі також розробки ПЗРК і в інших країнах, але ці розробки багато у чому використовують досвід та технічні рішення, що отримані раніше провідними у світі розробниками ПЗРК.

ПЗРК першого покоління, основу яких складають керовані ракети з ІЧ самонаведенням, з'явилися у 60-х роках минулого століття. До таких ПЗРК відносяться FIM-43C «Redeye» (США) та «Стрела-2» (СРСР), зовнішній вигляд котрих приведено на рис. 1.12 та 1.13, відповідно.

Характерною особливістю даних ПЗРК є те, що в ІЧ ГСН цих комплексів використовуються неохолоджувані приймачі випромінювання (ПВ) на основі сірчистого свинцю — PbS, діапазон чутливості яких розташований у короткохвильовому діапазоні довжин хвиль ІЧ випромінювання — $\Delta\lambda = 1,8-3$ мкм, а обробка ІЧ сигналу виконується за допомогою амплітуднофазової модуляції. Ці особливості і зумовлюють недоліки даних ПЗРК, основними серед яких є такі:

 низька завадозахищеність по відношенню до природних та штучних завад;





Рис. 1.12. ПЗРК FIM-43C Redeye

Рис. 1.13. ПЗРК «Стрела-2»

- можливість застосування таких ПЗРК тільки при виконанні атаки ПЦ з ЗПС, тому, що потужність ІЧ випромінювання ПЦ в діапазоні $\Delta \lambda = 1, 8-3$ мкм не достатня для функціонування ІЧ ГСН при виконанні атаки з ППС;
- недостатня точність наведення, що зумовлено специфікою АФМ — наявністю зони нечутливості при наближенні до нульової помилки слідкування.

Протягом сімдесятих років минулого століття були створені ПЗРК другого покоління, основними представниками серед яких є ПЗРК «Stinger» FIM-92A (США), «Стрела-3», «Игла-1» (СРСР), зовнішній вигляд яких показано на рис. 1.13–1.16.

ПЗРК другого покоління відрізняються від ПЗРК першого покоління перш за все характеристиками ІЧ ГСН. В цих ГСН застосовуються охолоджувані рідким азотом ПВ на основі сурмянистого індію — InSb, чутливість яких знаходиться в середньохвильовому діапазоні довжин хвиль — $\Delta\lambda = 3-5$ мкм, а для обробки ІЧ сигналу застосована частотно-фазова модуляція (ЧФМ). Чутливість охолоджуваного ПВ на основі InSb на півтора — два порядки вища за чутливість не охолоджуваного ПВ на основі PbS, тому ПЗРК другого покоління можуть атакувати



Рис. 1.14. ПЗРК «Stinger» FIM-92A



Рис. 1.15. ПЗРК «Игла-1»



Рис. 1.16. ПЗРК «Стрела-З»

ПЦ — літаки, вертольоти та БЛА — незалежно від напрямку атаки — як з ЗПС, так і з ППС, що суттєво підвищило бойові можливості цих комплексів. Реалізація ЧФМ в ІЧ ГСН суттєво підвищила точність наведення ракети, а також завадозахищеність по відношенню до природних та штучних завад, зокрема до штучних модульованих завад. Разом з тим, завадозахищеність даних ІЧ ГСН по відношенню до найпоширенішого класу штучних завад — хибних теплових цілей (ХТЦ) залишається низькою.

На початку вісімдесятих років минулого століття у США та СРСР були створені ПЗРК третього покоління. Головна мета, що стояла перед розробниками ПЗРК третього покоління, полягала у тому, щоб забезпечити максимальну завадозахищеність ІЧ ГСН від дії таких штучних завад, як піротехнічні ХТЦ. Вирішення цієї задачі досягалось тим, що керовані ракети ПЗРК третього покоління оснащувалися вдосконаленими ІЧ ГСН, здатними
сприймати та аналізувати випромінювання ПЦ у двох рознесених спектральних діапазонах, а обробка сигналів, що надходять до ІЧ ГСН, виконується за допомогою імпульсної модуляції. Імпульсна модуляція дає змогу аналізувати вхідні сигнали від кожного з джерел (ПЦ, ХТЦ) окремо. Сполучення імпульсної модуляції з можливістю аналізу вхідних сигналів у двох рознесених спектральних діапазонах, дало змогу суттєво підвищити захищеність ІЧ ГСН третього покоління від дії піротехнічних ХТЦ.

Представниками ПЗРК третього покоління є більш вдосконалений варіант ПЗРК «Stinger» — «Stinger-POST» (США) та ПЗРК «Игла» (СРСР), зовнішній вигляд яких показано на рис. 1.17 та 1.18, відповідно.



Рис. 1.17. ПЗРК «Stinger-POST»

Рис. 1.18. ПЗРК «Игла»

До складу ПЗРК «Stinger-POST» входить керована ракета FIM-92B, яка оснащена дводіапазонною ГСН, основний приймальний канал якої функціонує в середньохвильовому IЧ діапазоні, а допоміжний канал, що забезпечує спектральну селекцію, працює в ультрафіолетовому (УФ) діапазоні довжин хвиль. Роздільний спектральний аналіз кожного з джерел випромінювання (ПЦ чи ХТЦ) реалізується в ГСН ракети FIM-92B завдяки скануванню вузького миттєвого поля зору по розеточній траекторії. Приймачі IЧ та УФ випромінювання, працюючи в одному контурі з двома цифровими мікропроцесорами, забезпечують високі характеристики по селекції ПЦ в умовах різноманітних фонових завад (пожежі, розігріта підстилаюча поверхня і ін.), а також високу захищеність від ХТЦ. Подальшим розвитком ПЗРК «Stinger-POST» є використання у його складі керованої ракети FIM-92C з головкою самонаведення POST-RMP, в якій застосовується процесор, що може перепрограмовуватися. Це дає змогу адаптації характеристик системи самонаведення до цільової та завадової обстановки за рахунок вибору відповідних програм.

У ПЗРК «Игла» для захисту від ХТЦ також використана дводіапазонна ГСН і реалізована спектральна селекція вхідних сигналів. В основному приймальному каналі застосовується охолоджуваний рідким азотом ПВ, діапазон чутливості якого знаходиться у середньохвильовому ІЧ діапазоні довжин хвиль, а в допоміжному каналі використовується неохолоджуваний ПВ з чутливістю в короткохвильовому ІЧ діапазоні довжин хвиль. Роздільний аналіз різних джерел ІЧ випромінювання (ПЦ чи ХТЦ) виконується за рахунок імпульсної модуляції, яка реалізована за допомогою обертових навколо спільної осі ПВ основного та допоміжного каналів. ПЗРК «Игла» на сьогоднішній день є одним з найбільш стійких до дії піротехнічних ХТЦ.

Досить відомим та поширеним у світі є ще один ПЗРК третього покоління — «Mistral-2». Цей комплекс був створений фірмою «Matra» (Франція) протягом 1980-х років на основі своїх розробок та з застосуванням досвіду розробки ПЗРК «Stinger». Для ІЧ ГСН був застосований пірамідальний обтікач (рис. 1.19), що дало змогу суттєво понизити аеродинамічний опір ракети і досягнути рекордної для даного виду озброєння значення максимальної швидкості польоту — 800 м/с та максимальної дальності пуску 6000 м. У самій ІЧ ГСН використано охолоджуваний рідким азотом багатоелементний ПВ з діапазонами чутливості в ІЧ та УФ ділянці спектра. Сполучення імпульсної модуляції та цифрової обробки вхідних сигналів значно підвищую чутливість ІЧ ГСН, а спектральна фільтрація забезпечує ефективний захист від дії піротехнічних XTЦ.

Основним недоліком ПЗРК «Mistral-2» вважається його значна маса — більш ніж 36 кг, при тому, що маса керованої ракети складає 18,5 кг. Ця обставина не дозволяє застосовувати ПЗРК «Mistral-2» способом пуску ракети з плеча оператора. Для запуску керованої ракети з транспортувального контейнера використовується спеціальна тринога з прицільною системою та електронними блоками забезпечення пуску ракети (рис. 1.20).

Значні досягнення у галузі розробки систем захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням вимагають подальшого вдосконалення ІЧ ГСН. Такі вдосконалення стали можливими завдяки прогресові в галузі створення багатоелементних матричних ПВ, швидкодіючих цифрових процесорів та досягнень у розробці алгоритмів цифрової обробки зображень, цифрової фільтрації та упізнавання образів.

Першим представником ПЗРК четвертого покоління є варіант ПЗРК «Stinger» — «Stinger-RPM Block 2». У цьому ПЗРК застосована більш досконала ІЧ ГСН з матричним ПВ, який розташований у фокальній площині гіростабілізованої оптичної системи. Для обробки сигналів матричного ПВ застосовується вдосконалене програмне забезпечення, збільшена швидкодія процесора, використано лазерний гіроскоп та датчик частоти обертання двовимірного зображення у фокальній площині. ІЧ ГСН з матричним ПВ дає змогу ефективно вирішувати питання захисту від завад природного та штучного походження завдяки тому, що в них виконується фільтрація за спектральними, кінематичними (траєкторними) та амплітудними ознаками, а також завдяки реалізації процесу упізнавання з використанням ознак форми (конфігурації) ПЦ. Характеристики найбільш поширених ПЗРК з ІЧ ГСН представлені в табл. 1.4.



Рис. 1.19. Ракета ПЗРК «Mistral-2»



Рис. 1.20. ПЗРК «Mistral-2»

Таблиця 1.4

Характеристики найбільш поширених ПЗРК с ІЧ ГСН									
Наймену- вання	Країна	Маса ПЗРК, кг	Маса раке- ти, кг	Маса бойової части- ни, кг	Макс. дальн. пуску, км	Висота уражен- ня цілі, км			
«Стрела-2»	Росія	14,5	9,15	1,17	3,4	0,05-1,5			
«Стрела-2М»	Росія	15	9,15	1,17	4,2	0,05-2,3			
«Стрела-З»	Росія	17	10,3	1,17	4,1	0,03-3,0			
«Игла-1»	Росія	17,9	10,8	1,17	5,2	0.01-3,5			
«Игла»	Росія	17,9	10,8	1,17	5,2	0,01-3,5			
«Игла — С»	Росія	19	11,7	2,5	6	0,01-3,5			
«Red Eye»	США	10,2	8,2	0,56	4,1	0,03-2,5			
«Stinger- POST»	CIIIA	15,7	10,1	3,3	4,75	0,03-3,5			
«Mistral-2»	Франція	36	18,7	3	6	0,01-3,0			
FN-6	КНР	16	10,8	1,65	5,5	0,015-3,8			
QW-1	КНР	16,5	10,7	0,57	5,0	0,03-4,0			
QW-2	КНР	18,4	11,32	1,42	6,0	0,01-3,5			

Авіаційні керовані ракети (АКР) класу «повітря-повітря» з IЧ самонаведенням прийнято поділяти на п'ять поколінь [18]. Ракети першого покоління були створені у п'ятдесятих роках минулого століття. До керованих ракет з IЧ ГСН першого покоління відносяться: «Firestreak» (Великобританія); «Falcon» AIM-4B, «Sidewinder» AIM-9A, (США). Ці ракети мали досить низькі тактико-технічні характеристики і широкого розповсюдження не отримали. Зате вони стали основою для подальших поколінь АКР з IЧ ГСН.

Друге покоління АКР з ІЧ самонаведенням з'явилось на озброєнні винищувальної авіації в різних країнах світу у 60-х роках минулого століття. Найбільш знаковими з них вважаються ракети: Sidewinder» AIM — 9В та цілий ряд модифікацій цієї ракети — D, G, H, E, J та ін. (США); P-3C, P-13M, P-13M1 (СРСР); «Shafrir-2» (Ізраїль). Спільною рисою цих ракет є те, що в їхніх ІЧ ГСН застосовані не охолоджувані ПВ на основі сірчистого свинцю (PbS), діапазон чутливості яких знаходиться у короткохвильовій ділянці спектру — $\Delta \lambda = 1,8-3$ мкм тому такі ракети могли виконувати атаки ПЦ тільки з напрямків ЗПС. Для обробки ІЧ сигналу в даних ГСН використовувались обертові модулятори для реалізації АФМ. Точність наведення ракет була не високою внаслідок наявності зони нечутливості у модуляторів такого типу. Низькою також була завадозахищеність таких ІЧ ГСН від природних та, особливо, від штучних завад — модульованих та ХТЦ.

Значно кращими тактико-технічними характеристиками і характеристиками захисту від завад мають АКР з ІЧ ГСН третього покоління, які з'явилися на озброєнні літаків винищувальної авіації різних країн світу у сімдесяті роки двадцятого століття. Основними представниками таких АКР є: «Sidewinder» AIM-9L та її вдосконалений варіант AIM-9M (США); Р-60 та її вдосконалений варіант Р-60М (СРСР); R-550 (Франція); «Pithon-3» (ІзраЇль). Зовнішній вигляд цих ракет показано на рис. 1.21–1.24. Однією з головних особливостей, що об'єднує ІЧ ГСН керованих ракет третього покоління, є те, що в них реалізовано більш досконалий вид модуляції — ЧФМ. Модулятори, що реалізують ЧФМ, відрізняються від модуляторів АФМ відсутністю зони нечутливості, тому точність самонаведення ракет з ЧФМ вища, ніж ракет з АФМ. Іншою суттєвою відмінністю є те, що амплітуда вхідного сигналу, при використанні ЧФМ, не несе у собі корисної інформації, тому вплив амплітудно-модульованих завад на ІЧ ГСН з ЧФМ суттєво нижчий, ніж вплив таких самих завад на ІЧ ГСН з АФМ.

Загальний рівень завадо захищеності по відношенню до природних та штучних модульованих завад, який досягнуто в АКР третього покоління, виявився набагато вищим, ніж в АКР другого покоління, але по відношенню до піротехнічних ХТЦ захищеність їх залишилася на низькому рівні. Не зважаючи на це, АКР третього покоління і в теперішній час залишаються на озброєнні винищувальної авіації багатьох країн світу.



Рис. 1.21. АКР «Sidewinder» AIM-9L



Рис. 1.22. АКР Р-60М



Рис. 1.23. АКР «Magic» R-550



Рис. 1.24. АКР «Pithon-3»

Подальше вдосконалення систем захисту ЛА, зокрема основного їх компоненту — піротехнічних ХТЦ, вимагало подальшого вдосконалення АКР з ІЧ ГСН, і перш за все підвищення їх завадо захищеності.

Однією з перших у світі АКР, яка створювалась з врахуванням вимог по суттєвому підвищенню їх ефективності та забезпеченню високого рівня завадо захищеності, стала АКР Р-73. Ця ракета була розроблена в СРСР та прийнята на озброєння у 1983 р. (рис. 1.25), вона стала однією з перших АКР четвертого покоління і протягом значного часу була кращою керованою ракетою свого класу у світі [19]. Іншими АКР четвертого покоління, що з'явилися після появи ракети Р-73, є ракети R-550 Magic 2 (Франція) — подальший розвиток АКР «Magic» R-550, та Ізраїльська ракета «Pithon-4» (рис. 1.26).

В ІЧ ГСН керованих ракет четвертого покоління реалізовані імпульсні методи модуляції вхідного сигналу за допомогою



Рис. 1.25. АКР Р-73



Рис. 1.26. АКР «Pithon-4»

двоелементних та багатоелементних ПВ, що сприймають IЧ сигнал у одному або у двох спектральних діапазонах. Електронні тракти обробки сигналів побудовані з використанням цифрових процесорів, які дозволяють детально аналізувати кожне джерело IЧ випромінювання, що знаходиться у полі зору ГСН, і, на основі цього аналізу, реалізувати всі можливі способи захисту від дії як природних, так і штучних завад. При цьому, широко використовуються такі відмінності між ПЦ та ХТЦ, як закони зміни потужності IЧ випромінювання у часі (амплітудні ознаки), спектральні характеристики цього випромінювання (спектральні ознаки), траєкторні та кінематичні особливості руху джерел IЧ випромінювання (траєкторні або кінематичні ознаки), просторовий розподіл яскравості IЧ випромінювання поверхні ПЦ та ХТЦ (просторові ознаки).

Поява останнім часом нових видів ІЧ протидії, зокрема низькотемпературних («спектральних» за термінологією західних фахівців), та саморухомих («аеродинамічних» за тією ж термінологією) ХТЦ, має на меті суттєве зниження ефективності АКР з ІЧ ГСН четвертого покоління. Наступним суттєвим етапом у вдосконаленні АКР з ІЧ самонаведенням стала поява п'ятого покоління цього класу ракет [18]. До п'ятого покоління АКР з ІЧ ГСН відносяться керовані ракети «Sidewinder» AIM-9X (США), ASRAAM AIM-132 (Великобританія), IRIS-T (Німеччина), «Pithon-5» (Ізраїль), зовнішній вигляд яких приведено на рис. 1.27–1.30, відповідно.

Основними вимогами, яким повинні відповідати АКР з ІЧ ГСН п'ятого покоління, є наступні:

- високі тактико-технічні характеристики, що забезпечують завоювання переваги у повітрі при веденні повітряних боїв;
- ураження високо маневрених ПЦ у ближньому повітряному бою з помилками пуску до +/- 90°, незалежно від напрямку польоту цілі та її маневру;
- забезпечення заданого рівня ефективності ракети в умовах потужної оптико-електронної протидій.

Для реалізації таких вимог у ІЧ ГСН використана нова концепція отримання та обробки ІЧ сигналу. Згідно з цією концепцією, замість точкового ІЧ зображення ПЦ (як це було в ІЧ ГСН попередніх поколінь), формується її багатопіксельне зображення з високим розділенням в фокальній площині оптичної системи ГСН, а в якості ПВ використовуються матричні формувачі зображення.

Практично на всіх АКР з ІЧ самонаведенням п'ятого покоління використовуються ГСН з матричними приймачами випромінювання (МПВ), кількість чутливих елементів (пікселів), у яких, може складати 128 × 128 та більше. За допомогою





Рис. 1.27. АКР «Sidewinder» AIM-9X

Рис. 1.28. AKP ASRAAM AIM-132



Рис. 1.29. AKP IRIS-T



Рис. 1.30. AKP «Pithon-5»

швидкісних цифрових процесорів реалізується цифрова обробка зображень, створюваних МПВ, що дозволяє виконувати операцію упізнавання та ідентифікацію ПЦ, і, на основі цього, досягати високого ступеня завадо захищеності ІЧ ГСН п'ятого покоління.

Деякі характеристики ІЧ ГСН АКР п'ятого покоління приведені в табл. 1.5.

Таблиця 1.5

Характеристика	AIM-9X	ASRAAM	URIS-T	«Pithon-5»
Тип МПВ	Матриця 128 × 128	Матриця 128 × 128	Матриця 128 × 128	Матриця 320 × 320
Кути відхилення координатора	±90°	±80°	±90°	±100°
Формування обра- зу ПЦ	Так	Так	Так	Так

Характеристики ИЧ ГСН АКР п'ятого покоління

1.4. Способи захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням

Всі способи захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням можна поділити на дві групи [20, 21]:

- перша група способи поражаючої дії;
- друга група способи оптико-електронної протидії.

1.4.1. Способи поражаючої дії

Способи поражаючої дії використовують для недопущення пуску керованих ракет шляхом фізичного ураження елементів ракетного комплексу до їх пуску або ураження самої ракети після пуску на безпечній відстані від ЛА, що захищається. Ураження ракетного комплексу до пуску ракети або самої ракети під час її польоту може виконуватися вогневими або променевими засобами.

Застосування вогневих засобів (артилерійських систем, протиракет) для захисту відоме давно, але ці засоби характеризуються своєю громіздкістю та вимагають високої точності ведення вогню (високоточного наведення антиракет), тому вони застосовуються, в основному, для захисту наземних та надводних об'єктів. Відомі також системи, які передбачають застосування вогневих засобів для захисту ЛА від керованих ракет [22], але поширення такі системи не зазнали внаслідок своєї громіздкості та складності при вирішенні задач перехоплення керованих ракет, що мають малі розміри та високі швидкості.

Ураження ракет, що атакують ЛА, може виконуватись також за допомогою систем променевої зброї. Під системами променевої зброї розуміють такі системи, які формують потік елементарних частинок або квантів високої енергії, що поширюються зі швидкістю світла у вигляді променя. Роботи зі створення систем, основаних на використанні потоку високоенергетичних елементарних частинок у теперішній час мають експериментальний характер [23].

Значно більше поширення отримав інший вид променевої зброї — лазерна зброя. Відомі експериментальні роботи зі створення потужних лазерних систем авіаційного базування. Призначенням таких систем є теплове ураження різних об'єктів, у тому числі керованих ракет на траєкторії їх польоту [24]. Значна складність, великі габарити та потужне енергоспоживання, а також велика вартість подібних систем свідчать про те, що вони у найближчому майбутньому не можуть стати широко доступними засобами для захисту літаків та вертольотів від ракет є ІЧ самонаведенням.

Більш перспективними для захисту ЛА від ракетних атак, особливо від атак керованих ракет ПЗРК, є лазерні системи так званого «м'якого» ураження. Під «м'яким» ураженням необхідно розуміти короткочасну (поновлювану) втрату працездатності якого-небудь елементу ракетного комплексу (наприклад ПЗРК) на час, достатній для недопущення штатного пуску керованої ракети. Такими елементами можуть бути, перш за все, оптичні та оптико-електронні прицільні пристрої, а також органи зору операторів. Для «м'якого» ураження органів зору застосовують лазерне випромінювання з довжинами хвиль біля $\lambda = 0,53$ мкм, тому що око людини (оператора) найбільш чутливе до цієї довжини хвиль оптичного випромінювання. Для ураження оптикоелектронних пристроїв (порушення характеристик фотокатодів, оптичних фільтрів, просвітлюючи покрить та ін.) використовують лазерне випромінювання ІЧ діапазону, наприклад з довжиною хвилі $\lambda = 1,06$ мкм. Факт підготовки до пуску керованої ракети може бути визначеним за появою зворотного відбиття від оптичних елементів прицільних систем при їх підсвічуванні мало потужним лазером. Прототипом подібної системи може слугувати переносний лазерний прилад оптико-електронної протидії (рис. 1.31), призначення якого полягає у виявленні та придушенні прицільних оптико-електронних засобів [25]. Основні характеристики такого приладу наведені в табл. 1.6.



Рис. 1.31. Прилад виявлення та придушення прицільних оптико-електронних засобів

З врахуванням явища фокусування лазерного випромінювання оптичною системою ІЧ ГСН, такі лазерні системи, не дивлячись на їх невисоку потужність, можуть призводити і до вражаючої дії на деякі елементи оптичних ГСН, такі як оптичний фільтр, модулятор, ПВ.

Лазерні системи такого типу можуть бути досить ефективними для захисту ЛА не тільки від ПЗРК, а також від такої небезпечної для вертольотів зброї, як гранатомети та великокаліберна стрілецька зброя.

Таблиця 1.6

Потужність імпульсу зондування (λ = 0,86 мкм), Вт	2
Частота зондуючи імпульсів, Гц	6000
Энергія імпульсу придушення (λ = 0,53 мкм), Дж	0.2
Энергия імпульсу придушення (λ = 1,06 мкм), Дж	1,5
Частота імпульсів придушення, Гц	0,1
Дальність застосування, м	300 - 1500
Маса приладу, кг	56

Основні характеристики приладу виявлення та придушення прицільных оптико-електронних засобів

1.4.2. Способи оптико-електронної протидії

Найбільше поширення для захисту ЛА від керованих ракет з IЧ наведенням отримали способи оптико-електронної протидії. До засобів оптико-електронної протидії відносяться [21, 26]:

- оптико-електронні завади;
- хибні теплові цілі ХТЦ;
- пристрої зниження інфрачервоної помітності ЛА;
- засоби дії на середовище поширення оптичного випромінювання.

Оптико-електронні завади

Оптико-електронні завади, у подальшому — оптичні завади (O3) або скорочено — завади, представляють собою оптичне випромінювання, яке погіршує якість функціонування оптикоелектронних систем, до яких відносяться також ІЧ ГСН. Діючи на приймальні пристрої, O3 імітують або спотворюють оптичні сигнали та зображення, які утруднюють або унеможливлюють виокремлення корисної інформації, знижують дальність дії або точність роботи слідкуючих систем. Під дією O3 оптикоелектронні системи можуть перестати бути джерелами достовірної інформації, не дивлячись на те, що самі системи повністю справні.

Оптичні завади класифікуються за великою кількістю ознак. Розглянемо деякі з них, що є найбільш важливими [26].

У залежності від діапазону довжин хвиль оптичного випромінювання, яке використовується для створення ОЗ, останні поділяються на: інфрачервоні завади (ІЧЗ); світлові завади (СЗ); ультрафіолетові завади (УФЗ).

За походженням розрізняють природні та штучні завади. Природними є ОЗ природного походження, зумовлені випромінюванням небесних світил — Сонця, Місяця, зірок, полярних сяйв, а також відбиттям або розсіюванням цього випромінювання земною або водною поверхнями та хмарами. Штучні ОЗ створюються пристроями, що випромінюють або відбивають енергію оптичного випромінювання з метою їх завадової дії на оптико-електронні прилади.

У залежності від джерела створення, ОЗ бувають неупередженими, які створюються джерелами штучного походження (наприклад, оптичне випромінювання промислового походження) і можуть створювати на оптико-електронний пристрій завадову дію, та упередженими, що створюються спеціально для оптико-електронної протидії. У подальшому будемо розглядати в основному упереджені ОЗ.

За способом формування та технічною реалізацією штучні завади поділяються на активні, що генеруються спеціальними

пристроями, та пасивні, що створюються за рахунок відбиття або розсіювання оптичного випромінювання сторонніх джерел.

У залежності від ефекту дії на ІЧ ГСН, завади можуть бути маскувальними або імітаційними. Маскувальні завади створюють фон, на якому утруднюється або стає неможливим процес виявлення корисних сигналів. Імітаційні завади — це оптичні сигнали, що випромінюються з метою внесення помилкової інформації до корисного сигналу, що сприймає ІЧ ГСН. За своєю структурою сигнали імітаційних завад подібні до корисних сигналів. Вони генеруються таким чином, щоб безперешкодно проходили в оптико-електронні тракти ІЧ ГСН, де б спотворювали корисну інформацію про координати цілі та інші параметри. При дії імітаційних завад характеристики приймальних трактів ІЧ ГСН не погіршуються.

У залежності від закономірностей зміни випромінювання ОЗ у часі та просторі розрізняють модульовані завади та мерехтливі завади. Модульовані завади представляють собою імпульсне оптичне випромінювання визначеної потужності, яке модулюється за амплітудою, частотою та фазою. Модульовані завади можуть також генеруватися у вигляді послідовності пачок імпульсів зі змінними параметрами(амплітуда, частота, фаза) як самих пачок імпульсів, так і імпульсів у пачках. Мерехтливі завади — це завади, які створюються джерелами оптичного випромінювання, що рознесені у просторі, як правило симетрично відносно джерела (джерел) ІЧ випромінювання ЛА, а завадовий сигнал генерується цими джерелами почергово. Тривалість випромінювання кожного джерела, а також період їх перемикання вибирається таким чином, щоб, з урахуванням динамічних характеристик контурів слідкування за ціллю та керування ракетою, викликати зрив наведення або збільшити промах ракети до такої величини, щоб не допустити ураження ЛА, на якому генерується мерехтлива завада.

Важливою також ознакою класифікації ОЗ є ознака їх ресурсу, при цьому розрізняють часовий та просторовий ресурс.

За ознакою ресурсу ОЗ поділяються на завади з необмеженим та завади з обмеженим часовим, просторовим або часовим і просторовим (одночасно) ресурсом. Під ОЗ з необмеженим ресурсом розуміють такі завади, час дії яких перекриває час польоту ЛА — від злету до посадки, а направленість їх поширення така, що забезпечується захист ЛА з будь яких напрямків атаки керованих ракет з ІЧ наведенням. Під ОЗ з обмеженим часовим ресурсом маються на увазі такі завади, які можуть існувати протягом обмеженого часу — циклу, тривалість якого є достатньою для захисту від ракетної атаки. При цьому такі завади протягом польотного часу ЛА можуть включатися багаторазово. Завади з обмеженим просторовим ресурсом — це такі, в яких завадовий сигнал поширюється у вузькому просторовому секторі. Для функціонування пристроїв, що створюють ОЗ з обмеженим часовим та просторовим ресурсом, необхідно мати інформацію про момент початку та напрямок ракетної атаки.

Пристрої, що генерують модульовані оптичні завади, прийнято називати станціями оптико-електронної протидії (СОЕП). Для прикладу можна навести такі СОЕП: AN/ALQ-144, ALQ-123 (США); Л-166В1, Л-166С1 «Сухогруз» (СРСР). Ці СОЕП були створені протягом вісімдесятих років минулого століття.

Станції протидії AN/ALQ-144 та Л-166В1 (рис. 1.32 та 1.33, (відповідно), призначені для захисту вертольотів від керованих ракет першого та другого поколінь, причому СОЄП AN/ALQ-144 знаходиться на озброєнні більше, ніж десяти типів вертольотів західного виробництва (АН-1, UH-1, АН-64, UH-60 та ін.), а СОЭП Л-166В1 призначена для встановлення на вертольоти типу Ми-8, Ми-17, Ми-24 та їх аналогів.



Рис. 1.32. СОЭП AN/ALQ-144 [27] Рис. 1.33. СОЭП Л-166В1 [28]



Рис. 1.34. СОЭП ALQ-123[29]

Рис. 1.35. СОЭП Л-166С1 «Сухогруз»

СОЭП ALQ-123 та Л-166С1 «Сухогруз» (рис. 1.34 та 1.35, відповідно), призначені для захисту від ракет з ІЧ самонаведенням літаків тактичної авіації. При цьому, СОЭП ALQ-123 встановлюється на літаках ВМС США — F-4, A-6, A-7, EF-111A та ін., а СОЭП Л-166С1 «Сухогруз» була спеціально створена для захисту літака-штурмовика Су-25Т [30].

Хибні теплові цілі

Найбільш поширеними засобами оптико-електронної боротьби для захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ наведенням, на сьогоднішній день, є хибні теплові цілі, або ХТЦ. Хибна теплова ціль — це джерело ІЧ випромінювання, яке, для створення завадової обстановки, відділяється від ЛА, відводячи керовану ракету з ІЧ ГСН на безпечну відстань, коли досягається не ураження цього ЛА з заданою ймовірністю. ХТЦ — це засоби оптико-електронної протидії обмеженого ресурсу.

Найбільшого застосування зазнали піротехнічні ХТЦ, створювані на основі хімічних сполук магній-тефлон-вітон (МТВ) та алюміній-тефлон-вітон (АТВ) [31]. Такі ХТЦ характеризуються високою температурою згорання піротехнічної сполуки, яка сягає значень 2000...2200К, завдяки чому забезпечується значна потужність їх ІЧ випромінювання. Піротехнічні ХТЦ показують свою високу ефективність при захисті ЛА від керованих ракет з IЧ самонаведенням перших поколінь.

Для ефективного захисту ЛА від АКР 3–4 поколінь та керованих ракет ПЗРК 2–3 поколінь застосовуються низькотемпературні («спектральні») та саморухомі («аеродинамічні») ХТЦ. Низькотемпературні ХТЦ являють собою джерела ІЧ випромінювання, спектральні характеристики яких близькі до спектральних характеристик ПЦ, тому засоби спектральної селекції, по відношенню до таких ХТЦ, стають не дієвими. Саморухомі ХТЦ — це такі, що оснащені аеродинамічними поверхнями — стабілізатором, а горіння піротехнічної речовини реалізовано таким чином, що витікаючий з корпусу ХТЦ газовий струмінь, крім ІЧ випромінювання, створює тягу. У результаті цього, процес відходу ХТЦ від ПЦ стає досить плавним, а траєкторні параметри руху ПЦ і ХТЦ практично не розрізняються.

Конструктивно ХТЦ виготовляються у вигляді піропатрону, всередині якого розташовуються капсюль-запалювач, викидний заряд та шашка піротехнічної сполуки, яка після запалення та викидання у навколишній простір стає джерелом ІЧ випромінювання — ХТЦ. Корпус ХТЦ може бути квадратної, прямокутної або круглої форми у перетині.

У країнах НАТО найбільше поширення отримали ХТЦ, корпус яких має у перетині вигляд квадрата або прямокутника з розмірами сторін (у міліметрах) — 26×26, 26×52, 52×52 (рис. 1.36). ХТЦ виробництва СРСР (РФ) традиційно мають корпус з круглим перетином, зовнішній діаметр (калібр) яких складає 26 мм та 50 мм (рис. 1.37).

Для бойового застосування ХТЦ використовуються спеціальні пристрої, які називаються пристроями викиду (ПРВ). На рис. 1.38 та рис. 1.39, для прикладу, приведені зображення пристроїв викиду ХТЦ виробництва країн НАТО та СРСР (РФ), відповідно [32, 33].

При застосуванні ХТЦ, корпус яких має квадратну або прямокутну форму у перетині, досягається більш щільне упакування таких ХТЦ у пристрої викиду.



Рис. 1.36. ХТЦ стандартів НАТО



Рис. 1.37. ХТЦ стандартів СССР (РФ)



Рис. 1.38. ПРВ стандартів НАТО



Рис. 1.39.ПРВ стандартів СРСР (РФ)

Пристрої зниження інфрачервоної помітності ЛА

Зниження IЧ помітності ЛА досягається загальним зниженням всіх складових його IЧ випромінювання, перш за все найбільш потужних складових — IЧ випромінювання двигунів та факела вихлопних газів. Метою зниження IЧ помітності ЛА є зменшення його інтегральної сили випромінювання у всіх діапазонах довжин хвиль.

Зниження інтегральної сили випромінювання ЛА забезпечує зниження ефективності атак керованих ракет з IЧ самонаведенням, тому, що при цьому зменшуються дальності виявлення ПЦ та зони захоплень і пусків керованих ракет з IЧ самонаведенням. Як відомо, залежність дальності захоплення IЧ ГСН від величини сили IЧ випромінювання є квадратичною, тому, знизивши IЧ помітність ЛА у чотири рази, отримаємо зменшення дальності захоплення та пуску керованої ракети з IЧ ГСН у два рази. Сучасні засоби зниження IЧ помітності ЛА, наприклад вертольотів, дають змогу понизити IЧ помітність у десять і більше разів [34].

Іншим важливим результатом, який досягають завдяки зниженню IЧ помітності ЛА, є можливість зменшення енергетичних характеристик оптичних завад та ХТЦ для забезпечення необхідного рівня захисту ЛА, що, у свою чергу, дає змогу знизити енергоспоживання, масові та габаритні характеристики пристроїв захисту у цілому.

Для зниження IЧ випромінювання двигунів та температури їх вихлопних газів застосовують екранно-вихлопні пристрої — ЕВП. Найбільше поширення ЕВП отримали для зниження IЧ помітності вертольотів. Застосовуються ЕВП також і для зниження IЧ помітності літаків, хоча і не часто [14]. На рис. 1.40 показано ЕВП вертольота АН-64 Арасhe [35], а на рис. 1.41 показано ЕВП вертольота Ми-24П [36].

Розробка технічних засобів зниження IЧ помітності вертольотів та літаків ведеться у таких напрямках:

- екранування нагрітих частин двигуна та його сопла;
- зниження температури вихлопних газів за рахунок їх перемішування з холодним повітрям;



Рис. 1.40.ЭВП вертольота АН-64 Арасhe



Рис. 1.41. ЭВП вертольота Ми-24П

- реалізація відводу струменя вихлопних газів таким чином, щоб виключався їх контакт з елементами конструкції ЛА;
- використання матеріалів з низьким значенням коефіцієнта випромінювання для виготовлення зовнішньої поверхні ЕВП.

Засоби дії на середовище поширення оптичного випромінювання

Середовищем, через яке поширюється IЧ випромінювання від ПЦ до IЧ ГСН керованої ракети, що виконує атаку, є атмосфера. Якщо змінити параметри пропускання IЧ випромінювання атмосферою у бік зниження, то можна суттєво впливати на ефективність захисту ЛА від атак керованих ракет з IЧ самонаведенням.

Відомі способи зниження коефіцієнта пропускання атмосфери за рахунок утворення на шляху поширення IЧ випромінювання різного типу аерозолів та димів шляхом відстрілювання аерозольних або димових гранат. Дані способи широко застосовуються для захисту об'єктів бронетанкової техніки [37].

Для захисту ЛА, що виконують політ зі значними швидкостями, застосування способів, заснованих на утворенні хмар аерозолів та димів, стає малоефективним внаслідок різкого гальмування таких хмар набігаючим потоком повітря, в наслідок чого час захисту ЛА буде недостатнім для зриву наведення ракети.

Засоби утворення в атмосфері хмар аерозолів чи димів можуть застосовуватися для захисту вертольотів при їх зависанні під час виконання посадки, а також при знаходженні вертольота на землі при виконанні, наприклад, десантних операцій.

Відомим також є спосіб створення аерозольних утворень на шляху поширення IЧ випромінювання шляхом впорскування спеціальних речовин (рідин) у газовий струмінь реактивного двигуна ЛА під час його польоту [38]. Аерозолі, що утворюються при цьому, поглинають IЧ випромінювання настільки сильно, що виключається навіть можливість захоплення IЧ ГСН. Але, як показали результати льотних експериментів, зони захисту ЛА від ракет з IЧ самонаведенням при такому способі створення аерозолів, будуть надто вузькими, а їх ширина складатиме не більше $\pm 10^{\circ}$ строго у ЗПС ЛА, що не забезпечить захист від всеракурсних ракет.

У зв'язку з цим, застосування засобів дії на середовище поширення оптичного випромінювання для захисту ЛА від ракет з IЧ самонаведенням не отримали поширення, хоча можуть бути досить перспективними у майбутньому.

1.5. Узагальнена схема комплексу захисту ЛА від керованих ракет з IЧ самонаведенням

Під комплексом захисту (КЗ) ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням будемо розуміти сукупність засобів оптикоелектронної протидії, розташованих на ЛА, призначенням яких є недопущення ураження цього ЛА керованими ракетами з ІЧ ГСН з заданим рівнем ймовірності, який приймається, як правило, не нижче, ніж 0,8.

Однією з важливих характеристик засобів оптико-електронної протидії, при розробці КЗ від ракет з IЧ самонаведенням, є характеристика їх часового та просторового ресурсу.

Найбільш поширеним засобом оптико-електронної протидії є ХТЦ. У зв'язку з обмеженнями по кількості їх розташування на борту ЛА, ХТЦ являються засобами з обмеженим часовим ресурсом.

До засобів з обмеженим просторовим ресурсом відносяться СОЕП, якщо вони формують завадовий сигнал у вузькому просторовому секторі з діаграмами направленості шириною 10...15 градусов при використанні некогерентних джерел ІЧ випромінювання (наприклад імпульсних цезієвих випромінювачів) та менше одного градуса при використанні когерентних джерел — IЧ лазерів. Як правило, характерним для даних СОЕП крім обмеження просторового ресурсу, є обмеження і часового ресурсу, тому, що після робочого циклу необхідним є цикл охолодження випромінювача.

При використанні у КЗ засобів оптико-електронної протидії з обмеженим часовим та просторовим ресурсом, виникає необхідність включення до складу такого КЗ спеціальних пристроїв, здатних виявляти факт ракетної атаки та визначати координати ракети, що атакує.

Така апаратура отримала назву — система попередження про ракетну атаку (СПРА), в англомовній літературі — MWS (Missile Warning System).

Узагальнена схема КЗ літального апарату від керованих ракет з ІЧ ГСН приведена на рис. 1.42. Комплекс включає до свого складу СПРА та засоби оптико-електронної протидії — ПРВ для застосування ХТЦ, СОЕП для створення модульованих завад та засоби зниження ІЧ помітності ЛА — ЕВП, а також процесор, що виконує роль керуючої системи всього комплексу.

Для забезпечення кругового захисту СПРА може мати деяку кількість датчиків (сенсорів), наприклад, якщо поле огляду одного датчика (сенсора) являє собою конус з кутом розкриття 90° , то їх кількість у СПРА може бути від чотирьох до шести.

Для збільшення запасів ХТЦ, до складу КЗ може входити кілька ПРВ.

Для досягнення необхідної ефективності КЗ при захисті ЛА від одночасних атак декількома ракетами з різних напрямків кількість СОЕП може також бути одна і більше.

Встановлення режимів роботи КЗ, контроль стану його систем та формування попереджувальних для екіпажу сигналів про небезпеку та напрямок ракетної атаки виконується за допомогою пульта управління (ПУ) та індикації.

ЕВП, що встановлюється на двигунній установці (ДУ), знижуючи ІЧ помітність ЛА, випромінює ІЧ сигнал, на який наводиться керована ракета з ІЧ ГСН.

СПРА, використовуючи власне (наприклад IЧ або УФ випромінювання струменя газів реактивного двигуна ракети), або відбите (наприклад при опроміненні радіолокаційним сигналом) випромінювання ракети, отримує інформацію про ракетну атаку та координати ракети, що атакує. Ця інформація надходить до процесора. Процесор виконує обробку та фільтрацію вхідних сигналів, завдяки чому забезпечує необхідний рівень завадозахищеності СПРА, прийняття рішення про факт ракетної атаки та визначення координат ракети. Після прийняття рішення про факт ракетної атаки з процесора на ПУ та індикації передаються попереджувальний сигнал про небезпеку та інформація про



Рис. 1.42. Узагальнена схема КЗ ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН

напрямок ракетної атаки. Одночасно включаються в роботу засоби протидії — ПРВ та СОЕП. При цьому, у залежності від умов польоту ЛА та напрямку ракетної атаки, процесор формує оптимальні алгоритми викиду ХТЦ. За координатами ракети,



Рис. 1.43. Комплекс захисту «MUSIC»

що атакує, СОЕП повертає у необхідному напрямку діаграму випромінювання модульованих завад. Сумісна дія ХТЦ та модульованих завад призводить до зриву наведення ракети на ЛА.

Прикладом КЗ, що має структуру, яка близька до розглянутої, може слугувати комплекс «MUSIC» (Рис. 1.43), розроблений компанією Rafael (Ізраїль) для захисту вертольотів [39].

Комплекс має у своєму складі чотири датчики СПРА (GUITAR-350 MWS), два ПВ (CFDS — Chaff Flare Dispensing System), одну СОЕП з вузькою діаграмою випромінювання завад (JAM-AIR Directional Infra-Red Counter-Measure — DIRCM) та керуючий цифровий процесор (SPU — System Processing Unit).

Якщо у КЗ використовується СОЕП без обмеження просторового та часового ресурсу, наприклад СОЕП зі всенаправленою діаграмою завадового випромінювання, то відпадає необхідність у визначенні координат ракети, що атакує.

Іноді, з метою здешевлення КЗ, у ньому не використовують СПРА. У цьому випадку приведення у дію ПРВ — формування команди на викид ХТЦ виконує один з членів екіпажу ЛА при візуальному визначенні факту ракетної атаки. У скороченому варіанті КЗ може складатися тільки з СОЕП, тільки з ПРВ з ХТЦ або їх сукупності — СОЕП та ПВ з ХТЦ.

РОЗДІЛ 2. КЕРОВАНА РАКЕТА ЯК ОБ'ЄКТ ПРОТИДІЇ ДЛЯ КОМПЛЕКСУ ЗАХИСТУ ЛА

2.1. Загальна структура системи керування польотом ракети

Для того, щоб доставити ракету до ПЦ, їй необхідно придати деяку швидкість, а у процесі руху — цілеспрямовано змінювати напрямок вектора цієї швидкості. Зміна напрямку вектора швидкості виконується за допомогою системи керування (СК) польотом ракети.

Система керування польотом представляє собою сукупність пристроїв, що забезпечують зміну напрямку вектора швидкості ракети таким чином, щоб вона зблизилась з центром маси ПЦ на мінімальну відстань із заданою точністю.

Для зміни напрямку польоту ракети необхідно прикласти до неї силу, що перпендикулярна до вектора швидкості — керуючу силу. Основна складова керуючої сили створюється за допомогою аеродинамічних поверхонь, що утворюють крило. Для створення керуючої сили заданої величини та напрямку необхідно регулювати кутове положення ракети відносно її центру маси — створювати задані кути атаки та ковзання. Кути атаки та ковзання змінюються за допомогою керуючих моментів. Керуючі моменти, у свою чергу, створюються рульовими поверхнями (рулями) при аеродинамічному керуванні, або відповідно спрямованим напрямком реактивного струменя при газодинамічному керуванні ракетою.

Таким чином, до складу СК польотом ракети входить комплекс апаратури, який створює необхідні сигнали для обертання рулів на задані кути, а також сама ракета як об'єкт керування. Крім керуючих сил та моментів, що визначають задану зміну напрямку вектора швидкості ракети, на неї завжди діють збурення у вигляді збурюючих сил та моментів. Ці збурення негативно впливають на процес керування, знижуючи його точність. Збурюючі сили та моменти виникають як за рахунок природних факторів — асиметрія конструкції ракети та її аеродинамічних елементів, дія вітру та неоднорідності атмосфери, помилки внутрішніх шумів і ін., так і за рахунок факторів штучного походження — спеціально створюваних завадових сигналів, що діють на чутливі елементи системи керування ракети, наприклад на її ГСН.

Велике різноманіття умов бойового застосування, широкий діапазон висот і швидкостей ракети та перевантажень ПЦ, вимагає від СК такої реалізації польоту, щоб параметри руху ракети не входили у багатовимірну область надкритичних станів. Така область, як правило, визначається сукупністю критичних значень перевантажень, кутів атаки (ковзання), кутів пеленгу ПЦ, кутових швидкостей відносного руху ракети та ПЦ, і ін.

Ракета, як об'єкт керування, є складним динамічним об'єктом зі змінними динамічними властивостями (рис. 2.1), вхідною дією для якого можна розглядати $\hat{\delta}_{sad}$ — багатовимірний параметр — сукупність заданих кутів відхилення рулів, а вихідний параметр — \hat{y} , що являє собою сукупність параметрів руху ракети.



Рис. 2.1. Ракета як об'єкт керування

Сама ракета, як об'єкт керування, при різноманітті умов польоту (висота, швидкість, маневр) характеризується значними розбіжностями динамічних характеристик (параметри коливань, час перехідних процесів, запаси стійкості), а також великою розбіжністю області надкритичних станів. Для успішного наведення ракети її динамічні характеристики та області надкритичних станів необхідно стабілізувати. Така стабілізація виконується за допомогою контуру стабілізації. Контур стабілізації (рис. 2.2) включає до свого складу систему стабілізації та ракету як об'єкт керування. Входом контуру стабілізації є параметр \hat{y}_{sad} , що являє собою сукупність заданих параметрів поточного руху ракети, при яких забезпечується необхідна стабілізація динамічних характеристик та стабілізуються межі надкритичних станів.



Рис. 2.2. Контур стабілізації

Зближення ракети з ПЦ по заданій траєкторії (так званій кінематичній траєкторії, що зумовлена методом наведення ракети) реалізується за допомогою контуру наведення. Контур наведення (рис. 2.3) — це замкнута система регулювання, до складу якої входять система керування відносним рухом, контур стабілізації та кінематична ланка.



Рис. 2.3. Контур наведення

Вхідним параметром контуру наведення є \hat{y}_{u} — параметр руху ПЦ, а вихідним параметром $\hat{y}_{si\partial u}$ — параметр відносного руху. Завдання контуру наведення полягає у тому, щоб звести до нуля параметр $\hat{y}_{si\partial u}$.

Для траєкторного керування у сучасних ракетах класів «поверхня- повітря» та «повітря-повітря» найчастіше застосовується метод пропорційного самонаведення [40]. Згідно з цим методом необхідне нормальне прискорення j_{μ} ракети повинно бути пропорційним до кутової швидкості ω лінії візування ПЦ:

$$j_{\mu} = N \cdot v_{3\delta \pi} \cdot \omega , \qquad (2.1)$$

де N — навігаційна постійна (для сучасних систем наведення приймається N = 3...4); $v_{3\delta n}$ — швидкість зближення ракети з ПЦ (при неможливості її вимірювання приймається усередненою величиною). Залежність (2.1) реалізується контуром наведення, схема якого зображена на рис. 2.3. При цьому, параметрові \hat{y}_{3ad} — відповідає j_n , параметрові \hat{y}_{sidn} — відповідає ω , а параметрові \hat{y} — відповідає поточне прискорення ракети j, з яким вона виконує політ. Для вимірювання ω на ракеті застосовується ГСН. Якщо самонаведення виконується за допомогою ІЧ випромінювання цілі, то ГСН називається інфрачервоною — ІЧ ГСН. Таким чином, у контурі наведення (див. рис. 2.3) при реалізації пропорційного самонаведення відносним рухом представляє собою ІЧ ГСН.

Кінематична ланка, що входить у контур наведення, це математична модель, що відображає зв'язок параметрів відносного руху ПЦ та ракети [41]. Якщо припустити, що швидкості ракети та цілі під час самонаведення змінюються незначно, то кінематична ланка може бути представлена послідовно з'єднаними суматором та ланкою W_{κ_s} (рис. 2.4).

До входу ланки $W_{\kappa n}$ надходить різниця $\Delta j = j_u - j$ нормальних прискорень цілі та ракети, а на виході ланки $W_{\kappa n}$ формується параметр ω . Передаточна функція цієї ланки, що отримується як $W_{\kappa n}(p,t) = \omega(t) / \Delta j(t)$, де p = d / dt — символ диференціювання, має вигляд:

$$W_{\kappa n}(p,t) = \frac{k_{\kappa n}}{T_{\kappa n}p - 1}.$$
 (2.2)

У виразі (2.2)

$$k_{\kappa_{3}} = \frac{1}{2v_{c\delta_{n}}}; \ T_{\kappa_{3}} = \frac{D}{2v_{c\delta_{n}}}, \tag{2.3}$$

де $k_{\kappa \pi}$, $T_{\kappa \pi}$ — коефіцієнт передачі та постійна часу кінематичної ланки, відповідно; D — відстань між ракетою та ціллю. Аргумент t у передаточній функції $W_{\kappa \pi}(p,t)$ свідчить про те, що $W_{\kappa \pi}(p,t)$ має змінний у часі параметр D, що прямує до нуля. Це зумовлює змінність постійної часу кінематичної ланки $T_{\kappa \pi}$, яка зменшується з підльотом ракети до цілі.



Рис. 2.4. Кінематична ланка

Передаточна функція $W_{\kappa_{\lambda}}(p,t)$ характеризує квазистатичну динамічну ланку, яку можна змоделювати у вигляді інтегратора, охопленого позитивним зворотним зв'язком. Наявність позитивного зворотного зв'язку свідчить про те, що кінематична ланка є нестійкою: при постійній величині вхідної дії Δj її вихідний сигнал ω буде безперервно зростати. Щоб наведення ракети на ПЦ було успішним, необхідно нейтралізувати позитивний зворотний зв'язок кінематичної ланки. Нейтралізацію цього позитивного зворотного зв'язку виконує система керування відносним рухом ракети — ГСН (див. рис. 2.3). Таким чином, при порушенні працездатності ГСН або формуванні таких умов, коли вимірювання ω із заданою точністю стає неможливим (наприклад внаслідок дії на ГСН організованих завад), контур наведення стає нестійким, тому що поновлюється дія позитивного зворотного зв'язку у кінематичній ланці. При цьому наступає зрив наведення ракети на ПЦ. Цей висновок є ключовим у ході обґрунтування можливостей захисту ЛА від ракет з ІЧ самонаведенням за допомогою модульованих завад.

2.2. Стійкість систем самонаведення

При визначенні процесу стійкості систем самонаведення приймають наступні припущення [42]. Контур стабілізації функціонує таким чином, що стабілізує динамічні характеристики ракети у всьому діапазоні можливих висот та швидкостей ії польоту, тому постійну часу ракети T_p вважають незмінною. Якщо врахувати, що постійна часу вимірювача кутової швидкості ω — координатора цілі, що входить до складу ГСН, набагато менша, ніж постійна часу ракети T_p , то можна вважати, що формування параметру j_{μ} згідно з формулою (2.1) виконується безінерційно. Такі припущення дають змогу послідовно з'єднані (див. рис. 2.3) систему керування відносним рухом, систему стабілізації і ракету, як об'єкт керування, замінити еквівалентною аперіодичною ланкою у вигляді:

$$W_{\omega}^{j}(p) = \frac{k_{e}}{T_{p}(p)+1},$$
 (2.4)

де $k_e = N \cdot v_{3\delta n}$ — еквівалентний коефіцієнт передачі системи керування відносним рухом. Вхідним параметром для ланки (2.4) є кутова швидкість ω лінії візування ПЦ, а вихідним параметром — нормальне прискорення ракети *j*. Із врахуванням таких припущень, маючи передаточні функції (2.2) та (2.4), структурну схему контуру наведення ракети приводимо до еквівалентної схеми, яка зображена на рис. 2.5.

Вхідним параметром цього контуру є нормальне прискорення цілі j_{u} , а вихідним — кутова швидкість ω лінії візування цілі.



Рис. 2.5. Еквівалентна структурна схема контуру наведення

Передаточна функція замкнутого контуру наведення, схема якого зображена на рис. 2.5 має вигляд:

$$\Phi(p) = \frac{k_{\kappa \pi} (T_p p + 1)}{T_{\kappa \pi} T_p p^2 + (T_{\kappa \pi} - T_p) p + k_e k_{\kappa \pi} - 1}.$$
 (2.5)

Для визначення умов стійкого наведення ракети на ціль необхідно розглянути характеристичне рівняння контуру наведення. Для виразу (2.5) характеристичне рівняння має такий вигляд:

$$T_{\kappa \pi} T_{p} \lambda_{x}^{2} + (T_{\kappa \pi} - T_{p}) \lambda_{x} + k_{e} k_{\kappa \pi} - 1 = 0.$$
 (2.6)

$$T_{\kappa \pi} - T_p > 0;$$
 (2.7)

$$k_e k_{\kappa \pi} - 1 > 0$$
. (2.8)

З врахуванням (2.3) умови (2.7) та (2.8) стійкості контуру наведення перепишемо у наступному вигляді:

$$k_e > 2v_{scon}; \qquad (2.9)$$

$$T_p < \frac{D}{2v_{3\delta n}} . \tag{2.10}$$

67

Умова (2.9) обмежує мінімальне значення навігаційної постійної N. Дійсно, з врахуванням того, що $k_e = N \cdot v_{s\delta n}$, умова (2.9) буде виконуватися, якщо N > 2. З точки зору захисту ЛА від керованих ракет цей висновок суттєвого значення не має, тому що параметр N формується у внутрішньому пристрої системи керування відносним рухом і цілеспрямована зміна N зовні не можлива.

Нерівність (2.10) встановлює обмеження на величину дальності D, при якій наведення ракети залишається стійким. Із виразу (2.10) отримуємо, що наведення ракети на ПЦ буде стійким при:

$$D > 2v_{3\delta \pi} \cdot T_p$$
.

З моменту часу, коли починає виконуватися умова

$$D \leq 2v_{_{3\delta\pi}} \cdot T_p$$
,

наведення ракети стає нестійким, тобто керований політ ракети завершується.

Дальність $D_s = 2v_{3\delta n} \cdot T_p$, на якій закінчується керований політ ракети внаслідок втрати стійкості кінематичної ланки, називають дальністю вимикання. Для прикладу, при $v_{3\delta n} = 500 \text{ м/c}$, $T_p = 0,2 \text{ с дальність } D_s = 200 \text{ м}.$

Факт припинення керування польотом ракети на дальності D_s є важливим фактором для вирішення задачі захисту ЛА від керованих ракет. Так, ввівши помилку у величину ω шляхом дії на ІЧ ГСН, наприклад, модульованої завади, ракета, починаючи з дальності D_s , буде виконувати некерований політ зі штучно введеною помилкою.

2.3. Точність наведення ракети на ціль. Динамічна та флуктуаційна складові промаху

Точність наведення ракети характеризується величиною промаху h(t). Під миттєвим промахом розуміють найкоротшу

відстань, на якій ракета пролетить відносно цілі, якщо починаючи від даного моменту часу *t*, ракета і ціль будуть рухатися прямолінійно з постійними швидкостями [43]. Формулу для обчислення промаху можна отримати з використанням рис. 2.6.



Рис. 2.6. Формування промаху ракети

З врахуванням малого кута λ , з трикутників відстаней та швидкостей отримуємо:

$$\frac{h}{D} = \frac{D \cdot \omega}{v_{si\partial h}}$$

звідки

$$h = \frac{D^2 \cdot \omega}{v_{si\partial n}}.$$
 (2.11)

Тут позначено $v_{ai\partial h}$ — швидкість ракети відносно цілі. При реальному наведенні кут λ досить малий, тому можна вважати, що $v_{ai\partial h} = v_{a\delta h}$, тоді вираз (2.11) можна переписати у такому вигляді:

$$h = \frac{D^2 \cdot \omega}{v_{_{36,a}}}.$$
 (2.12)

Помилки наведення ракет можуть бути систематичними та випадковими, а за причинами виникнення їх розділяють на динамічні, флуктуаційні та інструментальні [44].

Систематичні помилки — це такі, які під час пусків ракет залишаються постійними або змінюються за відомими законами. Ці помилки можуть бути виявлені та усунуті за допомогою відповідних поправок.

Випадковими помилками є такі, які під час кожного пуску приймають різні значення за величиною та знаками, при чому конкретні їх значення передбачити не можливо. Вважається, що випадкові помилки наведення ракет підлягають нормальному закону розподілу [45].

Динамічні помилки наведення являють собою відхилення ракет від ПЦ, які виникають у результаті відпрацювання апаратурою ракети зовнішніх збурень, зумовлених рухом цілі та самої ракети. Основними причинами динамічних помилок є обмежені можливості ракети по створенню керуючих перевантажень та помилки перехідних процесів у контурі наведення, перш за все — це часові затримки відпрацювання команд.

Флуктуаційні помилки — це помилки, що зумовлені випадковими збуреннями у контурі наведення. Причинами флуктуаційних помилок наведення ракет є такі:

- флуктуації амплітуди та енергетичного центру ІЧ сигналу цілі;
- внутрішні шуми апаратури системи керування ракети;
- природні ІЧ завади;
- штучні ІЧ завади.

Інструментальні помилки виникають внаслідок обмеженої точності та нестабільності функціонування як окремих вимірювачів, так і системи керування у цілому.

Сутність захисту ЛА від керованих ракет полягає у формуванні таких зовнішніх впливів на контур наведення, щоб промах ракети h став більшим, ніж деяке задане його значення $h_{_{3a\partial}}$, при якому забезпечується не ураження ЛА із заданою ймовірністю. За допомогою зовнішніх впливів — штучних завад — можна цілеспрямовано впливати на величину динамічних та флуктуаційних помилок наведення ракет.

Динамічні помилки наведення ракет

Динамічну помилку наведення ракети будемо визначати як динамічну $h_{\partial u_{H}}$ складову промаху h, який описується формулою (2.12). У цій формулі дальність D та швидкість зближення $v_{3\delta n}$ вважаються відомими. Тоді задача визначення $h_{\partial u_{H}}$ зводиться до визначення ω , для чого необхідно проаналізувати, як впливає маневр цілі j_{μ} на контур наведення.

Приймаючи ті ж припущення, що і при розгляді стійкості контуру наведення (див. розділ 2.2), на основі рис. 2.5 та формули (2.12) отримаємо структурну схему контуру наведення, що зображена на рис. 2.7. Вхідним параметром цього контуру є маневр цілі j_{u} , а вихідним — динамічна помилка наведення $h_{\partial un}$.



Рис. 2.7. Структурна схема контуру наведення

Із використанням рис. 2.7, можна записати:

$$h_{\partial uu} = \frac{D^2}{v_{3\delta u}} \Phi(p) \cdot j_u, \qquad (2.13)$$

де $\Phi(p)$ — передаточна функція замкнутого контуру наведення, що має вигляд (2.5). З врахуванням (2.5) вираз (2,13) перепишемо у наступному вигляді:
$$h_{\partial u \kappa} = \frac{k_{\kappa \pi} \left(T_{p} p + 1\right)}{T_{\kappa \pi} T_{p} p^{2} + \left(T_{\kappa \pi} - T_{p}\right) p + k_{e} k_{\kappa \pi} - 1} \cdot \frac{D^{2}}{v_{3\delta \pi}} j_{u} \cdot \qquad (2.14)$$

Для сталого режиму (p = 0), коли $j_u = \text{const}$, стале значення динамічної помилки наведення ракети буде визначатися за допомогою такої формули:

$$h_{\partial un} = \frac{k_{\kappa n}}{k_e k_{\kappa n} - 1} \cdot \frac{D^2}{v_{\sigma \delta n}} j_{\mu} . \qquad (2.15)$$

Маючи на увазі, що $k_e = N \cdot v_{3\delta n}$ та $k_{\kappa n} = \frac{1}{2v_{3\delta n}}$, вираз (2.15) приведемо до вигляду:

$$h_{\partial u n} = \frac{D^2}{v_{_{36\pi}}^2 (N-2)} j_u \,. \tag{2.16}$$

Для обчислення кінцевого значення динамічного промаху $h_{\partial u н \kappa}$, у формулу (2.16) необхідно підставити кінцеві значення дальності D_{κ} та швидкості зближення $v_{s \delta \pi \kappa}$, що зафіксовані на момент припинення (вимикання) керування польотом ракети, тобто:

$$h_{\partial u \kappa \kappa} = \frac{D_{\kappa}^2}{v_{3\delta \pi \kappa}^2 \left(N-2\right)} j_u \,. \tag{2.17}$$

Величина D_{κ} , що входить до формули (2.17), може визначатися двома факторами — фактором втрати стійкості контуру наведення, або фактором «осліплення» ІЧ ГСН внаслідок, наприклад, насиченості перших каскадів електронного тракту ІЧ ГСН при збільшенні потужності вхідного ІЧ сигналу на малих відстанях між ракетою та ціллю. Для подальшого використання у формулі (2.17) величина D_{κ} вибирається за алгоритмом:

$$D_{\kappa} = \max\left\{D_{s}; D_{oc.n}\right\}, \qquad (2.18)$$

де D_{s} — дальність вимикання (втрати стійкості контуру наведення); D_{ocn} — дальність «осліплення», на якій ІЧ ГСН втрачає можливість вимірювання параметра ω .

Флуктуаційні помилки наведення ракет

Під флуктуаційними помилками наведення ракет розуміють відхилення ракет від заданої траєкторії, що виникають під дією випадкових збурень у контурі наведення [42]. Причинами випадкових збурень є:

- амплітудні та кутові флуктуації ІЧ сигналів ПЦ;
- внутрішні шуми радіоелектронних елементів апаратурної частини ракети;
- штучні та природні сигнали завад, що надходять до входу ІЧ ГСН.

Сигнал на виході ІЧ ГСН одночасно з корисною складовою містить у своєму складі і шуми, як результат дії випадкових збурень контуру наведення. З достатньою достовірністю можна вважати, що при відсутності штучних завад рівень шуму від дальності до цілі не залежить. Це можна пояснити наступним. Амплітудні та кутові флуктуації сигналів цілі зростають на малих дальностях, а внутрішні шуми радіоелектронних елементів апаратурної частини на великих. При цьому вважають, що спектральна щільність випадкових коливань кутової швидкості ω на виході ГСН є результатом перетворення білого шуму аперіодичною ланкою з постійною часу T_s [46], тобто:

$$(T_s p+1)\zeta = X(t). \qquad (2.19)$$

У виразі (2.19) X(t) — стаціонарний випадковий процес типу білого шуму.

Кореляційна функція X(t) має вигляд:

$$K(\tau) = S_0 \cdot \delta(\tau)$$
,

де S_0 — спектральна щільність потужності білого шуму; $\delta(\tau)$ — дельта функція.

З врахуванням (2.19) система рівнянь для визначення випадкової складової у сигналі ω(t) може бути записана у такому вигляді:

$$(t_0-t)\dot{\omega}+(N-2)=N\dot{\zeta};$$

$$T_s \ddot{\zeta} + \zeta = X(t),$$

де t_0, t — кінцевий та поточний час польоту ракети.

У результаті приблизного розв'язання цієї системи рівнянь отримано вираз для середньоквадратичного відхилення $\sigma_{\omega}(t)$ кутової швидкості лінії візування цілі, який має такий вигляд [46]:

$$\sigma_{\omega}(t) = N \sqrt{\frac{S_0 \omega_s}{2}} \frac{\sqrt{1 - e^{-2t_0 \omega_s}}}{t_0 - t}, \qquad (2.20)$$

де $\omega_s = 1 / T_s$.

Якщо, як і раніше, вважати, що у формулі (2.12) дальність *D* та швидкість зближення $v_{s\delta n}$ відомі, то флуктуаційну складову промаху — його середньоквадратичне відхилення $\sigma_h(t)$ можна записати у наступному вигляді:

$$\sigma_h(t) = \frac{D^2}{v_{36\pi}} \sigma_{\omega}(t). \qquad (2.21)$$

У припущенні, що $D / v_{c\delta n} = t_0 - t$, та що $e^{-2t_0 \omega_s} << 1$, вираз (2.21), з врахуванням (2.20), запишеться у такому вигляді:

$$\sigma_h = \sqrt{rac{S_0 \omega_s}{2}} N D \; .$$

Кінцеве значення $\sigma_{h\kappa}$ флуктуаційної складової промаху отримуємо за допомогою формули:

$$\sigma_{h\kappa} = \sqrt{\frac{S_0 \omega_s}{2}} N D_{\kappa} , \qquad (2.22)$$

де D_{κ} визначається за алгоритмом (2.18).

Шляхи навмисного зниження точності наведення ракет, що атакують ЛА

Застосовуючи принципи суперпозиції, кінцевий промах h_{κ} ракети запишемо у вигляді такої суми:

$$h_{\kappa} = h_{\partial u h \kappa} + n \sigma_{h \kappa} , \qquad (2.23)$$

де, як правило [45], *n* = 2.

З врахуванням (2.17) та (2.22) вираз (2.23) отримує кінцевий вигляд:

$$h_{\kappa} = \frac{D_{\kappa}^{2}}{v_{c\delta\pi}^{2} (N-2)} j_{\mu} + 2\sqrt{\frac{S_{0}\omega_{s}}{2}} ND_{\kappa}. \qquad (2.24)$$

Згадаймо, що завданням захисту ЛА від керованих ракет є цілеспрямоване збільшення h_{κ} таким чином, щоб максимально збільшити ймовірність не ураження ЛА як повітряної цілі.

На основі аналізу виразу (2.24) можна сформулювати наступні шляхи цілеспрямованого зниження точності наведення ракет (збільшення їх промаху) при захисті від них ЛА:

- перенацілювання ІЧ ГСН ракети на ХТЦ. У цьому випадку *h_к* буде тим більшим, чим на більшу відстань хибна ціль відійде від ЛА, що захищається, до моменту зустрічі ракети та ХТЦ;
- формування завадового сигналу, що призводить до появи в IЧ ГСН ракети, яка атакує, параметру $S_0 \omega_s$ достатньої інтенсивності. При цьому необхідно мати на увазі, що формування завадового сигналу, який призводить до появи в IЧ ГСН випадкових коливань вимірюваної кутової швидкості ω у вигляді білого шуму з інтенсивністю S_0 , вимагатиме значних енерговитрат. Але, до входу контуру наведення ракети проходить тільки частина сигналу, яка обмежена смугою ω_s . Тому доцільно формувати такий завадовий сигнал, щоб S_0 знаходилась у смузі частот, близькій до ω_s ;
- збільшення D_{κ} , наприклад формуючи такий завадовий сигнал на вході ІЧ ГСН, коли на відстані D_{sp} , суттєво більшій, ніж D_{e} або D_{ocn} , виникає зрив супроводу цілі головкою самонаведення. Тут також необхідно зазначити, якщо під час дії завадового зриву супроводу цілі головкою самонаведення не досягнуто, то може виявитися, що h_{κ} буде недостатнім для захисту ЛА, тому що D_{ocn}

у сучасних IЧ ГСН складає величину у кілька десятків метрів, а D_s при малих значеннях T_p та $v_{c\delta a}$ (наприклад, атака з напрямку ЗПС повітряної цілі) може складати всього 60...80 м.

2.4. Інфрачервоні головки самонаведення

Для реалізації методу пропорційного самонаведення необхідно ракетною апаратурою вимірювати кутову швидкість ω лінії візування ПЦ.

З метою вимірювання параметра ω застосовують так званий слідкуючий координатор цілі, який представляє собою автоматичну замкнуту слідкуючу систему. До складу такої замкнутої системи слідкування входять:

- координатор цілі (КЦ) пристрій, який вимірює кутові координати ПЦ і формує на своєму виході сигнали, пропорційні відхиленню вісі чутливості від напрямку на ціль;
- підсилювач потужності, що виконує підсилення вихідних сигналів КЦ;
- слідкуючий привід, який, створюючи коло від'ємного зворотного зв'язку, обертає КЦ таким чином, щоб вісь його чутливості слідкувала за положенням у просторі ПЦ.

Спрощена структурна схема слідкуючого КЦ зображена на рис. 2.8, де $W_{\kappa\mu}$, $W_{\Pi\Pi}$, $W_{c\Pi}$ — передатоточні функції КЦ, підсилювача потужності та слідкуючого приводу.

Відомо, що слідкуючий привід є інтегруючою ланкою з передаточною функцією:

$$W_{CII}(p)=rac{k_{CII}}{p},$$

де k_{CII} — коефіцієнт передачі слідкуючого приводу.

Вихідним параметром слідкуючого приводу є оцінка кутового положення цілі $\widehat{\phi}$, яка порівнюється з фактичним кутом цілі ϕ .



Рис. 2.8. Слідкуючий координатор цілі

Оцінку кутового положення цілі $\hat{\varphi}$ з використанням передаточної функції слідкуючого приводу можна виразити як:

$$\widehat{\varphi} = U \cdot \frac{k_{CII}}{p}$$

де U — сигнал з виходу підсилювача потужності, що надходить до входу слідкуючого приводу. Запишемо з цього виразу сигнал U в операторній формі:

$$U=\frac{\widehat{\varphi}\cdot p}{k_{C\Pi}}.$$

Враховуючи, що $\hat{\varphi} \cdot p \approx \omega$, робимо висновок, що у вихідному сигналі підсилювача потужності слідкуючого КЦ міститься інформація про кутову швидкість ω . Таким чином, замкнута слідкуюча система, куди входять КЦ та підсилювач потужності, а до кола від'ємного зворотного зв'язку входить слідкуючий привід, дає змогу вимірювати кутову швидкість ω лінії візування ПЦ.

У якості слідкуючих приводів можуть використовуватися електродвигуни, або гіроскопічні пристрої. Електричні двигуни можуть забезпечувати більшу потужність у порівнянні з гіроскопічними приводами, але їм притаманна більша інерційність, крім того електродвигуни кінематично не розв'язані від коливань ракети. Тому їх використовують у тих випадках, коли величини ω незначні і власні коливання ракети протікають на низьких частотах, котрі електричний двигун може відпрацювати без суттєвих помилок. Якщо величини є значними, то в якості слідкуючого приводу використовують гіроскопічні пристрої. Останні в слідкуючих КЦ отримали найбільше поширення.

Слідкуючий КЦ, а також додаткові пристрої, що забезпечують його функціонування у різних режимах (цілевказання, захоплення сигналу цілі, відстроювання від завад та ін.), які конструктивно об'єднані у один відсік ракети (як правило головний), у технічній літературі отримали назву головка самонаведення — ГСН. Основним та найбільш відповідальним пристроєм у ГСН є її КЦ.

2.4.1. Інфрачервоні координатори цілі та їх основні характеристики

Координатор цілі (КЦ) — це пристрій, що вимірює кутові координати ПЦ відносно базового напрямку, Найчастіше, як базовий напрямок, використовують напрямок вісі чутливості КЦ. Якщо в якості вхідного сигналу КЦ використовує ІЧ випромінювання ПЦ, то то такий координатор називається інфрачервоний координатор цілі (ІКЦ).

Найбільше поширення отримали ІКЦ, які використовують ІЧ випромінювання у діапазонах довжин хвиль 1,8–3 мкм (ближній ІЧ діапазон), 3–5 мкм (середній ІЧ діапазон) та 8–12 мкм (дальний ІЧ діапазон, що зумовлено такими факторами:

- по-перше, використання зазначених діапазонів довжин хвиль обумовлено вікнами прозорості атмосфери;
- по-друге, для даних діапазонів довжин хвиль створено високо чутливі ПВ, зокрема, у ближньому ІЧ діапазоні широко застосовуються ПВ на основі сполуки *PbS*, які можуть функціонувати як у не охолоджуваному так і в охолоджуваному режимах. Для середнього діапазону ІЧ випромінювання широко застосовуються ПВ на основі

матеріалу InSb, що охолоджуються до температури рідкого азоту. Для дальнього IЧ діапазону довжин хвиль застосовують ПВ на основі потрійної сполуки HgCdTe, які теж потребують охолодження до температури рідкого азоту;

 по-третє, ЛА, як ціль, є джерелом ІЧ випромінювання, спектр якого перекриває всі три вказані діапазони ІЧ випромінювання.

Одним з основних елементів ІКЦ є його оптична система (OC), або об'єктив, що виконує такі важливі функції [47]:

- будує систему координат, відносно якої визначаються координати ПЦ;
- формує зображення ПЦ у фокальній площині. Внаслідок малості розмірів цілі у порівнянні з дальністю до неї, це зображення є точковим, тобто величина зображення ПЦ у фокальній площині ОС не перевищує величини плями залишкових аберацій;
- створює необхідну для роботи ПВ концентрацію ІЧ випромінювання, що попадає до входу ОС ІКЦ.

Схема ІКЦ представлена на рис. 2.9.

Основним елементом ОС 1 є первинне 2 та вторинне 3 дзеркала. У фокальній площині ОС знаходиться аналізатор зображення (АЗ) 4, а безпосередньо за нам — ПВ 5. Конструктивно ОС стабілізується за допомогою гіроскопа (гіроплатформи), або сама є ротором гіроскопа. АЗ виконується у вигляді механічних растрів різноманітної конфігурації. Іноді ПВ має таку конфігурацію, що сам, одночасно, виконує також роль аналізатора.

Принцип дії ІКЦ полягає у наступному. За допомогою ОС в її фокальній площині формується зображення ПЦ. Призначення АЗ та ПВ полягає в тому, щоб виділити точковий сигнал цілі на фоні протяжних природних завад (наприклад, завади у вигляді осяяної сонцем хмари) та закодувати координати цілі відносно вісі чутливості ІКЦ шляхом модуляції сфокусованого ІЧ випромінювання цілі. Іноді АЗ називають модулятором ІЧ випромінювання. Модуляція ІЧ випромінювання виконується шляхом обертання модулятора за допомогою електродвигуна 7.



Рис. 2.9. Схема ІКЦ:

оптична система; 2 — первинне дзеркало; 3 — вторинне
 дзеркало; 4 — аналізатор зображення; 5 — ПВ; 6 — електронний
 блок; 7 — электродвигун; 8 — генератор опорних напруг

ПВ перетворює модульоване IЧ випромінювання в електричний сигнал, при цьому закон зміни електричного сигналу повторює закон модуляції IЧ випромінювання. Електронний блок 6 виконує підсилення сигналу, зформованого ПВ, його фільтрування та декодування (демодуляцію) з метою виділення сигналів, пропорційних кутовим координатам цілі ϕ_u . Крім цих функцій, електронний блок у сучасних ІКЦ виконує багато забезпечуючих функцій, зокрема виконує функцію захисту від штучних завад.

Для означення початку відліку при вимірюванні кутових координат цілі електродвигун 7 синхронізує обертовий рух A3 4 з рухом генератора опорних напруг (ГОН) 8. Сигнал ГОН використовується у електронному блоці як опорний для визначення ϕ_u .

Перелічені елементи ІКЦ складають один канал обробки ІЧ сигналу цілі. Більшість ІКЦ є одно канальними («однокольоровими»), що працюють в одному діапазоні довжин хвиль. Іноді, в основному для підвищення завадозахищеності, до складу ІКЦ вводять другий канал — допоміжний, який використовує інший діапазон довжин хвиль ІЧ випромінювання. Такі ІКЦ являються двоканальними («двокольоровими»). Як правило, основний канал чутливий до ІЧ випромінювання середнього діапазону довжин хвиль, а допоміжний може працювати в ближньому або дальньому діапазонах довжин хвиль ІЧ випромінювання. Відомі також КЦ, в яких допоміжний канал працює в ультрафіолетовому діапазоні [48].

Однією з важливих характеристик ІКЦ є ширина його миттєвого кута поля зору. Під миттєвим кутом поля зору розуміють плоский кут біля вершини конусу, у межах якого ІЧ випромінювання будь якого джерела, яке віддалене від ІКЦ на достатню відстань, фокусується на чутливу ділянку ПВ. Сучасні ІКЦ мають досить обмежений миттєвий кут поля зору, величина якого не перевищує значень у кілька кутових градусів, як правило $1...5^{\circ}$.

2.4.2. Способи модуляції ІЧ випромінювання в ІКЦ

Аналізатори зображення (модулятори IЧ випромінювання), виконуючи функції фільтрування точкових джерел та кодування кутових координат цілі, являються одним з найважливіших елементів ІКЦ, тому що саме вид модуляції ІЧ випромінювання визначає структуру електронного блоку ІКЦ, а також його характеристики точності та захищеності від природних та штучних завад.

У залежності від виду модуляції АЗ можуть бути з неперервною та імпульсною модуляцією [49].

Аналізатори з неперервною модуляцією характеризуються тим, що сфокусоване ОС випромінювання цілі модулюється протягом часу, що складає не менше, як 50% від періоду модуляції (час одного оберту модулятора). У цьому випадку ПВ неперервно засвічується періодичним ІЧ сигналом, амплітуда, частота та фаза першої гармоніки якого залежить від кутових координат цілі. Найбільш відомими видами неперервної модуляції, що отримали поширення в сучасних ІКЦ, є амплітуднофазова модуляція (АФМ) та частотно-фазова модуляція (ЧФМ).

Аналізатори з імпульсною модуляцією характеризуються тим, що сфокусоване IЧ випромінювання проходить на ПВ у вигляді одного короткого імпульсу за період модуляції, при чому кожне джерело IЧ випромінювання, що знаходиться у миттєвому полі зору ІКЦ, за період модуляції дасть один імпульс. Інформація про координати цілі при імпульсній модуляції може бути закодована в амплітуді і фазі, ширині імпульсу та його фазі, або у часовому положенні імпульсу відносно опорного. Найбільш поширеними у сучасних ІКЦ є часо-імпульсна модуляція (ЧІМ) та амплітудно-імпульсна модуляція (АІМ).

Аналізатори зображення з неперервною модуляцією

Відома велика кількість АЗ з неперервною модуляцією ІЧ сигналу [50]. Але далеко не всі вони застосовуються у сучасних ІКЦ. Приклади найбільш поширених АЗ, що забезпечують АФМ та ЧФМ, показані на рис. 2.10.

Аналізатор з АФМ (рис. 2.10, *a*) являє собою диск, що встановлюється у фокальній площині ОС координатора і обертається відносно її вісі з круговою частотою ω_0 . Одна частина диску (нижня на рис. 2.10, *a*) має прозорість 50%, а інша частина (верхня) — складається з прозорих та непрозорих секторів.

При попаданні зображення цілі (ЗЦ) на АЗ, який обертається з круговою частотою ω_0 , ІЧ випромінювання, що міститься у ЗЦ, модулюється та у модульованому вигляді проходить на ПВ. На виході ПВ формуються «пачки» електричних імпульсів $U_{\Pi B}$ (Рис. 2.11). Частота цих пачок дорівнює частоті обертання АЗ. Ця частота має назву — огинаюча частота f_o , а частота імпульсів у пачці — називається несучою частотою f_{μ} . Відповідно, $\omega_o = 2\pi f_o$ — кругова частота огинаючої, $\omega_{\mu} = 2\pi f_{\mu}$ — кругова частота несучої.



а) б) в) Рис. 2.10. Аналізатори зображення з неперервною модуляцією: а), б) АЗ з АФМ; в) АЗ з ЧФМ

Інформація про кутові координати цілі кодується в амплітуді імпульсів у»пачці» та у фазі «пачки» відносно початку відліку. Основними операціями над модульованими сигналами в ІКЦ з АФМ є підсилення та амплітудне детектирування, у результаті чого на виході ІКЦ формується вихідний гармонічний сигнал $U_{\scriptscriptstyle BMX}$ у вигляді:

$$U_{BHX} = U(\varphi) \cos(\omega_o t + \varphi), \qquad (2.25)$$

де $U(\phi)$ — амплітуда сигналу, що залежить від кута розбіжності ϕ (кут між напрямком на ціль та напрямком осі ОС координатора); ϕ — фаза сигналу, що залежить від фазового кута площини розбіжності (площина, у якій вимірюється кут ϕ). Параметри ϕ та ϕ представляють собою кутові координати ПЦ у полярній системі координат. Для отримання кутових координат ПЦ у декартових координатах сигнал (2.25) подають на фазовий детектор, де, шляхом перемноження сигналу (2.25) на опорні сигнали ГОН, отримують кутові координати ПЦ у двох взаємно перпендикулярних площинах.

Щоб амплітуда сигналу $U(\phi)$ у виразі (2.25) залежала тільки від кута ϕ і не залежала від дальності до цілі, підсилюючий тракт повинен мати у своєму складі систему автоматичного регулювання підсилення (АРП). Основним недоліком АЗ, схема якого приведена на рис. 2.11, є наявність у нього так званої зони нечутливості, коли, при наближенні кутової розбіжності до нульового значення, модуляція ІЧ випромінювання пропадає, що впливає на точність вимірювання кутових координат цілі.

Аналізатор, що зображений на рис. 2.10, б також забезпечує АФМ, але у нього немає зони нечутливості. Такий АЗ розташовується перед ПВ нерухомо, а ЗЦ, з метою модуляції, обертається (сканує) з круговою частотою ω_0 по колу з постійним радіусом. Формування сигналу $U_{\Pi B}$ при застосуванні даного АЗ показано на рис. 2.12.

Схема ІКЦ з АФМ показана на рис. 2.13. При застосуванні АЗ, схема якого зображена на рис. 2.10, *б*, сигнал на виході ПВ буде мати вигляд:

$$U_{IIB}(t) = U_0(1 + m(\varphi)\cos(\omega_o t + \phi)\cos\omega_u(t)), \qquad (2.26)$$

де U_0 — амплітуда сигналу при $\phi_u = 0$; $m(\phi)$ — коефіцієнт амплітудної модуляції, який залежить від кута ϕ .



Рис. 2.11. Формування сигналу $U_{\scriptscriptstyle \Pi B}$ при АФМ та обертанні АЗ







У підсилювачі несучої 2 сигнал (2.26) підсилюється на частоті ω_{μ} , після чого в амплітудному детекторі 4 виділяється огинаюча на частоті ω_{o} , яка потім підсилюється у підсилювачі згинаючої 5. На виході підсилювача 5 формується сигнал у вигляді (2.25). Якщо система керування ракетою використовує інформацію про кутові координати ПЦ у полярній системі координат, що має місце, наприклад у ПЗРК, то сигнал з виходу підсилювача 5 без будь яких перетворень подається на пристрій корекції слідкуючого приводу. Якщо для керування ракетою необхідно отримати кутові координати ПЦ у декартовій системі координат, то сигнал з виходу підсилювача 5 подається на



Рис. 2.13. Схема ІКЦ с АФМ:

1 — ПВ с аналізатором зображення; 2 — підсилювач несучої;

3 — схема АРП; 4 — амплітудний детектор; 5 — підсилювач огинаючої; 6, 7 — фазові детектори

входи фазових детекторів 6 і 7, де цей сигнал перемножується з опорними напругами ГОН (ГОН на рис. 2.13 не показано), у результаті чого отримують кутові координати ПЦ у двох ортогональних площинах.

При використанні в ІКЦ обертового аналізатора, зображеного на рис. 2.10, а, сигнал на виході ПВ матиме вигляд:

$$U_{IIB} = \frac{U_o}{2} \left[1 + m_r(t) m(\varphi) \sin \omega_{\mu} t \right], \qquad (2.27)$$

де $m_r(t)$ — функція стробування з періодом $2\pi/\omega_o$, яка приймає нульове значення при знаходженні ЗЦ на напівпрозорому (50% прозорості) секторі та одиничне значення у протилежному випадку. У всьому іншому обробка сигналу в ІКЦ з таким АЗ така ж сама, що і у попередньому випадку.

Аналізатор зображення з ЧФМ (см. Рис. 2.10, e) розташовується у фокальній площині ОС нерухомо, а для модуляції ЗЦ виконує кругове обертання з частотою ω_0 — сканування по колу, що має незмінний радіус. Якщо оптична вісь ІКЦ направлена на ПЦ (рис. 2.14) і виконується супроводження з нульовою помилкою ($\phi_u = 0$), то центр кола сканування (коло 1) співпадає з центром АЗ. Електричний сигнал $U_{\Pi B1}$ на виході ПВ, у цьому випадку, представляє собою неперервну послідовність імпульсів з постійною частотою f_0 . Якщо з'являється помилка супроводження ($\varphi_u \neq 0$), то центр кола сканування (коло 2) пересувається.

Сигнал $U_{\Pi B2}$ на виході ПВ, у цьому випадку, буде змінюватися за частотою, причому максимальне відхилення частоти Δf (девіація частоти) від f_0 залежатиме від кута φ , а положення максимуму Δf на вісі часу від фазового кута ϕ . Таким чином, на відміну АЗ з АФМ, де f_n є постійною величиною, АЗ з ЧФМ формує сигнал зі змінною частотою f_n , причому величина зміни цієї частоти Δf пропорційна куту φ .





Основними операціями, що виконуються в ІКЦ з ЧФМ, є підсилення сигналу, що формується на виході ПВ, та його частотне детектування. У результаті таких перетворювань формується гармонічний сигнал виду (2.25), де, як і раніше, φ та ϕ — кутові координати ПЦ у полярній системі координат. Необхідно зауважити, при ЧФМ амплітуда сигналу на частоті f_n корисної інформації не містить, тому після необхідного підсилення частотно модульований сигнал обмежується за амплітудою.

На рис. 2.15 зображена схема ІКЦ с ЧФМ. Функціонування такого ІКЦ полягає у наступному.

Зфокусоване IЧ випромінювання ПЦ модулюється за допомогою АЗ 1. Сигнал на виході ПВ 2 записується у вигляді часової залежності:

$$U_{\Pi B}(t) = U_0 \sin\left\{ \left[\omega_n t + m_f(\varphi) \sin(\omega_o t + \varphi) \right] \right\}, \qquad (2.28)$$

де U_o — постійна амплітуда імпульсів; $m_f(\phi)$ — коефіцієнт частотної модуляції, який залежить від кутової координати ϕ .

Підсилювач 3 виконує підсилення частотно-модульованого сигналу, що має частоту ω_n . Підсилювач-обмежувач 4 підсилює та обмежує амплітуду сигналу, якщо у миттєвому полі зору ІКЦ з'являється потужне джерело ІЧ випромінювання, або при збільшенні потужності ІЧ випромінювання ПЦ при наближенні до неї керованої ракети. Частотний детектор 5, завдяки резонансним



Рис. 2.15. Схема ІКЦ с ЧФМ:

- 1 аналізатор зображення; 2 ПВ; 3 підсилювач несучої;
 - 4 підсилювач-обмежувач; 5 частотний детектор;
 - 6 підсилювач огинаючої; 7, 8 фазові детектори

властивостям своїх коливальних контурів, формує на виході сигнал, амплітуда якого з точністю до постійного коефіцієнта дорівнює відхиленню миттєвої частоти у виразі (2.28), тобто величині $m_f(\phi)\sin(\omega_o t + \phi)$. Отриманий таким чином сигнал поступає до входу підсилювача згинаючої 5, що являє собою фільтр, налаштований на частоту ω_o з шириною смуги пропускання $\Delta \omega$. На виході підсилювача 5 формується сигнал виду (2.25), де ϕ та ϕ — кутові координати ПЦ у полярній системі координат. Розкладання кута ϕ по двох ортогональних площинах виконується фазовими детекторами 7 та 8 при наявності на інших їх входах сигналів з ГОН (на рис. 2.15 не показано).

Аналізатори зображення з імпульсною модуляцією

Загальною властивістю АЗ з імпульсною модуляцією є те, що джерела ІЧ випромінювання, що мають різні кутові координати, можуть бути розрізненими кожне окремо, тобто при такій модуляції кожне джерело ІЧ випромінювання, що знаходиться у межах миттєвого поля зору ІКЦ, на виході ПВ формує свій імпульс.

Аналізатори зображень, що реалізують імпульсну модуляцію, приведені на рис. 2.16 [51,52].

В аналізаторі зображень з ЧІМ (рис. 2.16, *a*) роль модулятора відіграють два ПВ (ПВ1 та ПВ2) прямокутної форми,



Рис. 2.16. Аналізатори зображень з імпульсною модуляцією: а) АЗ з ЧІМ; б) АЗ з АІМ; в) АЗ розеточного типу осі яких утворюють прямий кут та пересікаються у точці O. Зображення цілі ЗЦ у цьому випадку сканує по колу постійного радіусу. При нульових кутових координатах цілі центр кола сканування знаходиться у точці O. У моменти пересікання зображенням цілі приймачів ПВ1 та ПВ2 на їх виходах з'являються електричні імпульси. Якщо кутові координати ПЦ не дорівнюють нулю, то центр кола сканування пересувається від точки O, внаслідок чого час появи імпульсів на виходах ПВ1 та ПВ2 змінюється відносно початкового, причому, при зміні кутових координат ПЦ за величиною та знаком, часові зміни появи вказаних імпульсів відносно початкових також змінюються за величиною та знаком.

Слід зазначити, що часове положення імпульсу на виході ПВ1 містить інформацію про кутову координату ПЦ у напрямку осі Z, а часове положення імпульсу на виході ПВ2 — інформацію про кутову координату ПЦ у напрямку осі Y. Звідси витікає, що ІКЦ з ЧІМ має дві ідентичні схеми обробки сигналів з ПВ1 та ПВ2, на виходах яких формуються сигнали, пропорційні до кутових координат ПЦ у декартовій системі координат.

Характерними можливостями, що мають місце при обробці сигналів в ІКЦ з ЧІМ є такі:

- можливість, після підсилення до необхідного рівня, обмеження сигналів за амплітудою, тому що амплітуда сигналів при ЧІМ корисної інформації не містить;
- можливість стробування приймачів ПВ1 та ПВ2, тобто відкривати їх тільки на короткий час, коли очікується проходження по них ЗЦ, що дає змогу різко знизити завадову дію сторонніх джерел ІЧ випромінювання;
- можливість селекції точкових та фонових джерел ІЧ випромінювання за формою та тривалістю імпульсів з ПВ1 та ПВ2;
- можливість введення додаткових каналів обробки сигналів з ПВ1 та ПВ2 для реалізації задач завадозахищенності.

Аналізатор зображення з АІМ (рис. 2.16, б) являє собою диск з одним прозорим вузьким сектором. Цей диск розташовується у фокальній площині ОС та обертається з кутовою швидкістю ω. Центр обертання диска знаходиться на оптичній осі ОС. За один оберт АЗ на виході ПВ формується один імпульс, при цьому, амплітуда такого імпульсу пропорційно залежить від величини кутової координати ф, а часове положення імпульсу відносно початку відліку (визначається за допомогою ГОН) залежить від фазового кута ф. Сутність обробки сигналів в ІКЦ з АІМ полягає у підсиленні імпульсної послідовності, що формує ПВ, та виділенні з неї першої гармоніки на частоті обертання АЗ. У результаті виконання цих операції на виході ІКЦ формується сигнал виду (2.25). У зв'язку з тим, що при АІМ в амплітуді сигналу міститься корисна інформація про кутові координати цілі, в ІКЦ з АІМ, так само як і в ІКЦ з АФМ, обов'язковою є наявність схеми АРП. Можливим також у даних ІКЦ є застосування пристроїв стробування з метою підвищення завадозахищенності.

Відомим також є ІКЦ з АІМ, у якому замість обертового диска з прозорим вузьким сектором, застосовується обертовий ПВ, на поверхню якого нанесена непрозора маска з вузьким прямокутним вікном, що виконує роль прозорого сектора [53]. Але у цьому ІКЦ величина кутових координат ПЦ кодується не у амплітуді імпульсу на виході ПВ, а у часовій тривалості самого імпульсу — чим більше значення кутової координати цілі, тим менша часова тривалість імпульсу. Часова тривалість імпульсів пов'язана з їх спектральною шириною, тому у такому координаторі перед отриманням вихідного сигналу у вигляді (2.25), ширина спектру імпульсів, що отримані на виході ПВ, перетворюється в амплітуду гармонічного сигналу за допомогою спеціального параметричного підсилювача, чутливого до частотного спектру цих імпульсів, [54].

Імпульсна модуляція може бути реалізована також шляхом сканування вузького поля зору, що складає одиниці кутових мінут, за розетковою (рис. 2.16, *в*) траєкторією [52]. Одним із способів реалізації розеткового сканування є обертання з круговою частотою ω_1 об'єктива (рис. 2.17), у фокальній площині якого малорозмірний ПВ зсунутий відносно оптичної вісі O_1 об'єктива на величину R_{IIB} . Для отримання розеткової траєкторії сканування необхідно до обертання ПВ за траєкторією 1 додати переносне обертання вісі O_1 відносно початку вимірювальної системи координат ZOY за траєкторією 2 з круговою частотою ω_2 . Частота обертання оптичної вісі O_1 відносно O є частотою переносного обертання. Кількість пелюсток N розеткової траєкторії дорівнює відношенню частот f_1 / f_2 , де $f_1 = \omega_1 / 2\pi$, $f_2 = \omega_2 / 2\pi$. Отримана таким чином розеткова траєкторія руху ПВ у системі координат ZOY описується за допомогою таких виразів:

 $Y = R_{III} \sin 2\pi f_1 t - R_{III} \cos 2\pi f_2 t;$ $Z = -R_{III} \cos 2\pi f_1 t + R_{III} \sin 2\pi f_2 t.$

Координати цілі, що знаходиться у полі зору ІКЦ з розетковим скануванням, вимірюються у декартовій системі координат часо-імпульсним способом шляхом запам'ятовування поточних значень сигналів ГОН на частотах f_1 та f_2 у момент появи електричного імпульсу на виході ПВ.



Рис. 2.17. Реалізація розеткового сканування

У малогабаритних ІКЦ розеткове сканування може бути реалізованим за допомогою двох оптичних клинів, які обертаються навколо однієї осі з частотами f_1 і f_2 , відповідно [5]. На рис. 2.18 зображені траєкторія розеткового сканування поля зору ІКЦ, різні положення ЗЦ 1, 2, 3 на розетковії траєкторії сканування та сигнали на виході ПВ, що відповідають цим положенням ЗЦ. Центр траєкторії сканування співпадає з оптичною віссю ІКЦ.



Рис. 2.18. Сигнали на виході ПВ в ОКЦ з розетковим скануванням при різних положеннях зображення цілі (1, 2, 3) на розетці

При максимальних кутових координатах ПЦ (положення $3\amalg - 1$) на виході ПВ формується послідовність одиночних імпульсів, що слідують з періодом $T = 1/f_2$ сканування розетки. При зменшенні кутових координат ПЦ (положення $3\amalg - 2$) замість одиночних імпульсів формується послідовність груп із n імпульсів, що слідують з періодом $T = 1/f_2$, причому, зі зменшенням кутових координат ПЦ кількість імпульсів n за період $T = 1/f_2$ у групі зростає. При нульових координатах ПЦ (положення $3\amalg - 3$) кількість імпульсів у групі дорівнює кількості пелюсток у розетці, тобто n = N, тобто сигнал на

виході ПВ перетворюється у неперервну послідовність імпульсів, частота яких дорівнює сумі $f_1 + f_2$.

Інформація про кутові координати ПЦ міститься у полярних координатах ϕ та ϕ , які визначаються за допомогою таких формул:

$$\varphi = A \cdot (1 - \frac{n}{N});$$

$$\phi = 2\pi \cdot \tau / T,$$

де A — радіус траєкторії розеткового сканування; τ — час появи групи із n імпульсів відносно початку відліку.

Особливістю розеткового сканування є широкий діапазон частот імпульсів від f_2 при знаходженні ЗЦ на краї поля зору до $f_1 + f_2$ при знаходженні зображення ПЦ у центрі поля зору ІКЦ.

2.4.3. Матричні координатори цілі

Матричні координатори цілі (МКЦ) — це координатори, в яких сфокусоване оптичною системою (об'єктивом) зображення цілі проектується на матричний приймач випромінювання (МПВ). У таких координаторах відсутні будь які механічні модулятори випромінювання. МКЦ використовують високо роздільні об'єктиви, що формують не точкове, а багатопіксельне зображення цілі, яке за допомогою МПВ перетворюється у відеосигнал. Подібні системи дають змогу отримувати значно більше інформації про ПЦ, ніж системи, що використовують для свого функціонування точкове зображення цілі. Принципи формування зображення цілі МКЦ аналогічні тим, що використовуються у тепловізійних системах. Вони працюють у діапазонах довжин хвиль ІЧ випромінювання $\Delta \lambda = 3...5$ мкм або $\Delta \lambda = 8...12$ мкм. У зв'язку з цим, МКЦ іноді називають тепловізійними координаторами цілі (ТПКЦ), а головки самонаведення, у яких застосовуються ТПКЦ, називають тепловізійними головками самонаведення (ТПГСН).

Основні переваги МКЦ, у порівнянні з іншими координаторами, полягають у тому, що у них формуються теплові

зображення об'єктів з високою роздільною здатністю, що дає змогу реалізації режимів автоматичного упізнавання ПЦ, вибору точки прицілювання на самій ПЦ, ефективно реалізовувати алгоритми захисту від природних та штучних завад.

Теплове зображення, до якого входять зображення ПЦ та ділянки різноманітного фону, характеризуються значною мінливістю розподілу освітленості у площині МПВ, тому таке зображення на першому етапі підлягає попередній обробці сегментації [55].

Під сегментацією розуміють процес розбиття теплового зображення на окремі ділянки, для яких виконується деякий критерій однорідності, наприклад, виділення на тепловому зображенні ділянок з приблизно однаковими рівнями яскравості. Таким чином, сегментація дає змогу виділити із всього теплового зображення тільки ділянку з зображенням цілі, ця ділянка, у подальшому, підлягає операції упізнавання та визначення кутових координат упізнаної цілі.

Послідовність основних операцій обробки сигналів у МКЦ відображена на рис. 2.19 [56].

На першому етапі за допомогою оптичної системи отримують теплове зображення, яке проектується на МПВ. Як правило, оптична система та МПВ конструктивно поєднуються в один вузол, просторове положення якого стабілізується та коректується за допомогою, наприклад, гіростабілізатора. Отримане теплове зображення за допомогою МПВ перетворюється у відеосигнал. Відеосигнал, що містить у собі повну інформацію про кадр теплового зображення, використовується для сегментації вхідного зображення — розділення сукупності пікселів кадру зображення на ділянки, в яких є зображення цілі та інші ділянки, які не мають відношення до цілі.

У результаті сегментації у кадрі теплового зображення залишається тільки зображення цілі, яке для подальшої обробки перетворюється у бінарне зображення, тобто, амплітуді відеосигналу, що відповідають ділянкам зображення цілі, присвоюють «1», а всім іншим ділянкам — «0». Отримане бінарне зображення цілі використовується для упізнавання шляхом його порівняння з еталоном, а після упізнавання — для визначення кутових координат упізнаної цілі та слідкування за нею.

У залежності від способу визначення координат зображення цілі розрізняють МКЦ зі стробуванням відеоінформації та МКЦ кореляційного типу [52].

У МКЦ зі стробуванням відеоінформації бінарне зображення цілі обрамлюється площинним стробом у вигляді «вікна», яке, обрамлюючи зображення цілі, постійно слідкує за ним, а у якості координат ПЦ приймаються координати центру слідкуючого «вікна».



Рис. 2.19. Основні операції, що виконуються при обробці сигналів у МКЦ

У МКЦ кореляційного типу виконується оцінка взаємнокореляційної функції між поточним та еталонним зображеннями, при чому, для супроводу цілі, за еталонне зображення беруть зображення, що отримане у попередньому кадрі

Сегментація зображень

Центральне місце в задачах сегментації зображень посідає порогова обробка зображень.

Порогова обробка теплових зображень заснована на двох базових властивостях сигналу яскравості зображень:

- розривності наявність перепадів яскравості (наприклад, на межі зображень цілі та фону існує перепад яскравості);
- однорідності зображення складається з деяких однорідних у сенсі наперед вибраних критеріїв ділянок зображення (наприклад, розподіл яскравості ділянок зображень цілі та фону між собою суттєво розрізняються, але у межах кожної з цих ділянок яскравості однорідні).

Операція порогової обробки теплових зображень є однією з найбільш простих та ефективних процедур перетворення зображень і завжди передує процесові упізнавання ПЦ та слідкування за нею. Вона полягає у співставленні значень яскравості кожного пікселя зображення із заданим порогом, у результаті чого формується бінарне зображення. При цьому, початкове зображення, що має L рівнів яскравості, перетворюється у чорно-біле зображення, пікселі якого мають тільки два значення — «0» або «1».

Найбільш простим та достатньо ефективним способом порогової обробки є спосіб подвійного обмеження [56].

Розглянемо, як одну з ілюстрацій, приклад цільової обстановки, зображеної на рис. 2.20.

На початковому зображенні спостерігаються ділянки природного фону, повітряна ціль та штучні завади — ХТЦ, які характеризуються розподілами яскравості $f_{\phi}(m,n)$, $f_{II}(m,n)$, $f_{_{XTH}}(m,n)$, відповідно, де m,n — номери пікселів за рядками та стовпчиками початкового зображення, причому $f_{_{D}}(m,n) <$ $f_{_{\!H}}(m,n) < f_{_{XTH}}(m,n)$, що майже завжди є справедливим. Якщо вибрати пороги бінаризації t_1 та t_2 такими, що

$$egin{aligned} & f_{\phi}\left(m,n
ight) < t_{1} \, < \, f_{\mu}\left(m,n
ight); \ & f_{\mu}\left(m,n
ight) < \, t_{2} \, < \, f_{{}_{\!\!AMM}}\left(m,n
ight), \end{aligned}$$

то виконавши бінарізацію початкового зображення за алгоритмом:

$$egin{aligned} &f^1ig(m,nig)\!=\!0$$
 при $fig(m,nig) &< t_1\,; \ &f^1ig(m,nig)\!=\!1$ при $t_1 < fig(m,nig) < t_2\,; \ &f^1ig(m,nig)\!=\!0$ при $t_2 < fig(m,nig), \end{aligned}$

де $f^1(m,n)$ — яскравість пікселів бінарного зображення цілі; f(m,n) — яскравість пікселів початкового зображення, отримуємо оброблене зображення, на якому буде тільки зображення цілі, яке показано на рис. 2.21.

Однією з найбільш складних задач при пороговій обробці є задача формування порогу.

Найбільш відомим методом формування порогів є метод гістограм. Цей метод ґрунтується на гіпотезі, що зображення містить деяке число однорідних за яскравістю класів точок, розподіл ймовірностей яскравості яких має унімодальний характер. Крім того, вважається, що граничні ділянки між замкнутими областями займають порівняно невелику площу. Тому, на гістограмі їм повинні відповідати міжмодові впадини, в яких можуть бути встановлені пороги сегментації [57].

Гістограма яскравості являє собою графічне зображення розподілу частості n_{t} пікселів з різними рівнями яскравості f. Для зображення, яке представлено на рис. 2.20, гістограму яскравості можна представити у вигляді, що показано на рис. 2.22.

Дана гістограма має три моди, які відповідають розподілам пікселів, що складають ділянки зображень фону, ПЦ та ХТЦ,



Рис. 2.22. Гістограма яскравостей

відповідно. Пороги сегментації t_1 та t_2 вибирають таким чином, щоб вони знаходились у впадинах між модами гістограми. Реальні теплові зображення характеризуються просторовою та часовою мінливістю, тому застосування найпростіших видів сегментації може виявитися не достатнім для надійного супроводження ПЦ. На практиці можуть використовуватися і інші, більш складні в обчислювальному сенсі методи сегментації, такі, наприклад, як метод сегментації на основі виділення меж, методи байєсовської сегментації, та ін. [57].

Крім того, теплове зображення перед сегментацією може фільтруватися з метою зменшення шумів, підкреслення деталей зображення, підвищення або зниження його контрасту [58]. Кінцевим Завданням попередньої обробки теплових зображень, таких як фільтрація та будь якого виду сегментації, є формування бінарного зображення цілі, яке використовується для визначення кутових координат ЦІ та її супроводу.

Матричний координатор цілі зі стробуванням відеоінформації

Функціональна схема МКЦ зі стробуванням відеоінформації, представлена на рис. 2.23 [52].

У такому МКЦ за допомогою МПВ 1 формується послідовність відео зображень цільо-фонової обстановки. У пристрої 2 фільтрації та сегментації виконується обробка відеоінформації, у результаті чого на його виході формується бінарне зображення ПЦ та деяких інших об'єктів — завад, які не змогли бути усунутими за допомогою операцій фільтрації та сегментації (рис. 2.24). Для вибору із всього різноманіття об'єктів, що знаходяться у полі зору МКЦ, саме цілі, строб («вікно») накладається на бінарне зображення ПЦ у ручному режимі (оператором перед пуском ракети) або в автоматичному режимі (при наявності у складі МКЦ системи автоматичного упізнавання). Схема стробування З (див. рис. 2.23) утримує строб на бінарному зображенні ПЦ.

Відеосигнал стробується для того, щоб відфільтрувати та у подальшому не використовувати відеоінформацію, що знаходиться поза стробом. Відеопроцесор 4 та обчислювач 5 координат цілі відносно центру стробу виконують обробку відеосигналу таким чином, щоб отримати сигнали помилки слідкування ε_{Y} , ε_{Z} геометричного центру ПЦ відносно центру строба Y_{G} , Z_{G} . Під дією сигналів ε_{Y} , ε_{Z} , генератор стробуючих



Початкове положення стробу

Рис. 2.23. Функціональна схема МКЦ зі стробуванням відеоінформації:

1 — МПВ; 2 — пристрій фільтрації та сегментації; 3 — схема стробування; 4 — відеопроцесор; 5 — обчислювач координат цілі відносно центру стробу; 6 — генератор стробуючих імпульсів; 7 — слідкуючий привід

імпульсів 6 змінює положення стробу для того, щоб звести $\varepsilon_{y}, \varepsilon_{z}$ до нуля, тобто щоб центр стробу знаходився на геометричному центрі ПЦ.

До входу слідкуючого пристрою 7 надаються сигнали помилок ε_{GY} , ε_{GZ} , за допомогою яких центр поля зору МКЦ утримусться на ПЦ. При цьому, сигнали помилок ε_{GY} , ε_{GZ} формуються наступним чином:

$$(\varepsilon_{GY},\varepsilon_{GZ})=(Y_G,Z_G)+(\varepsilon_y,\varepsilon_z).$$

Розміри стробу можуть бути незмінними (фіксованими) або адаптивними. Для супроводу ПЦ, розміри зображення якої, у процесі польоту ракети, змінюються у широких межах, застосовують адаптивний строб, розміри якого змінюються разом зі зміною розмірів цілі.

Для визначення помилок слідкування
 $\varepsilon_y, \varepsilon_z$ можуть використовуватися різноманітні алгоритми — слідкування за краями



Рис. 2.24. Слідкуючий строб

зображення цілі, слідкування за балансом площі, слідкування за центроїдами [52]. Алгоритм слідкування за центроїдами вважається одним із найбільш точних.

Матричний координатор цілі кореляційного типу

Принцип дії МКЦ кореляційного типу заснований на вимірюванні відносного зсуву двох різних зображень цілі, отриманих у різні проміжки часу. Одне з цих зображень є еталонним. Воно являє собою результат попереднього вимірювання. Друге зображення є поточним, воно отримується за допомогою МПВ у реальному масштабі часу. Координати ПЦ визначаються на основі порівняння поточного та еталонного зображень з застосуванням їх функції взаємної кореляції [52, 56, 59].

Нехай у пам'яті зберігається зображення s(y,z), а у реальному масштабі часу отримано поточне зображення r(y,z),

яке зсунуте, у порівнянні з еталонним на y_0 та z_0 , та має шум n(y,z). Тоді поточне зображення можна представити у вигляді:

$$r(y,z)=s(y-y_0,z-z_0)+n(y,z).$$

Слідкуючий контур МКЦ функціонує таким чином, щоб переміщенням поля зору координатора привести поточне зображення r(y,z) у відповідність до еталонного s(y,z), тобто звести y_0 та z_0 до нуля.

Функція взаємної кореляції зображень s(y,z) та r(y,z)визначається за допомогою формули:

$$c(y,z) = \iint_{S} s(u,v) r(u+y,v+z) du dv, \qquad (2.29)$$

де u, v — параметри зсуву; S — зона інтегрування, в якій знаходиться еталонне зображення s(y,z).

Недоліком алгоритму (2.29) є необхідний для його реалізації великий об'єм обчислень, тому що функція взаємної кореляції обчислюється для всіх можливих відносних зсувів поточного та еталонного зображень.

З метою зниження об'єму обчислень використовують кореляційну обробку не по всьому зображенню, а у деякому вікні, розміри якого визначають так звану опорну вибірку у межах стробу слідкування (рис. 2.25), при чому за еталонне зображення може бути взято як зображення всього об'єкту слідкування, так і його деяка частина. У цьому випадку розміри вікна опорної вибірки зазвичай менші, ніж розміри стробу слідкування.

Еталонне зображення ПЦ може бути введено до запам'ятовуючого пристрою або заздалегідь, або формуватися безпосередньо у процесі слідкування на базі зображення попереднього кадру.

Якщо еталонне зображення s(m,n) представляє собою матрицю з $M \times M$ цифрових елементів зображення, а поточне зображення r(m,n) представлено матрицею з $L \times L$ елементів, причому M < L та $0 \le m, n \le L$, тоді кореляційний алгоритм (2.29) приводиться до виразу:

$$c(i,j) = \frac{1}{M^2} \sum_{m=1}^{M} \sum_{n=1}^{M} r(i+m,j+n) s(m,n), \qquad (2.30)$$



Рис. 2.25. Опорна вибірка та строб слідкування

де c(i,j) — функція помилки; i,j — параметри зсуву.

Ко́ли c(i,j) досягає максимуму, параметри зсуву i,j відповідатимуть координатам розбіжності між поточним та еталонним зображенням.

Наявність в алгоритмі (2.30) операцій множення висуває жорсткі вимоги до швидкодії обчислювальних засобів.

Подальше зниження вимог до швидкодії обчислювальних засобів можливе при застосуванні від'ємної функції помилки $\varepsilon(i, j)$:

$$\varepsilon(i,j) = \sum_{m=1}^{M} \sum_{n=1}^{M} \left| r(i+m,j+n) - s(m,n) \right|.$$
 (2.31)

При суміщенні зображень *r* та *s* функція помилки $\varepsilon(i, j) = 0$, у всіх інших випадках — $\varepsilon(i, j) > 0$. Значення *i*, *j*, при яких $\varepsilon(i, j) = 0$, є координатами розбіжності.

Застосування алгоритму (2.31) дає змогу понизити вимоги до об'єму обчислень завдяки заміни операцій множення на операції додавання, віднімання та визначення абсолютного значення, при цьому точність кореляційного слідкування залишається придатною для реалізації слідкуючого координатора матричного типу, що дозволяє наводити ракету на повітряну ціль.

Функціональна схема МКЦ кореляційного типу зображена на рис. 2.26.



Рис. 2.26. Функциональна схема МКЦ кореляційного типу 1 — МПВ; 2 — пристрій фільтрації та сегментації; 3 — схема стробування; 4 — пристрій реєстрації еталону; 5 — схема формування опорної вибірки; 6 — корелятор; 7 — генератор стробуючих імпульсів; 8 — слідкуючий привід

Відмінністю даної функціональної схеми від функціональної схеми, що зображена на рис. 2.23, є те, що замість пристроїв 4 та 5 (відео процесор та обчислювач положення цілі), які визначають координати ε_{γ} , ε_{z} з застосуванням центроїдних способів, у ній застосовуються (див. рис. 2.26) пристрій реєстрації еталона 4, схема формування опорної вибірки 5 та корелятор 6. Ці пристрої виконують кореляційну обробку відеоінформації, у результаті чого визначаються координати ε_{γ} , ε_{z} . У подальшому МКЦ кореляційного типу функціонує так само, як і МКЦ зі стробуванням відеоінформації.

2.5. Способи захисту інфрачервоних координаторів цілі від штучних завад

Для захисту ІКЦ від дії штучних завад застосовуються різні види селекції. Найбільш поширеними видами селекції є амплітудна, спектральна та траєкторна [60].

Амплітудна селекція полягає у тому, що при знаходженні цілі у полі зору ІКЦ, амплітуда сигналу на виході ПВ змінюється плавно, а при появі у полі зору ІКЦ завадового джерела ІЧ випромінювання, наприклад ХТЦ, на виході ПВ формується сигнал, який стрибкоподібно зростає за амплітудою. Крім того, швидкості зближення ракети з ціллю та ракети з ХТЦ будуть різними, тому і характер зміни амплітуди сигналу від цілі та від ХТЦ на виході ПВ буде різним.

Спектральна селекція ґрунтується на тому, що спектральні щільності потоку випромінювання повітряної цілі та ХТЦ суттєво відрізняються між собою. Вигляд спектральної щільності потоку IЧ випромінювання залежить від абсолютної температури випромінюючої поверхні IЧ випромінювача.

Схематично графіки відносних значень спектральної щільності потоку випромінювання $F_{\lambda omn}$ для повітряної цілі та ХТЦ зображені на рис. 2.27.

Для спектрального аналізу випромінювання цілі та ХТЦ вибирають, як правило, два спектральних діапазони, які умовно називають: $\Delta\lambda_1$ — короткохвильовий; $\Delta\lambda_2$ — довгохвильовий. Характерною особливістю цих діапазонів є те, що при порівнянні потоків ІЧ випромінювання F у цих діапазонах для випромінювання цілі справедливим є співвідношення $F_1 < F_2$, а для ХТЦ — $F_1 > F_2$, де F_1, F_2 — потоки випромінювання у діапазонах $\Delta\lambda_1$, $\Delta\lambda_2$ відповідно. Якщо виконати окремий аналіз кожного джерела ІЧ випромінювання у двох діапазонах довжин хвиль, то можна класифікувати ці джерела, тобто визначати, до якого класу відноситься дане джерело — до класу цілей чи до класу завад. Для такої класифікації логічний пристрій ІКЦ повинен функціонувати за таким алгоритмом [54]:



Рис. 2.27. Відносні спектральні щільності потоку випромінювання $F_{\lambda,om\mu}$: 1 — цілі; 2 — XTЦ

якщо $F_2 - F_1 > 0$, то джерело IЧ випромінювання — «ЦІЛЬ»; якщо $F_2 - F_1 < 0$, то джерело IЧ випромінювання — «ХТЦ».

Найбільш просто такий алгоритм реалізується при застосуванні імпульсної модуляції. Це пояснюється тим, що при імпульсній модуляції є можливість спектрального аналізу (у двох діапазонах $\Delta\lambda_1$, $\Delta\lambda_2$) кожного джерела окремо. ІКЦ, у цьому випадку, повинен бути двоканальним (двокольоровим), при чому, один з каналів є основним, а інший — допоміжним [53]. Якщо основний канал функціонує у діапазоні $\Delta\lambda_2$, а допоміжний — у діапазоні $\Delta\lambda_1$, то приймачами випромінювання основного та допоміжного каналів ІКЦ можуть бути приймачі на основі сполук *InSb* (з охолодженням до температури рідкого азоту) та *PbS* (охолодження не є обов'язковим), відповідно.

Можливість траєкторної селекції ґрунтується на тій основі, що ХТЦ, відділяючись від ПЦ, зазнає суттєвого гальмування і різкого зменшення своєї швидкості руху внаслідок дії зустрічного повітряного потоку, а сама ціль продовжує політ з постійними або з повільно змінюваними траєкторними
параметрами. Тому, наприклад, кутова швидкість лінії візування ПЦ змінюється плавно, а кутова швидкість лінії візування ХТЦ — стрибкоподібно. Для реалізації траєкторної селекції ІКЦ повинен мати у своєму складі логічний пристрій, що має змогу визначати момент початку дії ХТЦ, та запам'ятовуючий або прогнозуючий пристрій для запам'ятовування або прогнозування кутових координат цілі на час, який необхідний для усунення дії ХТЦ на ІКЦ.

Момент початку дії ХТЦ може бути визначено за амплітудною ознакою або за ознакою «роздвоєння» джерел ІЧ випромінювання, що знаходяться у полі зору ІКЦ. Можливість застосування амплітудної ознаки пояснюється тим, що при супроводі ПЦ, у момент появи поряд з ціллю ХТЦ, сумарний потік ІЧ випромінювання на вході ІКЦ зростає стрибкоподібно у кілька разів. Можливість застосування ознаки «роздвоєння» ґрунтується на тому, що при супроводі ПЦ, у момент появи поряд з ціллю ХТЦ, у полі зору ІКЦ спостерігаються два або більше джерел ІЧ випромінювання, одне з яких — ціль, а інші — завади.

Сутність траєкторної селекції полягає у тому, що при відсутності штучних завад наведення ракети виконується за сигналами, що вимірюються ІКЦ при супроводі ПЦ, а при дії завад — ракета наводиться за сигналами, що запам'ятовуються на момент початку дії ХТЦ або прогнозуються на час дії ХТЦ. При цьому мається на увазі, що час знаходження ХТЦ у полі зору ІКЦ на багато менший, ніж повний час польоту ракети.

При створенні ІКЦ для досягнення необхідного рівня захисту від дії завад застосовують не поодинокі способи захисту, а їх сукупність, які можуть функціонувати як одночасно (паралельно), так і послідовно.

РОЗДІЛ З. СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПРО РАКЕТНУ АТАКУ

3.1. Загальні відомості щодо систем попередження про ракетну атаку

Для автоматичного виявлення факту ракетної атаки на ЛА використовуються системи попередження про ракетну атаку — СПРА. Призначенням СПРА є попередження пілота (членів екіпажу) ЛА про ракетну атаку у вигляді світлової та звукової сигналізації та приведення у дію КЗ — формування сигналів на початок викидання (відстрілювання) ХТЦ, а також, при необхідності, формування сигналів керування для спрямування діаграми випромінювання СОЕП на ІЧ ГСН керованої ракети, що атакує даний ЛА.

Однією з основних вимог до СПРА є низьке значення часу, необхідного для надійного виявлення ракети, що атакує, та формування виконавчого сигналу — оповіщення про ракетну атаку і приведення у дію КЗ. Цей час дістав назву — час реакції СПРА — t_{peaky} . Час реакції СПРА повинен бути таким, щоб засоби захисту змогли зірвати ракетну атаку та захистити ЛА з ймовірністю, не нижче заданої. Для сучасних СПРА час реакції складає $t_{peaky} < 1$ с.

Ще однією з важливих вимог до СПРА є низький рівень ймовірності хибної тривоги — P_{xm} . Ця вимога пов'язана з тим, що не штатне, з причини хибного спрацювання СПРА, відстрілювання ХТЦ призводить до лишнього їх розходу, а також може призвести до небажаних результатів (небезпека пожеж, ушкодження техніки, загроза життю людей) під час нештатного відстрілювання ХТЦ при знаходженні ЛА поблизу землі та на землі. Основним фактором, що може спричинити хибне спрацювання СПРА, є наявність на вході його інформаційного каналу завад природного та штучного походження.

За способом отримання інформації про ракету, що атакує, всі СПРА поділяються на активні та пасивні [61].

Найбільш відомими СПРА активного типу є радіолокаційні СПРА, побудовані на принципах імпульсно-доплерівської радіолокації.

Серед пасивних СПРА широке розповсюдження отримали системи, що використовують IЧ діапазон оптичного випромінювання — IЧ СПРА та ультрафіолетовий діапазон оптичного випромінювання — УФ СПРА.

Кожна з цих систем має свої переваги та недоліки.

Перевагами імпульсно-доплерівських СПРА є такі:

- можливість вимірювання відстані до атакуючої ракети та її швидкості зближення з ЛА, що дає змогу оптимізувати процес функціонування КЗ;
- незалежність працездатності системи від погодних умов та часу доби;
- незалежність працездатності системи від режимів роботи двигуна атакуючої ракети.

До основних недоліків імпульсно-доплерівських СПРА відносяться такі:

- низький рівень скритності ЛА, що оснащений такими СПРА, внаслідок необхідності кругового опромінювання навколишнього простору радіосигналом;
- дальність дії системи суттєво залежить від характеристик ефективної поверхні розсіювання ракети, що атакує, і може бути досить низькою при виявленні керованих ракет ПЗРК;
- можливість впливу на СПРА радіовипромінювання сторонніх джерел, що приводить до збільшення величини P_{xm} ;

 зниження ймовірності правильного виявлення ракети, що атакує, при мало-висотному польоті та польоті у гористій місцевості внаслідок потужного відбиття радіовипромінювання від наземних об'єктів.

До переваг ІЧ СПРА відносяться:

- високий рівень скритності роботи;
- велика дальність дії внаслідок значного ІЧ випромінювання за рахунок роботи двигуна ракети;
- можливість супроводу керованої ракети по тепловому випромінюванню її корпусу та аеродинамічних поверхонь внаслідок їх кінетичного нагрівання при надзвукових швидкостях;
- можливість високоточного вимірювання кутових координат ракети, що атакує.

Недоліками ІЧ СПРА є такі:

- суттєва залежність дальності дії системи від стану атмосфери (опади, хмарність, туман);
- необхідні значні зусилля для захисту ІЧ СПРА від завад, що виникають внаслідок випромінювання природних джерел (Сонце, Місяць) як прямого так і їх відблисків, ІЧ випромінювання техногенних джерел та джерел поля бою;
- висока вартість ІЧ СПРА внаслідок необхідності використання в них дорогих криогенних (охолоджуючих) систем.

Найбільшого поширення у теперішній час отримали У
 Φ СПРА завдяки таких їх перевагах:

- використання сонячно-сліпого діапазону УФ ділянки спектру, що робить такі системи захищеними від дії прямого та відбитого випромінювання природних джерел — Сонця та Місяця;
- простота реалізації окремих датчиків У
Ф СПРА з широким кутовим полем зору $90^{\rm 0}$ і більше;
- висока роздільна здатність і точність визначення координат ракети, що атакує;
- багато-канальність можливість одночасного виявлення та вимірювання координат кількох ракет, що атакують;

 використання більш простих технологій, у порівнянні з ІЧ системами, які не вимагають охолодження приймальних пристроїв, що робить такі системи не дорогими.

До недоліків УФ СПРА можна віднести те, що такі системи можуть функціонувати тільки при роботі двигуна керованої ракети, а дальність їх дії значно поступається дальності дії ІЧ СПРА.

У зв'язку з тим, що сучасні керовані ракети з ІЧ ГСН є все-ракурсними, СПРА також повинна мати можливість виявлення атакуючих ракет зі всіх можливих напрямків атаки. Для охоплення полем зору СПРА за азимутом кут 360° можуть застосовуватись системи з круговим скануванням, але такі системи досить складні та громіздкі. Найбільше поширення отримали СПРА, до складу яких входять кілька окремих датчиків (сенсорів), кожен з яких має миттєве поле зору у межах $\pm 45^{\circ}$ і більше. У цьому випадку чотири датчики забезпечують круговий огляд простору (кут 360° за азимутом) у горизонтальній площині. На рис. 3.1 зображена схема формування кругового поля зору СПРА у горизонтальній площині, що охоплює кут 360° за азимутом, при використанні чотирьох датчиків з миттєвим кутом поля зору $> 90^{\circ}$. Оптичні осі 1, 2, 3 та 4 датчиків розташовані у горизонтальній площині ЛА, а орієнтація їх осей відносно поздовжньої осі x ЛА складає 45°, 135°, 225° та 315°, відповідно.

СПРА з чотирма датчиками, які формують кругове за азимутом поле зору у відповідності до рис. З.1, застосовуються на ЛА, для яких найбільш актуальним є захист від керованих ракет ПЗРК при виконанні мало-висотних польотів. До таких ЛА відносяться вертольоти та штурмовики. З метою захисту ЛА від ракетних атак з напрямків верхньої та нижньої півсфер використовують додаткові датчики, оптичні осі 5 та 6 яких (рис. 3.2) орієнтуються за віссю y ЛА вертикально вверх та вниз, відповідно. СПРА з п'ятьма або шістьма датчиками використовуються на ЛА, які виконують польоти як на малих, так і на середніх та великих висотах, де можуть застосовуватися керовані ракети класів «поверхня-повітря» та «повітря-повітря».

Однією з найбільш відомих СПРА є система AN/AAR-47 (США) [62]. Комплект такої СПРА зображено на рис. 3.3.



Рис. 3.1. Формування кругового за азимутом поля зору СПРА при використанні чотирьох датчиків



Рис. 3.2. Застосування СПРА з шістьма датчиками для повного захисту ЛА від ракетних атак

Він складається з чотирьох датчиків, цифрового процесора (на рис. 3.3 у центрі, вверху) та пульту керування й індикації (на рис. 3.3 у центрі, внизу). Цифровий процесор виконує функції обробки та фільтрації сприйнятих датчиками сигналів, обчислення координат ракети, що виконує атаку, формування сигналів оповіщення членів екіпажу про ракетну атаку та формування сигналу на приведення у дію КЗ. На пульті керування й індикації розташовані органи керування системою та індикатори напрямку наближення атакуючої ракети.

Розміщення СПРА AN/AAR-47 на літаку С-130 (США) показано на рис. 3.4 [63].

При конструктивному плануванні розміщення СПРА на літаку або вертольоті необхідно встановлювати окремі датчики у таких місцях, де б виключалася можливість затінення їх поля зору елементами конструкції ЛА.

Як показано на рис. 3.4, датчики (Optical Sensor) системи розташовані по два у носовій та хвостовій частинах літака, створюючи кругове поле зору у відповідності до рис. 3.1. У кабіні екіпажу встановлено індикатор (Control Indicator), який інформує екіпаж про стан СПРА, факт та напрямок ракетної атаки. Всередині літака встановлюється також цифровий процесор (Computer Processor), який керує роботою всієї системи.



Рис. 3.3. Комплект СПРА AN/AAR-47



Рис. 3.4. Розміщення СПРА АN/ААR-47 на літаку С-130

3.2. Зони пуску керованих ракет з інфрачервоним самонаведенням

Однією з важливих характеристик керованих ракет з IЧ самонаведенням є зона їх пуску.

При розгляді зон пуску керованих ракет класів «поверхняповітря» та «повітря-повітря» необхідно мати на увазі наступне. Відмінністю керованих ракет цих класів є положення точки старту ракет: для ракет першого класу точка старту нерухома та знаходиться на земній поверхні, а для ракет другого класу точка пуску рухома та знаходиться на деякій висоті, швидкість та висота якої дорівнює швидкості та висоті польоту винищувача — носія ракети. У зв'язку з цим, при розгляді зон пуску ракет «поверхня-повітря» за початок відліку приймають точку на земній поверхні, в якій виконується пуск керованої ракети, а при розгляді ракет класу «повітря-повітря» за початок відліку приймають точку, що співпадає з центром маси літака-цілі на момент пуску керованої ракети з літака-винищувача.

Під зоною пуску керованих ракет «поверхня-повітря» розуміють область простору, у якому повинна знаходитися ПЦ на момент пуску керованої ракети при умові, що пущена ракета нанесе цілі завданої шкоди [64]. Така область простору є тривимірною. Для наочності, зону пуску ракет класу «поверхня-повітря» представляють перетинами у вертикальній та горизонтальній площинах. Приблизний вигляд зони пуску зенітної керованої ракети для вертикальної та горизонтальної площин показано на рис. 3.5 a, δ , відповідно.



Рис. 3.5. Приблизний вигляд зони пуску зенітної керованої ракети для вертикальної (*a*) та горизонтальної (б) площин

Точка О на цих рисунках відповідає точці пуску ракети. Перетин зони пуску у вертикальній площині будується у координатах дальність (*D*) — висота (*H*), а у горизонтальній площині — у координатах D-P, де P — параметр зони пуску, під котрим розуміють найкоротшу відстань між точкою О та проекцією траєкторії польоту ЛА на земну поверхню. Зона пуску обмежена кривими $D_{_{\mathit{максППС}}}$ та $D_{_{\mathit{максЗПС}}}$ при пусках ракет назустріч та вдогін ЛА, відповідно. Як правило, виконується умова: $D_{_{\mathit{максЛПС}}} > D_{_{\mathit{максЗПС}}}$. При малих значеннях $V_{_{\mathit{ЛA}}}$ швидкостей ЛА $(V_{_{\it JA}} < 100~{
m m/c})$ можна вважати, що $D_{_{\it Makc\Pi\Pi C}} = D_{_{\it Makc3\Pi C}}.$ Іншими параметрами, якими обмежена зона пуску, є мінімальна дальність пуску ($D_{_{MUH}}$), а також мінімальна ($H_{_{MUH}}$) та максимальна (*H*_{иакс}) висоти польоту ЛА, при яких дозволено пуск керованих ракет. Для кожного типу ПЗРК параметри $D_{_{MAKC}}, D_{_{MUH}}, H_{_{MAKC}},$ *Н*_{мин} являються одними із основних їх тактико-технічних характеристик. Як видно з табл. 1.3, максимальна дальність пуску керованих ракет сучасних ПЗРК сягає 5-6 км. Але такі дальності застосування ПЗРК можливі тільки, якщо ПЦ являє собою ЛА з потужним ІЧ випромінюванням, наприклад літаки тактичної або військово-транспортної авіації. Якщо ПЗРК застосовуються для ураження військових вертольотів, на яких встановлено ЕВП, то дальність захоплення таких цілей ІЧ ГСН буде незначною, тому і значення $D_{_{\scriptscriptstyle MAKC}}$ буде набагато меншим (на рис. 3.5 — пунктирна лінія).

Під зоною пуску керованих ракет класу «повітря-повітря» розуміють область простору навколо ПЦ, при пуску з якої керована ракета нанесе цілі завданих збитків [65]. За початок координат при побудові зони пуску ракет класу «повітряповітря» приймають точку, яка співпадає з центром маси ПЦ. На рис. 3.6, для прикладу, приведено вигляд перетину зони пуску для горизонтальної площини у координатах OX_1Z_1 , причому, напрямок осі OX_1 співпадає з напрямком V_{II} швидкості цілі на момент пуску ракети. Атака цілі може виконуватися винищувачем, що має швидкість $V_{BИH}$ з напрямків ППС або ЗПС.

Зона пуску керованих ракет «повітря-повітря» обмежена кривими максимальної дальності пуску $D_{_{\mathit{максЛПС}}}$ та $D_{_{\mathit{максЗПС}}}$,



Рис. 3.6. Перетин зони пуску керованої ракети класу «повітря-повітря» у горизонтальній площині

Значення $D_{_{максППС}}$ та $D_{_{максЗПС}}$ залежать від висоти пуску ракети. При зростанні висоти пуску від мінімально можливої (десятки метрів) до максимально можливої (20 км і більше) ці дальності зростають у 3–5 разів.

Співвідношення величин $D_{_{MakcIIIC}}$ та $D_{_{Makc3IIC}}$ для фіксованої висоти залежить від швидкостей $V_{_{BИH}}$ та $V_{_{II}}$. Якщо не зважати на обмеження на дальність захоплення цілі, то типовим можна вважати, що при $V_{_{BИH}} = V_{_{II}}$ виконується умова $D_{_{MakcIIIC}} = (2-2,5) D_{_{Makc3IIC}}$.

Максимальні дальності пуску сучасних ракет класу «повітряповітря» з ІЧ самонаведенням сягають значень $D_{_{Makc}} = 20-40$ км [18], а іноді і більше. При цьому слід мати на увазі, що ці значення $D_{_{Makc}}$ відповідають умовам пуску ракет з напрямку ППС на максимальній висоті їх бойового застосування. На малих та середніх висотах застосування цього класу ракет (H = 1-10 км) $D_{_{Makc}}$ складає 3–15 км [65]. Визначення та знання параметрів зон пуску керованих ракет класів «поверхня-повітря» та «повітря-повітря» є необхідними для розробки тактико-технічних вимог до СПРА на етапі їх розробки.

3.3. Характеристики оптичного випромінювання атакуючих ракет

Основним джерелом оптичного випромінювання керованих ракет під час їх польоту є факели їх працюючих ракетних двигунів твердого палива (РДТП). На рис. 3.7 та 3.8 представлені фотозображення факелів ракети ПЗРК при її старті та ракети класу «повітря-повітря» у польоті.

У якості палива РДТП ракет ПЗРК та ракет класу «повітряповітря» використовуються змішувані ракетні палива [66], які складаються з окислювача, горючого та добавок різного призначення. В якості окислювача використовуються речовини, що багаті на кисень, наприклад перхлорат амонію, а в якості горючого — каучуко-подібні сполуки, які пластифіковані різними речовинами. Для підвищення питомого імпульсу змішуваного твердого палива, до його складу вводять метали, наприклад алюміній. Змішувані тверді палива, що мають у своєму складі алюміній, називаються алюмінізованими.



Рис. 3.7. Факел ракети ПЗРК



Рис. 3.8. Факел ракети класу «повітря-повітря»

При роботі РДТП утворюються продукти згорання твердого палива, що витікають з реактивного сопла у вигляді реактивного струменя. Випромінюючу частину реактивного струменя називають факелом. У камері згорання РДТП у результаті хімічних реакцій при температурі 1700–1800 K проходить не повне окислення паливних компонентів. Кінцеве окислення паливних компонентів (догорання) проходить зовні камери згорання у факелі. Температура продуктів згорання у факелі підвищується до 2000–2500 K і більше. Випромінюючими компонентами факела є нагріті пари води, вуглекислий газ та тверді частинки окислів металів і інших компонентів палива, що не догоріли.

Крім того, випромінювання у факелі виникає внаслідок хемілюмінесцентних реакцій [67], врахування якого є важливим при розгляді випромінювання факела в УФ області спектру. Нагріті пари води та вуглекислий газ мають лінійчатий спектр випромінювання біля довжин хвиль 2,7 мкм та 4.3 мкм, відповідно. Тверді частинки окислів металів та інших недогорілих компонентів палива мають неперервний спектр випромінювання і випромінюють як чорне тіло [5].

Спектральна яскравість IЧ випромінювання факелу РДТП, в якому використовується алюмінізоване змішуване паливо, з врахуванням пропускання IЧ випромінювання атмосферою, приведена на рис. 3.9 [34].

Не дивлячись на наявність у факелі випромінюючих парів води та вуглекислого газу, їх випромінювання сильно поглинається атмосферними парами води (H_2O) та вуглекислим газом (CO_2), тому основний вклад в ІЧ випромінювання факелу РДТП керованих ракет ПЗРК та класу «повітря-повітря» на максимальних дальностях пуску складають тверді частинки окислів алюмінію та інших недогорілих компонентів палива.

Крім IЧ випромінювання, факел РДТП випромінює також видиме ($\lambda = 0,38-0,76$ мкм) та ультрафіолетове ($\lambda = 0,2-0,38$ мкм) випромінювання.

Причини виникнення видимого та ультрафіолетового випромінювання розділяють на теплові та хемілюмінесцентні. Тепловими випромінювачами є атоми, молекули та тверді частинки, що мають температуру 2000-2500~K і більше, та випромінюють як чорне тіло. Вони є основними випромінювачами, що формують видиме випромінювання факелу РДТП. Хемілюмінесцентні атоми та молекули утворюються в ході екзотермічних реакцій при догоранні палива у факелі, при цьому виникають електронні збудження *OH*, *CO* і *O*, які, вступаючи у реакцію кінцевого окислення, призводять до хемілюмінесцентного випромінювання, що складає основу УФ випромінювання факела РДТП.

У роботі [67], у якості розрахункового прикладу, приведена спектральна характеристика видимого та УФ випромінювання факелу РДТП (рис. 3.10), у якому використовується алюмінізоване змішуване паливо. При розрахунках прийнято алюмінізоване змішуване паливо з 16% вмісту алюмінію та секундним розходом палива — 1 кг/с, а РДТП за своїми параметрами є близьким до параметрів РДТП керованої ракети ПЗРК.

Як видно з рис. 3.10, сила випромінювання I_{λ} факелу РДТП в УФ області спектра на порядки нижча, ніж у видимій



Рис. 3.9. Спектральна яскравість IЧ випромінювання факелу РДТП з алюмінізованим змішуваним паливом

частині спектру. Але, не дивлячись на це, УФ випромінювання факела РДТП має вирішальне значення при створенні УФ СПРА, що працюють у сонячно-сліпому діапазоні оптичного випромінювання.

Інтегральна сила випромінювання факелу РДТП може бути обчислена за формулою:

$$I_{\Delta\lambda} = \int_{\Delta\lambda} \int_{\Delta S} L_{\lambda} d\lambda dS, \qquad (3.1)$$

де $\Delta\lambda$ — діапазон довжин хвиль; ΔS — проекція випромінюючої поверхні факелу на площину, нормальну до лінії спостереження.

Часто випромінюючу поверхню факелу апроксимують простою геометричною фігурою, наприклад циліндром, що має довжину l та діаметр d. Приклад такої апроксимації наведено на рис. 3.11 [68].



Рис. 3.10. Спектральна сила видимого та УФ випромінювання розрахункового факелу РДТП [67],



Рис. 3.11. Апроксимація випромінюючої поверхні факелу РДТП

У цьому випадку для заданого діапазону довжин хвиль сила випромінювання I_n у напрямку нормалі n до циліндричної поверхні, якою апроксимовано факел, на основі (3.1) запишеться

$$I_n = l \cdot d \cdot \int_{\Delta \lambda} L_{\lambda} d\lambda . \qquad (3.2)$$

При виявленні атакуючої ракети, кут спостереження Θ може відрізнятися від нормального, тому для визначення сили випромінювання I_{Θ} у заданому напрямку x застосовують формулу:

$$I_{\Theta} = I_n (1 + \alpha) \sin \Theta , \qquad (3.3)$$

де α = 0,05-0,1 — коефіцієнт, що залежить від поперечного розміру факелу та ступеню його затінення корпусом ракети.

Сила випромінювання факелу РДТП визначається секундним розходом твердого палива, від якого також залежить тяга ракетного двигуна, при цьому спостерігається пропорційна залежність сили випромінювання факелу РДТП від його тяги.

Як правило, у керованих ракетах ПЗРК застосовуються двох режимні РДТП, а у керованих ракетах класу «повітряповітря» з ІЧ ГСН — одно режимні.



а) для дво-режимного, б) для одно-режимного

На рис. 3.12 приведені графіки законів зміни тяги N(t) РДТП від часу t: a — для двох режимного, δ — для одно режимного РДТП [69].

У дво-режимному РДТП перший режим — стартовий, застосовується для розгону ракети до необхідної швидкості, а другий режим — маршовий, призначений для підтримки цієї швидкості на заданому рівні. Час роботи РДТП на стартовому режимі складає 1,5–3 сек, а загальний час роботи РДТП керованої ракети ПЗРК складає 6–8 сек.

Час роботи одно режимного РДТП керованих ракет класу «повітря-повітря» може складати 3–10 сек і більше.

Часова залежність сили випромінювання факелу РДТП має такий самий вигляд, що і часова залежність його тяги.

У табл. 3.1 приведені орієнтовні значення сили випромінювання факелів РДТП керованих ракет ПЗРК та керованих ракет класу «повітря-повітря» з ІЧ ГСН для УФ діапазону ($\Delta\lambda = 0.25 - 0.28$ мкм) та ІЧ діапазону ($\Delta\lambda = 3 - 5$ мкм) [70].

Дані табл. 3.1 свідчать про те, що атака керованої ракети може бути виявлена за допомогою ІЧ або УФ випромінювання факелу РДТП під час його роботи. Необхідно також підкреслити й те, що при польоті керованої ракети на пасивній ділянці траєкторії, тобто після закінчення роботи її РДТТ, виявлення атакуючої ракети за її УФ випромінюванням неможливе, а дальність виявлення такої ракети за

Таблиця 3.1

Орієнтовні значення сили випромінювання факелів РДТП керованих ракет з IЧ самонаведенням

Тип ракети	Режим работи РДТП	Сила випром			
		ΙЧ,	УФ	Час дії,	
		$\Delta\lambda = 3-5$	$\Delta \lambda = 0,25-0,28$	сек	
		мкм	мкм		
Ракета ПЗРК	Стартовий	100	0,01	0-2,5	
	Маршовий	10	0,003	2,5-8	
Ракета	Стартовий	1000	0,1	0-310	
«повітря-					
повітря»					

її ІЧ випромінюванням незначна, тому що випромінюють тільки елементи планеру ракети, що нагріваються завдяки кінетичному нагріву.

3.4. Випромінювання фонів при виявленні атакуючих ракет

Випромінювання зовнішнього середовища внаслідок випромінювання Сонця, Місяця, зірок, земної поверхні, хмар та ін., створює фон, який зменшує контрастність випромінювання факелу атакуючої ракети, що суттєво утруднює процес виявлення корисного сигналу датчиком СПРА.

Одним з найбільш інтенсивних випромінювачів зовнішнього середовища є Сонце. Спектральний розподіл випромінювання Сонця за межами земної атмосфери є близьким до випромінювання абсолютно чорного тіла з температурою 5900K. Спектральна освітленість, створювана Сонцем (сонячна радіація) поза земною атмосферою та на рівні моря, з врахуванням ослаблення атмосферними компонентами O_3 , O_2 , H_2O та CO_2 , зображена на рис. 3.13. Максимум випромінювання Сонця приходиться на довжину хвилі $\lambda = 0,5$ мкм. Біля 40% сонячного випромінювання, що падає на зовнішню частину атмосфери, знаходиться у видимій частині спектру, 10% — в ультрафіолетовій та рентгенівській частині спектру, а 50% сонячного випромінювання приходиться на IЧ діапазон. При проходженні сонячного випромінювання через атмосферу воно поглинається та розсіюється. У результаті цього, на рівні моря доля IЧ випромінювання знижується до 40–45%, а доля УФ випромінювання на цьому рівні не перевищує 1–3,5% від всього випромінювання Сонця, що пройшло через товщу атмосфери. На середньохвильовий діапазон IЧ випромінювання ($\Delta\lambda = 3-5$ мкм) приходиться біля 1.5% від всього сонячного випромінювання, що пройшло через атмосферу, а освітленість на рівні моря, створювана



Рис. 3.13. Спектральна освітленість, створювана Сонцем поза земною атмосферою та на рівні моря [5]

Сонцем у цьому діапазоні довжин хвиль, сягає значень 1–1,5 мВт/см² [7], що на кілька порядків більше, ніж освітленість, створювана факелом атакуючої ракети на типових відстанях її виявлення.

Таким чином, наявність прямого сонячного освітлення у полі зору СПРА виключає можливість виявлення атакуючої ракети зі сторони Сонця у діапазоні ІЧ випромінювання $\Delta\lambda = 3-5$ мкм. На практиці, така можливість виключається при знаходженні атакуючої ракети у межах кутів, що складають $\pm 5...10^{\circ}$ від напрямку на Сонце. Такий самий висновок можна зробити і для дальнього діапазону ІЧ випромінювання $\Delta\lambda = 8-14$ мкм.

Випромінювання Місяця складається із свого та відбитого сонячного випромінювання. Місяць випромінює як чорне тіло, яке нагріте до температури 400*K*. Довжина хвилі, що відповідає максимуму свого випромінювання, складає 7,2 мкм. Спектральний коефіцієнт відбиття поверхні Місяця зростає зі збільшенням довжини хвилі, тому максимум відбитого Місяцем сонячного випромінювання відповідає довжині хвилі 0,64. Освітленість, створювана повним Місяцем на земній поверхні у діапазоні $\Delta\lambda = 3-5$ мкм може сягати $0,5\cdot 10^{-8}$ BT/cm² [5], що на 1-2 порядки перевищує порогові значення корисного сигналу на вході СПРА. Наявність у полі зору СПРА прямого місячного сяйва, так само як і у випадку сонячного світла, робить неможливим виявлення атакуючої ракети за випромінюванням її факела у діапазоні $\Delta\lambda = 3-5$ мкм.

Іншими джерелами, які створюють фонове випромінювання у діапазоні $\Delta \lambda = 3-5$ мкм, є фон ясного неба, хмари, лінія горизонту та земна поверхня. Так само, як і у випадку Місяця, випромінювання цих середовищ створюється за рахунок свого теплового та відбитого сонячного випромінювання. Максимум свого теплового випромінювання цих джерел знаходиться у довгохвильовій ділянці спектру IЧ випромінювання — $\Delta \lambda = 10-12$ мкм, а відбитого, як і сонячного, — $\lambda = 0,5$ мкм. На середньохвильовий діапазон IЧ випромінювання $\Delta \lambda = 3-5$ мкм приходиться мінімум випромінювання вказаних джерел. Крім видимого та IЧ випромінювання, Сонце є потужним джерелом УФ випромінювання. За класифікацією міжнародної комісії по освітленню (СІЕ) спектр УФ випромінювання Сонця поділяється на три діапазони [71]:

Δλ=0,32-0,4 мкм — довгохвильовий ультрафіолетовий А — УФ-А;

 $\Delta\lambda = 0,28-0,32$ мкм — середньохвильовий ультрафіолетовий В — УФ-В;

 $\Delta\lambda = 0,12-0,28$ мкм — короткохвильовий ультрафіолетовий С — УФ-С.

Випромінювання довгохвильового діапазону УФ-А достатньо слабо поглинається атмосферою. Тому сонячне випромінювання, що доходить до поверхні Землі, у значній мірі містить випромінювання УФ-А та у невеликій кількості випромінювання УФ-В. Практично все випромінювання УФ-С та близько 90% випромінювання УФ-В поглинається озоном та киснем при проходженні сонячного випромінювання через земну атмосферу.

На рис. 3.14 наведено графік відносної спектральної освітленості земної поверхні сонячним УФ випромінюванням.

Даний графік показує, що на довжинах хвиль $\lambda < 0.3$ мкм у нижніх шарах атмосфери практично відсутні природні завади, що зумовлені сонячним випромінюванням.

За даними роботи [72], випромінювання УФ-С послаблюється атмосферним озоном настільки сильно, що діапазон УФ-С отримав назву — сонячно-сліпий діапазон. У сонячно-сліпому діапазоні на висотах польоту аеродинамічних ЛА ($H = 0 - 20 \, \text{кm}$) випромінювання Сонця та фону відсутні, що робить надзвичайно привабливим використання цього діапазону для виявлення УФ випромінювання факелу РДТП атакуючих ракет, не дивлячись на те, що потужність цього випромінювання на кілька порядків менша, ніж потужність ІЧ випромінювання факелу РДТП (табл. 3.1).

Сам процес виявлення УФ випромінювання факелу атакуючої ракети у сонячно-сліпому діапазоні набагато простіший, ніж процес виявлення IЧ випромінювання факелу в IЧ діапазоні,



Рис. 3.14. Спектр сонячного УФ випромінювання, що сягає земної поверхні [72]

тому що відсутні обмеження на фонові випромінювання та орієнтацію датчиків СПРА на Сонце і Місяць.

Суттєві обмеження на характеристики дальності виявлення атакуючих ракет при використанні випромінювання їх факелу у різних діапазонах довжин хвиль накладають характеристики прозорості атмосфери для ІЧ та УФ випромінювання. Повністю поглинаючи УФ-С випромінювання Сонця у сонячно сліпому діапазоні, атмосферні озон та кисень значно поглинають також і УФ випромінювання факелу РДТП атакуючої ракети на трасі ракета — СПРА, причому це поглинання значно більше, ніж поглинання атмосферним вуглекислим газом ІЧ випромінювання того ж факелу у діапазоні $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм.

В табл. 3.2 наведені типові значення коефіцієнта пропускання атмосферою ІЧ ($\Delta\lambda = 3-5$ мкм) та УФ ($\Delta\lambda = 0,25-0,28$ мкм) випромінювання. Ці дані можуть бути рекомендовані для використання при попередніх розрахунках характеристик СПРА [61].

Дані табл. 3.2 показують, що УФ випромінювання у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 0,25-0,28$ мкм зі зростанням дальності виявлення настільки сильно поглинаються, що вже при

Таблиця 3.2

Типові значення коэфіцієнта пропускання атмосферою УФ ($\Delta\lambda = 0,25-0,28$ мкм) та ІЧ ($\Delta\lambda = 3-5$ мкм) випромінювання

Дальність, км	Δλ=0,25-0,28 мкм	$\Delta\lambda\!=\!3\!-\!5$ мкм
0,5	0,366	0,725
1,0	0,139	0,667
2,0	0,022	0,593
5,0	0,001	0,467
10	•••	0,354
20	•••	0,233

дальності 5 км Датчик СПРА сприймає тільки 0,1% УФ випромінювання факелу, тоді як у діапазоні $\Delta \lambda = 3-5$ мкм на цій дальності сприймає біля 47% ІЧ випромінювання.

Таким чином, УФ СПРА, внаслідок значного послаблення УФ випромінювання атмосферою, мають обмежену дальність виявлення атакуючих ракет, яка не перевищує 5-6 км. Тому УФ СПРА використовуються, переважно, для захисту ЛА від керованих ракет ПЗРК. Якщо необхідно виявляти атакуючі ракети на більших дуальностях, наприклад при захисті від керованих ракет класу «повітря-повітря», доцільно використовувати IЧ СПРА.

3.5. Особливості побудови датчиків ІЧ СПРА

Датчики IЧ СПРА відносяться до класу систем оповіщення про небезпеку. Приймальна частина таких систем має багато спільного з приймальною частиною тепловізійної або радіометричної апаратури [5, 6, 52]. Особливістю датчиків IЧ СПРА є те, що їх призначення полягає в отриманні кінцевого результату у вигляді статистичного рішення про наявність або відсутність атакуючої ракети у полі зору датчика. За критерії якості датчиків ІЧ СПРА приймаються ймовірність правильного виявлення та ймовірність або частота хибних тривог.

Однією із конструктивних особливостей датчиків IЧ СПРА є їх широке поле зору, кут якого, як правило, складає не менше 90° .

Для досягнення таких значень поля зору можуть використовуватись різні види оптико-механічного сканування [50], але системи з оптико-механічним скануванням характеризуються значною громіздкістю та низькою швидкодією.

Сучасний етап розвитку інфрачервоних оптико-електронних систем характеризується високою досконалістю та широким застосуванням МПВ, які реалізують методи електронного сканування ІЧ зображень. В оптико-електронних системах з МПВ поле зору формується оптичною системою (об'єктивом), а величина кута поля зору визначається як характеристиками самої оптичної системи, так і конфігурацією розміщення, кількістю та розмірами окремих чутливих елементів, що складають площину чутливості МПВ.

Для досягнення широкого поля зору (90° і більше) в IЧ датчиках СПРА використовують над-широко-кутові об'єктиви [73]. Один з найпростіших над-широко-кутових об'єктивів складається з двох компонентів (рис. 3.15): перший у вигляді сильної від'ємної меніскової лінзи L_1 збирає похилі пучки всередину діафрагми D, другий — позитивний компонент L_2 відображає безкінечно віддалені об'єкти C у фокальній площині F всієї оптичної системи — C^1 .

Недоліками над-широко-кутового об'єктиву, схема якого зображена на рис. 3.15, є зменшення освітленості зображення на (на 25% і більше), а також значні спотворення зображень об'єктів внаслідок значних аберацій на краю поля зору. Для усунення цих недоліків оптичну схему об'єктиву ускладнюють шляхом введення до його складу компенсуючи компонентів. Для попередження попадання на МПВ випромінювання деталей самого об'єктиву, діафрагма D охолоджується.

Під час розробки ІЧ датчика СПРА виникає задача вибору оптичних матеріалів для проектування над-широко-кутових



Рис. 3.15. Схема над-широко-кутового об'єктиву

об'єктивів. Це пов'язано з тим, що найбільш поширені типи звичайного оптичного скла різних марок прозорі в обмеженому оптичному діапазоні — до 3,5 мкм. Для роботи у середньохвильовому та довгохвильовому діапазонах ІЧ випромінювання використовують спеціальні типи скла, кристали та сполуки [74].

Одним із найбільш поширених матеріалів для виготовлення оптичних систем IЧ діапазону є германій. Об'єктиви, які працюють у діапазонах $\Delta \lambda = 3-5$ мкм та $\Delta \lambda = 8-14$ мкм, найчастіше складаються з компонентів, виготовлених з германію.

Для забезпечення високої швидкодії та широкого поля зору в ІЧ датчиках СПРА параметри МПВ повинні відповідати ряду специфічних вимог. Перш за все — це висока частота зміни кадрів та значне число чутливих елементів. Але висока частота зміни кадрів у сукупності з великим числом чутливих елементів призводить до необхідності забезпечувати високу тактову частоту — частоту зчитування сигналів з окремих елементів МПВ. Найбільше цим вимогам відповідають фотонні охолоджувані МПВ, які мають низьку інерційність, високу чутливість та низький рівень внутрішніх шумів [75]. До числа найбільш поширених фотонних МПВ відносяться матриці IЧ фотоприймачів, які виконані на основі різних матеріалів — халькогенідів свинцю (PbS, PbSe), сполук кадмій-ртутьтелур — HgCdTe (KPT), антимоніду індію (InSb), силіциду платини (PtSi), багатошарових структур з квантовими ямами (ФКЯ) на базі матеріалів GaAs / AlGaAs. Такі приймачі, як правило, працюють при глибокому охолодженні до температур рідкого азоту, що суттєво ускладнює конструкцію фото-приймального пристрою та датчика у цілому.

Основні параметри зразків МПВ ІЧ діапазону наведені у табл. 3.3, а зовнішній вигляд типового ІЧ МПВ зображено на рис. 3.16 [76].

Як свідчить табл. 3.3, для функціонування та досягнення високої чутливості МПВ його необхідно охолоджувати. Найбільш досконалими є системи охолодження із замкнутим циклом [6]. У системах охолодження із замкнутим циклом, де використовується адіабатичне розширення стисненого газу, використаний холодоагент збирається і знову пропускається через теплообмінник.

Відомо кілька типів замкнутих циклів, але на практиці переважно використовується цикл Стирлінга, тому що при цьому циклі система охолодження матиме найменші масу, габарити та енергоспоживання.

Звичайна система охолодження такого типу складається з чотирьох основних частин: випаровувача, компресора, конденсатора та клапана дозування. Оскільки у пристроях цього типу використовуються компресори для стискання робочого газу, а вся конструкція пристрою розташовується поблизу охолоджуваного МПВ, важливим є зниження до мінімуму вібрацій, що виникають під час роботи пристрою охолодження. Для цього компресор та охолоджуваний блок з МПВ рознесені та з'єднані між собою еластичним газопроводом.

Достатньо компактні мікрохолодильники, які працюють за циклом Стирлінга, при застосуванні азотно-вуглеводних холодоагентів, забезпечують температуру охолодження до 77...80 К. На рис. 3.17 зображено приймальний ІЧ модуль, який складає основу ІЧ датчика СПРА.

Таблиця 3.3

Країна, фірма	Тип МПВ	Робочий спектр, мкм	Кількість чутливих елементів	Робоча темпера- тура, К
CIIIA, Raytheon	ФКЯ	8-12	256×256	77
CIIIA, Raytheon	ФКЯ	8-12	640×486	77
Германия, FEG Infrared Module Gmbh	ФКЯ	8-10	640×512	77
Франция, LIR	КРТ	3-5	640×480	77
Германия, FEG Infrared Module Gmbh	КРТ	8-10	256×256	77
CIIIA, Rockwell	КРТ	8-12	256×256	77
США, Hudhes, SBRS	КРТ	8,5-11	256×256	80
США, Hudhes, SBRS	КРТ	3-4,5	128×128	80
РФ, ГУП «НПО» Орион»	КРТ	8-10,5	128x128	80
РФ, ГУП «НПО» Орион»	КРТ	8-10,5	384×288	80
США, Hudhes, SBRS	InSb	0,5-5,4	128×128	80
США, Hudhes, SBRS	InSb	0,5-5,4	480×640	80
CIIIA, Cincinnati Electronics Corp	InSb	3-5	256×256	77
РФ, ГУП «НПО» Орион»	InSb	3-5	128×128	80
РФ, ЦНИИ «Электрон»	PbS	1.5-4	128×128	80

Схема IЧ датчика, що застосовується в IЧ СПРА, показана на рис. 3.18 [77]. Датчик складається з широко-кутового об'єктиву 1, МПВ 2, який розташований на підкладці 3. Підкладка 3 охолоджується системою охолодження 4. Для підвищення ефективності охолодження, МПВ, разом з системою охолодження, поміщаються у посудину Дьюара 5, в якій за допомогою вакуумного насоса 6 створюють вакуум. IЧ випромінювання атакуючої ракети (IЧ випромінювання факелу РДТП та планеру ракети), що знаходиться у полі зору широко-кутового



Рис. 3.16. МПВ ІЧ діапазону



Рис. 3.17. Приймальний IЧ модуль: 1— МПВ IЧ діапазону; 2— пристрій охолодження; 3— електронні блоки; 4— еластичний газопровід

об'єктиву, фокусується на чутливий шар МПВ через вхідне вікно 7. Вхідне вікно виконує роль охолоджуваної діафрагми і оптичного фільтра, параметри пропускання якого узгоджені з діапазоном чутливості МПВ. Електронний блок 8 призначений для аналізу вхідних сигналів, їх фільтрування, виділення серед них сигналів, які відповідають атакуючій ракеті, та визначення її кутових координат.

Суттєвим недоліком розглянутого датчика є його невисока завадо-захищеність, особливо, якщо в його поле зору попадають прямі промені сонця або відбиті, наприклад, водною поверхнею, сонячні відблиски.

Одним з ефективних напрямків підвищення завадо-захищеності ІЧ датчиків вважається застосування двох-спектральних (двокольорових) технологій обробки вхідних ІЧ зображень [78].

У роботах [79,80] наведені дані про розробку двох-спектральних ІЧ датчиків СПРА. У такому датчику використовуються два незалежних канали, що формують ІЧ зображення на



Рис. 3.18. Схема IЧ датчика СПРА: 1 — об'єктив; 2 — МПВ; 3 — охолоджувана підкладка; 4 — система охолодження; 5 — посудина Дьюара; 6 — вакуумний насос; 7 — вхідне вікно; 8 — електронний блок

двох МПВ, кожний з котрих має свій спектральний діапазон чутливості. Матеріал обох МПВ — InSb. Спектральні діапазони чутливості задаються за допомогою оптичних фільтрів, орієнтовні характеристики пропускання котрих зображені на рис. 3.19. Фільтр зі смугою пропускання $\lambda_1 \dots \lambda_2$, яка знаходиться у більш короткохвильовій ділянці спектру, називають «синім» (Blue filter), а фільтр зі смугою пропускання $\lambda_3 \dots \lambda_4$ — «червоним» (Red filter).

Принцип двох-спектральної обробки зображень в IЧ датчику СПРА полягає у придушенні випромінювання завад (випромінювання фонів, сонячних відблисків) і у підкреслюванні (підсилюванні) випромінювання атакуючої ракети, для чого синхронно за часом та простором формують два зображення у «червоному» і «синьому» спектрах, котрі потім по-рядково віднімаються. Схема такої обробки пояснюється за допомогою рис. 3.20, де зображені відеосигнали одного і того ж рядка розкладання ІЧ зображення у «червоному» — *a* та «синьому» — *б* спектрах, а також результат віднімання цих відеосигналів — *в*.

З рисунку 3.20 видно, що не дивлячись на перевагу випромінювання деяких ділянок фону і, особливо, випромінювання відблиску над випромінюванням атакуючої ракети на зображеннях, отриманих у різних спектрах, сигнали фону та відблисків придушуються, а сигнал атакуючої ракети підсилюється.

На рис. 3.21 приведені основні елементи двох-спектрального ІЧ датчика СПРА. У верхній частині датчика під прозорим в ІЧ діапазоні вікном розміщені два широко-кутові об'єктиви, кожен з яких оптично узгоджений з відповідною чутливою площадкою здвоєного МПВ.



Рис. 3.19. Спектральні характеристики пропускання синього та червоного фільтрів

Одна з чутливих площадок здвоєного МПВ формує «червоне» зображення, а інша — «синє». Для охолодження чутливих площадок здвоєного МПВ використовується одна система охолодження.

Особливість розглянутого датчика полягає у жорсткій вимозі до ідентичності формування зображень в обох спектрах у часі та просторі.



б — відеосигнал «синього» зображення;

в — результат віднімання відеосигналів: *а*-б



а)
 б)
 в)
 Рис. 3.21. Основні елементи двох-спектрального ІЧ датчика СПРА:
 а) — компоновка датчика;
 б) — об'єктив;
 в) — здвоєний МПВ

З.6. Особливості побудови датчиків УФ СПРА

Ультрафіолетовий датчик СПРА за своєю структурою аналогічний ІЧ датчику СПРА, але простіший за конструкцією, тому що у ньому відсутня система глибокого охолодження ПВ. Основними конструктивними елементами УФ датчиків СПРА є такі:

- широко-кутовий об'єктив, що добре пропускає УФ-С випромінювання;
- позиційно чутливий (що має можливість визначення напрямку на випромінюючий об'єкт) приймач УФ випромінювання;
- електронний блок.

Як відомо [81], приймачі УФ випромінювання, у залежності від фізичних явищ, що закладені в основу принципу їх дії, поділяються на три групи: фотоелектричні, фотоелектронні та теплові.

Фотоелектричні ПВ засновані на застосуванні внутрішнього фотоефекту та напівпровідникової технології їх виготовлення. У фотоелектронних ПВ, які у свою чергу поділяються на фотоемісійні та напівпровідникові, електронний потік рухається під дією електричного поля. У фотоемісійних ПВ вхідний фотон вибиває з поверхні фотокатоду електрон, який прискорюється у вакуумі та рухається до аноду під дією прикладеного електричного потенціалу. Утворений таким чином електричний струм є пропорціональним до інтенсивності вхідного випромінювання.

Робота теплових ПВ ґрунтується на тепловому ефекті зміні електричного опору чутливого елементу при зміні його температури під час поглинання вхідного випромінювання.

Найбільшої чутливості при прийманні УФ випромінювання можна досягти у фото-емісійних ПВ з динодним та мікроканальним підсиленням фотоструму [71]. За своєю конструкцією такі ПВ практично не відрізняються від фотоелектронних помножувачів (ФЕП) та електронно-оптичних перетворювачів (ЕОП) з мікроканальними пластинами (МКП), які використовуються у видимому та ближньому ІЧ діапазоні довжин хвиль. Головною відмінністю ультрафіолетових ФЕП та ЕОП є застосування у них фотокатодів, які чутливі до ультрафіолетового випромінювання.

На рис. 3.22 зображені спектральні характеристики чутливості (у відносній величині) трьох типів фотокатодів сучасних фото-емісійних ПВ.

Більшість типів фотокатодів працездатні в УФ ділянці спектру, але дійсно сонячно-сліпим із наведених можна вважати тільки телур-цезієвий (Cs-Te) фотокатод, що має довгохвильову межу чутливості 0,35 мкм.

Приймачі випромінювання типу ФЕП не є позиційно чутливими, тому їх застосування у датчиках СПРА на сьогоднішній день не відомо.

ЕОП з МКП, які чутливі до УФ випромінювання, є позиційно чутливими приладами, тому саме вони отримали найбільше поширення в УФ датчиках СПРА.

Прикладом сонячно-сліпого ЕОП може слугувати ЕОП з телур-цезієвим фотокатодом — «Сапфір», що виробляється ТОВ ВТЦ «Баспик» (РФ) [82]. Зовнішній вигляд цього ЕОП зображено на рис. 3.23. ЕОП «Сапфір» має такі основні технічні характеристики:

діаметр робочого поля фотокатоду, мм — 15; діапазон спектральної чутливості, мкм — 0,12–0.36; коефіцієнт підсилення — не менше 1000 000; маса, г — не більше 50;

максимальні розміри (діаметр \times довжина), мм — 41 \times 68.

Даний ЕОП дає змогу візуалізації зображення джерела УФ випромінювання на люмінесцентному екрані так само, як виконується візуалізація зображень у ЕОП приладів нічного бачення. При цьому положення зображення джерела УФ випромінювання на люмінесцентному екрані залежить від кутового



Рис. 3.22. Спектральні характеристики чутливості фотокатодів сучасних фото-емісійних ПВ: 1— телурид цезію (*Cs*-*Te*); 2— двох-лужні (сурма-калій-цезій *Sb*-*K*-*Cs*); 3— галію арсенід-фосфід (*Ga*-*Ar*-*P*) положення самого джерела відносно оптичної осі об'єктиву, який фокусує УФ зображення на фотокатоді ЕОП.

Для подальшої обробки сигналу, його фільтрування та визначення координат джерела IЧ випромінювання виконується реєстрація отриманого зображення на передавальну телевізійну камеру або матрицю приладів з зарядовим зв'язком (ПЗЗ).

Як приклад пристрою перетворення УФ зображення у видимий діапазон з наступною реєстрацією зображення на матрицю ПЗЗ, можна навести пристрій, що описаний у [83].

Схема такого пристрою зображена на рис. 3.24.

Пристрій містить ЕОП 1, вихідним вікном якого є пристрій масштабування та переносу зображення, що виконаний у вигляді газонепроникного фокону 2, одна з площин якого є оптичним виходом 3 ЕОП, а на іншу площину нанесено люмінесцентний екран 4 ЕОП, матрицю ПЗЗ 5, вузол 6 жорсткого просторового фіксування оптичного виходу 3 ЕОП відносно фото чутливої зони матриці ПЗЗ 5, електронний пристрій 7



Рис. 3.23. Зовнішній вигляд ЭОП «Сапфір»



a)



б)

Рис. 3.24. Схема реєстрації УФ випромінювання за допомогою ЭОП та матриці ПЗЗ: *a*) схема пристрою; *б*) схема ЭОП
зчитування, обробки та формування вихідних сигналів, високовольтне джерело живлення 8, об'єктив 9.

ЕОП 1 містить фото-катодний вузол 10 з фотокатодом 11, вихідне вікно у вигляді газонепроникного фокону 2, одна з площин якого є оптичним виходом 3 ЕОП, а на іншій площині нанесено люмінесцентний екран 4 ЕОП, МКП 12, металокерамічний корпус 13 з зовнішніми виводами.

Пристрій працює наступним чином. Потік УФ випромінювання від джерела фокусується об'єктивом 9 на фотокатод 11 ЕОП 1. Підсилене зображення джерела УФ випромінювання формується на люмінесцентному екрані 4 ЕОП 1. Перенесення та масштабування зображення з екрану 4 на фото-чутливу площину матриці ПЗЗ 5 виконується за допомогою фокона 2. Матриця ПЗЗ перетворює світлове зображення в електронну інформацію. У подальшому пристрій 7 зчитує електронну інформацію і на її основі формує вихідний відеосигнал та керуючі сигнали. Керуючі сигнали синхронізують та регулюють роботу матриці ПЗЗ 5 та високовольтного джерела живлення 8.

Параметри вихідного відеосигналу містять всю необхідну інформацію, з використанням якої виконується виявлення, фільтрування та визначення кутових координат джерела УФ випромінювання — факелу атакуючої ракети.

Відомим є також і інший спосіб визначення координат джерела УФ випромінювання у фото-емісійних ПВ з МКП [84]. Реалізація такого способу ґрунтується на застосуванні у якості приймача УФ випромінювання моно фотонного часокоординатно-чутливого детектора (ЧКЧД). Такий детектор за своєю будовою та принципом дії нагадує ЕОП з МКП, але емітовані та помножені в МКП електрони попадають не на люмінесцентний екран, а на спеціальний колектор, який має можливість визначати координати центру групування вторинних електронів.

Схема ЧКЧД та переріз електронної лавини на колекторі наведені на рис. 3.25.

Детектор містить фотокатод 1, вхід 2 та вихід 3 першого блоку МКП, вхід 4 та вихід 5 другого блоку МКП, проміжні електроди 6, 7 і 8, а також колектор 9. Фотони γ УФ випромінювання, сфокусовані об'єктивом (об'єктив на рис. 3. 25 не показано), попадають на фотокатод 1 і вибивають з нього фотоелектрони e. Ці фотоелектрони послідовно поступають на входи розташованих один за другим двох блоків МКП, де помножуються та формують електронну лавину. Після виходу з другого блоку МКП лавина електронів





Рис. 3.25. Моно фотонний часо-координатно-чутливий детектор: *a*) схема ЧКЧД; *б*) перетин електронної лавини на колекторі

проходить систему проміжних електродів 6, 7, 8 та попадає на колектор 9. Конструкція колектора виконана таким чином, що дозволяє визначити центр перерізу електронної лавини, завдяки чому є можливість знайти координати попадання фотонів УФ випромінювання на поверхню фотокатоду. Колектор, у найпростішому випадку, являє собою чотириквадрантний чутливий пристрій, що визначає координати X, Y центру електронної лавини за амплітудним методом. Проміжні електроди 6, 7 та 8 забезпечують одинакові характеристики точності визначення координат X, Y по всьому полю колектора.

Особливістю ЧКЧД є його висока точність визначення кутових координат джерела УФ випромінювання — до 1 мрад. Крім того, він може фіксувати амплітудно-часові характеристики УФ випромінювання кожного із джерел, яке фокусуються на фотокатод, що може забезпечувати високу ефективність алгоритмів захисту від завад в УФ датчиках СПРА.

Широко-кутовий об'єктив для УФ датчика виконується за оптичною схемою, що зображена на рис. 3.15. Але робота УФ датчика СПРА у сонячно-сліпому діапазоні довжин хвиль накладає жорсткі обмеження на вибір оптичних матеріалів об'єктиву та вимагає введення у конструкцію об'єктиву додаткового сонячно-сліпого ультрафіолетового фільтра (ССУФ).

Найбільш поширеними оптичними матеріалами, що використовуються в УФ об'єктивах, є матеріали на основі ультрафіолетового кварцового скла. Прикладами таких матеріалів можуть бути ультрафіолетове кварцове скло марок КУ-1 та Infrosil-302, які виготовляються ЗАТ «Тидекс», Санкт-Петербург, РФ [85]. Типові криві пропускання згаданих марок скла зображені на рис. 3.26. У довідковій літературі, наприклад [86], наводиться достатня кількість оптичних матеріалів, придатних для виготовлення ультрафіолетових об'єктивів.

Необхідність введення до складу об'єктиву У
Ф датчика СПРА додаткового ССУФ пояснюється наступним.

На рис. 3.27 зображені відносні спектральна характеристика чутливості ЕОП з телур-цезієвим (Cs_2Te) фотокатодом



Довжина хвилі, нм

Рис. 3.26. Криві пропускання кварцового скла марок КУ-1 та Infrasil-302 [85]



Рис. 3.27. Відносні спектральні характеристики: 1 — чутливості ЭОП з телур-цезієвим (Cs_2Te) фотокатодом; 2 — УФ спектр випромінювання Сонця; 3 — УФ спектр горіння палива JP-4

(1), УФ спектри сонячного випромінювання у нижніх шарах атмосфери (2) та факелу продуктів згорання палива JP-4 (3) [87].

Діапазон чутливості ЕОП з телур-цезієвим фотокатодом простягається до довжин хвиль 0,35 мкм і більше. Якщо на довжинах хвиль $\lambda < 0,28$ мкм до входу ПВ надходить тільки УФ випромінювання факелу продуктів згорання палива JP-4, то на довжинах хвиль $\lambda > 0,3$ мкм до входу ПВ крім УФ випромінювання факелу згорання палива JP-4, проходить УФ випромінювання Сонця. При цьому, сонячна складова у діапазоні чутливості даного ПВ може виявитися на багато порядків більшою, ніж складова факелу горіння палива JP-4, що може виключити можливість виявлення УФ випромінювання факелу взагалі.

УФ спектр продуктів згорання палива JP-4 близький до УФ спектру факелу РДТП, тому аналогічна ситуація спостерігається також при детектуванні УФ випромінювання факелу РДТП атакуючої ракети.

У зв'язку з цим, для надійного детектування УФ випромінювання факелу РДТП атакуючої ракети у конструкцію широко-кутового об'єктиву вводять ССУФ, який блокує сонячне випромінювання на довжинах хвиль $\lambda > 0,28$ мкм. Для виготовлення ССУФ можуть застосовуватися монокристали солей Туттона, наприклад монокристал гексагідрату сульфату калію-нікелю — $K_2Ni(SO_4)_2 6H_2O$ або монокристал гексагідрату сульфату цезію-нікелю — $Cs_2Ni(SO_4)_2 6H_2O$ [89]. Типова спектральна характеристика пропускання ССУФ, створених на основі монокристалів солей Туттона приведена на рис. 3.28 [90].

Відомі також ССУФ, які створюються за технологіями інтерференційних фільтрів.

Для найбільш ефективного фільтрування в УФ датчиках СПРА можуть застосовуватися ССУФ, що являють собою комбінації різних за своїм хімічним складом монокристалів та інтерференційних фільтрів. Такий ССУФ використовується у широко-кутовому сонячно-сліпому об'єктиві, описання якого можна знайти в [91].

Схема широко-кутового сонячно-сліпого об'єктиву зображена на рис. 3.29. Об'єктив містить вхідну лінзу 1, за котрою,

у напрямку руху променів, знаходиться оптичний блок 2, який утворений набором скляних фільтрів з нанесеними інтерференційними покриттями.



Рис. 3.28. Спектральна характеристика пропускання ССУФ



Рис. 3.29. Схема широко-кутового сонячно-сліпого об'єктиву

Далі, за ходом променів, розташовані два монокристалічні фільтри 3 та 4, за якими знаходиться вихідний оптичний блок 5, складений знову із скляних фільтрів з нанесеними інтерференційними покриттями. За вихідним оптичним блоком 5 встановлені лінзи 6–9. Власне ССУФ у цьому об'єктиві складається з елементів 2–5.

Схема одного із можливих варіантів УФ датчика СПРА зображена на рис. 3.30 [92].

Датчик містить широко-кутовий об'єктив 3, ССУФ 4, ЕОП 5, який перетворює УФ випромінювання у видиме, матрицю ПЗЗ 6 та електронний блок 7. До входу об'єктиву надходить УФ випромінювання факелу 1 атакуючої ракети на довжині хвилі λ_1 , а також випромінювання від сторонніх джерел 2 (Сонце, Місяць) на довжині хвилі λ_2 . Об'єктив фокусує вхідне випромінювання та спрямовує його на ССУФ. ССУФ пропускає корисне випромінювання на довжині хвилі λ_1 та блокує випромінювання на довжині хвилі λ_2 . ЕОП підсилює УФ випромінювання, що



Рис. 3.30. Схема УФ датчика СПРА [92]

пройшло через ССУ Φ , та формує на своєму екрані зображення факелу у видимому спектрі. Отримане зображення переноситься у площину чутливості матриці ПЗЗ. Матриця ПЗЗ перетворює видиме зображення факелу атакуючої ракети у відеосигнал, який, для подальшої обробки, надходить до електронного блоку, де формується сигнал про ракетну атаку та визначаються координати атакуючої ракети.

На сьогоднішній день створена значна кількість УФ датчиків СПРА для встановлення на різних типах ЛА. На рис. 3.31, для прикладу, наведені зображення зовнішнього вигляду датчиків СПРА AN/AAR-60(V)2 (фірми Airbus Defence and Spase), який використовується у складі комплексів захисту літаків типу F-16 [93] та MAW-300 (SAAB, Швеція), що використовується у складі комплексів захисту вертольотів від керованих ракет з ІЧ ГСН [94].

Ці датчики працюють у сонячно-сліпому ультрафіолетовому діапазоні довжин хвиль. В них реалізовані ефективні алгоритмічні засоби, що забезпечують надійність правильного функціонування при низькому рівні ймовірності хибних спрацювань. Крім виявлення факту ракетної атаки, ці датчики визначають кутові координати атакуючої ракети, завдяки чому мають можливість формувати сигнали цілеспрямування для наведення на ІЧ ГСН ракети вузьку діаграму направленості, у якій поширюється випромінювання ІЧ завад.



а) б) Рис. 3.31. УФ датчики СПРА: а) AN/AAR-60(V)2; б) MAW-300

РОЗДІЛ 4. СИСТЕМИ АКТИВНИХ МОДУЛЬОВАНИХ ОПТИЧНИХ ЗАВАД

Модульовані оптичні завади представляють собою неперервну або переривно- безперервну (у вигляді «пачок») послідовність імпульсів оптичного випромінювання необхідної потужності, які модульовані за одним або у сукупності будь яких із параметрів — амплітудою, частотою, фазою, тривалістю імпульсів, тощо. Параметри модуляції (амплітуда, частота або фаза) як самих пачок імпульсів, так і імпульсів у пачках можуть бути постійними або змінними. Пристрої, що генерують модульовані оптичні завади називаються станціями оптико-електронної протидії — СОЕП.

Під час створення систем активних модульованих завад постає необхідність вирішення таких двох основних завдань:

- розробка ефективних законів модуляції оптичних завад, які б могли вносити максимальні спотворення корисного сигналу в електронному тракті ІЧ ГСН атакуючої ракети;
- розробка технічних пристроїв, які здатні реалізувати закони модуляції оптичних завад та забезпечити необхідні енергетичні параметри створених завад.

Основними вимогами до законів модуляції оптичних модульованих завад є такі:

- універсальність можливість створення максимальних спотворень корисного сигналу в електронному тракті ІЧ ГСН атакуючих ракет незалежно від їх типу;
- простота та можливість технічної реалізації законів модуляції оптичних завад.

До технічних пристроїв реалізації законів модуляції оптичних завад (до СОЕП) висуваються такі основні вимоги:

- отримання реального випромінювання оптичних завад, закон зміни яких є максимально близьким до заданого (теоретичного) закону модуляції завад;
- забезпечення необхідної потужності випромінювання оптичних завад, яка, як правило, повинна перевищувати потужність ІЧ випромінювання ЛА, що захищається, у кілька разів.

4.1. Закони модуляції оптичних завад

При вирішенні питань протидії ІЧ ГСН, в яких застосована АФМ, ЧФМ, ЧІМ та інші види модуляції, виникає питання визначення законів модуляції оптичних завад, які б максимально спотворювали корисний сигнал в електронному тракті ГСН при обмеженій потужності джерела ІЧ випромінювання в СОЕП. Вирішення цього питання з врахуванням всієї сукупності реальних факторів та умов, в яких функціонує ІЧ ГСН, пов'язане зі значними труднощами, вирішити які досить складно, а іноді і неможливо. Значно простіше така задача вирішується, якщо врахувати тільки основні фактори та особливості функціонування ІЧ ГСН при деякій ідеалізації інших.

Розглянемо вирішення задачі синтезу оптимального закону модуляції оптичних завад для протидії найбільш поширеним ІЧ ГСН з різними видами модуляції, в яких застосовується синхронне фазове детектування для виділення кутових координат цілі [26].

Вирішення такої задачі ґрунтується на застосуванні загальних підходів до розв'язання варіаційних задач синтезу оптимальних імітаційних та маскувальних завад в оптикоелектронних системах слідкуючого типу.

Розглянемо задачу синтезу закону модуляції точкового джерела завадового випромінювання при його знаходженні на ЛА, яке забезпечує максимальну помилку вимірювання координат в ІЧ ГСН атакуючої ракети. Функцію модуляції аналізатора зображення ІЧ ГСН можна представити у вигляді $f(\omega_n t, \phi)$, де ω_n — кругова несуча частота модуляції; ϕ — початкова фаза сигналу несучої на виході АЗ; t — поточний час.

Завадовий сигнал, який підлягає визначенню, виразимо у вигляді $P_3 \cdot u(t)$, де P_3 — максимальна амплітуда завади; u(t) — функція модулювання точкового джерела завадового випромінювання, при чому:

$$0 \le u(t) \le 1. \tag{4.1}$$

Якщо ω_o — кругова частота сканування зображення завадового випромінювача по аналізатору зображення ІЧ ГСН (вона ж опорна кругова частота фазового детектора), T_{CK} період цього сканування, то складова завадового сигналу на виході фазового детектора, який входить до складу електронного тракту ІЧ ГСН, у напрямку однієї з координатних осей може бути представлена за допомогою виразу:

$$d = P_3 \int_0^{T_{CK}} u(t) f(\omega_n t, \phi) \sin \omega_0 t dt . \qquad (4.2)$$

Обмеження на енергетичний ресурс оптичної завади можна представити у вигляді:

$$P_{3}\int_{0}^{T_{CK}}u(t)dt = R.$$
 (4.3)

Задача формального синтезу завади у цьому випадку може бути поставлена у такому вигляді. Необхідно знайти таку функцію u(t), яка б забезпечувала максимум функціоналу (4.2) при виконанні обмежень на u(t) у відповідності до (4.1) та (4.3).

Для врахування обмеження (4.1), при синтезі оптичної завади, доцільним є введення допоміжної функції v(t), яка задовольняє виразу:

$$1 - 2u(t) + \sin v(t) = 0. \qquad (4.4)$$

Аналіз (4.4) показує, що при будь якому значенні v(t) функція u(t) буде відповідати умові (4.1), якщо вона задовольняє

виразу (4.4). Таким чином, використання при оптимізації (4.4) замість (4.1) дає змогу поставлену варіаційну задачу з обмеженнями перетворити у класичну, коли на амплітуду функції u(t) не накладаються обмеження.

Для знаходження функції u(t) у роботі [26] застосовано метод множників Лагранжа. Функція Лагранжа, що підлягає оптимізації, має вигляд:

$$\Phi = P_3 u(t) f(\omega_{\mu} t, \phi) \sin \omega_o t + \mu(t) (1 - 2u(t) + \sin v(t)) + vu(t) ,$$

де µ(t) та v = const — невідомі множники Лагранжа.

Із необхідних умов екстремуму $d\varPhi\,/\,du\,{=}\,0$, $d\varPhi\,/\,d\nu\,{=}\,0$ витікає, що:

$$\mu(t) = 0.5(P_3 f(\omega_{\mu} t, \phi) \sin \omega_0 t + v); \qquad (4.5)$$

$$\mu(t)\cos v(t) = 0.$$
 (4.6)

Підставивши (4.5) в (4.6) та, враховуючи, що

$$\cos v(t) = \sqrt{1 - (2u(t) - 1)^2}$$
,

необхідна умова екстремуму запишеться у такому вигляді:

$$\left[0,5P_{3}f(\omega_{n}t,\phi)\sin\omega_{o}t+0,5v\right]\sqrt{1-(2u(t)-1)^{2}}=0.$$
 (4.7)

На кінцевій множині точок, в яких множник, що знаходиться у квадратних дужках виразу (4.7), дорівнює нулю, u(t)може приймати будь які кінцеві значення, тому що вони не впливають на величину функціоналу (4.2), який оптимізується. За виключенням цієї кінцевої множини, (4.7) виконується тільки тоді, коли u(t) приймає значення 0 або 1. Для розділення областей, де u(t) = 0 або u(t) = 1, треба скористатися однією з необхідних умов максимуму функціоналу $\frac{d^2 \phi}{dv^2} < 0$, яка для нашого випадку може бути записана як:

 $-\mu(t)\sin\nu(t) = \left[-0.5P_3f(\omega_n t, \phi)\sin\omega_o t - 0.5\nu\right](2u(t) - 1) < 0.$ (4.8)

При u(t) = 1 умова (4.8) виконується тільки тоді, коли вираз у квадратних дужках приймає значення менше нуля. Тоді оптимальна завада буде описуватися за допомогою такого виразу:

$$u_{opt}(t) = \begin{cases} 1 & npu \ f(\omega_{n}t,\phi)\sin\omega_{o}t > v_{1}; \\ 0 & s \ intum x \ suna\partial \kappa ax \end{cases}$$
(4.9)

де v_1 — деяка постійна величина — поріг. У відповідності до (4.8) та (4.9), $v_1 = -v / P_3$. Величина порогу v_1 залежить від енергетичного ресурсу оптичної завади R.

Розглянемо, як приклад, одну із найпростіших систем з АЗ, вигляд якого наведено на рис. 2.10, б. Модулююча функція такого аналізатора записується за допомогою наступного виразу:

$$f(\omega_n t, \phi) = 0, 5(1 + sign(\sin(\omega_n t + \phi))).$$

Тоді вираз (4.9) конкретизується наступним чином:

$$u_{opt}(t) = \begin{cases} 1 & npu \quad 0,5(1+sign(\sin(\omega_{H}t+\phi)))\sin(\omega_{o}t) > v_{1}; \\ 0 & s i huux sunadkax. \end{cases}$$
(4.10)

Аналіз виразу (4.10) показує, що оптимальна завада являє собою пачки коротких імпульсів, які випромінюються на інтервалі часу, який не перевищує половини періоду сканування зображення джерела завад по модулюючій поверхні АЗ. Графік оптимального закону модуляції оптичних завад зображено на рис. 4.1.

Частота, тривалість та фаза коротких завадових імпульсів у пачці залежить від виду модуляції, яка використовується в ІЧ ГСН, проти якої діє оптична завада. Так, якщо протидія



Рис. 4.1. Оптимальний закон модуляції оптичних завад

156

спрямована на IЧ ГСН з АФМ, то оптична завада повинна максимально спотворювати амплітуду модульованого сигналу в електронному тракті ГСН, а при протидії ІЧ ГСН з ЧФМ оптична завада повинна максимально спотворювати частоту модульованого сигналу у цьому тракті.

Якщо говорити про ІЧ ГСН з АФМ, то завадові імпульси повинні випромінюватися у ті проміжки часу, коли зображення завадового випромінювача, побудованого об'єктивом ГСН, попадає на прозорі ділянки АЗ. Виконання такої умови можливе тоді, коли відома початкова фаза ϕ сигналу на виході АЗ. Отримання такої інформації постановником завад наштовхується на значні труднощі. Тому доцільно розглянути задачу синтезу оптимальної завади, коли інформація про початкову фазу ϕ відсутня. У цьому випадку необхідно визначити заваду, яка б забезпечувала максимум середньому значенню \overline{d} завадового сигналу на виході фазового детектора при усередненні випадкової початкової фази ϕ .

При невідомій початковій фазі ф функціонал, що підлягає оптимізації, приймає наступний вигляд:

$$\overline{d} = 0.5P_3 \int_0^{T_{CK}} \int_0^{2\pi} u(t)(1 + sign(\sin \omega_n t + \phi)) \sin(\omega_o t) w(\phi) dt d\phi . (4.11)$$

Приймаючи закон розподілу початкової фази $w(\phi)$ рівномірним на інтервалі $0...2\pi$, можна отримати:

$$\overline{d} = \mathbf{0}, 5P_3 \int_{0}^{T_{CK}} u(t) \sin \omega_0 t dt , \qquad (4.12)$$

а оптимальний закон модуляції оптичної завади для цього випадку матиме вигляд:

$$u_{opt}(t) = \begin{cases} 1 & npu & \sin \omega_o t > v_1, \\ 0 & s \ i h mux \ suna \partial k a x. \end{cases}$$
(4.13)

Таким чином, при невідомій початковій фазі ф у кожний період сканування замість пачки коротких імпульсів (рис. 4.1) повинен випромінюватися один імпульс, тривалість якого дорівнює тривалості пачки. Оптимальний закон модуляції оптичних завад при невідомій початковій фазі ф зображено на рис. 4.2.



Рис. 4.2. Оптимальний закон модуляції оптичних завад для ІЧ ГСН з АФМ при невідомій початковій фазі ф

Модуляція цього імпульсу частотою ω_n , що необхідно для проходження завадового сигналу через частотно-вибіркові елементи електронного тракту ІЧ ГСН, буде виконуватися модулюючими елементами АЗ. Для досягнення однакового ефекту протидії ІЧ ГСН необхідна середня енергія такої завади повинна бути вдвічі більшою, ніж енергія завади, яка б формувалася за законом (4.10), що є платою за відсутність необхідної інформації про початкову фазу ф сигналу на виході АЗ.

4.2. Дія модульованих оптичних завад на ІЧ ГСН з амплітудно-фазовою модуляцією

Розглянемо вплив модульованої оптичної завади на ІЧ ГСН з АФМ, в якій використано АЗ, вид якого зображено на рис. 2.10, *a*.

Нехай на вхід такої ІЧ ГСН поступає сигнал цілі P_{μ} та сигнал завади $P_3(t)$. Сигнал цілі P_{μ} є постійним або повільно змінним. Сигнал завади $P_3(t)$ має вигляд послідовності пачок імпульсів з періодом T_3 , круговою частотою пачок імпульсів $\omega_{30} = 2\pi/T_3$ та тривалістю пачки $T_3/2$ (рис. 4.3). Сигнал завади можна записати у такому вигляді:



Рис. 4.3. Сигнал модульованої завади

$$P_3(t) = \frac{P_{30}}{2} m_3(t) (1 + \sin \omega_{n3} t), \qquad (4.14)$$

де P_{30} — максимальна імпульсна потужність сигналу завади; $m_3(t)$ — стробуюча функція завадового сигналу, період якого дорівнює T_3 ; $\omega_{\mu3}$ — несуча частота сигналу завади.

Сумарний сигнал $P_{\partial}(t)$, що проходить через АЗ на ПВ, має вигляд:

$$P_{\partial}(t) = \left[P_{\mathcal{U}} + P_{3}(t)\right] f(\omega_{\mathcal{H}}t), \qquad (4.15)$$

де $f(\omega_{_{\!H}}t)$ — функція модуляції АЗ.

Функцію модуляції для АЗ, вид якого приведено на рис. 2.10, *a*, записується у такому вигляді [51]:

$$f(\omega_{\mu}t) = \frac{1}{2} [1 + \alpha m_r(t) \sin \omega_{\mu}t], \qquad (4.16)$$

де α — коефіцієнт розбіжності, що дорівнює відношенню радіусу розбіжності ρ у площині АЗ до радіусу R_{A3} аналізатора зображення, при цьому $\alpha = 0...1$; $m_r(t)$ — стробуюча функція.

З врахуванням (4.14) та (4.16), вираз (4.15) перепишеться у такому вигляді:

$$P_{\partial}(t) = \frac{1}{2} \left(P_{II} + \frac{1}{2} P_{30} m_3(t) (1 + \sin \omega_{H3} t) \right) \times \left(1 + \alpha m_r(t) \sin \omega_H t \right).$$
(4.17)

Для проходження сигналу завади $P_3(t)$ в електронний тракт IЧ ГСН необхідно, щоб параметри завадового сигналу відповідали смузі пропускання згаданого тракту. Для цього приймемо припущення, що частота слідування завадових імпульсів у пачках співпадає з частотою несучої модульованого сигналу в IЧ ГСН, тобто, для виразу (4.17) приймаємо $\omega_{n3} = \omega_n$. Тоді сигнал (4.17), після підсилення у підсилювачі несучої $S_{\Pi H}(t)$ на частоті ω_n , матиме вигляд:

$$S_{IIH}(t) \approx \alpha \left[P_{II} + \frac{1}{2} P_{30} m_3(t) \right] m_r(t) \sin \omega_n t + \frac{1}{2} P_{30} m_3(t) \sin \omega_n t \cdot (4.18)$$

Після амплітудного детектування сигналу (4.18), формується сигнал огинаючої $S_{or}(t)$ у такому вигляді:

$$S_{OF}(t) \approx \alpha P_{II} m_r(t) + \frac{P_{30}}{2} m_3(t) [1 + \alpha m_r(t)].$$
 (4.19)

У подальшому сигнал (4.19) надходить до підсилювача потужності, що має смугу пропускання, центральна частота якої дорівнює ω_o . Враховуючи, що кругова частота пачок імпульсів $\omega_{30} = 2\pi/T_3$ близька або дорівнює ω_o , сигнал на виході підсилювача потужності можна записати у наступному вигляді:

$$P(t) \approx \alpha \left(P_{II} + \frac{P_{30}}{4} \right) \sin \omega_o t + \frac{P_{30}}{2} \left(1 + \frac{\alpha}{2} \right) \sin \left[\omega_{30} t + \beta_3(t) \right], (4.20)$$

де $\beta_3(t)$ — зсув по фазі огинаючої завадового сигналу відносно огинаючої сигналу цілі. Сигнал (4.20) створює момент корекції, що змінює просторове положення гіроскопу, а разом з ним і оптичної вісі слідкуючого координатора у просторі.

У випадку, коли відсутній завадовий сигнал ($P_{30} = 0$) створюється момент корекції, пропорційний до $P(t) \approx \alpha P_{II} \sin \omega_o t$. Під дією цього моменту оптична вісь координатора рухається у напрямку цілі, при цьому $\alpha \to 0$, завдяки чому виконується слідкування за ціллю.

Якщо крім випромінювання цілі на вхід IЧ ГСН надходить модульована завада виду (4.14), то вісь координатора повертається не точно на ціль, а формується деяка помилка між напрямком на ціль та оптичною віссю координатора, при чому, ця помилка залежить від потужності завадового сигналу P_{30} , величини реальної кутової розбіжності між напрямком на ціль та оптичною віссю координатора α , частоти пачок завадових імпульсів ω_{30} , зсуву за фазою огинаючої завадового сигналу відносно сигналу огинаючої цілі $\beta_3(t)$.

Для більш детального аналізу впливу параметрів модульованої завади на функціонування ІЧ ГСН з АФМ скористаємось результатами, наведеними в [95], які отримані з застосуванням методу векторного аналізу гармонійних коливань [96].

Вектор кутової помилки слідкування за ціллю $\phi(t)$, який відпрацьовується гіроскопом під дією сигналу (4.20), записується за допомогою виразу:

$$\overline{\varphi}(t) \approx \alpha \left(P_{II} + \frac{P_{30}}{4} \right) + \frac{P_{30}}{2} \left(1 + \frac{\alpha}{2} \right) \exp\left[j\beta(t) \right], \qquad (4.21)$$

де

$$\beta(t) = (\omega_o - \omega_{30})t - \beta_3(t) . \qquad (4.22)$$

Векторна діаграма, яка відповідає виразу (4.21), зображена на рис. 4.4.

При відсутності модульованої завади ($P_{30} = 0$), $\phi = \alpha P_{II}$. У цьому випадку, за рахунок прецесії гіроскопу, точка A, що відображає положення зображення цілі на A3, рухається у напрямку до точки B (співпадає з центром A3), зі швидкістю, яка пропорційна величині αP_{II} . У точці B наступає рівновага ($\alpha = 0$) і координатор відслідковує ціль.

При наявності модульованої завади постійна складова вектора $\bar{\phi}(t)$ змінюється, і замість αP_{II} стає $\alpha \left(P_{II} + \frac{P_{30}}{4}\right)$. До цієї величини додається обертова навколо точки *B* складова $\frac{P_{30}}{2} \left(1 + \frac{\alpha}{2}\right) \exp\left[j\beta(t)\right]$ вектора $\bar{\phi}(t)$. У цьому випадку зображення цілі (точка *A*) рухається не у точку рівноваги *B*, а у напрямку точки *C*, котра обертається по колу (пунктирна лінія). Радіус



Рис. 4.4. Векторна діаграма помилки слідкування $\phi(t)$

обертання точки C дорівнює $\displaystyle \frac{P_{30}}{2} \left(1 + \displaystyle \frac{lpha}{2} \right)$, а кутова швидкість

цього обертання складає величину $\omega_{a} - \omega_{30}$.

Якщо $\omega_{o} = \omega_{30}$, то точка *C* не обертається, а її положення на колі визначається фазовим кутом $\beta_{3}(t)$ у відповідності з (4.22). Якщо фазовий кут $\beta_{3}(t)$ такий, що точка *A* має тенденцію пересуватися у будь яку точку не заштрихованої частини круга (відрізок *A* – *B* зменшується або не збільшується), гіроскоп координатора рухається до точки рівноваги *C* і відслідковує точку простору, яка не співпадає з положенням цілі. Якщо фазовий кут $\beta_{3}(t)$ приймає такі значення, що точка *C* попадає на заштриховану частину круга, то точка *A* починає рухатися у протилежному напрямку від точки *B* (центру АЗ). У цьому випадку виникає нестійкий рух гіроскопу (відрізок *A* – *B* збільшується), що призводить до зриву слідкування координатора за ціллю. Необхідною умовою зриву слідкування є:

$$lpha igg(P_{{\scriptscriptstyle I\!I}}\!+\!rac{P_{30}}{4}igg) < rac{P_{30}}{2} igg(1\!+\!rac{lpha}{2}igg)$$
 ,

або

$$P_{30} > 2\alpha P_{II} \,. \tag{4.23}$$

З нерівності (4.23) витікає важливий висновок: для ефективного впливу модульованої оптичної завади на ІЧ ГСН з АФМ — досягнення зриву супроводження цілі — імпульсна потужність P_{30} модульованої завади повинна перевищувати потужність P_{4} випромінювання цілі не менше, ніж у два рази, тому що при зриві слідкування зображення цілі покидає площину АЗ і тоді $\alpha = 1$.

Якщо $\omega_o \neq \omega_{30}$, то точка *C* обертається по колу з кутовою швидкістю $\omega_o - \omega_{30}$. При невиконанні умови (4.23), гіроскоп координатора виконує круговий рух з такою ж кутовою швидкістю. Якщо різниця кутових швидкостей ω_o та ω_{30} не велика (не перевищує 3–5% від ω_o) і виконується умова (4.23), то так само виникає зрив слідкування за ціллю.

4.3. Дія модульованих оптичних завад на ІЧ ГСН з частотно-фазовою модуляцією

Для аналізу впливу модульованих оптичних завад на ІЧ ГСН з ЧФМ розглянемо спектр частотно-модульованих сигналів, що має місце при супроводженні цілі без дії та при дії модульованих оптичних завад.

Сигнал на виході ПВ в ІЧ ГСН з ЧФМ записується за допомогою виразу (2.28). Конкретизуємо у цьому виразі коефіцієнт частотної модуляції $m_f(\varphi)$ [51]. Сутність частотної модуляції полягає у появі зміни частоти $\Delta \omega$, яка пропорційна кутові φ (відхиленню оптичної осі координатора відносно напрямку на ціль). Коефіцієнт $m_f(\varphi)$ прийнято виражати у такому вигляді:

$$m_f(\varphi) = \beta = \frac{\Delta \omega}{\omega_o},$$
 (4.24)

де β — індекс частотної модуляції.

Приймаючи до уваги вираз (4.24) та припускаючи, що φ = 0, вираз (2.28) запишемо у наступному вигляді:

$$U_{IIB}(t) = U_0 \cos \left[\omega_n t + \beta \sin \left(\omega_o t + \phi \right) \right].$$
(4.25)

Використавши формули тригонометричних перетворювань, перепишемо (4.25):

$$U_{IIB} = U_0 \Big[\cos \omega_{\mu} t \cos(\beta \sin \omega_o t) - \sin \omega_{\mu} t \sin(\beta \sin \omega_o t) \Big].$$
(4.26)

Якщо індекс частотної модуляції має малу величину ($\beta \langle \langle 1 - \text{розбіжність близька до нульової} \rangle$, то $\cos(\beta \sin \omega_o t) \approx 1$; $\sin(\beta \sin \omega_o t) \approx \beta \sin \omega_o t$, тоді:

$$U_{\Pi B} \approx U_0 \left(\cos \omega_{\mu} t - \beta \sin \omega_o t \sin \omega_{\mu} t \right) =$$

= $U_0 \left[\cos \omega_{\mu} t - 0.5\beta \cos \left(\omega_{\mu} - \omega_o \right) t + 0.5\beta \cos \left(\omega_{\mu} + \omega_o \right) t \right]. (4.27)$

Спектр сигналу (4.27) складається із складових на несучій частоті ω_{μ} та двох складових на бокових частотах верхній $\omega_{\mu} + \omega_{o}$ та нижній $\omega_{\mu} - \omega_{o}$. Ширина спектру частотномодульованого сигналу у цьому випадку дорівнює $2\omega_{o}$ (рис. 4.5).

При максимальних помилках слідкування індекс частотної модуляції може сягати $\beta = 4$ і більше. Визначення спектру для



Рис. 4.5. Спектр частотно-модульованого сигналу при $\beta \langle \langle 1$

цього випадку виконується з застосуванням функцій Бесселя [97]:

$$\cos\left(\beta\sin\omega_{o}t\right) = J_{0}\left(\beta\right) + 2\sum_{n=1}^{n=\infty}J_{2n}\left(\beta\right)\cos2n\omega_{o}t; \qquad (4.28)$$

$$\sin\left(\beta\sin\omega_{o}t\right) = 2\sum_{n=0}^{n=\infty} J_{2n+1}(\beta)\sin\left(2n+1\right)\omega_{o}t, \qquad (4.29)$$

де $J_0(\beta)$ — функція Бесселя нульового порядку від аргументу β ; $J_{2n}(\beta)$ — функція Бесселя 2*n*-го порядку від аргументу β .

З врахуванням (4.28) і (4.29), вираз (4.26) приймає наступний вигляд:

$$\begin{split} U_{IIB}(t)/U_{0} &= J_{0}(\beta)\cos\omega_{n}t - J_{1}(\beta)\Big[\cos(\omega_{n} - \omega_{o})t - \cos(\omega_{n} + \omega_{o})t\Big] + \\ &+ J_{2}(\beta)\Big[\cos(\omega_{n} - 2\omega_{o})t + \cos(\omega_{n} + 2\omega_{o})t\Big] - \\ &- J_{3}(\beta)\Big[\cos(\omega_{n} - 3\omega_{o})t - \cos(\omega_{n} + 3\omega_{o})t\Big] + \\ &+ J_{4}(\beta)\Big[\cos(\omega_{n} - 4\omega_{o})t + \cos(\omega_{n} + 4\omega_{o})t\Big] - \dots = \\ &= J_{0}(\beta)\cos\omega_{n}t + \sum_{k=1}^{k=\infty} (-1)^{k} J_{k}(\beta)\Big[\cos(\omega_{n} - k\omega_{o})t + (-1)^{k}\cos(\omega_{n} + k\omega_{o})t\Big]. \end{split}$$

Отриманий вираз показує, що частотно-модульований сигнал має дискретний спектр з безкінечно великою смугою частот.

Частота кожної гармоніки відрізняється від несучої на $\pm k\omega_o$. Амплітуда k-ї гармоніки дорівнює $U_k = J_k(\beta)U_0$, амплітуда гармоніки на несучій частоті — $J_0(\beta)U_0$. Отже, практичне обмеження спектру визначається законом зміни функції Бесселя $J_k(\beta)$. Найбільше значення k, яке беруть до уваги при аналізі частотно-модульованих сигналів, не перевищує значень індексу частотної модуляції β і найчастіше приймають $k = \beta$ [51].

Значення функцій $J_k(\beta)$ для $\beta \le 5$ і $k \le 3$ наведені у табл. 4.1 [51]. Як витікає із наведеної таблиці, при малих значеннях індексу частотної модуляції ($\beta \le 0,5$) основними складовими частотно-модульованого сигналу є нульова та перша гармоніки (k = 0 і 1). При збільшенні індексу частотної модуляції ($\beta \ge 1$) внесок до частотно-модульованого сигналу вищих гармонік (k = 2 і 3) зростає.

$\mathcal{F}_{k}(\mathcal{P})$						
β	k					
	0	1	2	3		
0,5	0.94	0,24	0,03	0,00		
1	0,76	0,44	0,11	0,02		
2	0,22	0,55	0,35	0,13		
3	-0,26	0,34	0,49	0,31		
4	-0,4	-0,07	0,36	0,43		
5	-0,18	-0,33	0,05	0,36		

Значення функцій $J_k(\beta)$

Таблиия 4.1

Вигляд деяких спектрів зображено на рис. 4.6. Важливим є те, що при частотній модуляції, коли частота модульованого сигналу безперервно змінюється у межах інтервалу $\omega_{\mu} \pm \Delta \omega$, спектр модульованого сигналу буде не суцільним, а дискретним з кроком $\pm k\omega_{o}$.

Таким чином, в IЧ ГСН з ЧФМ поява помилки слідкування координатором за ПЦ призводить до розширення спектру сигналу на виході ПВ. Маючи на увазі цей фактор, сформулюємо задачу створення модульованих завад для дії на IЧ ГСН з ЧФМ у наступному вигляді: необхідно сформувати такий завадовий сигнал, щоб спектр сигналу на виході ПВ в IЧ ГСН, на яку спрямована завадова дія, зазнав максимальної зміни.

Нехай сигнал завади $P_3(t)$ має вигляд, що показано на рис. 4.3. Запишемо закон зміни сигналу завади у пачці наступним чином:

$$P_3(t) = \frac{P_{30}}{2} (1 + M \cos \omega_{\mu 3} t), \qquad (4.30)$$

де $M \leq 1$ — глибина амплітудної модуляції завадового сигналу.

Визначимо частотні характеристики завадового сигналу ω_{n3} , при яких сигнал $P_3(t)$ проходить через електронний тракт IЧ ГСН з ЧФМ з вимушеним розширенням спектру на виході ПВ.

Сигнал $P_{\partial}(t)$, що проходить через АЗ на ПВ, з врахуванням (4.25) та (4.30) матиме вигляд:

$$P_{\partial}(t) = \frac{P_{30}}{2} \left(1 + M \cos \omega_{n\Pi} t \right) \cos \left[\omega_{n} t + \beta \sin \left(\omega_{o} t \right) \right]. \quad (4.31)$$

Маючи на увазі (4.28) і (4.29) та використовуючи (4.31), запишемо:



Рис. 4.6. Вид спектру частотно-модульованого сигналу при різних значеннях індексу частотної модуляції

$$\begin{split} -J_{3}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - 3\omega_{o})t - \cos(\omega_{n} + 3\omega_{o})t \Big] + \\ +J_{4}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - 4\omega_{o})t + \cos(\omega_{n} + 4\omega_{o})t \Big] - \dots \Big\} + . \\ + \frac{P_{30}}{2} \Big\{ MJ_{0}(\beta)\cos\omega_{n3}t\cos\omega_{n}t - \\ -MJ_{1}(t) \Big[\cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} - \omega_{o})t - \cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} + \omega_{o})t \Big] + \\ +MJ_{2}(\beta) \Big[\cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} - 2\omega_{o})t + \cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} + 2\omega_{o})t \Big] - \\ -MJ_{3}(\beta) \Big[\cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} - 3\omega_{o})t - \cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} + 3\omega_{o})t \Big] + \\ +MJ_{4}(\beta) \Big[\cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} - 4\omega_{o})t + \cos\omega_{n3}t\cos(\omega_{n} + 4\omega_{o})t \Big] . . . \Big\} . \end{split}$$

Застосовуючи до цього виразу формули тригонометричних перетворювань, отримаємо:

$$\begin{split} P_{\partial}(t) &= \frac{P_{30}}{2} \{ J_{0}(\beta) \cos \omega_{n} t - J_{1}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - \omega_{o}) t - \cos(\omega_{n} + \omega_{o}) t \Big] + \\ &+ J_{2}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - 2\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n} + 2\omega_{o}) t \Big] - \\ &- J_{3}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - 3\omega_{o}) t - \cos(\omega_{n} + 3\omega_{o}) t \Big] + \\ &+ J_{4}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n} - 4\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n} + 4\omega_{o}) t \Big] - \dots \} + \\ &+ \frac{P_{30}}{4} \Big\{ M J_{0}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n3} - \omega_{n}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n}) t \Big] - \\ &- M J_{1}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n3} - \omega_{n} + \omega_{o}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} - \omega_{o}) t - (3.32) \\ &- \cos(\omega_{n3} - \omega_{n} - \omega_{o}) t - \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} + \omega_{o}) t \Big] + \\ &+ M J_{2}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n3} - \omega_{n} + 2\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} - 2\omega_{o}) t + \\ &+ \cos(\omega_{n3} - \omega_{n} - 2\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} - 3\omega_{o}) t - \\ &- Cos(\omega_{n3} - \omega_{n} - 3\omega_{o}) t - \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} + 3\omega_{o}) t \Big] - \\ &- M J_{3}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n3} - \omega_{n} + 3\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} - 3\omega_{o}) t - \\ &- \cos(\omega_{n3} - \omega_{n} - 3\omega_{o}) t - \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} + 3\omega_{o}) t \Big] + \\ &+ M J_{4}(\beta) \Big[\cos(\omega_{n3} - \omega_{n} + 4\omega_{o}) t + \cos(\omega_{n3} + \omega_{n} - 4\omega_{o}) t + \\ \end{split}$$

 $+\cos(\omega_{_{H3}}-\omega_{_{H}}-4\omega_{_{o}})t+\cos(\omega_{_{H3}}+\omega_{_{H}}+4\omega_{_{o}})t]\dots \}.$

Отриманий вираз показує, що розширення спектру сигналу на виході ПВ в ІЧ ГСН з ЧФМ досягається внаслідок проходження через АЗ модульованої завади на частоті ω_{n3} . При цьому в електронному тракті ІЧ ГСН з'являються нові гармоніки, частота яких може цілеспрямовано змінюватися за рахунок зміни ω_{n3} . Амплітуда нових гармонік залежить від пікової потужності завади P_{30} , глибини модуляції завадових імпульсів M та значень функції Бесселя $J_{\mu}(\beta)$.

Механізм дії модульованої завади на ІЧ ГСН з ЧФМ досить складний. Це пов'язано з тим, що модульовані завади призводять до появи нових гармонік у вхідному сигналі, під дією яких гіроскоп координатора ІЧ ГСН змінює своє кутове положення, що, у свою чергу, призводить до зміни індексу частотної модуляції β і, як наслідок, величини $J_k(\beta)$. При цьому виникають коливально-обертові рухи гіроскопу і при досягненні потужності випромінювання завади необхідної величини (не менше, ніж у 3–5 разів більше, ніж потужність випромінювання цілі) наступає зрив супроводження.

Розглянемо межі можливих змін частоти ω_{n3} модульованої завади, при яких гармоніки, що виникають внаслідок дії завад, проходять через електронний тракт ІЧ ГСН з ЧФМ і відтворюють у ньому максимальне значення індексу частотної модуляції β_{make} . Електронний тракт ІЧ ГСН з ЧФМ пропускає частотно-модульований сигнал, частота якого знаходиться у межах $\omega_n \pm \beta_{make} \cdot \omega_o$, де $\beta_{make} = 3...4$ [98]. Якщо прийняти, що $\beta_{make} = 4$, то межі пропускання частотно-модульованого сигналу запишуться у вигляді:

$$\omega_{\mu} \pm 4\omega_{o} \,. \tag{4.33}$$

З врахуванням рекомендації $k = \beta$ [51], будемо розглядати гармоніки з індексом $k = \beta_{maxc} = 4$.

Розглянемо умови проходження в електронному тракті IЧ ГСН з ЧФМ четвертих гармонік (k = 4) виразу 3.32, що мають частоти:

$$\omega_{\mu3} - \omega_{\mu} + k\omega_{o}; \ \omega_{\mu3} - \omega_{\mu} - k\omega_{o}; \ \omega_{\mu3} + \omega_{\mu} - k\omega_{o}; \ \omega_{\mu3} + \omega_{\mu} + k\omega_{o}.$$

Умову проходження гармоніки з частотою $\omega_{n3} - \omega_n + k\omega_o$ в електронному тракті, смуга пропускання якого відповідає (4.33), запишемо у такому вигляді:

$$\omega_{\mu} - 4\omega_{o} \leq \omega_{\mu\Pi} - \omega_{\mu} + 4\omega_{o} \leq \omega_{\mu} + 4\omega_{o}.$$

Цій нерівності відповідає наступний діапазон частот модульованої завади:

$$2\omega_{\mu} - 8\omega_o \le \omega_{\mu\Pi} \le 2\omega_{\mu} . \tag{4.34}$$

Умова проходження гармоніки з частотою $\omega_{\mu\Pi} - \omega_{\mu} - k\omega_o$ запишеться як:

$$\omega_{_{_{\!H}}}-4\omega_{_o}\leq\omega_{_{\!H\!\varPi}}-\omega_{_{\!H}}-4\omega_{_o}\leq\omega_{_{\!H}}+4\omega_{_o}\;,$$

тоді

$$2\omega_{\mu} \leq \omega_{\mu\Pi} \leq 2\omega_{\mu} + 8\omega_{o} . \tag{4.35}$$

Аналогічно отримуємо, що проходження гармоніки, що має частоту

 $\omega_{_{H\Pi}} + \omega_{_{H}} - k\omega_{_{o}}$,

можливе при:

$$0 \leq \omega_{\mu\Pi} \leq 8\omega_o$$
.

Гармоніка з частотою $\omega_{_{HII}} + \omega_{_{H}} + k\omega_{_{o}}$ при смузі пропускання (4.33), не проходить в електронний тракт, тому що для цього необхідно щоб $\omega_{_{H3}} < 0$, що фізично реалізувати не можливо.

Таким чином, якщо при створенні оптимальної завади для протидії ІЧ ГСН з АФМ частота завадових імпульсів у пачках повинна бути однаковою або близькою з частотою несучої модуляції таких ІЧ ГСН ($\omega_{\mu3} \cong \omega_{\mu}$), то для протидії ІЧ ГСН з ЧФМ ці частоти повинні суттєво відрізнятися ($\omega_{\mu3} \neq \omega_{\mu}$).

При розробці універсальних законів модуляції оптичних завад необхідно визначати компромісні частоти ω_{n3} , при котрих забезпечується завадова дія на ІЧ ГСН як з АФМ так і з ЧФМ. Так, наприклад, якщо у відповідності до умов (4.34) та (4.35) генерувати завадовий сигнал у вигляді пачок імпульсів, частота яких у пачці дорівнює:

$$\omega_{_{H\Pi}} = 2\omega_{_{H}},$$

то такий завадовий сигнал буде діяти на ІЧ ГСН з АФМ і з ЧФМ. При цьому, для ІЧ ГСН з АФМ даний сигнал буде сприйматися як послідовність «квази-безперервних» пачок завадових імпульсів, близьких до вигляду, що зображений на рис. 4.2.

4.4. Джерела інфрачервоного випромінювання для створення оптичних модульованих завад

Джерела IЧ випромінювання, які застосовуються в СОЕП для створення оптичних модульованих завад, можна розділити на дві групи — некогерентні та когерентні.

Серед некогерентних джерел IЧ випромінювання найбільшого поширення в СОЕП зазнали теплові та імпульсні газорозрядні джерела. Під когерентними джерелами IЧ випромінювання розуміють лазерні джерела, що випромінюють в IЧ діапазоні спектру.

4.4.1. Теплові джерела ІЧ випромінювання

Теплові джерела IЧ випромінювання — це джерела, які генерують випромінювання за рахунок нагрівання речовин, що знаходяться у твердому, рідкому або газоподібному стані. У відповідності до закону Стефана-Больцмана, будь яке нагріте тіло є джерелом випромінювання, інтегральна щільність котрого пропорційна до четвертого ступеня його абсолютної температури.

Нагрівання може виконуватися завдяки спалювання якого не будь палива або за рахунок перетворення електричної енергії у теплову.

Відомим вважається газодинамічний випромінювач [99], призначений для створення IЧ випромінювання в СОЕП. У цьому випромінювачі для отримання IЧ випромінювання застосовується енергія спалювання рідкого палива (керосину) та перетворення хімічної і кінетичної енергії продуктів згорання у теплову енергію. Схема такого IЧ випромінювача зображена на рис. 4.7.

Випромінювач містить газогенератор 1 з надзвуковим соплом 2, що має діаметр d_a , та резонатор 3 з вихідним діаметром $d_p > d_a$. Надзвукове сопло 2 розташоване сосно з робочою порожниною 4 резонатора 3 на відстані x від входу 5



Рис. 4.7. Газодинамічний ІЧ випромінювач: 1 — газогенератор; 2 — надзвукове сопло; 3 — резонатор; 4 — робоча порожнина; 5 — вхід резонатора; 6 — відбивач; 7 — глуха сторона порожнини; 8 — конфузор; 9 — порожнина; 10 — легкоплавкий метал; 11 — випромінююче покриття

резонатора. Відстань x дорівнює довжині зони нестабільності надзвукового не розрахункового струменя газу. Біля входу 5 резонатора встановлено акустичний відбивач 6. Робоча порожнина 4 утворена внутрішньою поверхнею резонатора 3. Глуха сторона 7 робочої порожнини виконана ввігнутою, а вхідна частина 8 — конфузорною. Довжина l конфузорної частини складає не менше, ніж 1/3 довжини L робочої порожнини резонатора. Між внутрішньою та зовнішньою поверхнями резонатора є порожнина 9, яка заповнюється легкоплавким металом 10 (наприклад, натрієм або магнієм). На зовнішню випромінюючу поверхню резонатора нанесено покриття 11, яке має високе значення коефіцієнту випромінювання в ІЧ діапазоні довжин хвиль.

Випромінювач працює наступним чином. У газогенераторі 1 за рахунок згорання палива генерується не розрахунковий надзвуковий струмінь газу, який за допомогою надзвукового сопла 2 через конфузорну вхідну частину 8 спрямовується у робочу порожнину 4 резонатора. У резонаторі виникає високочастотний коливальний стрибок ущільнення (ударна хвиля). Завдяки автоколивальному режиму у робочій порожнині 4 резонатора продовжують генеруватися ударні хвилі, внаслідок чого нагрівається газ біля глухого кінця 7 резонатора. Вхідна ударна хвиля відбивається відбивачем 6, амплітуда її зростає, що призводить до збільшення потужності ударних хвиль у порожнині 4 та збільшення температури біля торця 7. Відбиті ударні хвилі концентруються на осі резонатора 3 за допомогою ввігнутого торця 7, внаслідок чого температура газу продовжує зростати за рахунок молекулярних процесів — зменшення молекулярного пробігу та збільшення внутрішньої енергії газу. Це призводить до плавлення металу 10 у порожнині 9 та вирівнюванню температури зовнішньої випромінюючої поверхні 11.

Перевагою даного випромінювача є можливість створення значних енергетичних характеристик IЧ випромінювання.

Основними недоліками розглянутого випромінювача є його громіздкість (для його роботи необхідна пуско-регулююча апаратура та значний запас палива) та необхідність відведення за межі СОЕП значної кількості відпрацьованих газів, що мають високу температуру.

Серед інших типів IЧ випромінювачів найбільшого поширення зазнали теплові джерела з електричним розігрівом. До таких джерел ставляться наступні вимоги:

- високе значення коефіцієнту випромінювання випромінюючої поверхні;
- високе значення ККД перетворення електричної енергії в ІЧ випромінювання;
- рівномірність розподілу яскравості випромінювання по всій робочій поверхні випромінювача;
- швидке розігрівання випромінювача (одиниці хвилин) та достатня довговічність — значна кількість циклів нагрівання без зниження характеристик ІЧ випромінювання.

У відповідності до закону Стефана-Больцмана світність чорного тіла M пропорційна до четвертого ступеня його абсолютної температури T, тому для отримання високого значення

світності випромінюючої поверхні її необхідно розігрівати до високої температури. Але зростання температури випромінюючої поверхні, згідно з законом Голіцина-Віна, призводить до перерозподілу спектру IЧ випромінювання: чим вища температура поверхні, тим більша частина випромінюваної енергії приходиться на короткохвильову частину спектру (див. рис. 1.1).

Діапазон чутливості сучасних ІЧ ГСН знаходиться у межах $\Delta \lambda = 2-3$ мкм та $\Delta \lambda = 3-5$ мкм, тому джерело ІЧ випромінювання СОЕП повинно, по можливості, мати максимальне випромінювання у діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = 2-5$ мкм.

Розглянемо три випромінювачі, що мають температуру випромінюючої поверхні 2000 K, 1250 K та 900 K. Припускаючи, що коефіцієнт випромінювання поверхонь цих випромінювачів близький до одиниці ($\varepsilon \approx 1$), за формулою (1.8) можна визначити світність M, Вт/см² цих випромінювачів, а за допомогою методики, викладеної в [5], можна отримати значення світності M_{2-5} , Вт/см², що приходиться на діапазон $\Delta \lambda = 2-5$ мкм, для кожного з випромінювачів. Результати таких розрахунків, а також відношення M_{2-5}/M , % для згаданих випромінювачів приведені в табл. 4.2.

I WOJIWWJI I.Z

Температура, К	$M, \mathrm{Bt/cm^2}$	$M_{_{2-5}}$, Вт/см 2	$M_{_{2-5}}/M,\%$
2000	90	40	44
1250	14	8,4	60
900	3,8	2	53

Аналіз цієї таблиці показує, що для отримання достатніх значень світності, необхідно збільшувати температуру випромінюючої поверхні, але при цьому відносне значення корисного (що використовується для створення завадового сигналу у діапазоні $\Delta\lambda = 2-5$ мкм,) випромінювання M_{2-5} / M ,% зменшується. Так, для джерела з температурою 2000 K відносне значення корисного випромінювання складає 44% у порівнянні з 60% для джерела з температурою 1250 K. Зменшується також доля

корисного випромінювання і при подальшому зниженні температури випромінюючої поверхні — для джерела з температурою 900 K вона складає 53%. Таким чином, існує деяка оптимальна температура випромінюючої поверхні, при якій досягається максимальне значення відносного корисного випромінювання для заданого діапазону довжин хвиль. Не торкаючись питання оптимізації температури випромінюючої поверхні, можна вважати, що для діапазону довжин хвиль $\Delta\lambda = 2-5$ мкм температура випромінюючої поверхні випромінювача 1250 K є близькою до оптимальної.

Одним із головних обмежень при розробці теплових джерел IЧ випромінювання з електричним розігрівом є наявна потужність джерела електроживлення. У більшості випадків ця потужність визначається ресурсом потужності системи електроживлення ЛА, на якому необхідно встановити СОЕП.

Досить поширеним матеріалом, що застосовується при виробництві джерел ІЧ випромінювання з електричним розігрівом, є кварц [100]. Широке застосування кварцу пояснюється тим, що він може витримувати високі значення робочих температур — 1300–1400 °С без зміни своїх механічних властивостей, а також характеризується високою термостійкістю та малим коефіцієнтом термічного розширення.

Кварцове джерело IЧ випромінювання зображено на рис. 4.8. Джерело випромінювання являє собою центральний стержень 1 з кварцового скла, на кінцях якого встановлені верхній 2 та нижній 3 контакти, за допомогою котрих джерело підключається до мережі електроживлення. На стержні шляхом зварки закріплено кварцовий циліндр 4, на зовнішній поверхні якого виконана спіральна нарізка, а у поглиблення спіральної нарізки намотана ніхромова спіраль 5. Початок і кінець спіралі з'єднані, відповідно, з верхнім та нижнім контактами. Для захисту спіралі від небажаної деформації при нагріванні та остиганні на неї надівається кварцовий стакан (на рис. 4.8. не показано).

Під час пропускання електричного струму через ніхромову спіраль, сама спіраль, кварцовий циліндр, на який вона намотана, та зовнішній стакан нагріваються до температури > 1200 K.



Рис. 4.8. Кварцовий ІЧ випромінювач

IЧ випромінювання формується зовнішньою поверхнею спіралі та кварцового циліндра у спектральній зоні прозорості кварцу ($\lambda < 3,5$ мкм), а також зовнішньою поверхнею кварцового стакану у діапазоні непрозорості кварцу ($\lambda > 3,5$ мкм).

У першому наближенні можна вважати, що випромінюючою поверхнею кварцового IЧ випромінювача є зовнішня поверхня кварцового стакану, яка випромінює як чорне тіло з коефіцієнтом випромінювання $\varepsilon \approx 0.8$ [6].

Для кварцового IЧ випромінювача, на основі рівнянь енергетичного балансу, можна записати рівняння, що описує зв'язок між його електричними, геометричними та випромінювальними характеристиками для сталого режиму випромінювання. Таке рівняння має наступний вигляд:

$$\frac{U^2}{R} = \mu \cdot \pi \cdot l \cdot d \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 , \qquad (4.36)$$

де U — напруга живлення IЧ випромінювача, В; R — електричний опір ніхромової спіралі, Ом; $\mu = 1, 2 - 1, 4$ — коефіцієнт, що враховує втрати електроенергії на нагрівання елементів випромінювача та самої СОЕП, що не створюють корисного IЧ випромінювання; l, d — довжина та діаметр випромінюючого циліндру, см; ε — коефіцієнт випромінювання;

 $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12} \text{ Вт} / (cm^2 \cdot град^4)$ — постійна Стефана-Больцмана; T — абсолютна температура випромінюючої поверхні, K.

Для заданого діапазону довжин хвиль $\Delta\lambda$ сила випромінювання циліндричного випромінювача $I_{\Delta\lambda}$ визначається за допомогою формули [5]:

$$I_{\Delta\lambda} = \frac{1}{\pi} \cdot l \cdot d \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot \Delta Z_{\Delta\lambda}, \qquad (4.37)$$

де $\Delta Z_{\scriptscriptstyle \Delta\!\lambda}$ — відносна щільність випромінювання для діапазону
 $\Delta\!\lambda.$

На основі (4.36) та (4.37) отримуємо залежність сили випромінювання $I_{_{\Delta\lambda}}$ від споживаної джерелом потужності електроенергії $W = U^2 / R$:

$$I_{\Delta\lambda} = \frac{W}{\mu \cdot \pi^2} \Delta Z_{\Delta\lambda} \,. \tag{4.38}$$

Формули (4.36)–(4.38) дають змогу виконати розрахунок кварцового IЧ випромінювача, при цьому необхідно враховувати обмежувальний фактор — допустиме значення світності $M_{\partial on} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{\partial on}^4$ (що має місце при допустимій температурі нагріву $T_{\partial on}$) у формулі (4.37). Для кварцу прийнятними є $M_{\partial on} = 12 - 15$ BT/см². При більших значеннях $M_{\partial on}$ температура випромінюючої поверхні електронагрівальної спіралі зростає, що може привести до втрати механічних властивостей кварцу і плавлення (перегорання) матеріалу спіралі.

Найпоширенішою областю застосування кварцових ІЧ випромінювачів є їх використання в СОЕП ненаправленої (все ракурсної) дії.

4.4.2. Імпульсні газорозрядні джерела ІЧ випромінювання

Імпульсні газорозрядні джерела IЧ випромінювання представляють собою прилади, в яких електрична енергія перетворюється в оптичне випромінювання при проходженні імпульсів електричного струму через суміш газів та парів металів. Газорозрядне джерело оптичного випромінювання являє собою оболонку із прозорого для оптичного випромінювання матеріалу (скла, кварцу, сапфіру) циліндричної, сферичної або іншої форми, що містить газ та деяку кількість металу у газоподібному стані.

В оболонку впаяні електроди — катод та анод. Подача на електроди імпульсу напруги призводить до сильно струмового розряду, під дією якого виникає потужний спалах оптичного випромінювання [101]. Перевагами газорозрядних джерел ІЧ випромінювання є те, що їх випромінювання може модулюватися шляхом модуляції напруги живлення, що прикладається до електродів джерела.

Схема та конструкція одного із відомих газорозрядного джерела IЧ випромінювання зображена на рис. 4.9 [102].

Таке джерело містить газорозрядну трубку у складі оболонки 1, виготовлену із сапфіру, електродних вузлів 2 і 3, герметично впаяних у кінцях оболонки 1. Внутрішня порожнина оболонки 1 заповнена випромінюючою речовиною, головними компонентами якої є цезій та ксенон.

Розрядна трубка 1 встановлена сосно всередині зовнішньої сапфірової оболонки 4. Для зменшення часу виходу джерела ІЧ випромінювання на режим, електроди 2 і 3 підігріваються електричними спіралями 6 і 7 від джерела живлення 5. Імпульсний блок живлення 8 генерує потужні імпульси напруги,



Рис. 4.9. Схема *a*) та конструкція *б*) газорозрядного джерела випромінювання

під дією яких виникає розряд у парах цезію, який міститься у розрядній трубці. Цей розряд призводить до формування потужного оптичного імпульсу. Порожнина між оболонками 1 та 4 заповнюється газом-теплоносієм, наприклад неоном. Така конструкція випромінювача забезпечує високі питомі електричні навантаження завдяки тепловіддачі при обдуванні потоком повітря зовнішньої оболонки 4. Якщо електрична потужність, що підводиться до електродів невисока (<1 кВт), то в якості випромінювача може бути тільки газорозрядна трубка 1 без оболонки 4.

Імпульсний блок живлення 8 може формувати силові імпульси струму (сотні Ампер) двома відомими способами:

- за допомогою розряду конденсаторів;

 прикладенням прямокутного потужного імпульсу напруги протягом часу, що задається пристроєм керування.

Схеми імпульсних блоків живлення газорозрядних джерел IЧ випромінювання можна знайти в [101, 103].

Застосування сапфіру як матеріалу для виготовлення газорозрядної трубки та зовнішньої оболонки є ключовим, тому що джерелом оптичного випромінювання даних випромінювачів є плазма розряду, що має високу температуру (4000–6000 *K*) та широкий спектр випромінювання — від УФ до довгохвильового ІЧ випромінювання. Матеріал трубки та оболонки не повинен блокувати ІЧ випромінювання у діапазоні $\Delta \lambda = 3 - 5 \text{мкm}$. Саме таким матеріалом є сапфір, прозорість якого ілюструється рис. 4.10, де приведена залежність коефіцієнту прозорості сапфіру $\tau(\lambda)$ від довжини хвилі випромінювання в *мкm* [104].

Розрядна трубка заповнюється сумішшю цезій-ксенон (Cs: Xe) або цезій-ртуть-ксенон (Cs: Hg: Xe) [103]. Ртуть та ксенон у цій суміші призначені для ініціювання розряду у розрядній трубці та підтримки її теплового режиму.

Для попередження перегріву розрядної трубки її необхідно інтенсивно охолоджувати. Схема охолодження розрядної трубки приведена на рис. 4.11 [105]. Імпульсний випромінювач 1 містить сапфірову оболонку 2, на протилежних кінцях якої встановлені електроди 3. Електроди 3 підключені до блоку


Рис. 4.10. Залежність коефіцієнту прозорості сапфіру $\tau(\lambda)$ від довжини хвилі в *мкм*

електроживлення та керування 4. У зоні катоду 3, що є найбільш тепло напруженим, встановлено блок формування повітряного потоку вздовж зовнішньої поверхні оболонки 2, який складається з конфузора 5 та вентилятора 6 з електроприводом 7, який підключено до блоку живлення та керування 4.



Рис. 4.11. Схема охолодження газорозрядного джерела IЧ випромінювання

Внутрішній діаметр розрядної трубки може мати розміри 7...13 мм, а відстань між електродами може складати від 35 до 90 мм і більше [106].

Основними характеристиками імпульсних джерел IЧ випромінювання є їх пікова сила випромінювання $I_{ni\kappa}$ у заданому інтервалі спектру, частота слідування імпульсів, тривалість імпульсів та глибина модуляції імпульсів m, яка визначається співвідношенням:

$$m=\frac{I_{ni\kappa}-I_{nocm}}{I_{ni\kappa}}\cdot 100\%,$$

де I_{nocm} — постійна складова сили випромінювання у заданому інтервалі спектру, що зумовлена нагрівом оболонок та контактів, а також залишковими явищами у парах цезію між імпульсами.

Залежність пікової сили випромінювання I_{nik} у спектральному діапазоні $\Delta \lambda = 3-5$ мкм для випромінювачів з різними розмірами розрядної трубки та її внутрішнім заповненням від середньої електричної потужності, що підводиться до електродів випромінювача, зображена на рис. 4.12.

Тривалість оптичних імпульсів $\tau_{iмn}$, що генеруються даними джерелами випромінювання, складає $\tau_{imn} = 1...2 \times 10^{-4} c$ при частоті f_{imn} їх слідування до 1000 Гц. Разом з тим прийнятна глибина модуляції (m > 95%) імпульсного випромінювання забезпечується тільки для частот $f_{imn} < 500$ Гц. При збільшенні частоти f_{imn} спостерігається суттєве спадання глибини модуляції m: при $f_{imn} = 1000$ Гц величина m складає 87%, а при $f_{imn} = 3000$ Гц. m = 62% [106].

Таким чином імпульсні газорозрядні джерела IЧ випромінювання є достатньо ефективними випромінювачами при малому випромінюючому об'ємі досягається значна сила випромінювання у середньохвильовому IЧ діапазоні. Малі габарити даних джерел дають змогу їх застосування у системах з фокусуванням випромінювання у вузькі пучки, завдяки чому з'являється можливість багатократного збільшення сили завадового випромінювання у заданому напрямку.



Рис. 4.12. Пікова сила випромінювання у спектральному діапазоні $\Delta\lambda = 3-5$ мкм при між електродній відстані розрядної трубки 90 мм та діаметрі *d* розрядної трубки: 1 — Cs: Xe, *d* = 7 мм; 2 — Cs: Hg: Xe, *d* = 7 мм; 3 — Cs: Xe, *d* = 13 мм; 4 — Cs: Hg: Xe, *d* = 13 мм

До недоліків імпульсних газорозрядних джерел IЧ випромінювання можна віднести обмежені можливості отримання модульованого випромінювання ($f_{i_{MN}} < 500 \ \Gamma$ ц) при необхідній глибині модуляції (m > 95%), а також достатню складність технічної реалізації блоків живлення та керування, що застосовуються для їх роботи.

4.4.3. Лазерні джерела ІЧ випромінювання

Лазерні джерела IЧ випромінювання дають змогу отримати значне підвищення сили випромінювання завадового сигналу завдяки концентрації енергії IЧ випромінювання у вузький пучок. Ефективність звуження випромінювання у вузький пучок ілюструється даними табл. 4.3, де приведені результати розрахунку сили випромінювання (I, Bm/cp) лазерного джерела, що має вихідну потужність випромінювання 1 Вт, при різних значеннях куту розширення променя α , мрад (у припущенні рівномірного розподілу випромінювання у межах кута α).

Таблиця 4.3

α, мрад	10	5	3	1,5
I, Bm/cp	12739	51020	140845	564972

Дані табл. 4.3 свідчать, що за допомогою лазерних джерел ІЧ випромінювання можна створювати завадовий сигнал, який би значно перевищував за силою випромінювання ІЧ сигнал, що випромінюється будь-яким ЛА (див. табл. 1.2).

Основними вимогами до лазерних ІЧ випромінювачів є такі:

- випромінювання повинно одночасно генеруватися у широкому діапазоні довжин хвиль, що перекривають діапазони чутливості ІЧ ГСН ($\Delta\lambda = 2-3$ мкм, $\Delta\lambda = 3-5$ мкм);
- спектр випромінювання у кожному діапазоні повинен бути широкосмуговим або з можливістю переналаштування.

Одним з найбільш відомих лазерів, що відповідає згаданим вимогам, вважається фтор-водневий / фтор-дейтерієвий (*HF* / *DF*) хімічний лазер [107].

Хімічні лазери — це пристрої, в яких виконується пряме перетворення енергії хімічної реакції в енергію когерентного електромагнітного випромінювання. Інверсія заселеності рівнів зумовлена не рівномірним розподілом енергії хімічної реакції по ступенях свободи молекул продукту. Для створення хімічних лазерів використовують реакції, швидкість котрих перевищує швидкість встановлення стану рівноваги розподілу енергії, що виділяється. Як правило, це реакції за участю хімічно активних атомів або радикалів. Серед них особливе місце посідають ланцюгові та розгалужені ланцюгові реакції, в яких хімічно активні центри (атоми та вільні радикали) виробляються у ході реакції. Для створення деякого початкового числа активних центрів необхідно витратити енергію. Тому чим більша довжина ланцюга реакції, тим більша кількість хімічної енергії перетворюється у лазерне випромінювання і тим меншу роль будуть відігравати витрати енергії на створення активних центрів.

Початкова концентрація активних центрів може бути створена за допомогою нехімічних видів енергії, наприклад енергії потужного імпульсного електричного розряду. На нехімічному ініціюванні заснована робота хімічних лазерів імпульсної дії, в яких використовують завчасно підготовлену суміш газів. Така суміш містить значний запас енергії, але хімічно стабільна.

На рис. 4.13 наведена схема фтор-водневого лазера з нехімічним ініціюванням. Із змішувача 1 робоча суміш, що містить молекулярні фтор F_2 та водень H_2 (дейтерій D), які стабілізовані киснем O_2 , поступає в реактор 2. У реакторі під дією УФ випромінювання або пучка електронів (ініціюючий агент Q) починається швидка молекулярно-радикальна реакція, що вивільняє із суміші енергію у вигляді короткого імпульсу когерентного випромінювання. Після закінчення імпульсу випромінювання відпрацьована суміш з активної зони відкачується і замість неї подається наступна порція робочої суміші. Частота випромінювання лазера визначається частотою зміни робочої суміші у реакторі. Випромінюючими молекулами у такому лазері є коливально збуджені HF^* (DF*).

Коливально збуджені молекули HF^* генерують випромінювання з довжинами хвиль у діапазоні 2,7–3,2 мкм, а коливально збуджені молекули DF^* генерують випромінювання у діапазоні довжин хвиль 3,8–4,2 мкм.

Спектр випромінювання фтор-водневого лазера зображено на рис. 4.14.

Основним недоліком фтор-водневого лазера є його значні габарити та маса, що може сягати сотень кілограмів.

Набагато компактнішими за масою та габаритами є твердотільні лазери, але створення твердо-тільних лазерів необхідної



Рис. 4.13. Схема фтор-водневого лазера з нехімічним ініціюванням:

1 — змішувач; 2 — активна зона — реактор, де указані також хімічні процеси в реакторі; 3 — вікна для виходу випромінювання; 4 і 5 — дзеркала (непрозоре та частково прозоре); 6 — ініціюючий агент Q

потужності, що випромінюють одночасно у короткохвильовому $\Delta\lambda = 2-3$ мкм та середньохвильовому $\Delta\lambda = 3-5$ мкм діапазонах довжин хвиль є досить складним завданням.

Поява твердотільних лазерів з напівпровідниковою накачкою та ефективних нелінійних перетворювачів довжин хвиль лазерного випромінювання дали змогу отримувати джерела когерентного випромінювання у діапазонах $\Delta\lambda = 2-3\,$ мкм та $\Delta\lambda = 3-5\,$ мкм довжин хвиль. При цьому, твердотільні лазери з напівпровідниковою накачкою, що випромінюють у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 1-2\,$ мкм, використовуються як первинні



Рис. 4.14. Спектр випромінювання фтор-водневого лазера

лазерні джерела, а зсув довжин хвиль випромінювання у діапазони $\Delta \lambda = 2-3$ мкм та $\Delta \lambda = 3-5$ мкм виконується за допомогою параметричних генераторів випромінювання (ПГВ), що представляють собою один або декілька нелінійних кристалів, розташованих в оптичному резонаторі [108].

Як первинні джерела лазерного випромінювання можуть застосовуватись твердотільні лазери з активними елементами на основі ітрій-алюмінієвого гранату активованого неодимом (*Nd*:*YAG*) з накачкою від напівпровідникових лазерів. Такі лазери випромінюють на довжині хвилі 1,06 мкм.

Під час опромінювання нелінійного перетворювача первинним лазером, що генерує довжину хвилі λ_0 , виникає параметричне перетворювання цього випромінювання — на виході перетворювача генеруються дві нові хвилі λ_1 та λ_2 , при цьому

виконується умова: $\frac{1}{\lambda_0} = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2}$, тобто сума частот випромінювання

на виході ПГВ дорівнює частоті випромінювання на його вході.

Для параметричного перетворення випромінювання нелінійний перетворювач виконується у вигляді одновимірної поляризаційної решітки — почергово у напрямку поширення лазерного променя розташованих шарів оптичного матеріалу, вектори поляризації кожного з котрих протилежні, так звані періодичні поляризаційні нелінійні перетворювачі. Період поляризаційної решітки визначає довжину хвилі випромінювання на виході ПГВ. При нагріванні матеріалу нелінійного перетворювача спостерігається його розширення, внаслідок чого змінюється період поляризаційної решітки. Змінюється також період поляризаційної решітки у напрямку поширення променя при зміні положення (повороті) самого перетворювача. Звідси витікають основні способи зміни довжини хвилі випромінювання на виході ПГВ — використання кількох перетворювачів з різними періодами поляризаційної решітки, їх обертання та нагрів.

Найбільш поширеними для виготовлення ПГВ є періодично поляризовані нелінійні кристали на основі ніобіту літію $LiNbO_3$. Такі нелінійні перетворювачі отримали позначення PPLN. Для генерації випромінювання у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 2-5$ мкм, PPLN повинен мати період поляризаційної решітки від 32 до 26 мкм.



Рис. 4.15. Температурні залежності довжин хвиль перетвореного випромінювання для нелінійних перетворювачів *PPLN* з різними періодами поляризаційної решітки: 1–28,5 мкм; 2–28,1 мкм; 3–29,9 мкм

На рис. 4.15 зображені температурні залежності довжин хвиль перетвореного випромінювання за допомогою нелінійних перетворювачів *PPLN* з різними періодами поляризаційної решітки для довжини хвилі вхідного випромінювання 1,06 мкм [109].

Одна з можливих схем ПГВ зображена на рис. 4.16 [109]. ПГВ у своєму складі містить Nd:YAG-лазер і оптичний резонатор, утворений дзеркалами M1 та M2, в середині якого розташовано перетворювач *PPLN*.



Рис. 4.16. Параметричний генератор випромінювання на основі *PPLN*

Діаметр перетворювача складає близько 1 мм, його довжина — 50 мм, а відстань між дзеркалами резонатора дорівнює 70 мм. Nd:YAG-лазер формує імпульсне випромінювання, що має довжину хвилі 1,06 мкм, частоту повторення імпульсів 5–40 кГц та середню потужність випромінювання до 15 Вт. На виході ПГВ формується когерентне випромінювання на довжині хвилі 3,5 мкм.

Залежність середньої потужності вихідного випромінювання P_{BHX} від середньої потужності первинного джерела лазерного випромінювання $P_{\Pi EPB}$ для ПГВ, схема якого зображена на рис. 4.16, показана на рис. 4.17 [109].

Розглянуті ПГВ можуть бути використані при створенні джерела когерентного IЧ випромінювання для СОЕП.

Один з можливих варіантів побудови лазерного джерела ІЧ випромінювання на основі ПГВ з твердотільною накачкою наведено на рис. 4.18 [110].

Лазерне джерело IЧ випромінювання містить твердотільний лазер 1, що включає до свого складу дзеркала 2 оптичного



Рис. 4.17. Залежність середньої потужності вихідного випромінювання ПГВ від середньої потужності первинного джерела лазерного випромінювання

резонатора, активний елемент 3 на основі Nd:YAG та лазерні діоди накачки 4. Лазер 1 генерує когерентне випромінювання $\lambda_0 = 1,06$ мкм. ПГВ містить дзеркала 5 оптичного резонатора та нелінійний елемент 6, для виготовлення якого використано *PPLN*.

Нелінійний елемент 6 виготовлено у вигляді чотирьох груп кристалів — G_1, G_2, G_3, G_4 . Кожна із груп кристалів $G_1 \dots G_4$ містить по три зони Z_1, Z_2, Z_3 , що відрізняються періодами поляризаційної решітки. Періоди поляризаційних решіток вибрані таким чином, щоб одна із зон, наприклад зона Z_1 , генерувала хвилю λ_1 у діапазоні $\Delta \lambda = 2 - 3$ мкм, а дві інші (Z_2 і Z_3) — дві хвилі λ_2 і λ_3 у діапазоні $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм. Періоди поляризації зон в інших групах кристалів не повторюються. Розширювач 7 забезпечує одночасне опромінення паралельним променем випромінювання $\lambda_0 = 1,06$ мкм всіх трьох зон Z_1, Z_2, Z_3 . Таким чином, дане джерело ІЧ випромінювання одночасно генерує три довжини хвиль, що охоплюють діапазон $\Delta \lambda = 2 - 5$ мкм. Перелаштування довжин хвиль виконується шляхом встановлення



Рис. 4.18. Лазерне джерело IЧ випромінювання на основі ПГВ з твердо-тільною накачкою

будь якої із груп кристалів (G_1, G_2, G_3, G_4) на вісь резонатора 5. Паралельне пересування кристалів виконується за допомогою приводу 8. Всього при даній конфігурації джерела IЧ випромінювання можна генерувати чотири довжини хвиль у діапазоні $\Delta\lambda = 2-3$ мкм та вісім довжин хвиль у діапазоні $\Delta\lambda = 3-5$ мкм. У табл. 4.4 наведені параметри випромінювання, що генерує розглянуте лазерне джерело: довжина хвилі випромінювання / відносна потужність випромінювання у % [110].

Перспективними лазерними джерелами IЧ випромінювання також є волоконні лазери, в яких підсилюючим середовищем слугує оптичне волокно. У більшості випадків як підсилююче середовище у волоконних лазерах використовують волокно, серцевина якого активована рідкоземельними іонами, такими як ербій (Er^{3+}), неодим (Nd^{3+}), ітербій (Yb^{3+}), тулій (Tm^{3+})

Группа G	λ ₁ , мкм / %	λ ₂ , мкм / %	λ ₃ , мкм / %
G_{1}	2,5 / 10	3,2 / 60	4,1 / 30
G_{2}	2,7 / 20	3,6 / 50	4,5 / 30
$G_{_3}$	2,4 / 40	3,9 / 50	4,3 / 10
G_4	2,6 / 50	4,1 / 30	4,4 / 20

Таблиця 4.4

або празеодим (Pr³⁺). Для накачки використовуються лазерні діоди. Схема волоконного лазера показана на рис. 4.19 [111].

Волоконні лазери характеризуються незначними габаритами та масою, а також мають високий коефіцієнт корисної дії. У зв'язку з тим, що активне середовище у волоконному лазері розподілене по усій довжині волокна (одиниці — десятки метрів), то теплова напруга в активному середовищі невелика, тому немає необхідності у використанні водяного охолодження, а достатньо повітряного. Волоконний лазер, що випромінює у короткохвильовому та середньохвильовому ІЧ діапазонах, розроблений фірмою Elbit Systems (Ізраїль) має вигляд, що показано на рис. 4.20 [112].



Рис. 4.19. Схема волоконного лазера: 1 — серцевина волокна, діаметр 6–8 мкм; 2 — кварцове волокно, діаметр 400–600 мкм; 3 — полімерна оболонка; 4 — захисне покриття; 5 — лазерні діоди оптичної накачки; 6 — оптична система накачки; 7 — волокно; 8 — коліматор; 9 — нелінійний елемент; 10 — система фокусування



Рис. 4.20. Волоконний IЧ лазер фірми Elbit Systems (Ізраїль)

При створенні СОЕП з лазерними джерелами IЧ випромінювання, лазерний IЧ випромінювач повинен мати такі типові характеристики:

середня потужність ІЧ випромінювання, Вт	0,5-6;
кут розширення лазерного пучка, <i>мрад</i>	1,7-3;
діаметр вихідного пучка випромінювання, мм	···· ≈ 1;
частота імпульсів, кГц	. \geq 20.

4.5. Модуляція ІЧ випромінювання в СОЕП

В теперішній час відома значна кількість різноманітних модуляторів IЧ випромінювання [5, 6, 51, 52]. Але більшість таких модуляторів непридатні для їх застосування в СОЕП внаслідок їх конструктивних особливостей та розмірів джерел IЧ випромінювання. Тому, при конструюванні СОЕП, необхідно застосовувати досить специфічні модулятори, принципи побудови яких розглянуті нижче.

Теплові джерела IЧ випромінювання з електричним нагрівом, як правило, мають форму випромінюючого циліндра і розташовуються у СОЕП вертикально. Для модуляції IЧ випромінювання таких випромінювачів використовуються механічні модулятори, схеми яких (вигляд з верху) приведені на рис. 4.21–4.25.

На рис. 4.21 зображена схема модулятора [50], що забезпечує формування завадового сигналу, що має частоту f_1 .

Модулятор являє собою сукупність обертового 2 та не обертового 3 циліндрів. Осі циліндрів співпадають з віссю джерела ІЧ випромінювання 1. На циліндрах 2 та 3 у напрямках їх твірних виконано однаку кількість поздовжніх прорізів у вигляді щілин та перетинок, причому ширина перетинок δ не менша, ніж ширина щілин a. Під час обертання циліндру 2 з кутовою швидкістю ω_2 виникає почергове одночасне для всіх щілин закривання та відкривання проходження випромінювання джерела 1 у навколишній простір, завдяки чому виконується модуляція. Частота модульованого сигналу f_1 визначається формулою:

$$f_1 = \frac{\omega_2}{2\pi} \cdot n , \qquad (4.39)$$



Рис. 4.21. Модулятор для отримання оптичних імпульсів



Рис. 4.22. Модулятор для отримання пачок оптичних імпульсів

де *n* — кількість прозорих щілин на модуляторі. Даний модулятор формує модульовану заваду у вигляді безперервної послідовності оптичних імпульсів з частотою *f*₁, яку можна змінювати шляхом зміни кутової швидкості ω₂.

Для отримання завадового сигналу у вигляді послідовності пачок оптичних імпульсів застосовуються модулятори, схеми яких наведені на рис. 4.22–4.25.

Модулятор, схема якого зображена на рис. 4.22 [113], відрізняється від попереднього тим, що обертовий циліндр 2 містить непрозорі перетинки 4, ширина яких у кілька разів більша, ніж ширина вузьких перетинок. При обертанні циліндру 2 від джерела 1 у навколишній простір випромінюється послідовність пачок імпульсів. Частота слідування пачок імпульсів f_{II} визначається за допомогою формули:

$$f_{\Pi} = \frac{\omega_2}{2\pi} \cdot N , \qquad (4.40)$$

де *N* — кількість широких непрозорих перетинок на обертовому циліндрі.

Основний недолік розглянутих модуляторів полягає у відчутних втратах IЧ випромінювання під час модуляції, що зумовлено постійною наявністю на шляху поширення випромінювання нерухомих перетинок, які поглинають значну кількість (не менше 50%) випромінювання.

Зниження втрат IЧ випромінювання під час модуляції можливе при застосуванні замість нерухомого циліндра з прорізами — концентратора випромінювання у вигляді кругового набору концентруючих та розсіюючих оптичних клинів, що мають дзеркальні відбиваючі поверхні [114]. Кожні сусідні пари концентруючих та розсіюючих оптичних клинів (рис. 4.23) можна розглядати як плоскі фокони та афокони [115], які звужують та розширюють потік IЧ випромінювання.

Основний недолік даного модулятора полягає у необхідності розташування концентруючих та розсіюючих клинів по колу, що виключає симетричність геометрії вхідних та вихідних пучків ІЧ випромінювання у такому концентраторі — вихідні



Рис. 4.23. Схема модулятора з концентратором ІЧ випромінювання:

1 — циліндр-модулятор; 2 — концентруючі оптичні клини; 3 — розсіюючі оптичні клини; 4 — джерело ІЧ випромінювання; 5 — обтікач

пучки набагато ширші, ніж вхідні. Крім того, внаслідок не симетрії входу та виходу такого концентратора у модуляторі з'являються додаткові багаторазові відбиття випромінювання від дзеркальних поверхонь клинів, внаслідок чого під час модуляції виникають небажані імпульси між пачками, що спотворює закон формування завадового сигналу.

Найбільш ефективними модуляторами є пристрої, що формують завадовий сигнал у вигляді обертових променів [95], у кожному з яких ІЧ випромінювання слідує з круговою частотою $\omega_{_{H\Pi}}$ (див. формулу 4.30). У цьому випадку ІЧ ГСН, яка знаходиться на деякій відстані від пристрою модуляції, буде сприймати завадове випромінювання як послідовність пачок імпульсів. Тривалість таких пачок буде залежати від кутової ширини променя та кутової швидкості його обертання. Схема пристрою модуляції, що формує завадовий сигнал у вигляді обертових променів, зображена на рис. 4.24 [116]. Такий пристрій має у своєму складі випромінювач 1 та незалежно обертові навколо випромінювача циліндр 2 з кутовою швидкістю ω_2 і циліндр 3 з кутовою швидкістю ω_3 , причому $\omega_2 >> \omega_3$. Внутрішній циліндр 2 має декілька симетрично розташованих прорізів, а ширина їх щілин та перетинок вибрані таким чином, щоб під час обертання циліндра 2 випромінювання від джерела 1 у заданому напрямку почергово повністю проходило, або повністю перекривалось, виконуючи таким чином високочастотну модуляцію ІЧ випромінювання. Зовнішній циліндр 3 містить не парну кількість пар щілина-перетинка (найчастіше у кількості 3 або 5), розташованих таким чином, щоб напроти кожної перетинки у діаметрально протилежному напрямку знаходилась щілина. Внутрішні поверхні перетинок виконані дзеркально відбиваючими, тому у напрямку кожної щілини циліндра 3 поширюється як пряме випромінювання джерела 1, так і відбите від внутрішніх протилежно розташованих перетинок випромінювання, утворюючи промені 4, при цьому випромінювання у цих променях уже модульоване внутрішнім циліндром 2. Обертання циліндра 3 з кутовою швидкістю ω₃ призводить до обертання з такою ж кутовою швидкістю променів 4.

Завадовий сигнал у будь якому з напрямків представляє собою послідовність пачок імпульсів, що мають такий вигляд, який зображено на рис. 4.3. Частота пачок імпульсів дорівнює







Рис. 4.25. Модулятор з обертовими дзеркалами

$$f_{\Pi}=rac{\omega_3}{2\pi}\cdot N_{\Pi p}$$
,

де $N_{\it Пp}$ — кількість променів, що формує модулятор, а частота імпульсів у пачці —

$$f_1 = \frac{\omega_2}{2\pi} \cdot n$$
,

де n — кількість прозорих щілин на циліндрі 2. Основна складність, що виникає при реалізації такого модулятора полягає у тому, що для досягнення необхідної частоти $f_1 = 1000 - 1500$ Гц і більше внутрішній циліндр повинен мати частоту обертання 200...300 об/сек і більше.

Пристрій модуляції, що формує завадовий сигнал у вигляді обертових променів за допомогою одного обертового циліндра, зображено на рис. 4.25 [117].

Пристрій містить циліндричний випромінювач 1, обертовий циліндр 2 та не обертовий циліндр 3. На внутрішній поверхні циліндра 2 встановлені три сферичних або параболічних дзеркала 4, фокуси кожного з яких суміщені з центром випромінювача 1, а оптичні осі дзеркал орієнтовані під кутами 120° одне відносно іншого. Проміжки поверхні циліндра 2 між дзеркалами мають 4 мають рівномірно розташовані щілини, які разом зі цілинами циліндра 3 утворюють модулятор високої частоти f_1 . Промені 5 формуються як прямим випромінюванням, так і сфокусованим дзеркалами 4 випромінюванням джерела 1. При обертанні циліндра 2 з кутовою швидкістю ω_2 промені 5 мають таку ж кутову швидкість. У будь якому напрямку формується завадовий сигнал у вигляді пачок імпульсів як і у пристрої, схема якого наведена на рис. 4. 24.

Модулятори IЧ випромінювання, схеми яких наведені на рис. 4.21–4.25, забезпечують формування модульованих завад кругового (все ракурсного) поширення.

Для концентрації IЧ випромінювання у заданому напрямку використовуються фокусуючі системи у вигляді прожекторів, які можуть бути рефлекторного або лінзового типу. Переважно застосовують рефлектори, тому що оптичні матеріали лінз у лінзових системах суттєво поглинають IЧ випромінювання.



Рис. 4.26. Фокусуюча система рефлекторного типу

Схема фокусуючої системи рефлекторного типу зображена на рис. 4.26.

Основним елементом системи є сферичний або параболічний рефлектор 2, у фокусі F якого встановлено IЧ джерело випромінювання 1. Кут розходження 20 випромінювання визначається формулою:

$$2\theta = \frac{d_{\partial \mathscr{K}}}{f}$$
 ,

де $d_{\scriptscriptstyle\partial\!x}$ — діаметр джерела випромінювання; f — фокусна відстань рефлектора.

Сила випромінювання $I_{\scriptscriptstyle p}$, що формується на осі рефлектора, дорівнює:

$$\boldsymbol{I}_p = \boldsymbol{I}_{\partial \boldsymbol{\mathcal{H}}} \cdot \boldsymbol{\eta} \cdot \left(\frac{\boldsymbol{d}_p}{\boldsymbol{d}_{\partial \boldsymbol{\mathcal{H}}}}\right)^2,$$

де $I_{\partial x}$ — сила випромінювання джерела; η — коефіцієнт відбиття поверхні рефлектора; d_p — діаметр рефлектора.

Якщо у якості випромінювача використовуються імпульсні газорозрядні джерела ІЧ випромінювання, то випромінювання модулюється електронним способом. Якщо у якості



Рис. 4.27. Схема модуляції випромінювання рефлектора: 1 — рефлектор; 2 — не рухомий диск з прозорими секторами; 3 — обертовий диск з прозорими секторами

випромінювача використовуються теплові джерела IЧ випромінювання, то для модуляції такого випромінювання застосовують механічні модулятори, встановлені на шляху поширення сфокусованого рефлектором променя. Схема одного з таких модуляторів зображена на рис. 4.27 [118].

Модуляція IЧ випромінювання лазерного джерела може виконуватися способами внутрішньої та зовнішньої модуляції.

Внутрішня модуляція лазерного випромінювання — це модуляція, що реалізується шляхом зміни параметрів лазерного активного елемента або оптичного резонатора. Одним із основних методів модуляції лазерного випромінювання є керування струмом накачки лазера. Якщо на пристрій накачки подати струм, закон зміни якого відповідає необхідному закону модуляції завад, то потужність лазерного випромінювання на виході ПГВ також буде відповідати цьому закону.

Зовнішня модуляція полягає у зміні параметрів лазерного променя за допомогою пристроїв, що знаходяться поза лазерним джерелом. При зовнішній модуляції застосовуються електрооптичні та механічні модулятори.

Електрооптичні модулятори виготовляються з матеріалів, показник заломлення яких залежить від дії електричного,



Рис. 4.28. Схеми модуляції лазерного випромінювання: 1— лазер; 2— пристрій керування лазерним випромінюванням; 3— електрооптичний модулятор; 4— генератор модульованого сигналу; 5— механічний модулятор

магнітного або акустичного полів. Змінюючи модульованим сигналом параметри цих полів, модулюють параметри лазерного випромінювання [108].

Для механічної модуляції лазерного випромінювання, з огляду на малі розміри лазерного променя у поперечнику, можуть застосовуватися широко відомі обертові растри, наприклад [51, 52].

Схеми модуляції лазерного випромінювання наведені на рис. 4.28: а) — внутрішня модуляція; б), в) — зовнішня електрооптична та механічна модуляція, відповідно.

У результаті модуляції формується модульоване лазерне випромінювання $I_{\scriptscriptstyle MOQ}$, яке використовується як сигнал модульованої завади.

4.6. Станції оптико-електронної протидії ІЧ ГСН керованих ракет

На сьогоднішній день існує значна кількість різноманітних СОЕП. Всі різновиди існуючих СОЕП розділяють на два основних класи — клас ненаправленої дії та клас направленої дії. СОЕП ненаправленої дії характеризуються круговою або секторною діаграмою випромінювання завадового сигналу. Дані СОЕП зазнали широкого поширення внаслідок того, що для їх функціонування немає необхідності в отриманні інформації про факт пуску ракети та напрямок її атаки. Вони функціонують автономно, без будь яких функціональних зв'язків з іншими системами та без обмеження часового ресурсу їх роботи під час польоту ЛА. Для створення СОЕП з круговою діаграмою випромінювання завадового сигналу застосовують механічні модулятори, схеми яких зображені на рис. 4.21...4.25. Однією із поширених СОЕП даного класу є СОЕП «Адрос» КТ-01АВ (рис. 4.29), що розроблена НВФ «Адрон» (Україна). Іншими відомими СОЕП такого ж класу є АN/ALQ-144 (США) та Л-166В1 (РФ) (див. рис. 1.30, 1.31).

Іншим різновидом СОЕП ненаправленої дії є системи активних завад з обмеженим сектором випромінювання завадового сигналу. Такі СОЕП створюються, як правило, з застосуванням схем модуляції, наведених на рис. 4.26 та 4.27, при цьому кут



Рис. 4.29. СОЕП «Адрос» КТ-01АВ

розсіювання (розходження) 20 завадового випромінювання складає не менше ±25° [30]. Дані СОЕП є ефективними для захисту ЛА від ракет з ІЧ наведенням перших поколінь, що атакують повітряні цілі з відомих напрямків — із задньої півсфери. До переваг таких систем можна віднести можливість отримання більш потужного завадового сигналу внаслідок концентрації випромінювання у заданому секторі. Недолік цих систем полягає у неможливості кругового захисту ЛА від ракет при застосуванні однієї СОЕП.

СОЕП направленої дії характеризується тим, що енергія завадового

сигналу концентрується у вузький промінь, який необхідно спрямувати на ІЧ ГСН атакуючої ракети. В СОЕП направленої дії можуть застосовуватися некогерентні (теплові чи імпульсні газорозрядні) або когерентні (лазерні) джерела випромінювання.

При використанні некогерентних джерел формування вузького завадового променя виконується за допомогою пристроїв фокусування, схеми яких наведені на рис. 4.26 та 4.27. При цьому кут розходження 20 випромінювання складає одиниці градусів, а самі пристрої фокусування розташовують на поворотних платформах. Когерентні джерела дають змогу формувати завадовий промінь шириною у кілька мілірадіан, а зміна кутового положення променя у просторі виконується за допомогою обертового дзеркала або обертанням самого випромінюючого елемента лазера, що встановлені на гіро-стабілізованій платформі.

За способом отримання інформації про необхідне положення завадового променя у просторі, СОЕП направленої дії можуть бути розімкнутого або замкнутого типу.

У СОЕП розімкнутого типу положення завадового променя регулюється за допомогою автоматичної системи за сигналами від зовнішніх датчиків, при цьому процес слідкування завадового променя за атакуючою ракетою не залежить від кінцевого результату. У якості зовнішніх датчиків застосовуються датчики СПРА.

На рис. 4.30 показано зовнішній вигляд СОЕП комплексу захисту «Президент-С» (РФ), що являє собою некогерентну СОЕП розімкнутого типу [106]. Вона призначена для захисту вертольотів від керованих ракет з ІЧ самонаведенням. Для забезпечення необхідної ефективності захисту вертольота, на ньому встановлюють дві або три турелі.

СОЕП складається з поворотної турелі, на якій встановлено імпульсне джерело модульованого випромінювання, блоку керування імпульсним джерелом ІЧ випромінювання та блоку керування поворотом турелі. Датчиком інформації про напрямок на атакуючу ракету в даній СОЕП є СПРА, яка на рис. 4.30 не зображена.



Рис. 4.30. СОЕП комплексу захисту «Президент-С»

У СОЕП замкнутого типу положення завадового променя регулюється автоматично із залежністю процесу регулювання від кінцевого результату, чим забезпечується більш точне наведення завадового променя на атакуючу ракету. Зворотній зв'язок В СОЕП замкнутого типу реалізується за допомогою датчиків, які отримують інформацію про положення завадового променя на ІЧ ГСН атакуючої ракети. Для отримання сигналів зворотного зв'язку можуть використовуватися сигнал лазерного завадового сигналу, відбитий від оптичних елементів ІЧ ГСН, або випромінювання са-

мої ракети, наприклад її ІЧ випромінювання. Датчики СПРА у СОЕП замкнутого типу використовуються у якості пристроїв попереднього наведення лазерного променя на атакуючу ракету. Крім підвищення точності наведення завадового променя, в СОЕП замкнутого типу можливо, на основі аналізу часової структури відбитого сигналу, отримувати інформацію про тип та параметри модуляції ІЧ ГСН атакуючої ракети. Така інформація дає змогу оптимізувати закон модуляції завад.

Схема СОЕП замкнутого типу з лазерним джерелом завадового випромінювання наведена на рис. 4.31 [119].

При виявленні атакуючої ракети 13 СПРА 5 видає на процесор 6 сигнал, за яким вмикається лазер 2 у режим генерації модульованої завади у вигляді послідовності пачок лазерних імпульсів, а також формує керуючий сигнал на пристрій слідкування 7. У початковий період лазерний промінь має ширину, яка узгоджена з точністю визначення координат атакуючої ракети за допомогою СПРА. Пристрій 7 через приводи гіроплатформи 8 обертає дзеркала 9 таким чином, щоб промінь 10 попадав на



Рис. 4.31. Схема СОЭП замкнутого типу з лазерним джерелом завадового випромінювання:

 оптична система; 2 — лазерний генератор завадового сигналу;
3 — вимірювач параметрів модуляції ІЧ ГСН; 4 — датчик координат ракети; 5 — СПРА; 6 — процесор; 7 — пристрій слідкування за ракетою; 8 — гіростабілізована платформа;
9 — дзеркала; 10 — завадовий промінь; 11 — сигнал інформації про параметри модуляції в ІЧ ГСН; 12 — сигнал інформації про координати атакуючої ракети; 13 — атакуюча ракета

ІЧ ГСН ракети 13. Після отримання відбитого від ІЧ ГСН атакуючої ракети сигналу 12, замикається контур точного слідкування за ракетою, до якого входять датчик координат ракети 4, пристрій слідкування 7, платформа 8 та дзеркала 9. З цього моменту починається точне слідкування променя 10 за ракетою 13, а завадовий лазерний промінь звужується до мінімальних значень — одиниці *мрад*, чим забезпечується максимальна потужність завадового сигналу. З метою оптимізації закону модуляції завади, вимірювач параметрів модуляції ІЧ ГСН 3, за результатами аналізу сигналу 11, процесор 6 налаштовує параметри модуляції лазерного променя 10 з урахуванням характеристик модуляції, що реалізована в ІЧ ГСН атакуючої ракети. Однією з відомих систем даного типу є лазерна станція завад ALJS [120], яка створена у ФГУП «НИИ «Экран» (м. Самара, РФ). Зовнішній вигляд даної системи наведено на рис. 4.32.

Основною особливістю станції завад ALJS є те, що в ній у якості джерела лазерного випромінювання використано електро-розрядний імпульсно-періодичний хімічний HF - DFлазер із замкнутим циклом відновлення робочої суміші. Вибір саме такого типу лазера зумовлений тим, що його випромінювання є двох-діапазонним (випромінювання генерується одночасно у короткохвильовому $\Delta \lambda = 2 - 3$ мкм та середньохвильовому $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм діапазонах довжин хвиль) та багатоспектральним, що виключає можливість використання фільтрів для захисту ІЧ ГСН від дії лазерних завад.

Оптико-механічний блок станції ALJS, після попереднього наведення за сигналами СПРА, забезпечує автоматичне супроводження атакуючої ракети, ідентифікацію та селекцію ракет з IЧ самонаведенням від інших загроз, наведення на ракету



Рис. 4.32. Лазерна станція завад ALJS:

- 1 лазерна установка; 2 оптико-механічний блок;
- 3 датчики СПРА; 4 блок контролю та керування;
 - 5-система обробки сигналів датчиків СПРА

завадового лазерного променя та визначення факту придушення ІЧ ГСН атакуючої ракети за ознакою припинення відбиття від координатора ІЧ ГСН лазерного випромінювання.

Відомі також і інші лазерні СОЕП, наприклад «Nemesis» AN/AAQ-24 (компанія Nortrop Grumman, США), «MUSIC» (Elbit Systems, Ізраїль). На рис. 4.33 і 4.34 зображені блоки формування та наведення лазерного завадового променя цих СОЕП [121, 122].

У наведених на рис. 4.33 і 4.34 СОЕП застосовуються багатоспектральні волоконні лазери з можливістю перестройки довжин хвиль їх випромінювання, що робить такі системи легкими та малогабаритними. Це, у свою чергу, забезпечує простоту встановлення таких СОЕП на ЛА у вигляді окремих блоків, вбудованих безпосередньо у фюзеляж, або у підвісний контейнер.

Лазерні СОЕП, завдяки концентрації завадового випромінювання у вузький промінь, можуть створювати завадовий IЧ сигнал, сила випромінювання якого на кілька порядків вища, ніж сумарна сила IЧ випромінювання двигунів будь яких літаків, у тому числі літаків військово-транспортної авіації та пасажирських лайнерів цивільного призначення.



Рис. 4.33. СОЕП «Nemesis» AN/AAQ-24

Рис. 4.34. COEII «MUSIC»

РОЗДІЛ 5. ХИБНІ ТЕПЛОВІ ЦІЛІ

5.1. Основні характеристики хибних теплових цілей

Хибні теплові цілі у теперішній час є найбільш поширеними засобами оптико-електронної боротьби для захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ самонаведенням. ХТЦ являють собою джерела ІЧ випромінювання, які у процесі протидії відділяються (відстрілюються) від ЛА з метою відведення від них атакуючих ракет на безпечну відстань, на якій виключається можливість ураження ЛА, що захищається. ХТЦ є засобами оптико-електронної боротьби з обмеженим ресурсом.

Основною властивістю ХТЦ є їх здатність створювати ІЧ випромінювання достатньої потужності, яке сприймається ІЧ ГСН атакуючої ракети як ІЧ випромінювання повітряної цілі. Найбільшого поширення зазнали ХТЦ, які створені на основі піротехнічних сполук.

Для можливості розміщення на ЛА деякої кількості ХТЦ, вони повинні мати достатньо малі масу та габарити, але потужність ІЧ випромінювання ХТЦ повинна у кілька разів перевищувати потужність ІЧ випромінювання самого ЛА. Приймаючи припущення, що ІЧ випромінювання ЛА створюється тільки випромінюванням сопла його двигуна, на основі (1.20) можна записати:

$$\frac{1}{\pi} \cdot \varepsilon_{c} \cdot \sigma \cdot T_{c}^{4} \cdot S_{c} < \frac{1}{\pi} \varepsilon_{\pi T \mathcal{U}} \cdot \sigma \cdot T_{\pi T \mathcal{U}}^{4} S_{\pi T \mathcal{U}}, \qquad (5.1)$$

де параметри з індексами «С» та «ЛТЦ» означають характеристики сопла двигуна ЛА та характеристики ХТЦ, відповідно.

Виходячи з того, що $\varepsilon_c \approx \varepsilon_{\pi T \Pi}$, а площа випромінюючої поверхні ХТЦ $S_{\pi T \Pi}$ набагато менша, ніж площа сопла двигуна S_c , тобто:

207

приходимо до висновку, що для перевищення потужності ІЧ випромінювання ХТЦ над потужністю ІЧ випромінювання ЛА повинна виконуватися умова:

$$T_{JITII} >> T_C . \tag{5.3}$$

Найбільш просто умова (5.3) досягається при використанні у якості джерела ІЧ випромінювання ХТЦ піротехнічних сполук, які згорають при високих температурах. У подальшому будемо розглядати тільки піротехнічні ХТЦ.

До основних характеристик ХТЦ відносять наступні [60]:

- максимальна сила випромінювання у заданому діапазоні довжин хвиль;
- час виходу на режим;
- повний час випромінювання;
- швидкість викидання (відстрілювання);
- спектральні характеристики випромінювання;
- аеродинамічні особливості ХТЦ.

Максимальна сила випромінювання у заданому діапазоні довжин хвиль ($I_{_{макс}}$) — це найбільш важлива характеристика ХТЦ. Для успішного відбиття ракетної атаки необхідно, щоб сила випромінювання ХТЦ перевищувала силу випромінювання ЛА не менше, ніж у 3–5 разів у одному і тому ж діапазоні довжин хвиль. Тому, при розробці ХТЦ для захисту конкретного ЛА, вихідним параметром для обґрунтування їх параметрів ІЧ випромінювання є параметри ІЧ випромінювання цього ЛА.

Про рівні випромінювання ЛА різних типів можна мати уяву, виходячи з даних, які наведені у табл. 1.3. Для отримання уяви про рівні випромінювання ХТЦ, скористаємося наступним прикладом. Якщо температура продуктів згорання піротехнічної ХТЦ складає 2000–2200 K, то, для створення сили ІЧ випромінювання 1000 Bm/cp у діапазоні довжин хвиль $\Delta \lambda = 3-5$ мкм, повна потужність випромінювання ХТЦ повинна складати величину від 0,5 до 1 *MBT*.

Найчастіше максимальна сила IЧ випромінювання XTЦ приводиться для діапазону довжин хвиль $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм, у якому функціонує більшість IЧ ГСН керованих ракет.

Час виходу на режим (t_{pex}) — це проміжок часу між моментом початку горіння та моментом досягнення заданого рівня випромінювання ХТЦ. За момент початку горіння часто приймають момент виходу ХТЦ із пристрою викидання (відстрілювання), а у якості моменту досягнення заданого рівня випромінювання приймають момент часу, коли випромінювання на стадії розгорання досягає рівня 50% від максимального.

Параметр t_{pem} вибирається таким, щоб ХТЦ, після відокремлення від ЛА, досягла заданого рівня випромінювання знаходячись у межах миттєвого поля зору ІЧ ГСН, яка супроводжує цей ЛА. Для сучасних ХТЦ параметр t_{pem} складає менше однієї секунди.

Повний час випромінювання ($t_{повн}$) — це проміжок часу між моментами досягнення деякого опорного рівня випромінювання на стадії виходу на режим та зниження випромінювання до цього ж рівня на стадії закінчення горіння ХТЦ. За опорний рівень приймають величину 0,1 · $I_{_{макс}}$. Повний час випромінювання повинен забезпечувати відведення атакуючої ракети з ІЧ ГСН на достатню відстань від ЛА, щоб не спрацювало її бойове спорядження. Але збільшення повного часу випромінювання, при незмінній масі ХТЦ, призводить до зменшення секундної витрати піротехнічної сполуки, тому зменшується також і її сила випромінювання. Типовим значенням повного часу випромінювання сучасних ХТЦ можна вважати величину $t_{повн} = 2 - 5$ сек.

Фізичний зміст параметрів $I_{_{Makc}}$, $t_{_{pem}}$ та $t_{_{nobh}}$ пояснюється рис. 5.1.

Швидкість викидання (відстрілювання) — це початкова швидкість ХТЦ від ЛА, що захищається. Початкова швидкість викидання (відстрілювання) повинна забезпечувати:

- безпечне відділення ХТЦ (не допустити зштовхування ХТЦ з елементами конструкції ЛА);
- умови відходження ХТЦ від ЛА, при яких кутова швидкість її руху відносно ІЧ ГСН атакуючої ракети не перевищує максимальних значень кутової швидкості слідкування за повітряною ціллю;



Рис. 5.1. Фізичний зміст параметрів $I_{_{MAKC}}$, $t_{_{pem}}$ та $t_{_{noвн}}$

 відхід ХТЦ на таку відстань від ЛА, на якій виключається можливість повторного захоплення цілі після погасання ХТЦ.

Швидкість викидання (відстрілювання) для сучасних ХТЦ знаходиться у межах 20–60 м/с.

Спектральні характеристики випромінювання. Більшість ХТЦ — це хімічні джерела, що отримують енергію внаслідок екзотермічних реакцій окислення. Самі реакції здійснюються при температурах, що сягають 2000К і більше. Утворені у результаті цих реакцій продукти окислення мають таку ж високу температуру. ХТЦ, температура продуктів хімічних реакцій яких суттєво вища за температуру випромінюючих частин ЛА, іноді називають високотемпературними [38]. Спектральні характеристики випромінювання ХТЦ, що мають деяку температуру продуктів згорання, близькі до спектральних характеристик випромінювання чорного тіла, що має таку ж температуру [31].

Нерівність (5.3) свідчить про те, що у відповідності до закону Голіцина-Віна, максимум випромінювання ХТЦ знаходиться у більш короткохвильовій ділянці спектру, ніж максимум випромінювання ЛА. На рис. 5.2 зображені спектри випромінювання ЛА з температурою поверхні випромінювання сопла 1000K та ХТЦ з температурою випромінюючої поверхні 2000K (без врахування випромінювання газових складових продуктів згорання), при цьому енергетичні характеристики випромінювання сопла ЛА та ХТЦ для середньохвильової частини ІЧ діапазону $\Delta\lambda = 3 - 5$ мкм одинакові.

Як видно з рис. 5.2, тільки незначна доля енергії випромінювання ХТЦ використовується для відведення ІЧ ГСН від справжньої цілі на хибну. При рівності енергетичних характеристик випромінювання двигуна ЛА та ХТЦ у середньохвильовій ділянці ІЧ спектру $\Delta \lambda = 3-5\,$ мкм, у короткохвильовій ділянці ІЧ спектру $\Delta \lambda = 2-3\,$ мкм випромінювання ХТЦ набагато перевищує випромінювання ЛА.

Суттєві відмінності у спектрах випромінювання ЛА та ХТЦ дають змогу створювати ефективні системи захисту від ХТЦ у сучасних ІЧ ГСН, основаних на принципах спектральної селекції [123]. Для нейтралізації засобів спектральної селекції необхідно наблизити спектр випромінювання хибної цілі до спектру випромінювання справжньої цілі, тобто суттєво зменшити температуру горіння ХТЦ та зробити її низькотемпературною



Рис. 5.2. Спектри випромінювання ЛА та ХТЦ

[38]. Іноді для підвищення сили випромінювання у середньохвильовому діапазоні до хімічного складу ХТЦ вводять спеціальні добавки, що збільшують у процесі горіння кількість гарячого вуглекислого газу, імітуючи факел турбореактивного двигуна. Можуть також застосовуватись піротехнічні матеріали з нейтральними наповнювачами, при згоранні яких утворюється значна кількість продуктів згорання, що мають температуру $800-1000 \ ^{\circ}C$.

ХТЦ, спектр IЧ випромінювання яких близький до спектру IЧ випромінювання ЛА, часто називають *спектральними* [31].

Аеродинамічні особливості ХТЦ. У більшості випадків випромінювач ХТЦ являє собою піротехнічний заряд, що має у перетині круглу, квадратну або прямокутну форму, при чому довжина заряду у кілька разів більша, ніж його поперечні виміри. Після відстрілювання випромінювач попадає у навколишнє середовище і на нього починає діяти гальмівна сила зустрічного повітряного потоку. Внаслідок високого значення коефіцієнту лобового опору заряду циліндричної форми ХТЦ різко відстає від ЛА, при чому чим більша швидкість ЛА, тим більшим буде таке відставання. У деяких ІЧ ГСН реалізовані способи селекції ХТЦ за траєкторними ознаками, основу яких складає аналіз параметрів відставання ХТЦ від ЛА, що захищається. Для нейтралізації засобів траєкторної селекції у таких ІЧ ГСН необхідно суттєво знизити швидкість відставання ХТЦ від ЛА, а сам процес відділення зробити більш плавним. Для цього ХТЦ виконують у вигляді піротехнічного заряду з металевою оболонкою, на якій встановлюється стабілізатор. Завдяки стабілізатору ХТЦ орієнтується поздовжньою віссю за зустрічним потоком повітря, мінімізуючи коефіцієнт лобового опору. Відхід та відставання ХТЦ від ЛА стають плавними, що знижує ефективність траєкторної селекції.

ХТЦ, що орієнтуються за напрямком зустрічного повітряного потоку за рахунок стабілізатора, отримали назву *аеродинамічні* (рис. 5.3).

Особливістю ХТЦ для захисту ЛА, що вироблялися та виробляються у країнах Східної Європи та РФ (СССР) є те, що



Рис. 5.3. Аеродинамічна ХТЦ [124]

вони мають циліндричну форму та виготовлені у розмірах двох калібрів — 26 мм і 50 мм (рис. 5.4).

Переважна більшість ХТЦ західного виробництва виготовлені за стандартами НАТО, у відповідності до яких для авіації ВПС вони мають у перетині квадратну або прямокутну форму з розмірами 26×26 мм, 26×52 мм або 52×52 мм та однакову довжину — 206 мм (рис. 5.5).

В авіації ВМФ США застосовуються також ХТЦ з циліндричною формою у перетині (наприклад ХТЦ типу MJU-38,





Рис. 5.4. ХТЦ стандартів СССР Рис. 5.5. ХТЦ стандартів НАТО

діаметр 36 мм, довжина 148 мм, застосовуються на літаках A-4, A-7, FA-18, AV-8, F-17).

Характеристики деяких піротехнічних ХТЦ, що застосовуються для захисту ЛА від ракет з ІЧ ГСН, представлені у табл. 5.1.

Типовою для країн НАТО можна вважати ХТЦ типу М-206, яка застосовується для захисту таких ЛА, як АН-1 Cobra, CH-47 Chinook, OV-10 Bronco, UH-1 Huey, UH-60, АН-64 Apache, OH-58 Kiowa та ін. Ця ХТЦ містить піротехнічний заряд, котрий після

Таблиця 5.1

Тип (країна)	Діаметр / довжина, мм	Maca, ĸı	Швид- кість відстрі- лювання, <i>м / с</i>	$Mаксималь-на сила випромін.\Delta \lambda == 3-5 мкм,\kappa Bm / cp$	Час выходу на ре- жим, С	Повний час ви- проміню- вання С
ППИ-26-1 (РФ)	26 / 90	0,08	20 50	1,52,7	0,7	4
ППИ-50 (РФ)	50 / 200	1,15	20 40	23	0,5	7
ППИ-50-1 (РФ)	50 / 200	0,836	20 50	12	0,7	5
ППИ-50-1М	50 / 200	0,81	30 40	14	0,4	5
M-206 (USA)	25×25×206	0.16	25 50	12	0,2	3
MJU-7 (USA)	25×52×206	0,34	2545	16	0,3	5
MJU-38 (USA)	36 / 148	0,254	2045	30	0,2	4
118 Mk3 (GB)	25×25×206	0,18	3060	5,8	0,3	3
218 Mk3 (GB)	25×52×206	0,38	2550	20	0,2	3,5
LIR110 (FR)	25×25×206	0,16	2525	6	0.2	3
LIR120 (FR)	25×52×206	0,325	2535	15	0,2	3,5

Характеристики піротехнічних ХТЦ



Рис. 5.6. Закон зміни сили ІЧ випромінювання ХТЦ М-206

відстрілювання згорає у повітрі. Під час горіння створюється потужне ІЧ випромінювання. Температура горіння сягає 2000–2200 °C, тому така ХТЦ є високотемпературною. Закон зміни сили ІЧ випромінювання ХТЦ М-206 у часі наведено на рис. 5.6 [125].

5.2. Хибна теплова ціль як джерело ІЧ випромінювання

Не дивлячись на значну різноманітність ХТЦ, всі вони характеризуються однотипною конструкцією. Конструктивно вони виконуються у вигляді піротехнічного патрона, всередині якого розташовується піротехнічний заряд з пристроєм запалювання. Піротехнічний заряд, після його запалення та відділення від ЛА, стає джерелом ІЧ випромінювання, яке відволікає на себе атакуючу ракету з ІЧ самонаведенням.

На рис. 5.7 зображена схема будови піротехнічної ХТЦ [126]. ХТЦ складається з корпусу 1, що являє собою металеву
або пластикову гільзу, електрозапалювача 2, піротехнічного заряду 3, котрий встановлюється на обтюраторі 4, під яким знаходиться піддон 5, а все спорядження зверху закрите кришкою 6. За допомогою фланця гільзи ХТЦ фіксується у касеті пристрою викидання. Електрозапалювач підключається до контакту електричного кола керування викиданням. Після подачі електричного імпульсу, електрозапалювач формує форс вогню, створюючи початковий тиск порохових газів. Форс вогню,

одночасно, запалює піротехнічний заряд. Тиск порохових газів виштовхує (вистрілює) з гільзи піротехнічний заряд, що горить, у навколишній простір. Під час горіння піротехнічного заряду створюється ІЧ випромінювання з необхідними параметрами.

Піротехнічний заряд характеризується такими властивостями, як висока щільність збереженої хімічної енергії, можливість довготривалого зберігання без змін енергетичних характеристик, дешевизна виготовлення та надійність в експлуатації.

До складу піротехнічного заряду ХТЦ повинні входити високоенергетичні паливо та ефективний окислювач. Найчастіше у якості палива застосовується дрібнодисперсний порошок магнію Mg, а у якості окислювача — політетрафторетилен C_2F_4 . Технічна назва політетрафторетилена тефлон. Реакція хімічних перетворювань цих речовин без участі атмосферного кисню має вигляд:



Рис. 5.7. Схема будови піротехнічної ХТЦ: 1— корпус; 2— электрозапалювач; 3— піротехнічний заряд; 4— обтюратор; 5— піддон; 6— кришка

 $2Mg + C_2F_4 \rightarrow 2MgF_2 + 2C + menno.$ (5.4)

Під час цієї реакції кожен грам суміші магній + тефлон виділяє приблизно 7500 Дж тепла (7500 Дж/г), а температура продуктів реакції сягає 2000–2200 К.

З врахуванням того, що при високій температурі магній може вступати у реакцію окислення з атмосферним киснем, у піротехнічному заряді магній береться із надлишком. Таким чином, у процесі горіння піротехнічного заряду у повітрі, крім реакції (5.4), додатково надлишковий магній Mg та вільний вуглець C, що утворився внаслідок цієї реакції, окислюються атмосферним киснем. Це призводить до додаткового виділення тепла з такою ж теплотворністю — 7500 Дж/г, тобто повне тепловиділення складає біля 15000 Дж/г.

Крім магнію та тефлону до складу піротехнічного заряду у якості цементатора вводять модифікацію тефлону — вітон, який дає змогу формувати піротехнічні заряди необхідної форми шляхом пресування.

Піротехнічні заряди, до складу яких як основні компоненти входять магній, тефлон та вітон — позначаються як МТВ (MTV) [49].

Іноді, для підвищення енергетичних характеристик зарядів МТВ, до їх складу можуть вводитися добавки, які містять алюміній, графіт, цирконій, тощо. Наприклад, додавання до стандартного складу МТВ нанометричного алюмінію дає змогу підвищити час горіння до 46%. При цьому рівень випромінювання зростає на 40%, а спектральний склад випромінювання не змінюється.

Схема формування випромінюючих компонентів XTЦ, яка рухається зі швидкістю \bar{V} у повітрі, зображена на рис. 5.8.

Піротехнічний заряд 1 запалюється за допомогою електрозапалювача та викидається у навколишній повітряний простір. У результаті горіння заряду утворюється зона без кисневої реакції 2, хімічні перетворювання в якій виконуються у відповідності до виразу (5.4). Виділене під час цих перетворювань тепло призводить до випаровування надлишкового магнію, який змішується з повітрям та окислюється атмосферним киснем,



Рис. 5.8. Формування випромінюючих компонентів ХТЦ: 1 — піротехнічний заряд; 2 — зона без кисневої реакції;

3 — зона кисневої реакції; 4 — продукти згорання

створюючи зону кисневої реакції 3. У цій же зоні окислюється і вуглець. Зона кисневого окислення утворює полум'я, яке спостерігається під час горіння заряду. Продукти реакцій 4 (MgF_2, MgO, CO_2) , перемішуються з повітрям, охолоджуються та утворюють дим. Дані хімічні перетворювання супроводжуються виділенням значної кількості тепла, завдяки чому утворюється IЧ випромінювання.

Спектр випромінювання ХТЦ на основі МТВ, з врахуванням випромінювання газових складових продуктів згорання та атмосферного ослаблення парами води ($\lambda \approx 2,7$ мкм) і вуглекислим газом ($\lambda \approx 4,2$ мкм), зображено на рис. 5.9 [49].

Деяке збільшення випромінювання у смузі CO_2 ($\lambda \approx 4,5$ мкм) є наслідком наявності у продуктах згорання гарячого вуглекислого газу. За допомогою спеціальних добавок ефект випромінювання ХТЦ у смузі довжин хвиль $\Delta\lambda = 4,2-4,5$ мкм може бути суттєво підсиленим, наближуючи спектр випромінювання такої ХТЦ до спектру випромінювання ЛА, двигуни яких працюють, наприклад, на форсажному режимі.

Теоретична оцінка сили ІЧ випромінювання ХТЦ з застосуванням класичних рівнянь випромінювання чорного тіла



Рис. 5.9. Спектр випромінювання ХТЦ на основі МТВ

пов'язана зі значними труднощами, тому що досить складно прогнозувати площі та температури випромінюючих поверхонь, які залежать від динаміки горіння, кута спостереження полум'я горіння, швидкості обтікання зустрічним потоком повітря, щільності атмосфери (висоти застосування ХТЦ) та інших факторів. На практиці більш широке поширення отримали емпіричні співвідношення, які дають змогу виконувати приблизні розрахунки сили ІЧ випромінювання ХТЦ. Точність таких розрахунків достатня для прийняття рішень про досягнення чи недосягнення характеристик ХТЦ до необхідного рівня.

Силу $I_{_{\mathit{ЛTЦ}}}$ випромінювання ХТЦ можна записати у такому вигляді [13]:

$$I_{\pi T I I} = \dot{m} \cdot E_{\lambda}, \qquad (5.5)$$

де m — питома масова швидкість згорання матеріалу піротехнічного заряду, c/c; E_{λ} — питома енергія випромінювання матеріалу піротехнічного заряду, $\mathcal{J}\mathcal{H}/(c cp)$.

Вираз для величини E_{λ} має наступний вигляд:

$$E_{\lambda} = \frac{1}{4\pi} H_T \cdot \Delta Z_{\lambda} \cdot d_{CT} \cdot d_B \cdot d_{\phi}, \qquad (5.6)$$

219

де H_{T} — паливна ефективність матеріалу піротехнічного заряду, $\mathcal{A}\mathcal{K}/\mathfrak{c}$; ΔZ_{λ} — відносна щільність випромінювання для заданого діапазону довжин хвиль; d_{CT} — коефіцієнт випромінювання при статичному горінні; d_{B} — коефіцієнт, що враховує вплив вітру (зустрічного потоку) на зниження потужності випромінювання; d_{ϕ} — коефіцієнт зміни форми, що являє собою відношення площ випромінювання, які спостерігаються із заданого напрямку та напрямку «з хвоста».

У більшості випадків, розглядаючи енергетичні характеристики ХТЦ, створених на основі МТВ, параметри формули (5.6) можна приймати наступними значеннями.

Для діапазону довжин хвиль $\Delta \lambda = 3 - 5$ мкм та температури горіння 2000 *К*, величина $\Delta Z_{\lambda} = 0,176$.

Коефіцієнт випромінювання при статичному горінні приймають $d_{\scriptscriptstyle CT}=0.75$.

Коефіцієнт, що враховує вплив вітру (зустрічного потоку) на зниження потужності випромінювання, являє собою відношення пікової динамічної (при наявності зустрічного потоку) до статичної (відсутність зустрічного потоку) сил випромінювання ХТЦ, змінюється у межах від $d_B = 0,1$ при біля звукових швидкостях обдування до $d_B = 1$ при нульовій швидкості обдування.

Коефіцієнт зміни форми приймає значення від $d_{\phi} = 2$ при боковому спостереженні ХТЦ до $d_{\phi} = 1$ при спостереженні ХТЦ «з хвоста».

Наприклад, при наступних вихідних даних: $\dot{m} = 100 \text{ г/c}$; $H_T = 15000 \text{ Дж/r}$; $\Delta Z_{\lambda} = 0,176$; $d_{CT} = 0,75$; $d_B = 0,2$; $d_{\phi} = 2$, застосовуючи формули (5.5) та (5.6), для діапазону довжин хвиль $\Delta \lambda = 3-5$ мкм отримаємо наступне значення сили випромінювання ХТЦ:

 $I_{\rm JITII} = 100 \times \frac{1}{4\pi} \times 15000 \times 0,176 \times 0,75 \times 0,2 \times 2 = 6320 \ {\rm Bt/cp}.$

Значний вплив на величину сили випромінювання ХТЦ має висота застосування та швидкість обдування піротехнічного заряду, що горить, зустрічним потоком повітря.

Зі збільшенням висоти зменшується атмосферний тиск, що створює передумови для деякого збільшення у розмірах

випромінюючих поверхонь зон без кисневих та кисневих реакцій, що має наслідком зростання сили випромінювання. Але, зниження атмосферного тиску призводить також і до зменшення швидкості горіння піротехнічного заряду, що у свою чергу викликає зниження питомої масової швидкості згорання \dot{m} . При чому, зниження параметра \dot{m} більш суттєво впливає на зниження сили випромінювання ХТЦ, ніж приріст випромінювання внаслідок розмірів випромінюючих поверхонь. Так, зміна висоти застосування ХТЦ від H = 0 м (на рівні моря) до H = 10000 м призводить до зниження сили випромінювання на 35-40% [127].

Значно суттєвіший вплив на величину випромінювання ХТЦ має швидкість обдування зустрічним повітряним потоком піротехнічного заряду під час його горіння.

ХТЦ можуть застосовуватися з різних типів ЛА, швидкість котрих може змінюватися від близьких до нульової (вертоліт на висінні) до надзвукових. Але, якщо навіть ЛА має нульову швидкість, то ХТЦ у повітрі матиме швидкість не меншу, ніж швидкість викидання (відстрілювання) — 20...60 м/с.

Під час руху піротехнічного заряду у повітрі зі швидкістю v, на передню його частину діє тиск $P_a + \frac{\rho v^2}{2}$, где P_a — атмосферний тиск, а ρ — щільність повітря на висоті застосування ХТЦ. Цей тиск викликає збільшення питомої масової швидкості згорання \dot{m} .

При швидкостях обдування $v \le 20$ м/с форма полум'я, що виникає внаслідок горіння піротехнічного заряду, залишається постійною і співпадає з формою полум'я при горінні заряду у статичних умовах — близькою до форми кулі. Зі збільшенням швидкості обдування форма полум'я з кулі перетворюється в еліпсоїд, поздовжня вісь якого орієнтується за напрямком обдування. При цьому площа полум'я тим менша, чим більша швидкість зустрічного потоку. Зі зростанням швидкості обдування швидше виконується перемішування продуктів згорання та прискорюється тепловіддача від гарячих частинок до холодного повітря. Зміна сили випромінювання XTЦ у залежності від швидкості її обдування W, м/с зустрічним потоком характеризусться графічною залежністю, яка зображена на рис. 5.10 [128]. Ця залежність показує, що при швидкостях обдування, близьких до звукових, сила випромінювання ХТЦ знижується приблизно у 10 разів по відношенню до сили випромінювання при горінні у статичних умовах.

Даний факт повинен враховуватися під час розробки ХТЦ для захисту конкретних типів ЛА. Якщо у заданому діапазоні довжин хвиль ЛА має максимальне значення сили IЧ випромінювання $I_{_{MARC,TIA}}$, то сила IЧ випромінювання ХТЦ у цьому ж діапазоні у статичних умовах горіння $I_{_{cm,ЛTU}}$ повинна відповідати співвідношенню: $I_{_{cm,ЛTU}} = n \cdot 10 \cdot I_{_{MARC,TA}}$, де n = 3 - 5 — коефіцієнт перевищення випромінювання ХТЦ над випромінюванням ЛА, який захищається за допомогою даної ХТЦ.

Характер зміни сили випромінювання у часі для ХТЦ, при горінні у статичних умовах та при наявності обдування зображено на рис. 5.11 [129].

Обдування зустрічним потоком повітря призводить до значного зниження сили IЧ випромінювання ХТЦ, а також до скорочення повного часу її випромінювання.



Рис. 5.10. Вплив швидкості обдування зустрічним потоком повітря на зміну сили випромінювання ХТЦ

222



Рис. 5.11. Залежність сили випромінювання ХТЦ у часі: 1 — статичні умови; 2 — швидкість обдування 100 м/с

5.3. Способи застосування хибних теплових цілей

За ознакою початку дії ХТЦ на ІЧ ГСН атакуючої ракети, тактичні способи застосування ХТЦ розділяють на [13]:

- застосування з випередженням;
- синхронне застосування.

Спосіб застосування з випередженням передбачає застосування ХТЦ до захоплення ІЧ ГСН сигналу, що випромінює повітряна ціль. У цьому випадку завчасно з ЛА викидають (відстрілюють) одну або кілька ХТЦ з таким розрахунком, щоб на момент включення ІЧ ГСН у режим захоплення в її полі зору крім повітряної цілі виявились одна або кілька ХТЦ. Наявність у полі зору ІЧ ГСН декількох джерел ІЧ випромінювання суттєво знижує ймовірність захоплення справжньої цілі. Такий спосіб застосування ХТЦ реалізується при ручному керуванні відстрілюванням, наприклад під час польоту ЛА над зоною можливого пуску по ньому керованих ракет з ІЧ ГСН. Даний спосіб вимагає значного запасу ХТЦ на борту ЛА для його захисту.

Спосіб *синхронного застосування* передбачає, що ХТЦ появляються у полі зору ІЧ ГСН під час її стійкого супроводу повітряної цілі. Для надійного захисту ЛА від атакуючої ракети у цьому випадку ІЧ ГСН повинна скинути супровід даного ЛА та перехопити ХТЦ. Синхронне застосування ХТЦ реалізується шляхом ручного відстрілювання при візуальному виявленні атакуючої ракети, або автоматичного відстрілювання ХТЦ за сигналами СПРА. Спосіб синхронного застосування ХТЦ є більш економним з огляду на їх витрату.

Основними вимогами, які повинні виконуватися при захисті ЛА від ракет з ІЧ ГСН за допомогою ХТЦ, є наступні:

- у діапазоні чутливості ІЧ ГСН (найчастіше Δλ = 3-5 мкм), сила випромінювання ХТЦ повинна перевищувати силу випромінювання ЛА у задану кількість разів, як правило, не менше, ніж у 3-5 разів;
- викидання (відстрілювання) ХТЦ повинно виконуватися на таких відстанях між атакуючою ракетою та ЛА, щоб забезпечувався промах не менший, ніж радіус спрацювання неконтактного підривача ракети;
- випромінювання ХТЦ у напрямку атакуючої ракети не повинно екрануватися конструктивними елементами ЛА.

Для виконання першої вимоги необхідно враховувати наступне. Часто для захисту ЛА застосовують ХТЦ, сила випромінювання кожної з яких окремо менша, ніж необхідна. У цьому разі виконують одночасне відстрілювання декількох ХТЦ, що разом утворюють залп. Сумарна сила випромінювання ХТЦ у залпі повинна перевищувати силу випромінювання ЛА у задану кількість разів.

Більшість ЛА характеризуються нерівномірною індикатрисою ІЧ випромінювання, а саме — потужність ІЧ випромінювання ЛА у задню півсферу набагато перевищує потужність його ІЧ випромінювання у передню півсферу. Це призводить до того, що при захисті від керованих ракет з ІЧ самонаведенням із напрямків задньої півсфери ІЧ випромінювання ХТЦ у залпі повинно бути більшим, ніж при захисті від атак із напрямків передньої півсфери.

Виключення екранування випромінювання ХТЦ елементами конструкції ЛА у напрямку атакуючої ракети досягається відповідним розташуванням пристроїв викидання ХТЦ. Іноді з метою виключення екранування, а також для підвищення ефективності захисту, пристрої викидання ХТЦ розташовують на ЛА таким чином, що викидання виконується одночасно з лівого та правого бортів ЛА (у двох протилежних напрямках), а іноді додатково і вниз (у трьох ортогональних напрямках від ЛА). На рис. 5.12 наведені ілюстрації типових напрямків викидання (відстрілювання) ХТЦ з ЛА різних типів.

ХТЦ на основі МТВ відрізняються простотою, вони дешеві у виробництві та надійні в експлуатації. Такі ХТЦ здатні ефективно захищати ЛА від ракет с ІЧ ГСН перших поколінь, в яких не застосовувалися спеціальні пристрої захисту від дії ХТЦ (комплекси «Ред-ай», «Стрела-2М», «Стрела-3», «Игла-1» та ін.).

Після появи керованих ракет з ІЧ самонаведенням останніх поколінь («Stinger FIM-92C», «Игла», Р-73 та ін.) ефективність захисту ЛА від цих ракет за допомогою ХТЦ, створених на основі МТВ, суттєво знизилась. В ІЧ ГСН керованих ракет останніх поколінь широко застосовуються спеціальні засоби селекції, що базуються на спектральних, амплітудно-часових та траєкторних відмінностях повітряної цілі та ХТЦ.



а б в Рис. 5.12. Напрямки викидання (відстрілювання) ХТЦ: а — вниз; б — у двох напрямках від ЛА; в — у трьох напрямках від ЛА

Сумарне IЧ випромінювання повітряної цілі (рис. 5.13) можна представити як сукупність випромінювання відносно холодного фюзеляжу з максимумом у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 8 - 12\,$ мкм, середньо прогрітих конструктивних елементів — вихлопних пристроїв реактивних двигунів з максимумом на довжинах хвиль $\Delta\lambda = 3 - 5\,$ мкм та високотемпературного факела при форсажному режимі роботи реактивних двигунів з максимумом випромінювання у діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = 2 - 3\,$ мкм [6].

Для ефективного захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН останніх поколінь, крім високотемпературних ХТЦ (створених на основі МТВ) необхідно застосовувати низькотемпературні ХТЦ, спектральні характеристики ІЧ випромінювання яких наближені до спектральних характеристик ЛА, що захищається.

Спектральні характеристики IЧ випромінювання високотемпературних і низькотемпературних ХТЦ та ЛА (повітряних цілей) у відносних одиницях наведені на рис. 5.14.

Значно ускладнюється задача захисту ЛА за допомогою ХТЦ від керованих ракет з ІЧ ГСН останнього покоління, в яких застосовуються матричні приймачі випромінювання. У таких ІЧ ГСН реалізуються «розумні» засоби захисту від штучних завад, що ґрунтуються на можливостях широкого застосування



Рис. 5.13. Складові ІЧ випромінювання повітряної цілі



Рис. 5.14. Спектральні характеристики IЧ випромінювання: 1 — високотемпературних ХТЦ; 2 — низькотемпературних ХТЦ; 3 — ЛА

цифрових методів обробки зображень та реалізації алгоритмів автоматичного розпізнавання образів.

Процес розпізнавання повітряних цілей та штучних завад у вигляді ХТЦ ілюструється на рис. 5.15 [18].

На рис. 5.15 зображена серія стоп-кадрів, отриманих під час реального польоту керованої ракети ASRAAM з матричною ІЧ ГСН. Кожен із цих кадрів ілюструє, як матрична ІЧ ГСН у фіксований момент «бачить» простір у полі свого зору (кадри 1–3). У сукупності ці стоп-кадри відображають роботу системи розпізнавання повітряних цілей. Реалізовані у цій системі інтелектуальні алгоритми стійко ігнорують навіть більш контрастні ХТЦ (кадр 4) і наводять ракету на джерело ІЧ випромінювання — сопло реактивного двигуна повітряної цілі (кадр 5).

Аналіз процесу функціонування ІЧ ГСН з матричними приймачами випромінювання показує, що захист ЛА від ракет



Рис. 5.15. Процес розпізнавання повітряних цілей та ХТЦ

з такими ІЧ ГСН можливий, якщо за допомогою ХТЦ формувати не поодинокі джерела ІЧ випромінювання, а формувати просторово розподілений випромінювач, утворений деякою множиною високотемпературних та низькотемпературних ХТЦ, що мають різну потужність випромінювання. Якщо такий просторово розподілений випромінювач за своїми просторовочастотними та спектральними характеристиками буде близьким до реальної повітряної цілі (рис. 5.16), то ймовірність захисту може сягати необхідного рівня.

Під час розробки нових способів застосування ХТЦ повинно вирішуватися завдання захисту ЛА як від ракет з ІЧ наведенням



Рис. 5.16. Просторово розподілений випромінювач, утворений за допомогою ХТЦ

перших поколінь, в яких не застосовувалися спеціальні пристрої захисту від штучних завад, так і від сучасних ракет з ІЧ ГСН, в яких широко застосовуються високоефективні пристрої захисту від ХТЦ, у тому числі від ракет з матричними ІЧ ГСН.

Одним із шляхів вирішення таких завдань є створення способів застосування ХТЦ, при яких за допомогою програмних засобів формується хибний тепловий образ повітряної цілі, що мінімально відрізняється від істинної повітряної цілі за просторовими, енергетичними, траєкторними та часовими ознаками з врахуванням особливостей пристроїв селекції, що реалізовані в ІЧ ГСН атакуючих ракет.

Для імітації просторових, енергетичних, траєкторних ознак повітряної цілі необхідно формувати такі залпи відстрілюваних ХТЦ, в яких окремі ХТЦ відрізняються потужністю та спектральним складом ІЧ випромінювання, а часові проміжки між моментами відстрілювання окремих ХТЦ вибираються такими, щоб просторовий розподіл ХТЦ відповідав просторовим характеристикам імітованого ЛА [130].

Одним із найпростіших залпів ХТЦ, що відповідає вимогам просторової та енергетичної ідентичності повітряної цілі є залп, що складається із трьох ХТЦ. Часова діаграма відстрілювання двох таких залпів у вигляді залежності миттєвих значень відносної $I_{BIДH}$ сили випромінювання окремих ХТЦ у часі зображена на рис. 5. 17.

На рис. 5.17 цифрами 1, 2, 3 — позначені порядкові номери ХТЦ у залпах. ХТЦ № 1 та № 2 є високотемпературними, але потужність ІЧ випромінювання другої ХТЦ набагато більша, ніж потужність ІЧ випромінювання першої. ХТЦ № 3 є низькотемпературною, у якої потужність ІЧ випромінювання для заданого діапазону довжин хвиль близька до потужності ІЧ випромінювання ХТЦ № 1.

Часовими параметрами t_1 та t_2 визначається просторова структура штучного образу повітряної цілі, а співвідношеннями потужності ІЧ випромінювання високотемпературних (№ 1 і № 2) та низькотемпературної (№ 3) ХТЦ штучно відтворюється енергетичний та спектральний образ повітряної цілі.



Рис. 5.17. Діаграма відстрілювання двох залпів ХТЦ

Можливі також і більш складні структури залпів високотемпературних та низькотемпературних ХТЦ з різною потужністю ІЧ випромінювання, які дають змогу більш повно імітувати ІЧ образ повітряної цілі [130].

5.4. Пристрої застосування хибних теплових цілей

Пристрої застосування ХТЦ призначені для транспортування та приведення їх у дію за основним призначенням у потрібний момент часу та простору.

Приведення у дію ХТЦ виконується шляхом примусового відділення їх від ЛА та придання їм необхідної початкової швидкості і траєкторії руху. Процес примусового відділення ХТЦ від ЛА часто позначають терміном «викидання», тому найчастіше пристрої застосування ХТЦ називаються *пристроями викидання* (ПРВ).

Викидання ХТЦ може виконуватися шляхом вільного відділення під дією сил гравітації, застосуванням енергії стисненого повітря або енергії, яка утворюється при згоранні піротехнічної речовини. Найбільшого поширення зазнали пристрої викидання, в яких викидання ХТЦ виконується під дією продуктів згорання піротехнічних речовин. У цьому випадку процес викидання ХТЦ являє собою процес відстрілювання ХТЦ.

У теперішній час створена велика кількість різноманітних типів ПРВ. Структурно такі системи практично між собою нічим не відрізняються. Основними елементами кожного ПРВ є такі:

- касети для розташування ХТЦ;
- пристрій формування команд на відстрілювання ХТЦ;
- пульт керування та індикації;
- запобіжний пристрій, що запобігає несанкціонованому спрацюванню ХТЦ.

Типовим ПРВ, який отримав широке поширення в авіації західних країн, є система AN/ALE-47 («ВАЕ Systems», США) [131]. Дана система відноситься до засобів радіоелектронної боротьби і призначена для захисту ЛА від керованих ракет шляхом постановки завад їх системам наведення. Вона являє собою інтегровану до складу ЛА систему оптимального дозування та відстрілювання ХТЦ з комп'ютерним керуванням і широкими можливостями перепрограмування. Система AN/ALE-47 прийнята на озброєння у 22 країнах світу і встановлюється більш ніж на 20 типів ЛА. Конструктивно дана система складається із програмного пристрою, пульту керування, розподілювача, запобіжного пристрою та касети (касет) для розміщення ХТЦ. Комплект системи AN/ALE-47 зображено на рис. 5.18. [131].

Іншим типовим пристроєм застосування ХТЦ, що застосовується на ЛА російського виробництва, є пристрій викидання УВ-30МК (ГосМКБ «Вымпел», РФ) [132]. Даний пристрій застосовується для захисту ЛА від керованих ракет шляхом постановки завад їх системам наведення та виконуючим пристроям за рахунок відстрілювання ХТЦ. Пристрій УВ-30МК (рис. 5.19) складається з пульту керування, контролера, блоку вимикачів та блоків викидання (касет), кількість яких може сягати семи. Контролер пристрою дає змогу завчасно програмувати та оперативно вибирати у польоті до 99 програм відстрілювання ХТЦ. Загальна кількість ХТЦ, які можна розташувати у пристрої становить 98 патронів калібром 50 мм.



Рис. 5.18. Система AN/ALE-47 1 — програмний пристрій; 2 — пульт керування; 3 — розподілювач; 4 — запобіжний пристрій; 5 — касета



Рис. 5.19. Пристрій викидання УВ-30МК 1 — пульт керування; 2 — контроллер; 3 — блок вимикачів; 4 — блок викидання (касета)

У пристрої реалізовано вбудований контроль працездатності, індикація наявності (залишку) патронів та стан пристрою, а також можливість пришвидшеного розвантаження ХТЦ. Пристрій УВ-30МК може застосовуватися на літаках типів Су та МиГ.

Більшість із існуючих ПРВ, у тому числі ПРВ AN/ALE-47 та УВ-30МК для захисту ЛА застосовують ХТЦ одного калібру.

Для більш детального імітування просторових, енергетичних, траєкторних та часових ознак повітряних цілей необхідно відстрілювати ХТЦ у вигляді залпів, у яких окремі ХТЦ суттєво відрізняються за потужністю ІЧ випромінювання. Для цієї мети можна використовувати ХТЦ різних калібрів, наприклад формувати залп сукупністю ХТЦ, що мають калібр 26 мм і 50 мм.

Прикладом ПРВ, що реалізує залпи ХТЦ калібром 26 мм і 50 мм може слугувати комбінований пристрій викидання «АДРОС» КУВ 26-50, який розроблено фахівцями НВФ «Адрон» (Україна) [133]. Пристрій споряджається ХТЦ калібром 26 мм і 50 мм. Комплект пристрою «АДРОС» КУВ 26-50 складається з одного пульту керування та індикації і від двох до тридцяти тримачів, на кожному з яких монтуються по дві касети. Дві касети кожного із тримачів споряджаються 10-ма ХТЦ калібру 50 мм та 20-ма ХТЦ калібру 26 мм. Зовнішній вигляд одного



Рис. 5.20. Комбінований пристрій викидання «АДРОС» КУВ 26-50

тримача пристрою «АДРОС» КУВ 26-50 та пульту керування і індикації зображено на рис. 5.20.

Пристрій «АДРОС» КУВ 26-50 може встановлюватися на будь яких ЛА — літаках чи вертольотах. Для пристроїв «АДРОС» КУВ 26-50, що встановлюються на вертольотах, може використовуватися касета з укороченими стволами для ХТЦ калібру 50 мм, зовнішній вигляд котрої показано на рис. 5.21. Дана касета може споряджатися як штатними ХТЦ калібру 50 мм з довжиною 202 мм, так і укороченими ХТЦ цього ж калібру, що мають довжину 100 мм. Час горіння укорочених ХТЦ калібру 50 мм складає біля 3 секунд, що знижує ризик виникнення пожеж під час застосування ХТЦ на малих висотах польоту вертольота.

Перевагою пристрою «АДРОС» КУВ 26-50 над іншими є те, що касети у ньому монтуються на силові балки (власне тримач — це і є силова балка), які забезпечують універсальність кріплення пристрою до конструктивних елементів ЛА. Приклади встановлення пристрою викидання «АДРОС» КУВ 26-50 у підвісному контейнері літака Ан-32 та на хвостовій балці вертольота типу Мі-8 наведені на рис. 5.22.

Відстрілювання ХТЦ калібрів 50 мм та 26 мм з вертольота типу Мі-8, оснащеного пристроєм викидання «АДРОС» КУВ 26-50, під час тестових випробовувань на землі та у повітрі зображено на рис. 5.23.



Рис. 5.21. Касета з укороченими стволами



Рис. 5.22. Встановлення пристрою «АДРОС» КУВ 26-50: *а* — у підвісному контейнері літак Ан-32; *б* — на хвостовій балці вертольота типу Мі-8

Аналізуючи сучасний стан та найближчі перспективи стосовно пристроїв викидання ХТЦ, можна визначити наступні основні тенденції у їх розвитку:

 застосування цифрових систем керування процесом викидання (відстрілювання) ХТЦ, що дозволяє автоматизувати процес захисту ЛА від керованих ракет з ІЧ ГСН та автоматично вибирати оптимальні програми викидання



Рис. 5.23. Тестові відстрілювання ХТЦ із пристроїв викидання «АДРОС» КУВ 26-50, встановлених на вертольоті типу Мі-8: *a* — на землі; *б* — у повітрі

(відстрілювання) ХТЦ з врахуванням умов польоту ЛА, напрямку ракетної атаки та особливостей ІЧ помітності кожного із ЛА, на якому встановлена дана система;

- можливість перепрограмування при необхідності захисту ЛА від нових ракет або при встановленні ПРВ на нові ЛА;
- можливість оперативної зміни програм викидання (відстрілювання) ХТЦ як під час підготовки ЛА до польоту, так і безпосередньо під час його польоту;
- застосування сучасної елементної бази та принципів мікромініатюризації, що дає змогу звести масові та габаритні характеристики пристроїв до мінімуму;
- конструкція ПРВ повинна дозволяти їх встановлення на різні типи ЛА без значних конструктивних доробок.

Суттєво можуть зрости вимоги до пристроїв викидання ХТЦ при захисті ЛА від керованих ракет, які оснащені матричними ІЧ ГСН. Одним із перспективних способів застосування ХТЦ для такого захисту може слугувати спосіб «розчинення» [13], згідно з яким у околі ЛА, який захищається від ракетної атаки, викидається деяка кількість ХТЦ, що створюють випромінюючу область, в якій випромінювання ЛА як би «розчиняється», внаслідок чого виявлення випромінювання справжньої повітряної цілі серед множини хибних стає малоймовірним.

Для реалізації даного способу застосування ХТЦ необхідним стає керування напрямком їх відстрілювання таким чином, щоб випромінююча область, створювана ХТЦ, протягом заданого часу знаходилась на прямій «ЛА — атакуюча ракета». Для керування напрямком відстрілювання ХТЦ, касети пристрою викидання повинні бути поворотними за допомогою слідкуючих приводів, які керуються відповідними обчислювальними пристроями на основі інформації про напрямок ракетної атаки, параметри особистого руху ЛА та відстрілюваних ХТЦ, а також про результати прогнозування траєкторії польоту атакуючої ракети.

РОЗДІЛ 6. ЗНИЖЕННЯ ІНФРАЧЕРВОНОЇ ПОМІТНОСТІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

У даному розділі розглядаються актуальні питання зниження ІЧ помітності ЛА. Зокрема, проводиться аналіз основних джерел ІЧ випромінювання ЛА з точки зору можливості зниження внеску випромінювання кожного з цих джерел у сумарну потужність ІЧ випромінювання ЛА у цілому, розглядаються технічні рішення, способи та напрямки створення конкретних пристроїв зниження ІЧ помітності літальних апаратів, а також основи їх проектування, досліджень та випробувань.

6.1. Загальна характеристика джерел IЧ випромінювання сучасних літальних апаратів

У першому розділі даної книги (див. підрозділ 1.2) наведено аналіз IЧ випромінювання літальних апаратів як повітряних цілей. У даному підрозділі будемо розглядати основні джерела IЧ випромінювання ЛА з точки зору можливості зниження внеску випромінювання кожного з цих джерел у сумарну потужність IЧ випромінювання ЛА у цілому.

Основним джерелом IЧ випромінювання будь якого ЛА є, перш за все, його силова установка. У загальному випадку силову установку ЛА складають такі основні частини:

- авіаційний двигун з агрегатами системи запуску та керування;
- моторна рама з вузлами кріплення та підвіски;
- капоти та мотогондоли;

- повітряний гвинт і редуктор;
- вхідні та вихідні (вихлопні) пристрої. Вихідні (вихлопні) пристрої найчастіше виконуються у вигляді патрубків;
- системи живлення паливом, охолодження, протиобледеніння, протипожежні, тощо.

У сучасній авіації найбільше поширення отримали газотурбінні двигуни, які поділяються на дві групи.

До першої групи відносяться:

- турбореактивні двигуни (ТРД);
- турбореактивні двигуни з форсажними камерами (ТРДФ);
- двоконтурні турбореактивні двигуни (ДТРД);
- двоконтурні турбореактивні двигуни з форсажними камерами (ДТРДФ).

Призначення цих двигунів полягає у створенні реактивної тяги, яка виникає внаслідок витікання у вигляді реактивного струменя значної кількості нагрітого газу через вихідне (реактивне) сопло. Реактивний струмінь характеризується великою енергією та високими значеннями газодинамічних параметрів — температури, тиску, швидкості.

До другої групи відносять турбовальні (турбогвинтові) авіаційні двигуни (ТВД), в яких енергія нагрітих газів практично повністю перетворюється на механічну енергію обертання гвинтів, що штовхають (у випадку літаків) або несуть (у випадку вертольотів). На виході з вихлопного пристрою в таких двигунах, на відміну від двигунів першої групи, формується газовий струмінь з низькими значеннями газодинамічних параметрів, тобто газовий струмінь на зрізі вихлопного патрубка має тиск, що перевищує атмосферний тиск не більше, ніж на 2-6%. Внаслідок цього будь яке збільшення тиску у зоні вихлопного патрубка може призвести до зростання тиску за вільною турбіною, що, у свою чергу, призведе до втрат потужності на валу гвинта або, у крайньому випадку, до зупинки двигуна.

Інфрачервоне випромінювання ЛА у цілому при працюючій його силовій установці містить такі складові (рис. 6.1):

1 — випромінювання нагрітих частин авіаційного двигуна (видимі частини газової турбіни та вихлопного пристрою);



Рис. 6.1. Випромінювання окремих частин вертольота

2 — випромінювання реактивного або газового струменя;

3 — випромінювання моторних капотів та окремих частин мотогондол;

4 — випромінювання ділянок планера літака або вертольота при попаданні на них реактивного чи газового струменя;

5 — відбите окремими частинами літака або вертольота ІЧ випромінювання гарячих частин двигуна та газового струменя.

Кожна зі складових IЧ випромінювання ЛА характеризується як своєю інтегральною потужністю, так і розподілом потужності за спектром випромінювання. На рис. 6.2 наведено схематичне зображення спектральних характеристик випромінювання окремих частин ЛА [38], що дає змогу аналізувати внесок випромінювання зазначених частин у кожному із виділених піддіапазонів IЧ випромінювання — короткохвильовому (1,8–2,5 мкм), середньохвильовому (3–5 мкм) та довгохвильовому (8–14 мкм). Як зазначалося у підрозділі 1.1 даної книги, указані піддіапазони зумовлені вікнами прозорості атмосфери для походження IЧ випромінювання та спектральними



Рис. 6.2. Розподіл потужності випромінювання за спектром

характеристиками чутливості найбільш поширених приймачів випромінювання, що використовуються у сучасних керованих ракетах з IЧ самонаведенням.

У короткохвильовому піддіапазоні (1,8–2,5 мкм) ІЧ випромінювання ЛА формується в основному нагрітими частинами двигуна — видимими частинами газової турбіни та вихлопного пристрою 1. У середньохвильовому піддіапазоні (3–5 мкм) суттєвим стає випромінювання газового струменя 2, а для довгохвильового під діапазону (8–14 мкм) характерним є наявність значного ІЧ випромінювання зовнішніх нагрітих поверхонь фюзеляжу та капотів двигунів ЛА 3,4.

6.2. Шляхи та способи зниження IЧ помітності літальних апаратів

Аналіз складових IЧ випромінювання та їх джерел, наведених у попередньому підрозділі, дає змогу визначити наступні шляхи зниження IЧ помітності ЛА:

- закриття або екранування прямої видимості найбільш нагрітих частин газових турбін та вихлопних пристроїв газотурбінних двигунів;
- зниження потужності ІЧ випромінювання реактивного або газового струменя шляхом зниження температури газових компонентів, з яких складається струмінь;
- зниження температури нагрітих частин планера та виключення можливості їх нагріву реактивним або газовим струменем;
- вибір матеріалів вихлопних пристроїв, що мають низький коефіцієнт випромінювання і характеризуються низькою здатністю до випромінювання.

Розглянемо більш детально кожен із цих шляхів зниження IЧ помітності ЛА та їх особливості.

6.2.1. Закриття або екранування прямої видимості найбільш нагрітих частин газових турбін та вихлопних пристроїв

Під прямою видимістю будь якого об'єкта розуміють можливість його спостерігання з напрямків, що співпадають з напрямком лінії візування.

Для закриття або екранування прямої видимості нагрітих частин газових турбін та вихлопних пристроїв застосовуються наступні способи:

- викривлення осі вихлопного пристрою;
- встановлення у вихлопному пристрої охолоджуваного центрального тіла;
- застосування у якості вихлопного пристрою плоского сопла;
- впорскування рідини у газовий струмінь на зрізі вихлопного пристрою газотурбінного двигуна.

Викривлення осі вихлопного пристрою

Цей спосіб є одним із найбільш поширених та ефективних способів зменшення площі прямої видимості нагрітих частин газової турбіни та внутрішніх поверхонь вихлопних пристроїв вертолітних силових установок. Правильний та раціональний вибір напрямку і кутів повороту газового струменя дає змогу повністю виключити можливість прямої видимості нагрітих частин силової установки з будь якого напрямку спостерігання.

На практиці поворот газового струменя реалізується за допомогою спеціальних насадків або патрубків, що можуть мати один або кілька кутів повороту. Кожен кут повороту насадка або патрубка утворює так зване коліно. Приклади вихлопних пристроїв з викривленням їх осей з одним та двома колінами наведені на рис. 6.3 а, б.

Газовий струмінь, рухаючись вздовж внутрішнього каналу такого вихлопного пристрою, буде його нагрівати, що може призвести до появи небажаного IЧ випромінювання зовнішньої поверхні самого вихлопного пристрою. Для усунення цього явища вихлопні патрубки закривають теплонепроникними екранами у вигляді капотів.

Поворот газового струменя у коліні вихлопного пристрою супроводжується газодинамічними явищами, що можуть мати негативні наслідки для режиму роботи авіаційного двигуна.



Рис. 6.3. Вихлопні пристрої з викривленими осями

Перш за все на внутрішньому та зовнішньому радіусах повороту газового струменя утворюються відривні течії у вигляді так званих відривних пухирів. Схема утворення відривних течій зображена на рис. 6.4.



Рис. 6.4. Схема течії газу в поворотному коліні

Причиною виникнення відривних течій вважається в'язкий дифузорний відрив струменя газів у зонах з підвищеним позитивним градієнтом тиску (зовнішній і внутрішній кут) [134]. Відривні течії можуть викликати зворотні течії (поз. А) проти основного струменя на зовнішньому радіусі повороту коліна.

Іншим суттєвим явищем, що виникає у коліні внаслідок перепаду тиску на внутрішньому та зовнішньому радіусах повороту, є виникнення течії у вигляді так званого «парного вихору». Спрощена схема утворення «парного вихору» зображена на рис. 6.5.

Інтенсивність та розміри «парного вихору» залежать, в основному, від кута повороту газового струменя у коліні [134].

Зазначені газодинамічні явища, що виникають у поворотних колінах, ведуть до гідравлічних втрат (втрат повного тиску) втрат повного тиску у газовому потоці і, як наслідок, підвищують тиск за вільною турбіною двигуна, що, у подальшому, призводить до втрати потужності на валу несучого гвинта вертольота або тягнучого гвинта літака. Один поворот газового



Рис. 6.5. Схема виникнення «парного вихору» в поворотному коліні

струменя в коліні на 50° тягне за собою втрату потужності на валу щонайменше 3% .

Для мінімізації негативних наслідків, що виникають внаслідок утворення відривних течій і «парних вихорів», у газовому тракті вихлопного пристрою можуть встановлюватися різноманітні профільовані лопатки та додаткові профілюючі поверхні, схема установки яких показана на рис. 6.6.



Рис. 6.6. Розміщення лопаток для повороту газового потоку в коліні

Встановлення у вихлопному пристрої охолоджуваного центрального тіла

Цей спосіб зменшення видимої площі гарячих частин газової турбіни та внутрішніх поверхонь вихлопного пристрою може застосовуватися як у турбореактивних так і у турбовальних авіаційних двигунах.

Розглянемо ряд характерних прикладів застосування центрального тіла у конструкції авіаційних двигунів.

На рис. 6.7 зображене фото та схема течії газів у вихлопному пристрої з центральним тілом для вертольота Bell 205 (UH-1H) [135].

Конструктивно центральне тіло являє собою конусоподібне тіло обертання з ежекторними щілинами на його конусній поверхні. Зовнішній корпус вихлопного пристрою виконаний у вигляді багато ежекторної конструкції, утвореної із з'єднаних між собою профільованих кілець. У внутрішній об'єм центрального тіла подається холодне повітря від забірників повітря, що розташовані на зовнішній поверхні фюзеляжу ЛА. Повітря, омиваючи стінки центрального тіла, охолоджує його, але і саме нагрівається. Активний газовий струмінь надходить у вихлопний пристрій від двигуна. Рухомий струмінь створює ежекцію, у результаті чого через щілини зовнішнього корпусу всмоктується холодне повітря, завдяки чому зовнішній корпус вихлопного пристрою охолоджується.



Рис. 6.7. Схема течії газів у вихлопному пристрої з центральним тілом для вертольота Bell 205 (UH-1H)

Одночасно ежекторний вплив активного газового струменя викликає відтік нагрітого повітря із центрального тіла через щілини у задній його частині, чим забезпечується безперервний протік повітря у внутрішній порожнині центрального тіла. У результаті такого охолодження вихлопного пристрою суттєво знижується ІЧ випромінювання силової установки у цілому.

На рис. 6.8 наведені фото та схема течії газів у вихлопному пристрої з центральним тілом для вертольота Блек-Хок [136].

Конструкція вихлопного пристрою побудована наступним чином. Центральне тіло являє собою сукупність двох аеродинамічних профілів зі щілинами для відведення охолоджуючого повітря і напівциліндричної поверхні обмеженої довжини. Центральне тіло розташоване у зовнішньому корпусі, що має еліптичну форму. У свою чергу зовнішній корпус розташований всередині захисного кожуха двигуна.

Зовнішнє охолоджуюче повітря від забірників поступає у середину аеродинамічних профілів, після чого виходить через щілини, забезпечуючи постійне охолодження профілів. Аеродинамічні профілі захищають від прямого попадання гарячого газового струменя на напівциліндричну поверхню, завдяки чому вона не нагрівається. Крім того, охолоджуюче повітря надходить до зовнішнього корпусу, омиває його та охолоджує. Таким чином даний пристрій закриває найбільш нагріті частини турбіни та вихідного сопла двигуна, чим забезпечується зниження ІЧ помітності вертольота.



Рис. 6.8. Схема течії газів у вихлопному пристрої з центральним тілом для вертольота Блек-Хок



Рис. 6.9. Схема течії газів у вихлопному пристрої з центральним тілом для двигуна P-195 літака Cy-25T

Ще один приклад застосування центрального тіла ілюструється рис. 6.9, де представлено зовнішній вигляд вихлопного пристрою двигуна P-195 літака Cy-25T та схема газової течії у ньому.

У конструкції вихлопного пристрою використано центральне тіло у вигляді конусоподібного тіла обертання. Особливістю конструкції центрального тіла є наявність у нього повітряної сорочки, яка сформована у просторі між двома вкладеними один у інший конусами.

Охолодження центрального тіла виконується холодним повітрям, що надходить у внутрішню порожнину центрального тіла через трубопроводи від верхнього та нижнього забірника. Всередині центрального тіла холодне повітря поступає у простір між вкладеними конусами, охолоджує зовнішні стінки і виходить через хвостовий циліндр в атмосферу.

Застосування плоских вихлопних пристроїв

Ведучи розмову про форму вихлопних пристроїв (круглий, плоский) матимемо на увазі форму перетину газового тракту вихлопного пристрою на межі переходу від його внутрішнього простору до атмосфери. Цей перетин іноді називають площиною зрізу вихлопного пристрою або безпосередньо сопла. Традиційними та найбільш поширеними соплами реактивних двигунів є круглі сопла. Поява плоских сопел у сучасних реактивних двигунах пов'язана з новими вимогами, що виникають при створенні ЛА п'ятого та наступних поколінь.

Серед таких вимог основними є вимоги забезпечення підвищеної здатності до маневрування ЛА, відхилення та реверс вектору тяги двигуна, суттєвого зниження рівня демаскуючих факторів у радіолокаційній та, особливо, в інфрачервоній ділянці електромагнітного випромінювання з метою зменшення дальності виявлення ЛА, що суттєво підвищує його здатність до виживання.

У загальному випадку конструкція плоского вихлопного пристрою складається із трьох основних частин (рис. 6.10):

1 — циліндричного насадку на вихідній частині корпусу двигуна;

2 — перехідного пристрою, форма внутрішнього перетину якого плавно переходить від круглої до прямокутної — плоскої;

3 — плоского сопла.

Основна складність при застосуванні плоских вихлопних пристроїв на літаках полягає у мінімізації втрат тяги реактивного двигуна.

Велика кількість досліджень [137] показує, що для досягнення мінімальних втрат тяги двигуна на рівні 0,5–1,0%



Рис. 6.10 Складові частини плоского вихлопного пристрою

та забезпечення мінімальних габаритів плоского вихлопного пристрою необхідним є дотримання наступних основних вимог:

- збереження постійної площі поперечного перетину перехідного пристрою по всій його довжині;
- забезпечення лінійності зміни радіусу округлення ділянок поверхні перехідного пристрою;
- твірні бокових стінок, що розширюються, повинні бути прямолінійними;
- кут розширення бокових стінок перехідного пристрою не повинен перевищувати 45° .

Безпосередньо плоске сопло сучасних ЛА може бути виконаним у двох конструктивних рішеннях:

нерегульоване плоске сопло з перетинками та косим зрізом;

- регульоване плоске сопло лоткового типу.

Схема та зовнішній вигляд нерегульованого плоского сопла з перетинками та косим зрізом, що встановлюється на літаку F-117, наведена на рис. 6.11.

Дане плоске сопло доповнене нижньою поверхнею, що має змогу відхилятися. Можливість відхилення нижньої поверхні дозволяє змінювати напрямок вектора реактивної тяги у вертикальній площині, а також, що є основним у контексті розгляду наших питань, — екранувати видиму частину реактивного сопла із напрямку нижньої півсфери. Косий зріз плоского сопла дає змогу створювати бокові складові сили тяги для керування літаком у поперечних напрямках.



Рис. 6.11. Схема та зовнішній вигляд нерегульованого плоского сопла з перетинками літака F-117

Схема плоского сопла лоткового типу та зовнішній вигляд цього типу сопла на літаках B-2 Spirit та F-22 Raptor зображені на рис. 6.12.



Рис. 6.12. Схема плоского сопла лоткового типу та зовнішній вигляд цього типу сопла на літаках B-2 Spirit та F-22 Raptor

На літаку B-2 Spirit використовується нерегульоване плоске сопло лоткового типу з розвинутою нижньою поверхнею, що екранує видиму частину сопла з нижньої півсфери.

На літаку F-22 Raptor плоске сопло лоткового типу крім екранування IЧ випромінювання дає змогу керувати вектором реактивної тяги для підвищення маневрених характеристик літака.

Застосування впорскування рідини у газовий струмінь на зрізі вихлопного пристрою

У 1959 році науковим колективом Київського ВВАІУ на чолі з професором Криксуновим Л.З. було запропоновано новий на той час спосіб теплового маскування найбільш нагрітих частин реактивної турбіни, внутрішньої поверхні вихлопного пристрою та газового струменя реактивного двигуна [38]. Цей спосіб маскування полягає у тому, що при впорскуванні рідини у газовий потік вихлопного пристрою на виході із сопла утворюється аерозольна завіса (ділянка 1), що у вигляді циліндричного тіла обволікає газовий потік. На рис. 6.13 представлено процес утворення аерозольної завіси.

На деякій відстані від зрізу сопла (приблизно п'ять його діаметрів) з причини турбулентного характеру газового струменя аерозольна пелена руйнується (ділянка 2).

При цьому аерозольна плівка екранує основне випромінювання двигуна (сопло, турбіна) та частину найбільш нагрітого газового струменя. У процесі руйнування та змішування аерозольної плівки з об'ємом газового струменя відбувається поглинання ІЧ-випромінювання та зниження його температури.

Основними результатами довгих досліджень цього способу теплового маскування на наземних установках і в польоті є наступне.

Речовини, які призначені для впорскування у газовий потік авіаційних двигунів з метою теплового маскування, повинні задовольняти деяким вимогам:

 вони повинні забезпечувати поглинання та розсіювання ІЧ-випромінювання у спектральному діапазоні чутливості сучасних та перспективних приймачів ІЧ ГСН;



Рис. 6.13. Утворення аерозольної завіси при впорскуванні рідини у газовий потік вихлопного пристрою
- мати малу в'язкість при температурі 260°К;
- мати високий коефіцієнт пароутворення та бути термостійким;
- бути дешевими та безпечними під час транспортування та зберігання.

Встановлено, що речовинам, що задовольняють більшості таких вимог є антифриз M-65 та АЦФ — смоли.

Льотні експерименти показали високу ефективність даного способу теплового маскування випромінювання ЛА. Так, для літаків типу Су-17 маса установки для впорскування становить 50–60 кг. А маса впорскування речовин для зриву атаки однієї ракети класу «Повітря-повітря» становить близько 15–20 кг.

6.2.2. Пониження інфрачервоної помітності реактивного або газового струменя

Основним джерелом IЧ випромінювання у реактивному або газовому струмені є продукти згорання авіаційного палива у вигляді газоподібних окислів CO_2 , NO_2 , CO, водяної пари а також твердих частинок. Для зниження інтенсивності IЧ випромінювання реактивного або газового струменя необхідно охолодити продукти згорання та зменшити їх концентрацію в одиниці об'єму. На практиці для вирішення такої задачі використовують холодне повітря з навколишнього простору, яке додається до газового струменя за допомогою спеціального бортового компресора.

У першому випадку холодне повітря, стиснене у компреcopi, подається до камери змішування, де воно перемішується з гарячими газами, що виходять з авіаційного двигуна. Завдяки цьому досягається ефект зниження температури газового струменя. Досвід експлуатації вихлопних пристроїв з компресорною подачею холодного повітря у газовий струмінь висвітлив недоліки такого підходу, які полягають у наступному:

необхідність розміщення на борту ЛА додаткового компресора та теплообмінника, що мають значні габарити та енергоспоживання;

 складність забезпечення оптимальних умов перемішування холодного повітря та гарячих газів, що призводить до зміни газодинамічних параметрів двигуна у цілому і, як результат, втрат потужності силової установки.

Іншим способом подачі холодного повітря до газового струменя є застосування ежекторних пристроїв, які працюють без споживання додаткової енергії та є простими у конструктивному виконанні.

Схема ежекторного пристрою зображена на рис. 6.14.

У загальному випадку ежекторний пристрій складається з таких конструктивних елементів:

 активного сопла, що служить для підведення в ежекторний пристрій реактивного або газового струменя;

2 — пасивного сопла, що служить для плавного підведення холодного повітря з навколишнього середовища;

3 — камера змішування гарячого повітря з холодним;

4 — дифузора, що забезпечує відновлення повного тиску за камерою змішування за рахунок гальмування газової суміші.

Робота ежекторного пристрою полягає у наступному.

Через активне сопло (перетин 1–1), що має площу F_1 до входу камери змішування надходить активний високошвидкісний газовий струмінь, що має швидкість V_1 та температуру T_1^* . Завдяки ефекту підсмоктування цей струмінь затягує холодне повітря, що має швидкість V_2 та температуру T_2^* , через пасивне сопло (перетин 2–2), яке має площу F_2 . При цьому



Рис. 6.14. Схема ежекторного пристрою

частина енергії активного газового струменя витрачається на створення ефекту підсмоктування.

У камері змішування гарячі гази та холодне повітря турбулентно перемішуються, що призводить до втрат тиску суміші газів у перетині 3–3. У дифузорі за рахунок гальмування струменя газової суміші проходить поновлення втрат повного тиску за камерою змішування у перетині 4–4.

Питання проектування та розрахунків ежекторних пристроїв широко висвічуються у сучасній науково-технічній літературі [134,138–141]. Результати цих робіт дають змогу встановити основні параметри, від яких залежить ефективність роботи всього ежекторного пристрою.

Основним показником ефективності роботи системи «активне сопло — пасивне сопло» є коефіцієнт ежекції, який записують у вигляді:

$$n=rac{G_2}{G_1}/\sqrt{Q}$$
 ,

де $G_2 = \rho_1 \cdot V_2 \cdot F_2$ — витрати ежектованого повітря через пасивне сопло; $G_1 = \rho_2 \cdot V_1 \cdot F_1$ — витрати газу через активне сопло; $Q = T_1^* / T_2^*$ — відношення температур газу в активному соплі та повітря у пасивному соплі.

Оптимальне значення коефіцієнта ежекції досягається при забезпеченні мінімальних значень втрат повного тиску у пасивному соплі.

Враховуючи те, що значення щільності холодного повітря та гарячих газів близькі, тобто $\rho_1 \approx \rho_2$, а відношення швидкостей V_2 / V_1 знаходиться у межах 0,2–0,35, можемо зробити висновок, що коефіцієнт ежекції залежить головним чином від двох параметрів:

вході змішувача
$$\lambda = \frac{F_2 + F_1}{F_1};$$

відношення температур газів струменя та холодного повітря.

Експериментально доведено, що коефіцієнт ежекції залежить також від форми активного сопла. Найбільший ефект досягається при використанні так званих пелюсткових форм сопла, характеристикою яких є параметр *k*, що записується у вигляді:

$$k=\frac{P_c}{2\sqrt{\pi\cdot F_1}},$$

де P_c — периметр сопла круглої форми; $2\sqrt{\pi \cdot F_1}$ — периметр пелюсткового сопла площа якого дорівнює площі сопла круглої форми.

Форми пелюсткового сопла показані на рис. 6.15.

Параметр *k* показує, у скільки разів периметр пелюсткового сопла більший за периметр сопла круглої форми.

Вплив параметру k на коефіцієнт ежекції пояснюється тим, що при зростанні периметру активного сопла зростає площа взаємодії швидкісного струменя гарячих газів з холодним повітрям, яке втягується ежектором. При цьому зростає передача кількості руху від гарячого газу до холодного повітря та збільшується інтенсивність змішування цих компонентів на більш короткій ділянці камери змішування.



Рис. 6.15. Форми пелюсткового сопла

Ще одним фактором, що впливає на коефіцієнт ежекції, є наявність швидкісного напору повітря на вході до ежекторного пристрою. При наявності такого напору зростає розхід повітря через пасивне сопло. Даного ефекту досягають шляхом підведення швидкісного напору до ежекторного пристрою від спеціального забірника зовнішнього повітря.

Основною характеристикою камери змішування циліндричної форми будь якого ежекторного пристрою є довжина цієї камери, яка за звичай вимірюється у калібрах — кількості діаметрів камери на її довжину.

Встановлено, що для забезпечення повного перемішування гарячого газу з холодним повітрям, при мінімальних втратах повного тиску в отриманій газовій суміші, довжина камери змішування повинна складати 6–8 її калібрів. Зменшення довжини камери змішування у кілька разів можливе при використанні активного сопла пелюсткового типу і дифузорної форми самої камери замість циліндричної. У цьому випадку камера змішування виконує також функції дифузора.

Ефективність дифузора оцінюють за допомогою коефіцієнта, який записують у такому вигляді:

$$\eta_{\partial} = \frac{P_2 - P_3}{P_3} \, .$$

Коефіцієнт η_{∂} характеризує втрати повного тиску у процесі гальмування суміші гарячих газів та холодного повітря з врахуванням виникнення відривних течій у внутрішній порожнині дифузора [142].

Зазвичай, для забезпечення безвідривної течії та малих втрат повного тиску у дифузорі, при виборі його параметрів, застосовують закон постійного поздовжнього градієнту тиску по довжині цього пристрою.

Для осесиметричного дифузора із заданим законом зміни поздовжнього градієнту тиску кут його розширення α дорівнює:

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{d_4^2 - d_3^2}}{l}.$$

де d_3 , d_4 — вхідний та вихідний діаметр дифузора; l — довжина дифузора.

Для реальних дифузорів кут α не повинен перевищувати величину 8–12 градусів.

Іноді у якості характеристики дифузора замість кута α використовують параметр n_{∂} — ступінь розширення дифузора у вигляді:

$$n_{\partial} = \frac{F_4}{F_3}.$$

У реальних дифузорах парамет
р n_∂ не перевищує значень 3–3,5.

Досить часто при створенні реальних ежекторних пристроїв з метою мінімізації масових та габаритних характеристик їх виконують без дифузора. Приклади таких пристроїв будуть розглянуті нижче.

6.2.3. Зменшення температури нагрітих частин планера ЛА

При розгляді питань зниження температури нагрітих частин планера ЛА необхідно уточнити, що ІЧ випромінювання планера формується:

- нагрітими поверхнями капотів моторних відсіків та окремих частин мотогондол;
- окремими частинами літака або вертольота при попаданні на них реактивного або газового струменя;
- відбитим від конструктивних елементів ЛА ІЧ випромінювання, першоджерелом якого є гарячі частини двигуна та гарячі гази струменя.

Нагрів капотів моторних відсіків та мотогондол виконується, зазвичай, внаслідок високої температури повітря у підкапотному та мотогондольному просторі. Повітря, у свою чергу, нагрівається від гарячих частин двигуна, масляного радіатора, тощо.

Для охолодження внутрішніх поверхонь капотів та мотогондол використовується холодне повітря низького тиску, яке підводиться через спеціальні забірники та канали. Холодне повітря, проходячи по внутрішніх порожнинах мотогондол та капотів, охолоджує їх, після чого це повітря виводиться у зовнішній простір через технологічні вікна, щілини або отвори.

Ступінь нагріву внутрішнього простору капота або мотогондоли залежить від швидкості прокачування холодного повітря, яка у свою чергу залежить від швидкісного напору.

Для підвищення ефективності теплообміну у підкапотному просторі можуть застосовуватися ежектори. У цих ежекторах активний газовий струмінь використовується для виведення нагрітого повітря із підкапотного пристрою.

Зменшення температури капотів та мотогондол можливе також шляхом застосування матеріалів з низькою теплопровідністю. У цьому випадку на внутрішню поверхню капотів та мотогондол наносять теплоізоляційне покриття. Одним із прикладів такого покриття може слугувати покриття типу «Mascoat», основним компонентом якого є керамічні мікросфери. Покриття наноситься на внутрішню поверхню капотів та мотогондол у вигляді тонкого теплоізоляційного шару. Теплопровідність такого шару сягає 0,001 Вт/м², а коефіцієнт його тепловіддачі складає 2,0–5,0 Вт/м².

Значний вклад у IЧ випромінювання ЛА вносить випромінювання окремих частин планера, які нагріваються внаслідок попадання на них реактивного або газового струменя. Особливо це актуально для вертольотів, у яких, як правило, вихлопні пристрої розташовуються по бортах фюзеляжу або у місці кріплення хвостової балки. Газові струмені, омиваючи капоти та хвостову балку вертольота, нагрівають їх (див. рис. 6.1).

Значні площі нагрітих поверхонь, навіть при невеликих температурах, здатні створити IЧ випромінювання, яке демаскує вертоліт.

Для виключення нагріву газовим струменем елементів фюзеляжу ЛА застосовують примусове відхилення від елементів фюзеляжу напрямку вихлопу за допомогою, наприклад, екранно-вихлопного пристрою. Наявність відбитого конструктивними елементами ЛА ІЧ випромінювання, першоджерелом якого є гарячі частини двигуна та гарячі гази струменя, пояснюється тим, що, у відповідності до законів геометричної оптики, дзеркальна (добре відполірована) ділянка поверхні, що знаходиться на шляху поширення ІЧ променів, відбиває ці промені у простір. Таке випромінювання у вигляді відблисків, наприклад від гладких поверхонь несучого гвинта, характеризується, як правило, вузьким кутовим сектором поширення, але може сягати значної потужності. Для зниження потужності відбитого ІЧ випромінювання можуть застосовуватися селективні двонаправлені покриття, що розробляються на основі композитних матеріалів [38, 143].

6.2.4. Вибір матеріалів для зниження IЧ помітності вихлопних пристроїв

У конструкції вихлопних пристроїв ЛА застосовуються такі елементи, як обтічники та теплові екрани. Ці конструктивні елементи розташовуються безпосередньо біля вихлопних пристроїв, тому вони нагріваються до значних температур і самі стають джерелами ІЧ випромінювання.

Відомо, що всі матеріали, які нагріті до деякої температури, є джерелами IЧ випромінювання. Одним із основних параметрів, що визначає випромінюючу здатність будь якого матеріалу, є його коефіцієнт випромінювання (див., наприклад, формули 1.7; 1.20). Як свідчать згадані формули, чим більше значення коефіцієнта випромінювання, тим більшу кількість енергії IЧ випромінювання віддає цей матеріал і навпаки. Таким чином, різні матеріали при нагріванні їх до однієї і тієї самої температури будуть по різному випромінювати.

Значного зниження IЧ випромінювання зовнішньої поверхні вихлопних пристроїв можна досягти вибором конструктивних матеріалів, що мають низькі значення коефіцієнта випромінювання. Величина коефіцієнта випромінювання залежить від стану поверхні (виду її обробки), абсолютної температури випромінюючої поверхні, а також діапазону довжин хвиль, у якому розглядається ІЧ випромінювання. У табл. 6.1 наведені характеристики випромінювання різних матеріалів [144], які можуть використовуватися для виготовлення обтічників та теплових екранів вихлопних пристроїв.

Із наведених у табл. 6.1 даних витікає, що для вирішення задачі зниження ІЧ випромінювання обтічників та теплових

Таблиця 6.1

Матеріал	Вид обробки	Темпера- тура, °С	Діапазон IЧ випроміню- вання	Коефіцієнт випроміню- вання
Алюміній	Полірований лист	100	Весь діапазон	0,05
Алюміній	Сильно окис- лений	50-500	Весь діапазон	0,2–0,3
Алюміній	Після атмос- ферної дії	20	2–5 мкм	0,8-0,9
Золото	Полірований лист	200-600	Весь діапазон	0,02–0,03
Сталь нер- жавіюча	Полірований лист	70	2–5 мкм	0,18
Титан	Полірований лист	500	Весь діапазон	0,02
Титан	Окислений	500	Весь діапазон	0,5
Нікель	Полірований лист	120	Весь діапазон	0,045
Пластик	Полівініл- хлорид	70	2–5 мкм	0,94
Фарба захисна	Різних кольо- рів	70	2–5 мкм	0,88-0,96
Фарба	Олійна, сіро- го кольору	20	2-5 мкм	0,96

Випромінюючі характеристики конструктивних матеріалів

екранів необхідно використовувати матеріали з гладкою (полірованою) поверхнею без будь якого їх покриття захисними фарбами. Покриття металевих поверхонь захисними фарбами, у тому числі і маскуючими для нанесення камуфляжу, призводить до збільшення коефіцієнта випромінювання покритої металевої поверхні, що збільшує ІЧ помітність ЛА.

6.3. Екранно-вихлопні пристрої для вертольотів

Призначенням екранно-вихлопних пристроїв (ЕВП) є зниження ІЧ помітності вертольотів у всьому діапазоні висот, швидкостей та режимів їх польоту при мінімальному впливі на льотно-технічні характеристики самих вертольотів.

Багаторічний досвід розробки та проектування ЕВП дає змогу формулювати технічні вимоги до них, основними з яких можна вважати:

- забезпечення максимального зниження рівня ІЧ випромінювання вертольота у заданих напрямках його поширення (бажано все ракурсне) у всьому діапазоні висот, швидкостей та режимів польоту;
- мінімальний вплив на дросельні та високошвидкісні характеристики двигунів, а також забезпечення їх стійкої роботи на всіх режимах польоту;
- мінімальний вплив на аеродинамічні та льотно-технічні характеристики вертольота;
- забезпечення ефективної роботи комплексу захисту вертольота від керованих ракет з ІЧ самонаведенням;
- забезпечення мінімального впливу на експлуатаційну технологічність при технічному обслуговуванні вертольота.

Всі відомі на сьогоднішній день типи технічних рішень, які покладені в основу будови ЕВП, можна розділити на групи за наступними ознаками.

За способами встановлення на вертольоті:

- з'ємні;
- нез'ємні.

За експлуатаційною технологічністю:

- відкидні;
- відсувні;
- нерухомі.

За ступенем інтеграції у конструкцію вертольота:

- частково інтегровані;
- повністю інтегровані.

За напрямком відведення газового струменя:

- вверх;
- вниз;
- назад;
- у бік.

Конструкції всіх типів ЕВП являють собою тонкостінні підкріплені оболонки з поперечним та поздовжнім набором силових елементів, Вони можуть мати один або декілька контурів газових каналів з тепловими екранами і вхідними пристроями для підведення охолоджуючого повітря. Відведення газових струменів за допомогою патрубків може виконуватися у різних бажаних напрямках. Зовні ЕВП може закриватися додатковими капотами та обтічниками. У відповідності до теорії міцності конструкцій ЕВП відноситься до систем зі статичною та динамічною невизначеністю.

Для виготовлення ЕВП застосовуються різноманітні конструкційні матеріали. Контури газових каналів, якими рухається газовий потік, що має високу температуру (300–500°C) виготовляються із листів нержавіючих або титанових сплавів. Силовий набір у вигляді вигнутих профілів виготовляють із високолегованих марок сталей та високоміцних видів алюмінієвих сплавів. Із таких же матеріалів виготовляються вузли кріплення ЕВП до конструктивних елементів вертольота. Для виготовлення кожухів (капотів) та обтічників найчастіше використовують м'які, зі здатністю легко деформуватися, марки алюмінієвих сплавів, а також високотемпературні пластики та композити. Розглянемо приклади технічних рішень ЕВП для різних типів вертольотів.

На рис. 6.16 наведено зовнішній вигляд ЕВП, що встановлюється на вертольотах типів Ми-8, Ми-17, Ми-171 та Ми-24 всіх модифікацій.

Даний ЕВП за ступенем інтегрованості є частково інтегрованим та монтується на вертольоті за допомогою спеціального пілону і фіксуючих тяг. Пристрій може відкидатися (відхилятися) відносно поздовжньої осі пілону після звільнення тяг. Газовий струмінь у даному ЕВП виходить вверх під кутом близько 50° відносно середньої горизонталі фюзеляжу вертольота. У теперішній час ЕВП даного типу вдосконалено шляхом встановлення додаткового екрану, що закриває видиму нагріту вихідну частину ЕВП у всіх напрямках (ракурсах).



Рис. 6.16. Вигляд ЕВП вертольотів Ми-8 і Ми-24

На рис. 6.17 зображена схема руху гарячого газового струменя (заштриховані стрілки) та холодного повітря (стрілки у вигляді тонких ліній) у трактах ЕВП. Газовий струмінь після виходу із вихідного патрубка двигуна за допомогою лопатки та профільованої частини тракту розвертається у горизонтальній площині на кут 60° вздовж фюзеляжу вертольота назад. Після цього газовий потік розділяється за допомогою пустотілих перегородок на три газових струменя, кожен з яких, у свою чергу, повертається у вертикальній площині вверх на кут 50° .

Таким чином, виконуються два послідовні повороти газового струменя, що призводить до збільшення газодинамічних втрат. Крім того, перший поворот на кут 60° супроводжується виникненням зворотної течії, під дією якої частина вихлопних гарячих газів попадає у підкапотний простір двигуна, де





Рис. 6.17. Схема течії газів у ЕВП вертольотів Ми-8, Ми-24 (*a* — до модернізації; *б* — після модернізації)

температура зростає. Ця обставина може призвести до спрацювання датчика пожежі або навіть до передчасного виходу з ладу задньої опори ротора двигуна.

У випадку відсутності поступального руху вертольота холодне повітря практично не надходить у внутрішні тракти ЕВП. У польоті холодне повітря через вхідний пристрій у передній частині ЕВП під дією швидкісного напору попадає у внутрішні порожнини перегородок та під кожух, охолоджуючи стінки ЕВП. Після проходження внутрішніх трактів, «відпрацьоване» повітря виходить через відкриті канали вихідного зрізу ЕВП, де перемішується з гарячими газами вихідного струменя, додатково знижуючи його температуру.

Даний ЕВП дає змогу повністю закрити пряму видимість нагрітих частин двигуна і незначно знизити температуру газового струменя. Недоліком такого пристрою є те, що його задній зріз, нагрітий до температури газового струменя, сам стає додатковим IЧ випромінювачем у напрямку задньої півсфери, що виключає все ракурсне зниження IЧ помітності вертольота. Частково цей недолік усувається встановленням додаткового екрану на вихлопну частину ЕВП (див. рис. 6.17).

На рис. 6.18 зображено зовнішній вигляд ЕВП вертольота Ми-28. Цей пристрій стаціонарно встановлюється на фюзеляжі вертольота, тому є нерухомим та повністю інтегрованим у конструкцію ЛА. Також на рис. 6.18 показано схема течії гарячих газів і потоків холодного повітря у цьому ЕВП.

Газовий струмінь виходить з ЕВП вниз відносно середньої горизонталі вертольота під кутами $50^{\circ}-60^{\circ}$. Гарячий газовий струмінь після виходу із соплового насадку двигуна за допомогою лопатки та поворотної частини тракту ЕВП розвертається на кут 60° у горизонтальній площині у бік хвостової частини фюзеляжу. Після цього загальний газовий потік за допомогою перегородок розділяється на три самостійних потоки, котрі у подальшому своєму русі розвертаються вниз відносно середньої горизонталі вертольота на кути $50^{\circ}-60^{\circ}$.

Холодне повітря при відсутності поступального руху вертольота практично не приймає участі у роботі ЕВП. Під час

польоту, внаслідок дії швидкісного напору, холодне повітря через лобовий забірник попадає у спеціальні канали та під тепловий кожух, охолоджуючи при цьому елементи конструкції ЕВП.

Такий пристрій закриває пряму видимість найбільш нагрітих частин двигуна. Максимум індикатриси IЧ випромінювання такого ЕВП спрямований вниз вертольота, що є перевагою при виконанні польотів на наднизьких висотах. Але при збільшені висот польоту вертольота його IЧ помітність зростатиме.

На рис. 6.19 зображено ЕВП фірми DAVIS (Канада), яке спеціально розроблене для оснащення вертольотів Ми-17 та Ми-171 і схема течії газового струменя та потоків холодного повітря у цьому ЕВП.

Цей пристрій стаціонарно встановлюється на капоті редукторного відсіку вертольота і може відкидатися разом з капотом. Його можна вважати частково інтегрованим пристроєм



Рис. 6.18. Зовнішній вигляд і течія гарячих газів і потоків холодного повітря в ЕВП вертольота Ми-28

вертольота. Газовий струмінь з такого ЕВП виходить у напрямку задньої півсфери вертольота вздовж його хвостової балки. Поворот течії гарячих газів на кут 60° виконується за допомогою спеціального соплового насадка з пустотілою лопаткою, яка вентилюється.

Під час роботи двигуна на землі холодне повітря надходить до задньої частини ЕВП крізь щілини каскаду ежекторів. Це повітря в основному виконує функцію охолодження бокових стінок пристрою. У польоті під дією швидкісного напору повітря через лобовий забірник надходить у підкапотний простір та до ежектора спеціального соплового насадка, завдяки чому виконується охолодження конструктивних елементів ЕВП. Вихідний пристрій даного ЕВП, що нагрітий до температури газового струменя формує індикатрису ІЧ випромінювання,



Рис. 6.19. Зовнішній вигляд і схема течії газового струменя та потоків холодного повітря в ЕВП фірми DAVIS (Канада)

максимум котрої спрямований у напрямку задньої півсфери під кутами 160°–170° за азимутом.

На рис. 6.20 зображено зовнішній вигляд ЕВП, що застосовуються на вертольотах типу Ка-50 та Ка-52 (Російська Федерація) і схема течії гарячих газів і потоків холодного повітря у тракті цього ЕВП.

Цей пристрій нерухомо та стаціонарно кріпиться на фюзеляжі та є частково інтегрованим у конструкцію вертольота. Конструкція ЕВП являє собою розтруб із вигнутою віссю симетрії у вертикальній площині. Для плавного повороту газового струменя використовуються пустотілі зі щілинами знизу лопатки. Задня половина пристрою закрита металевим кожухом, що має вхідні пристрої зверху і знизу. Газовий струмінь виходить з ЕВП у бік фюзеляжу під кутом приблизно 130°.

Під час роботи двигуна вертольота на землі внаслідок ежекторного ефекту холодне повітря проходить всередину пустотілих лопаток через їх відкриті торці, а потім, після охолодження цих лопаток, виходить через щілини. При польоті вертольота зустрічний потік холодного повітря попадає у простір між кожухом та гарячим патрубком, де охолоджує ці частини ЕВП.

Даний пристрій забезпечує закриття прямої видимості нагрітих частин двигуна з усіх напрямків. Максимум IЧ випромінювання силової установки вертольота з таким ЕВП приходиться на кути близько 130° у напрямку «у бік — у верх» вертольота.



Рис. 6.20. Зовнішній вигляд і схема течії газового струменя та потоків холодного повітря в ЕВП вертольотів Ка-50 і Ка-52

На рис. 6.21 зображено зовнішній вигляд ЕВП вертольота АН-64 «Апач». Цей пристрій є стаціонарним, нерухомим та повністю інтегрованим у конструкцію фюзеляжу вертольота.

Конструкція ЕВП являє собою сопловий колектор, який монтується на патрубок двигуна. Цей патрубок розділяє гарячий газовий струмінь на три частини. При цьому, форма соплового колектору від круглої переходить до трьох розташованих вертикально прямокутних сопел.

Кожне таке сопло має вихід у свою камеру змішування, утворюючи при цьому ежектор. Кожна із трьох камер змішування має викривлену у горизонтальній площині форму, які



Рис. 6.21. Зовнішній вигляд і схема течії газового струменя та потоків холодного повітря в ЕВП вертольота АН-64 «Апач»

закінчуються зрізом сопла ЕВП. Викривлена форма камер змішування забезпечує закриття прямої видимості нагрітих частин двигуна. Кут повороту камер змішування складає близько 30° у бік відносно вертикальної площини симетрії вертольота. З середини канали камер змішування покриті речовиною, яка має низьке значення коефіцієнта випромінювання. Ззовні ЕВП закривається спеціальним кожухом.

У ході експлуатації даного ЕВП були виявлені деякі його недоліки, зокрема недостатній рівень зниження IЧ помітності вертольота у напрямку задньої півсфери. У зв'язку з цим, на останніх версіях ЕВП вертольота АН-64 «Апач» виконана доробка шляхом встановлення на його вихлопний пристрій поворотного контуру, у якому камери змішування мають продовження у вигляді загнутих вверх (на кути, близькі до 60°) секцій. Кожна секція зі своєю камерою змішування утворюють ежектор. Блок із трьох секцій ззовні закривається кожухом. На рис. 6.22 зображено зовнішній вигляд доробленого ЕВП вертольота АН-64 «Апач».

Газовий струмінь у сопловому колекторі розділяється на три потоки. Кожний потік, що являє собою активний струмінь, ежектує холодне повітря на вході до камери змішування. На перших зразках вертольота до входу у камеру змішування



Рис. 6.22. Зовнішній вигляд доробленого ЕВП вертольота АН-64 «Апач»

подавалося стиснене холодне повітря від компресора з турбохолодильником. У подальшому від цього способу подачі холодного повітря відмовились. Замість цього, холодне повітря до підкапотного простору подається через спеціальні жалюзі на боковій поверхні ЕВП.

На виході з камер змішування дещо охолоджений газовий потік надходить до поворотного контуру, а звідти виштовхується в атмосферу вверх під кутом приблизно у 60° . Додатково, для охолодження кожуха поворотного контуру використовується холодне повітря, що надходить від нижнього забірника.

Наступний зразок ЕВП, який ми розглянемо, це ЕВП вертольота EC-665 «Tiger» (PAH-2). Зовнішній його вигляд і схему течії гарячого газового струменя та потоків холодного повітря



Рис. 6.23. Зовнішній вигляд і схема течії газового струменя та потоків холодного повітря в ЕВП вертольота EC-665 «Tiger»

трактами ЕВП показано на рис. 6.23. Цей пристрій є стаціонарним, нерухомим та повністю інтегрованим у конструкцію вертольота.

Конструкцію ЕВП виконано у вигляді вигнутого газового патрубка, повернутого вверх на кут приблизно у 60° . Патрубок разом із сопловим насадком двигуна утворюють ежектор для підведення холодного повітря. Навколо патрубка розташовані капоти, які виконують роль теплового екрану.

Гарячий газовий струмінь за допомогою вигнутого патрубка розвертається вверх під кутом близько 60°. Холодне повітря надходить до підкапотного простору через повітря-забірники ЕВП. Частина холодного повітря через ежектор поступає до вигнутого патрубка де перемішується з гарячим газовим стру-



Рис. 6.24. Зовнішній вигляд ЕВП «Адрос» АШ-01В для вертольотів типу Ми-8, Ми-27

менем, охолоджуючи його. Інша частина холодного повітря охолоджує капоти. Даний ЕВП забезпечує все ракурсне закриття прямої видимості нагрітих частин двигуна вертольота.

Науково-виробничою фірмою «Адрон» (Україна) розроблено ЕВП «Адрос» АШ-01В [145] для оснащення вертольотів типів Мі-8, Мі-17 та Мі-24 всіх модифікацій з метою зниження їх ІЧ помітності. Зовнішній вигляд такого ЕВП наведено на рис. 6.24. Цей пристрій монтується на капот вентиляторного відсіку вертольота і може бути відкинутим разом з капотом. Даний ЕВП є з'ємним та частково інтегрованим у конструкцію фюзеляжу вертольота. Основною особливістю ЕВП «Адрос» АШ-01В є можливість його дистанційного складання та випускання під час польоту. Завдяки такій особливості створюється можливість мінімізації втрат потужності двигуна та аеродинамічного опору без погіршення льотно-технічних характеристик вертольота.

Конструкція ЕВП (рис. 6.25) складається з таких основних частин:

1 — каркас підсилення капота вентиляторного відсіку;

2 — поворотний газодинамічний контур;

3 — електромеханічний привід складання та випускання ЕВП;

4 — вихлопний патрубок;

5 — кожух;

6 — елементи кріплення ЕВП до конструктивних елементів вертольота.

Каркас підсилення капота вентиляторного відсіку забезпечує передачу сил та моментів від поворотного газодинамічного контуру на вузли кріплення ЕВП до конструктивних елементів вертольота.

Поворотний газодинамічний контур являє собою багатоконтурний та багатоежекторний пристрій, який забезпечує рівномірний поворот газового струменя на кут 45° при випущеному положенні ЕВП. Контур складається з чотирьох секцій, три з яких кріпляться на поворотному валу. Кожна секція складається з внутрішнього гарячого сектора та зовнішнього



Рис. 6.25. Конструкція ЕВП «Адрос» АШ-01В

теплового екрану. На внутрішніх поверхнях секцій розташовані лопатки, які забезпечують плавний поворот газового струменя.

У якості електромеханічного приводу складання та випускання поворотної частини газодинамічного контуру ЕВП використовується електродвигун, обертовий рух якоря якого перетворюється у поступальний рух штоку. Нерухома частина поворотного газодинамічного контуру ззовні закривається кожухом, що має жалюзі для підведення холодного повітря.

Вихлопний патрубок оснащений спеціальними лопатками, які забезпечують плавний поворот газового струменя на внутрішньому радіусі.

Кріплення поворотного газодинамічного контуру до каркасу підсилення капота вентиляторного відсіку виконується за допомогою тяг та профілів.

Схема течії гарячого струменя та холодного повітря трактами ЕВП показана на рис. 6.26.



Рис. 6.26. Схема течії гарячого струменя та холодного повітря трактами ЕВП «Адрос» АШ-01В

На виході з вихлопного патрубку двигуна газовий потік, завдяки дії ежектора, утвореного патрубком та нерухомою частиною газодинамічного контуру, відсмоктує гарячі гази з підкапотного простору. У подальшому, газовий потік, завдяки дії лопаток та поворотних секцій газового контуру, повертається вверх на кут 45°.

При цьому холодне повітря з навколишнього простору внаслідок ежекції газового струменя проникає між гарячими секторами та тепловими екранами кожної з поворотних секцій. Таким чином, холодне повітря охолоджує одночасно кожен поворотний сектор окремо, завдяки чому знижується температура зовнішніх обводів поворотного газового контуру. Крім того, у польоті, під дією швидкісного напору холодне повітря через жалюзі надходить у підкапотний простір, охолоджуючи при цьому нерухому частину газового контуру та електродвигун. Даний тип ЕВП дає змогу закрити пряму видимість нагрітих частин двигуна та знизити ІЧ помітність вертольота у межах 360° за азимутом.

6.4. Методичні основи проектування, досліджень та випробувань ЕВП вертольотів

Перш ніж приступити до розгляду питань проектування, досліджень та випробувань ЕВП необхідно мати повну уяву про умови функціонування даного пристрою, його внутрішні фізичні процеси, вплив ЕВП на силову установку вертольота у цілому з врахуванням дії зовнішніх факторів.

6.4.1. Аналіз умов функціонування ЕВП у складі силової установки вертольота

Найбільш поширеними у конструкції сучасних авіаційних газотурбінних двигунів для вертольотів є два варіанти вихлопних пристроїв. Перший варіант передбачає відведення газового струменя за напрямком будівельної осі двигуна. Другий варіант полягає у відведенні газового струменя у бік відносно вертольота, коли вісь вихлопного пристрою повернута на кут близько 30° по відношенню до поздовжньої осі двигуна. Найчастіше зустрічається якраз другий варіант відведення газового струменя, який характеризується рядом особливостей газодинамічного характеру, що впливають на умови функціонування ЕВП.

Відомо [137,140], що газовий струмінь за вільною турбіною стає сугубо турбулентним і закрученим у напрямку обертання робочого колеса цієї турбіни. Величина закрутки струменя змінна та залежить від частоти обертання ротора газогенератора (рис. 6.27).

Газовий струмінь перетікає через кожух валу вільної турбіни під деяким кутом. У результаті цього на кожусі валу вільної турбіни виникає відрив струменя, що вносить додаткову турбулентність газового струменя (поз. А-А). Крім того, на великому і малому радіусах кривизни поворотної частини вихлопного пристрою утворюються зони відриву (рис. 6.27), пов'язані зі зростанням градієнта тиску, про що велася розмова у підрозділі 6.2. Поворот газового струменя також може супроводжуватися утворенням парного вихору.



Рис. 6.27. Схема течії газового струменя на виході з турбовального двигуна

У результаті дії перелічених факторів виникає явище перекосу газового струменя і він виходить із соплового насадку під деяким кутом α до осі симетрії вихідного пристрою (рис. 6.27).

Необхідно також мати на увазі, що явище перекосу газового струменя може призводити до порушень рівномірності аеродинамічних навантажень лопаток газової турбіни, що зменшує її коефіцієнт корисної дії.

Ще однією особливістю течії газового струменя у вихлопному пристрої двигуна є малі значення перепаду тиску на зрізі соплового насадку. Це пов'язано з тим, що більша частина енергії газового струменя переходить у механічну енергію обертання турбіни газогенератора та вільної турбіни. Внаслідок цього, навіть незначні зміни тиску на виході двигуна можуть призвести до втрат потужності на вільній турбіні.

У подальшому газовий потік з вихідного пристрою двигуна направляється до газодинамічних трактів ЕВП.

У газодинамічних трактах ЕВП будь якої конструкції енергія газового струменя витрачається на його повороти (один або більше), роботу ежекторів з метою підведення холодного повітря, а також на перемішування гарячих газів з холодним повітрям. Під час польоту процеси тепло-масообміну покращуються внаслідок швидкісного напору. Газовий потік на виході з ЕВП, у залежності від напрямку виходу, підпадає під вплив швидкісного напору та індуктивної складової швидкості несучого гвинта.

6.4.2. Огляд теоретичних методів проектування та розрахунку ЕВП і його елементів

У роботах [134, 137, 138, 142] розглянуті питання застосування розрахункових методів при проектуванні газодинамічних трактів ЕВП. Найчастіше при вирішенні практичних задач застосовуються три основні методи розрахунків:

- метод, що ґрунтується на одновимірному наближенні, який дає змогу визначити основні закономірності процесу змішування;
- інтегральний метод, який враховує довжину області змішування і форму сопла;
- кінцево-різничний метод, що дозволяє моделювати здатність до стискання, тепло-масообмін, тертя та об'ємність течії газу.

У роботі [140] наведені розрахунки ежектора і течії газів у поворотній частині ЕВП вертольота типу Дофін SA-365C. Причому, отримані результати розрахунків порівнювались з даними, що отримані експериментально на моделях.

Так, при порівнянні результатів теоретичних розрахунків параметрів ежекторної частини ЕВП та даних камери змішування, що отримані експериментально, виявлено значні розбіжності між ними. Детальний аналіз показав, що розрахункові методи не дають змоги прогнозувати та враховувати наявність відривних течій, що виникають у процесі перемішування активного газового струменя з потоком холодного повітря у камері змішування.

Розрахунки поворотної частини каналу ЕВП показують, що у межах вибраних методів розрахунку відсутня можливість виявлення впливу параметрів поворотного каналу на функціонування ежекторного пристрою та появу відривних зон у цьому каналі. Застосування методів розрахунку, що ґрунтуються на кінцево-різничному підході до вирішення рівняння Нав'є-Стокса також не забезпечує надійність результатів. Це пов'язано, перш за все, з вибором адекватної моделі турбулентності, яка використовується у розрахункових моделях течії газів. Крім того, при побудові розрахункових моделей застосовується гіпотеза про рівномірність і стаціонарність газового струменя на вході ЕВП. Насправді, як показав аналіз умов функціонування ЕВП, необхідно більш детально та коректно задавати параметри газового струменя на його вході, а це вимагає спеціальних досліджень.

Досвід застосування розрахункових методів при проектуванні ЕВП показав, що ці методи дають змогу у першому наближенні вибрати параметри газодинамічного тракту. Для прийняття подальших рішень необхідно провести комплекс досліджень та випробувань моделей та макетів ЕВП як з застосуванням наземних установок, що створюють модель газового струменя у вигляді струменя холодного повітря або гарячого газу, так і з застосуванням реальних двигунів вертольотів, на яких будуть встановлюватися розроблювані ЕВП.

6.4.3. Дослідження моделей ЕВП на установках з холодним повітрям

Цей вид досліджень проводиться у спеціальних аеродинамічних трубах відкритого типу з невеликими розмірами робочої частини та при невеликих швидкостях прокачування холодного повітря. Приклад такої експериментальної установки наведено на рис. 6.28 [134].

Для даних досліджень використовуються моделі ЕВП (матеріал — пластик, метал, скловолокно, тощо), виконані у деякому масштабі. На рис. 6.29 зображені моделі ЕВП для проведення досліджень в аеродинамічній трубі.

У ході досліджень моделей ЕВП в аеродинамічній трубі застосовується спеціальне обладнання для вимірювання



Рис. 6.28. Експериментальна установка

параметрів повітряного струменя. Найбільш поширеними представниками такого обладнання є мікроманометри та термоанемометри з різними видами насадків. Використовуються також різноманітні засоби візуалізації повітряного струменя у вигляді масло-сажового покриття, набору шовковинок. Використовується також аеродинамічний щуп у вигляді тонкої металевої трубки з пучком тонких шовковинок на її кінці.

Основними завданнями, що вирішуються при продувці ЕВП холодним повітрям, є такі:

- перевірка працездатності технічних рішень, що реалізовані у даній моделі ЕВП, зокрема, перевіряється робота ежекторів, вікон перепуску, соплових пристроїв, наявність чи відсутність запирань основного каналу при різних розходах повітря;
- визначення картини (характеру) течії на внутрішніх поверхнях ЕВП та у ядрі струменя;
- виявлення наявності зон відриву струменя у всьому тракті ЕВП.

Таким чином, дослідження моделей ЕВП на установках з холодним повітрям дають змогу отримати якісну оцінку працездатності моделі ЕВП.





Рис. 6.29. Моделі різних типів ЕВП

6.4.4. Дослідження повно-розмірних макетів ЕВП на гарячому газодинамічному стенді

Для проведення даного виду досліджень використовується наземний гарячий газодинамічний стенд, створений на основі реального авіаційного двигуна. Для досліджень використовуються повно-розмірні макети ЕВП, які виготовлені із конструкційних видів сталі, що легко (без застосування спеціальної оснастки) піддаються механічній обробці.

У ході досліджень макета ЕВП на газодинамічному стенді використовуються такі засоби візуалізації та вимірювань, як масло-сажове покриття, аеродинамічний щуп, термопари, пірометри, тепловізори, а також аеродинамічні гребінки та трикомпонентні насадки для визначення полів розподілу швидкостей на вході та виході ЕВП.

Основними завданнями, що вирішуються при дослідженні повно-розмірних макетів ЕВП на гарячому газодинамічному стенді, є такі:

оцінка ефекту масштабності при переході від моделі до повно-розмірного макету ЕВП;

- загальна оцінка функціонування ЕВП у цілому та окремих його частин;
- визначення температурних полів газового струменя, внутрішніх та зовнішніх елементів поверхонь ЕВП;
- оцінка втрат повного тиску, виявлення зон перегріву елементів ЕВП та зон відриву струменя.

Цей вид досліджень дає змогу також, при необхідності, оперативно внести зміну у конструкцію окремих елементів ЕВП для усунення виявлених недоліків та покращення роботи ЕВП у цілому.

6.4.5. Наземні випробовування дослідного зразка ЕВП на наземному газодинамічному стенді та у складі вертольота

Випробовування дослідного зразка ЕВП проводиться на наземному газодинамічному стенді, основу якого складає реальний авіаційний двигун, що встановлюється на вертольоті.

Дослідний зразок ЕВП виготовляється в заводських умовах з застосуванням вибраних матеріалів у відповідності до робочої конструкторської документації. Дослідний зразок встановлюється на стенді з врахуванням всіх вимог розташування ЕВП на вертольоті. На рис. 6.30 показано робочий епізод наземних випробувань дослідного зразка ЕВП «Адрос» АШ-01В розробки НВФ «Адрон», м. Київ.

Під час випробувань застосовується обладнання, що дає змогу виконати попередню оцінку впливу ЕВП на режими роботи авіаційного двигуна, визначити температурні поля на поверхні ЕВП та ядра газового струменя, а також перевірити вплив циклічних навантажень на міцність елементів конструкції ЕВП та вузлів його кріплення до конструктивних елементів вертольота.

Одним із основних завдань, що вирішуються на цьому етапі, є проведення ресурсних випробувань для встановлення початкового призначеного ресурсу. Початковий призначений ресурс визначається на основі проведення еквівалентно-циклічних випробувань, аналогічних тим, які проводяться при ресурсних



Рис. 6.30. Стенд з прототипом ЕВП «Адрос» АШ-01В

випробуваннях авіаційних двигунів [146]. В обсязі початкового призначеного ресурсу проводяться наземні випробовування дослідного зразка на функціональність у складі вертольота, а також всі види льотних випробувань.

6.4.6. Льотні випробовування ЕВП на вертольоті у складі його силової установки

Льотні випробовування є завершальними у процесі розробки ЕВП для вертольотів. Вони включають три види випробувань: льотно-конструкторські випробування розробника, державні випробування та лідерні випробування.

Льотно-конструкторські випробовування розробника проводяться з метою перевірки та підтвердження правильності прийнятих конструктивних рішень та попередньої оцінки заданих характеристик і параметрів ЕВП.

Державні випробовування дослідних зразків ЕВП проводяться у складі силової установки вертольота. Як правило, ці випробовування виконуються у два етапи.

На першому етапі виконується оцінка впливу ЕВП на параметри та надійність роботи двигунів вертольота, на висотні,

швидкісні та аеродинамічні характеристики вертольота, його керованість, а також відсутність небезпечних з боку ЕВП факторів, які б впливали на безпеку польотів. Для цього на вертоліт встановлюється обладнання та спеціальна апаратура, що дає змогу контролювати та реєструвати параметри робочого процесу у двигунах, льотні дані вертольота, температурні поля всередині та зовні ЕВП, навантаження на основних силових елементах ЕВП та на вузлах його кріплення до конструктивних елементів вертольота.

На другому етапі виконується оцінка IЧ помітності вертольота, оснащеного ЕВП. Основним параметром, що характеризує IЧ помітність вертольота є його сила IЧ випромінювання у типових діапазонах довжин хвиль, найчастіше у діапазоні $\Delta\lambda = 3-5$ мкм, що відповідає діапазону чутливості приймачів випромінювання більшості IЧ ГСН сучасних керованих ракет з IЧ самонаведенням. Для вимірювань параметрів IЧ випромінювання вертольота застосовується комплекс апаратури, до складу якої входять IЧ радіометри, тепловізори, телевізійні та фото пристрої. На рис. 6.31 показано зображення вертольота з прибраним та випущеним ЕВП в інфрачервоному діапазоні довжин хвиль.

В ході оцінка IЧ помітності вертольота, оснащеного ЕВП, отримують індикатриси його IЧ випромінювання для всіх можливих умов бойового застосування. Прикладом однієї з таких індикатрис може слугувати індикатриса, що зображена на рис. 6.32.



Рис. 6.31. Зображення вертольота в інфрачервоному діапазоні довжин хвиль з убраним (зліва) та випущеним (справа) ЕВП на режимі «малий газ»

IЧ помітність вертольота, оснащеного ЕВП, оцінюється при роботі його силової установки як на землі, так і у повітрі.

На землі силова установка вертольота, як правило, виводиться на режими «крейсерський» та «злітний», а для отримання кругової індикатриси розподілу сили IЧ випромінювання вертольота з ЕВП він, у кожному з режимів роботи силової установки, обертається відносно вимірювальної апаратури на кути 0–360°.

При знаходженні вертольота у повітрі, вимірювання сили ІЧ випромінювання виконуються на режимі «висіння» та на режимах проходів над контрольною точкою, яка знаходиться на земній поверхні на заданій дальності від вимірювальної апаратури.

Для вимірювання сили IЧ випромінювання вертольота на режимі «висіння» його завантажують до максимальної злітної маси, щоб при висінні обороти двигунів сягали максимальних значень. Висоти, на яких виконується режим «висіння», вибираються із практичних міркувань з врахуванням умов, при



Рис. 6.32. Індикатриса вертольота без ЕВП (зовнішня крива) і з ЕВП (внутрішня крива)

яких вертоліт виконує цей режим під час виконанні бойових завдань, а для отримання кругової індикатриси на кожній з висот висіння вертоліт виконує обертання у межах кутів 0–360° відносно вимірювальної апаратури.

Для вимірювання сили IЧ випромінювання вертольота на режимах проходів над контрольною точкою, вертоліт виконує проходи на різних висотах, різних швидкостях та у різних напрямках відносно вимірювальної апаратури. Зміна висот проходів дає змогу оцінити IЧ помітність вертольота у вертикальній площині. Проходи вертольота над контрольною точкою на різних швидкостях дають змогу оцінити вплив швидкості польоту вертольота на його IЧ помітність, а проходи у різних напрямках дають змогу отримати кругову індикатрису IЧ випромінювання при всіх можливих висотах та швидкостях польоту.

За результатами державних випробувань ЕВП «Адрос» АШ-01В у складі силової установки вертольота отримані наступні результати:

1. Зменшення потужності IЧ випромінювання вертольота в 7–10 разів у діапазоні 3–5 мкм в залежності від режиму польоту.

2. Зменшення максимальної дальності захоплення головками самонаведення ПЗРК типу «Игла» у 2–2,5 разів вертольота з випущеним ЕВП.

3. Зменшення максимальної дальності виявлення вертольота з випущеним ЕВП інфрачервоними приладами не менше, ніж у 2 рази.

4. Втрати потужності силової установки на всіх режимах роботи не перевищують 3% (похибка вимірювальної апаратури) без закидів температури та оборотів.

5. ЕВП не накладає обмежень на льотно-технічні характеристики вертольота.

Лідерні випробування проводяться на вертольотах, обладнаних серійно виготовленими зразками ЕВП з метою підтвердження заявлених ресурсів та умов експлуатації виробу, а також обґрунтування для збільшення ресурсу та призначення всіх його видів.

ЛІТЕРАТУРА

1. ПЗРК и защита от них — противостояние обостряется // http:// www.arms-expo.ru/news/archive/pzrk-i-zaschita-ot-nih-protivostoyanieobostryaetsya22-11-2011-22-37-00/

2. Соколов А. Проблемы защиты гражданской авиации от ПЗРК и возможные пути ее решения. // http://www.arms-expo.ru/news/ archive/anatoliy-sokolov-problema-zaschity-grazhdanskoy-aviacii-otpzrk-i-vozmozhnye-puti-ee-resheniya17-09-2007-03-48-00/

3. Щербинин Р. Системы индивидуальной защиты летательных аппаратов от ПЗРК. //Зарубежное военное обозрение. — № 12, 2005. — С. 37–42.

4. Лебедев Е. Некоторые аспекты защиты летательных аппаратов от ПЗРК. //Зарубежное военное обозрение. — № 3,1995.

5. Криксунов Л. З. Справочник по основам инфракрасной техники. — М.: Сов. Радио, 1978. — 400 с.

6. Госсорг Ж. Инфракрасная термография./ Пер. с фр. Под ред. Л. Н. Курбатова. — М.: Мир, 1988. — 400 с.

7. Справочник по инфракрасной технике./Под ред. У. Волфа и Г. Цисиса. В 4-х тт. Т. 1. Физика ИК-излучения: Пер. с англ. — М.: Мир, 1995. — 606 с.

8. David E. Schmieder, Grayson W. Walker. Camouflage, Suppression, and Screening Systems. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook. Volume 7 Chapter Tree ERIM/SPIE PRESS, 1993.

9. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Часть 1. — М.: Машиностроение, 1977. — 312 с.

10. Джемисон Дж. Э. Физика и техника инфракрасного излучения. — М.: Сов. Радио, 1965. — 640 с.

11. Ball R. E. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design. New York: AIAA Education Series, 2003.

12. Plume Radiance Analysis.// http://www.thermoanalytics.com/ products/muses/plume_module.

13. Neal Brune. Expendable Decoys. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook. Volume 7 Chapter Tree ERIM/SPIE PRESS, 1993.

14. W.R. Davis Engineering Limited //http://www.davis-eng.com/aero_platforms.html.

15. Концепция защиты самолетов и вертолетов от управляемого ракетного оружия с инфракрасными головками самонаведения.// http://defin.by/media/publications/26-11-14/.
16. Конструктивные особенности современных ПЗРК: достигнутые результаты и ближайшие перспективы. //http://civilresearch.ru/wp-content/uploads/2014/01/6.pdf.

17. Василин Н. Я., Гуринович А. П. Зенитные ракетне комплексы. — Минск: ООО «Попури», 2002. — 464 с.

18. Состояние и перспективы развития оружия класса «воздухвоздух» для самолетов 5-го поколения. Аналитический обзор по материалам зарубежной информации / под общей ред. Е.А. Федосова. — М.: Изд. НИЦ ГосНИИАС. 2004. — 92 с.

19. Системы управления вооружением истребителей. Основы интеллекта многофункционального самолета. / Под ред. Академика РАН Е. А. Федосова. — М.: Машиностроение. 2005. — 400 с.

20. Волжин А.Н., Сизов Ю.Г. Борьба с самонаводящимися ракетами. — М.: Воениздат, 1983. — 146 с.

21. Палий А.И. Радиоэлектронна борьба. — М.: Воениздат, 1989. — 350 с.

22. Шипунов А. Г., Богданова Л. А., Березин С. М. Способ защиты летательного апарата от управляемых ракет и система для его реализации. / Патент РФ № 2280836. Приоритет от 2004 г.

23. Ускортельное (пучковое) оружие. // http://www.rhbz.info/ rhbz3.4.2.2.html

24. Лазерное оружие. Перспективы развития оружия будущого. // http://venture-biz.ru/tekhnologii-innovatsii/286-lazernoe-oruzhie.

25. Переносной лазерный прибор оптико-электронного противодействия ПАПВ. // http://www.npovk.ru/optiko-e-lektronnye-sredstvaupravleniya-vooruzheniem_0_39.html

26. Современная радиоэлектронная борьба. Вопросы методологи. / Под ред. Радзиевского В. Г. — М.: Радиотехника, 2006. — 424 с.

 $27. \ Blackhawk \ Helicopter \ Ride. \ // \ https://maryrachellejohnson.word-press.com/2008/12/23/blackhawk-helicopter-ride-2/blackhawk-ride-148/$

28. Электронная война. // http://warfare.be/db/lang/rus/ catid/251/.

29. Index of / archive / Avionics/ ANALQ-123. //http://imagery. vnfawing.com/archive/Avionics/ANALQ-123/

30. Бетреддинов И. Штурмовик Су-25 и его модификации. — М.: «Бетретдинов и Ко», 2002. — 380 с.

31. Ernst-Chrisnian Koch. Metal-Fluorocarbon Based Energetic Materials. ISBN: 978-3-527-32920-5. 360 pages. March 2012.

 $32. Aircraft Resource Center. MH-60L. \ // \ http://www.aircraft-resourcecenter.com/AWA1/301-400/walk338_MH-60L/walk338.htm$

33. Вертолет КА-52 выпуска 2015 года. // http://warfiles.ru/ show-93791-vertolet-ka-52-vypuska-2015-goda.html

34. Heikel J. Electronic warfare self-protection of battlefield helicopters: a holistic viev. — Finland, Helsinki University of Technology, Applied electronics laboranory, Series E: Electronics Publicanions E18.

 $35. \ Port\ exhaust\ IR\ suppressor\ viewed\ from\ aft.\ //\ http://www.b-domke.de/AviationImages/Apache/0244.html$

36. Транспортно-боевой вертолет Ми-24. Часть 2. // http://www.liveinternet.ru/users/dejavu57/post251431695/

37. Комплекс оптико-электронного подавления «Штора-1». // http://btvt.narod.ru/4/shtora1/shtora1.htm

38. Защита самолетов от ракет с тепловыми головками самонаведения. / Под редакцией М.Н. Мишука. — М.: Военное издательство, 1982. — 384 с.

 $39.\,Aero\,Gem.\,//\,http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/systems/aero_gem/Aero_Gem.htm$

40. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973. — 616 с.

41. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения. — М.: Машиностроение, 1970. — 236 с.

42. Максимов М. В., Горгонов Г.И., Чернов В.С. Авиационные системы радиоуправления. — М: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1984. — 364 с.

43. Неупокоев Ф. К. Стрельба зенитными ракетами. — М.: Воениздат, 1991. — 344 с.

44. Казаков И. Е., Мишаков А. Ф. Авиационные управляемые ракеты. Ч. 2. — М: Изд-во ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. — 422 с.

45. Калабухова Е.П. Основы теории эффективности воздушной стрельбы и бомбометання. — М.: Машиностроение, 1991. — 332 с.

46. Основы проектирования ракет класса «воздух-воздух» и авиационных катапультных установок для них: Учебник / В.А. Нестеров, Э.Е. Пейсах; А.Л. Рейдель и др.; Под общей редакцией В.А. Нестерова. — М: Изд-во МАИ, 1999. — 792 с.

47. Кравчук И.С. Информационные системы авиационных управляемых ракет. — К.: Изд-во КИВВС. 1993. — 200 с.

48. Оптико-электронный координатор. / Патент Р
Ф \mathbb{N} 2160453. Приоритет от 1996 г.

49. Якушенков Ю.Г. Теория и расчет оптико-электронных приборов. М.: Логос, 2004. —480 с.

50. Авиационные системы информации оптического диапазона: Справочник / Байбородин Ю.В., Волков В.А., Вялов В.К. и др.; Под ред. Л.З. Криксунова. — М.: Машиностроение, 1985. — 264 с. 51. Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. — Л.: Машиностроение. 1977. — 600 с.

52. Справочник по инфракрасной технике./Под ред. У. Волфа и Г. Цисиса. В 4-х тт. Т. 4. Проектирование инфракрасных систем: Пер. с англ. — М.: Мир, 1999. — 472 с.

53. Техническая подготовка командира взвода ПЗРК 9К38 «Игла»: учебное пособие / Акулов И.Е., Байдаков В.И., Васильев А.Г.; Томский политехнический университет. — Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011. — 192 с.

54. Способ формирования сигнала управления исполнительным элементом оптико-электронной следящей системы. / Патент РФ № 2371732. Приоритет от 2008 г.

55. Денисов Д.А., Низовкин В.А. Сегментация изображений на ЭВМ. // Зарубежная радоэлектроника. — № 10, 1985. — с. 5–30.

56. Алпатов Б.А., Бабаян П.В., Балашов О.Е., Степашкин А.И. Системы автоматического обнаружения и сопровождения объектов. Обработка изображений и управление. М.: Радиотехника, 2008. — 176 с.

57. Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. — М.: Техносфера, 2005. — 1072 с.

58. Претт У. Цифровая обработка изображений. В 2-х кн. /Пер. с англ. — М.: Мир, 1982. — Кн.1. 312 с.; Кн. 2480 с.

59. Катыс Г. П. Восприятие и анализ оптической информации автоматической системой. — М.: Машиностроение, 1986. — 416 с.

60. Якушенков Ю. Г., Луканцев В. Н., Колосов М. П. Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. — М.: Радио и связь, 1981. — 180 с.

61. Donald W. Wilmot, William R. Owens, Robert J. Shelton. Warning Systems. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook. Volume 7 Chapter Tree ERIM/SPIE PRESS, 1993.

 $62.\,Missile\,And\,Laser\,Warning\,System,\,AN/AAR-47.\,/\,http://www.\,globalsecurity.org/military/library/budget/fy2001/dot-e/navy/01mlws.html$

63. US to supply Missile Warning Systems to India. / http://sajeevpearlj. blogspot.com/2015/03/us-to-supply-missile-warning-systems-to.html

64. Довідник з протиповітряної оборони./А.Я.Торопчин, І.О. Романенко, Ю.Г. Даник та ін. — К.: Вид-во МО України, 2003. — 368 с.

65. Григорьев В. Г. Авиационные управляемые ракеты. Ч. 1. — М.: Изд-во ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. — 260 с.

66. Кувеко А. Е., Миропольский Ф. П. Внутренняя баллистика ствольных систем и ракетные двигатели твердого топлива. — М.: Издво ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1987. — 312 с. 67. Lyons R. B., Wormhoudt J., Kolb C. E. Calculation of Visible Radiation from Missile Plumes. AIAA Paper 81–1111, June 1981.

68. Nelson H.F. Influence of Particulates on Infrared Emission from Tactical Rocket Exhausts. 1984. V.21. \mathbb{N} 5. P. 425–432.

69. Кравчук І.С. Авіаційні керовані засоби ураження. Конструкція. — К.: Вид-во Київського інституту ВПС, 1999. — 164 с.

70. Taylor B.: Advanced Electro-Optical / Infrared Countermeasures, Handout from briefing an the 35 AOS Symposium, Virginia Beach, October 1998.

71. Артюков И. Детекторы ультрафиолетового излучения.// Фотоника № 5, 2008. стр.26–33.

72. Рафаилович А. С. Объекты исследования и параметры исследовательской аппаратуры для ультрафиолетовой области спектра. // file:///C:/Documents% 20and% 20Settings/Admin/% D0% 9C% D0% BE% D0% B8% 20% D0% B4% D0% BE% D0% BA% D1% 83% D0% BC% 00% B5% D0% BD% D1% 82% D1% 8B/Downloads/obekty-issledovaniya-i-parametry-issledovatelskoy-apparatury-dlya-ultrafioletovoy-oblastispektra% 20(2).pdf

73. Бегунов Б. Н., Заказнов Н. П. Теория оптических систем. — М.: Машиностроение. 1973. — 488 с.

74. Колобродов В. Г., Шустер Н. Тепловізійні системі (фізичні основи, методи проектування і контролю, застосування). — К.: Вид-во Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», 1999. — 340 с.

75. Тарасов В. В., Якушенков Ю. Г. Инфракрасные системы «смотрящего» типа. — М.: Логос, 2004. — 444 с.

76. Волков В. Г., Ковалев А. В., Федчишин В. Г. Тепловизионные приборы нового поколения. // http://www.ess.ru/sites/default/files/ files/articles/2001/06/2001 06_01.pdf

77. Compact inverse-telephoto infrared imaging optical system. Patent US69899537, 2003.

78. Тарасов В. В., Якушенков Ю. Г. Двух- и многодиапазонные оптико-электронные системы с матричными приемниками излучения. — М.: Университетская книга; Логос, 2007. — 192 с.

79. L. Hirsch, L. Shkedy, D. Chen, N. Fisher, Y. Hagbi, A. Koifman, Y. Openhaim, I. Waserman, M. Singler, I. Shtrichman, 2012 Hibrid Dual-Color MWIR Detector for Airborne Missile Warning Systems Proceedings of SPIE835383530H.

80. Dual Waveband Electro-Optical Signal Processor. Patent US5371542, 1994.

81. Зотов В. Д., Виноградова Е. П., Грошев Р. С. Современные средства детектирования УФ излучений и их применение. // Труды конференции «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения». — М., 2010. с. 533–540.

82. Электронно-оптический преобразователь для УФ области «Сапфир». // http://vladikavkaz.all.biz/elektronno-opticheskij-preobrazovatel-dlya-uf-g4606906#.VtmbQ32LQUQ

83. Низкоуровневая телевизионная камера наблюдения и электронно-оптический преобразователь для нее. Патент РФ № 2362274, 2009.

84. Способ регистрации ультрафиолетового излучения и устройство для его осуществления. Патент РФ № 2431121, 2011.

85. Кварцевое стекло для производства оптики. // http://www.optotl.ru/mat/SiO21

86. Справочник по инфракрасной технике./Под ред. У. Волфа и Г. Цисиса. В 4-х тт. Т. 2. Проектирование оптических систем: Пер. с англ. — М.: Мир, 1998. — 347 с.

87. Алтухов А. А., Еремин В. В., Киреев В. А., Митенкин А. В. Ультрафиолетовый фотоприемник для спектрального диапазона 0,19–0,28 мкм на природном алмазе типа 2а // Прикладная физика. 2006. № 2. С. 66–72.

89. Монокристалл гексагидрата сульфата цезия-никеля, способ его выращивания и применение в качестве фильтра ультрафиолетового излучения. Патент РФ № 2357020, 2009.

90. Solar Blind UV Technology. // http://www.sbuv.com/Imager/ index.html

91. Солнечно-слепой объектив. Патент на полезную модель Р
Ф\$92206, 2009.

92. Cerium doped crystals. Patent US6369392, 2000.

93. AN/AAR-60(V)2. Missile Warning System for Fighter Aircraft. // http://www.exelisinc.com/solutions/Missile-Warning-System/Documents/ITT-Exelis-Missile-Warning-System-AAR-60.pdf

94. Civil Aircraft Missile Protection System. // http://saab.com/ air/electronic-warfare/self-protection-systems/camps/

95. Charles J. Tranchita, Kazimieras Jakstas, Robert G. Palazzo, Josef C. O'Connel. Active Infrared Countermeasures. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook. Volume 7 Chapter Tree ERIM/SPIE PRESS, 1993.

96. Бессонов Л. А. Теоретические основы электротехники. Электрические цепи. — М.: Гардарики, 2002. — 638 с.

97. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов. — М.: Наука, 1986. — 544 с.

98. Астапов Ю. М., Васильев В. В., Заложнев Ю. И. Теория оптикоэлектронных следящих систем. — М.: Наука, 1988. — 328 с.

99. Газодинамический инфракрасный излучатель. Патент РФ № 2357020, 2004.

100. Козелкин В. В. Основы инфракрасной техники. — М.: Машиностроение, 1985. — 264 с.

101. Импульсные источник света / Маршак И.С., Дойников А.С., Жильцов В.П. и др.; Под общ. ред. Маршака И.С. — М.: Энергия, 1978. — 472 с.

102. Разрядный источник инфракрасного излучения. Патент РФ на ПМ № 65296, 2007.

103. Гавриш С. В., Гайдуков Е. Н., Константинов Б. А. и др. Разрядные источники инфракрасного излучения для специальных целей. // Светотехника. 1998. № 3. С. 22–24.

104. Лейкосапфир (Al2O3). // http://www.alkor.net/alkorru/ Sapphire1.html

105. Разрядный источник инфракрасного излучения для устройства оптико-электронного противодействия инфракрасным головкам самонаведения управляемых ракет. Патент РФ на ПМ № 92741, 2009.

106. Гавриш С. В., Жмаев В. С., Кобзарь А. И., Логинов В. В. Исследование факторов, определяющих модуляционные характеристики разрядных ИК источников. // Прикладная физика. 2009. № 1. С. 53–59.

107. Аксенов Ю. Н., Борисов В. П., Бурцев В. В. Импульснопериодический DF-лазер с мощностью генерации 400 Вт. // Квантовая электроника, Т. 31. 2001. № 4. С. 290–292.

108. Справочник по лазерной технике. — К.: Техника, 1978. 288 с.

109. Mid-infrared optical parametric oscillators based on periodicallypoled lithium niobate. // http://rapporter.ffi.no/rapporter/2002/02830.pdf

110. Laser beam source for a directional infrared countermeasures (DIRCM) weapon system. Patent US6587486, 1998.

111. Самарин Ю. В. Лазеры в допечатных процессах. Волоконный лазер. // http://labelworld.ru/article.aspx?id=16236&iid=762#Воло-конный лазер

 $112.\ MUSIC-FIBRE\ LASER\ DIRCM\ SYSTEM-LOVETT.\ //\ https://www.yumpu.com/en/document/view/12086982/music-fibre-laser-dircm-system-lovettpdf$

113. Пристрій формування модульованої завади оптико-електронним приладам. Патент UA46161, 2000.

114. Формувач модульованої завади оптико-електронним приладам. Патент UA56927, 2003.

115. Слюсарев Г. Г. Расчет оптических систем. — Л.: Машиностроение, 1975. 640 с.

116. Countermeasure method. Patent US6420720, 2002.

117. Пристрій формування оптичних завад засобам ураження, обладнаних оптико-електронними приладами. Патент на КМ UA48770, 2009.

118. Пристрій формування модульованої завади оптико-електронним системам. Патент на КМ UA60310, 2011.

 $119.\ Method$ and system of automatic controle. Patent US7521655, 2009.

 $120.\ NATO\ Tests\ Manta\ System.\ //\ http://rpdefense.over-blog.com/article-nato-tests-manta-system-indra-s-aircraft-protection-solution-against-manpads-87408239.html$

 $121.\ Media\ Gallery.\ AN/AAQ-24 (V)\ DIRCM.\ //\ http://www.northrop-grumman.com/MediaResources/Pages/MediaGallery.aspx?ProductId=AN-10064$

122. Forty years of lasers at ELOP-Elbit Systems. // http://optica-lengineering.spiedigitallibrary.org/mobile/article.aspx?articleid=1096437

123. Dual spectral range target tracking seeker. Patent US4009393. 1977.

 $124. Infrared \ Decoy \ Flares \ Advanced. \ // \ http://static1.1.sqspcdn. \\ com/static/f/949577/18956919/1340724329260/VAISC+Esterline+Infrared+Decoy+Flares.pdf?token=WlWZVUuOO0x6wrdVOQ0iFg3ZIVk\% 3D$

125. Ordtech Military Industries. // http://www.ordtec.com/FlaresIR.html

126. Пиротехнический патрон инфракрасного излучения. Патент РФ № 2231742.

127. Hughes, N. D. P., Jenkins, S. (1972) Emission from infrared decoy flares. Technical Report 72016, Royal Aircraft Establishment, Declassified 1 January 2003.

128. Towning, J.N. (1989) Pyrotechnic flares: radiant intensity and radiance calculations. 14 th International Pyrotechnics Seminar, Jersey, UK, September 18–22, p. 537.

129. Deimbling L., Blanc A., Billeb G. and Klahn T. (2010) Air flow test facility for investigation of pyrotechnical decoy. 41 st International Annual Conference of ICT, Karlsruhe, Germany, June 29 — July 2, p. 127.

130. Спосіб відстрілу хибних цілей. Патент на КМ UA 42344, 2009.

131. AN/ALE-47 Countermeasures Dispenser System (CMDS). // http://www.floridaexportdirectory.com/Search/ProductDetail. aspx?productId=2199

132. Устройство выброса помех УВ-30МК. // http://ktrv.ru/ production/68/696/699/

133. Комбінований пристрій викидання хибних цілей. Патент на КМ UA 42345, 2009.

134. М.С. Кулік, М.І. Архипов, П.І. Греков, К.І. Капітанчук, І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу Дозвукові газові ежектори екранно-вихлопних пристроїв газотурбінних двигунів, Київ, 2014 р.

135. Design of an Infrared Signature Suppressor for the Bell 205 (UH-1H) Helicopter Part I–II.

136. DS Patent 6.988.674B2, Jun.24, 2006.

137. Г. Н. Лаврухин «Аерогазодинамика реактивных сопел. Том I Внутренние характеристики сопел. Москва, Физматлит, 2003 г.

138. Маланичев В.А. Система газових эжекторов и дифференциальный ежектор. Прикладная механика и техническая физика. АН СССР. Новосибирск. 1991 г.

139. Христианович С.А. О расчете эжектора // Промышленная аэродинамика. 1944 г.

140. Внутренняя аэродинамика устройства для снижения ИК-излучения вертолетных двигателей. Новости зарубежной науки и техники. Серия «Авиационное двигателестроение № 1» 1990 г.

141. Потапов Ю.В. Экспериментальная исследование эжектора с кольцевым соплом эжектирующего газа. Труды ЦАГИ, 1980 г. № 2082.

142. Бедржицкий Е. Л. Исследование дозвуковых диффузоров. Промышленная аэродинамика, Вып. 1 (33), 1986.

143. Корпилов А.Б., Широких А.В. Тенденции развития технических путей снижения тепловой заметности зарубежных боевых вертолетов.

144. Брамсон М. А. Справочные таблицы по инфракрасному излучению нагретых тел. М., Наука, 1964 г. — 318 с.

145. Приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна. Патент на КМ UA № 87139, 2014.

146. Положение об установлении и увеличении ресурсов газотурбинных двигателей военной авиации, их агрегатов и комплектующих изделий, М.: ЦИАМ им. П. И. Баранова, 1987 г. — 42 с.

НАУКОВО-ТЕХНІЧНЕ ВИДАННЯ

Кравчук Ілля Степанович, Архипов Микола Іванович, Туренко Сергій Михайлович, Штарнов Віталій Іванович

ЗАХИСТ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ ВІД РАКЕТ З ІНФРАЧЕРВОНИМ САМОНАВЕДЕННЯМ

Під редакцією І.С. Кравчука

Комп'ютерна верстка — Євгеній Ткаченко

Підписано до друку 26.08.2020. Формат 60×84/16. Друк офсетний. Папір офсетний. Гарнітура SchoolBookAC. Ум.-друк. арк. 17,21. Наклад 100 прим.

ТОВ «Видавничий дім «Інтернаука» Україна, м. Київ, вул. Павлівська, 22, оф. 12 Контактний телефон: +38 (067) 401-8435 E-mail: editor@inter-nauka.com www.inter-nauka.com Свідоцтво про внесення до Державного реєстру видавців № 6275 від 02.07.2018 р.

Надруковано у видавництві ТОВ «Центр учбової літератури». вул. Лаврська, 20 м. Київ Свідоцтво: Серія ДК № 2458 від 30.03.2006



КРАВЧУК Ілля Степанович Начальник науково-дослідного відділу ТОВ НВФ "Адрон" кандидат технічних наук, доцент Лауреат державної премії в галузі науки і техніки



АРХИПОВ Микола Іванович Генеральний директор ТОВ НВФ "Адрон" кандидат технічних наук, снс Лауреат державної премії в галузі науки і техніки



ТУРЕНКО Сергій Михайлович Технічний директор - головний конструктор ТОВ НВФ "Адрон" кандидат технічних наук, доцент Лауреат державної премії в галузі науки і техніки



ШТАРНОВ Віталій Іванович провідний конструктор ТОВ НВФ "Адрон" кандидат технічних наук