



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **146205** (13) **U**
(51) МПК (2021.01)

F02K 3/04 (2006.01)

F02K 1/46 (2006.01)

F02C 7/18 (2006.01)

B64D 33/00

НАЦІОНАЛЬНИЙ ОРГАН
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"УКРАЇНСЬКИЙ ІНСТИТУТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ"

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: **u 2020 05180**

(22) Дата подання заявки: **11.08.2020**

(24) Дата, з якої є чинними
права інтелектуальної
власності: **28.01.2021**

(46) Публікація відомостей
про державну
реєстрацію: **27.01.2021, Бюл.№ 4**

(72) Винахідник(и):

**Архипов Микола Іванович (UA),
Туренко Сергій Михайлович (UA),
Альошин Олександр Михайлович (UA),
Штарнов Віталій Іванович (UA)**

(73) Володілець (володільці):

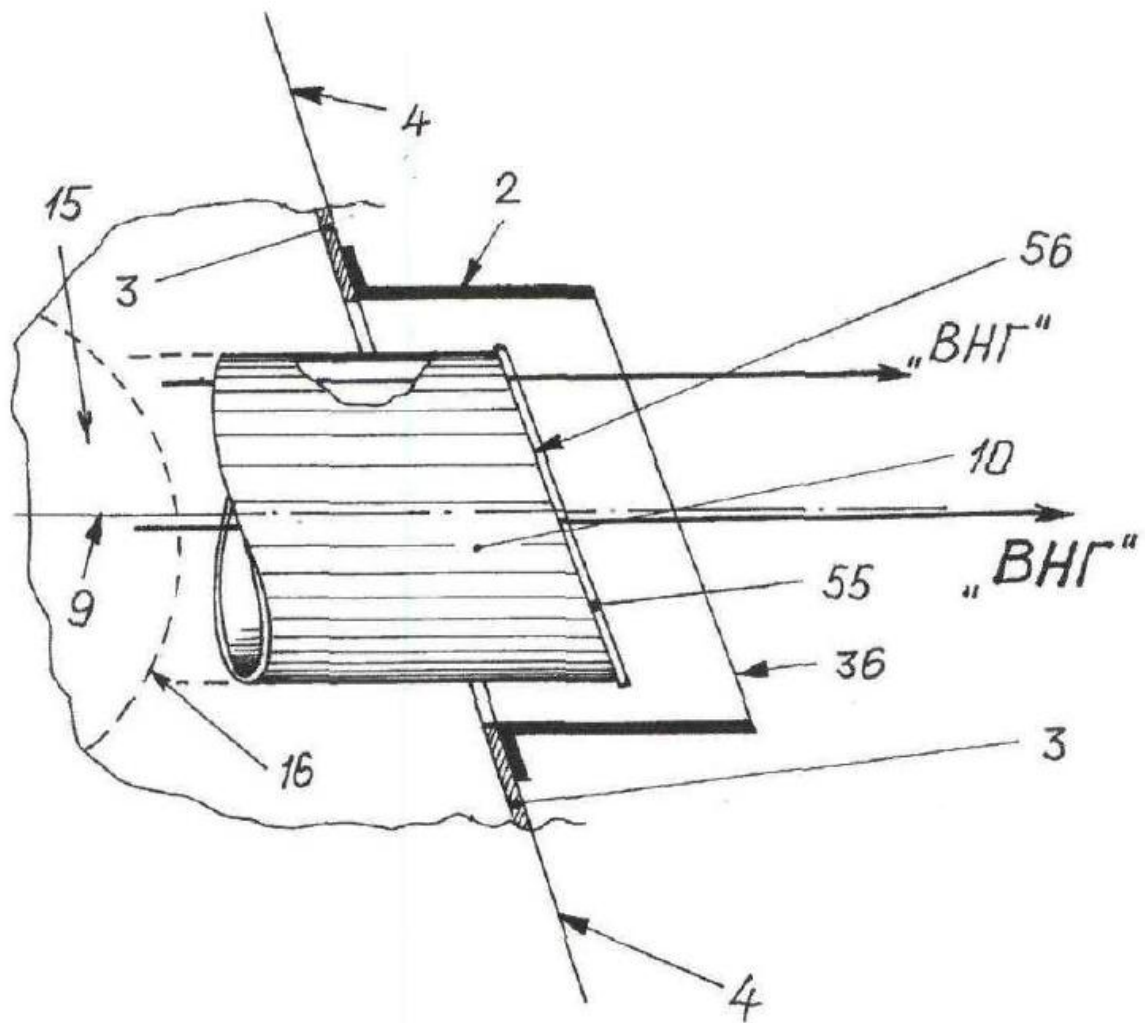
**ТОВАРИСТВО З ОБМЕЖЕНОЮ
ВІДПОВІДАЛЬНІСТЮ "НАУКОВО-
ВИРОБНИЧА ФІРМА "АДРОН",
вул. Юрія Іллєнка, 2/10, м. Київ, 04050 (UA)**

(54) ПРИГЛУШУВАЧ ІНФРАЧЕРВОНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

(57) Реферат:

Приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить екрануючий кожух, забірник повітря, пелюсткове сопло, екрани, що розміщено усередині екрануючого кожуха, при цьому екрануючий кожух виконано із трьох послідовно встановлених секцій, причому секції встановлено із зазором між собою і стінками кожної із секцій, екрани розташовано у перших двох секціях із зазором між собою і стінками кожного з екранів. Додатково оснащений насадком, до складу якого входять блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та бандаж, насадок виконано трубчастої форми, блок лопаток складається з верхньої та нижньої напрямних лопаток, що з'єднані між собою за допомогою ребер жорсткості, напрямні лопатки виконано різними за довжиною та закріплено жорстко до ребер жорсткості, а безпосередньо блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в районі стінки насадка або жорстко - незнімно, або за допомогою кріпильних елементів - знімно, зазначені напрямні лопатки закріплено у блоці із зазором між собою, бандаж виконано з двох півкілець П-подібного поперечного перерізу.

UA 146205 U



Фиг. 1

Корисна модель належить до галузі авіації, зокрема стосується допоміжних конструкцій авіаційних газотурбінних двигунів, а саме - пристроїв для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, і може бути використана як на дозвукових літаках, так і на вертольотах типу Mi-2, Mi-6, Mi-8, Mi-24, Mi-14, Mi-17, Mi-35, Mi-26 (або інших типів) всіх модифікацій.

Відомо, що вихлопний струмінь газових турбін авіаційних газотурбінних двигунів, які встановлені, наприклад, на військових літаках і вертольотах, є джерелом високої інфрачервоної енергії. Ця енергія може бути використана для виявлення цілі (літака або вертольота) ракетами, які оснащені або інфрачервоними головками самонаведення. Джерело високої інфрачервоної енергії може бути виявлено різними інфрачервоними приладами наведення, наприклад, окулярами нічного бачення. Тому необхідно понизити інфрачервоне випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів до практичного мінімуму, щоб уникнути виявлення супротивником об'єктів авіаційної техніки (літаків або вертольотів), на яких вони встановлені. Таким чином, необхідність захисту вищезазначених літальних апаратів (ЛА) виникла через велику рівня інфрачервоного (ІЧ) випромінювання гарячих елементів вихідного пристрою газотурбінного двигуна, зокрема, лопаток турбіни і затурбінного кока, по ІЧ-випромінюванню яких здійснюється наведення ракет з головою самонаведення. Проблема пов'язана також і з великою радіолокаційною і ІЧ-чутливістю сучасних засобів самонаведення, що вимагає до мінімуму знижувати помітність сучасних ЛА. Крім того, через необхідність збільшення часу здійснення заходів відносно зниження ІЧ-помітності при перетині лінії ППО противника, потрібні надійні і ефективні засоби захисту малої ваги і габаритів.

Для захисту літальних апаратів від засобів ураження, що наводяться на ціль за допомогою інфрачервоних головок самонаведення, розробляються різні системи приглушення інфрачервоного випромінювання, які здійснюють змішування навколишнього повітря, що має низьку температуру, з вихлопом газів високої температури турбіни (щоб понизити інфрачервону сигнатуру).

У даному напрямку виконують заходи, що спрямовані на:

зниження інфрачервоної енергії нижче граничного рівня (рівня, що не сприймається інфрачервоними приладами наведення);

збереження характеристик двигуна;

мінімізацію ваги пристроїв, які призначені для приглушення інфрачервоного випромінювання реактивного струменя авіаційного газотурбінного двигуна;

спрощення конструкції пристроїв (зменшення складності конфігурації для зниження витрат на виготовлення конструктивних елементів пристрою), які призначені для приглушення інфрачервоного випромінювання реактивного струменя авіаційного газотурбінного двигуна;

зменшення зовнішнього аеродинамічного опору;

зменшення шуму (який також може бути чинником виявлення об'єктів авіаційної техніки (літаків або вертольотів), на яких встановлені газотурбінні двигуни);

розміщення засобів регулювання прохідного перерізу пристрою, що призначений для приглушення інфрачервоного випромінювання реактивного струменя авіаційного газотурбінного двигуна (для збереження параметрів двигуна);

застосування матеріалів для виготовлення пристроїв, які призначені для приглушення інфрачервоного випромінювання реактивного струменя авіаційного газотурбінного двигуна (щоб знизити ефективну відбиваючу поверхню - зробити зниження сигнатури);

компонування конструктивних елементів пристроїв, які призначені для приглушення інфрачервоного випромінювання реактивного струменя авіаційного газотурбінного двигуна так, щоб ввести газ низької температури в ядро потоку вихідних газів високої температури [1].

Відомий спосіб зниження інфрачервоної помітності газотурбінного двигуна шляхом екранування інфрачервоного випромінювання високонагрітих елементів газотурбінного двигуна [2].

Недоліком відомого способу зниження інфрачервоної помітності ГТД є необхідність в ряді великих конструктивних змін реактивного сопла, а встановлення пристрою захисту призводить до втрати тяги ГТД.

Відомий насадок до вихлопного патрубка газотурбінного двигуна дводвигунової силової установки вертольота, що виконаний у вигляді трубчастого елемента, що примикає до виходу вихлопного патрубка, при цьому площа вихідного зрізу насадка нахилена відносно вертикальної і горизонтальної площин, що проходять через подовжню вісь вертольота, так, що проекція нормалі до площині вихідного зрізу на горизонтальну площину становить кут 25-30° з подовжньою віссю вертольота, а проекція зазначеної нормалі на вертикальну площину

становить кут $3-5^\circ$ з поздовжньою віссю вертольота, причому площа вихідного зрізу становить 70-75 % площі його вхідного зрізу [3].

До недоліків відомого насадка належить те, що він забезпечує тільки задачу відносно поліпшення характеристик силової установки вертольота. До недоліків відомого насадка належить також й те, що, по перше, конструкція зазначеного пристрою недостатньо знижує потужний високотемпературний факел вихлопних газів великої довжини, що створює велику площу інфрачервоного випромінювання, по друге, не дозволяє досить ефективно охолоджувати екрануючий кожух, що приводить до додаткової площі інфрачервоного випромінювання, по третє, не забезпечує вентиляцію підкапотного простору газотурбінного двигуна літального апарата. Також до недоліків належить те, що у конструкції відсутні засоби повороту високонагітого газового потову від газотурбінного двигуна, а це не приводить до зменшення (ліквідації) зон відриву (зворотних течій), не знижує втрати повного тиску газового потоку та не забезпечує рівномірність температури без створення локальних зон перегріву дефлектора.

Відомий пристрій екранування вихлопного сопла реактивного двигуна, що містить стрічки, що розміщені по колу навколо сопла в два ряди один над одним у шаховому порядку, що створюють екран, при цьому між стрічками є зазор, стрічки розташовано так, що створюють два незалежних шари -внутрішній і зовнішній, з перекриттям в кожному шарі в шаховому порядку, причому стрічки, що використовуються для створення стрічкового екрана, виготовлено з матеріалу, що поглинає інфрачервоне і радіолокаційне випромінювання від засобів наведення, переважно, на основі силіконової або графітової тканини, і що є еластичним, міцним на розрив і термостійким [4].

Недоліком відомого пристрою є те, що стрічки, що створюють екран, розміщені по колу навколо сопла в два ряди один над одним у шаховому порядку, при цьому між стрічками є зазор. У подвійному екрані стрічки, що створюють два незалежних шари і перекриваються в шаховому порядку, мають великий ступінь свободи. Як наслідок, смуги стрічкового екрана можуть спотворювати замкнуту форму екрана під час польоту літального апарата, а саме внутрішній шар стрічок може потрапляти всередину сопла, а зовнішній шар стрічок відхилятися в різних напрямках. Тим самим, знижується ефективність захисту літального апарата від ракет з інфрачервоною головкою самонаведення.

Відомий пристрій для зниження інфрачервоної і радіолокаційної помітності газотурбінного двигуна, що містить гнучкий стрічковий екран, утворений навколо сопла двигуна, стрічки якого в неробочому стані згорнуті у вигляді рулонів, а в робочому стані розгорнуті навколо сопла двигуна, при цьому кінці стрічок закріплені навколо сопла на мотогондолі, стрічковий екран утворений з одного шару стрічок з накладенням внахлест кожної наступної стрічки на попередню, стрічки виконані з термостійкого матеріалу, здатного поглинати радіолокаційний сигнал, наприклад графітової тканини, кріплення стрічок на мотогондолі виконано за допомогою незалежної системи затискачів з можливістю відкріплення стрічок після використання, а між самим екраном зі стрічок і соплом двигуна створений зазор для проходження набігаючого потоку повітря [5].

Недоліком відомого пристрою для зниження інфрачервоної і радіолокаційної помітності газотурбінного двигуна є необхідність в ряді великих конструктивних змін реактивного сопла, а встановлення пристрою захисту призводить до втрати тяги газотурбінного двигуна.

Відомий пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить екрануючий кожух, забірник повітря, пелюсткове сопло та лопатки, встановлені на виході екрануючого кожуха, при цьому забірник повітря виконаний із змінним за радіусом прохідним перерізом, лопатки виконано кількістю не менше трьох, площини лопаток розташовано під різним кутом відносно поздовжньої осі екрануючого кожуха, причому нижня лопатка розташована під кутом не менше 80° до поздовжньої осі екрануючого кожуха [6].

До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна стосується те, що не забезпечується зниження інфрачервоного випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів до практичного мінімуму, а пристрій має значну вагу та характеризується складністю конструкції.

Відомий пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить екрануючий кожух, забірник повітря, пелюсткове сопло та лопатки, встановлені на виході екрануючого кожуха, при цьому лопатки виконано кількістю не менше трьох, лопатки виконано порожнистими, площини лопаток розташовано під однаковим кутом відносно поздовжньої осі екрануючого кожуха і направлені униз, причому нижня лопатка розташована під кутом не менше 45° до поздовжньої осі екрануючого кожуха [7].

До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна належить те, що не забезпечується зниження

інфрачервоного випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів до практичного мінімуму, не забезпечується зниження температури газу, не знижується ефективна відбиваюча поверхня. До недоліків відомого пристрою стосується й те, що пристрій має значну вагу та характеризується складністю конструкції.

Відомий пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить екрануючий кожух, забірник повітря, пелюсткове сопло, екрани, що розміщено усередині екрануючого кожуха, при цьому екрануючий кожух виконано із трьох послідовно встановлених секцій, причому секції встановлено із зазором між собою і стінками кожної із секцій, екрани розташовано у перших двох секціях із зазором між собою і стінками кожного з екранів [8].

До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна належить те, що не забезпечується зниження інфрачервоного випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів до практичного мінімуму, не забезпечується ефективної відбиваючої поверхні у зв'язку з неможливістю різкого зниження температури газу, що виходить з вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного двигуна. До недоліків відомого пристрою стосується й те, що він характеризується великою вагою та складністю конструкції.

Відомий пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить екрануючий кожух, забірник повітря, ежектуюче пелюсткове сопло, силові підкріплюючі елементи, задні екрануючі/ежектуючі лопатки корпус дифузornoї камери змішування та вузли навішування, при цьому задні екрануючі/ежектуючі лопатки виконано порожнистими, на хвостових частинах задніх екрануючих/ежектуючих лопаток виконано вихідні сопла, ежектуюче пелюсткове сопло виконано у вигляді циліндричної оболонки, яка плавно переходить у два ряди з'єднаних між собою в одній площині пелюсток, які утворюють у поперечному перерізі гофр з плоскими зовнішніми бічними стінками, кожна з пелюсток виконана у вигляді з'єднаних між собою по плавному сполученню полиці та стінок, згадані пелюстки з'єднані між собою по плавному сполученню в нижній частині стінки, проміжок між стінками двох розташованих поряд пелюсток виконаний не менше половини ширини полиці, кількість пелюсток в одному ряді виконано не менше трьох, пелюстки кожного з рядів ежектуючого пелюсткового сопла розташовані симетрично один до одного відносно площини, яка проходить через геометричний центр плоских зовнішніх бічних стінок гофру, причому передня частина ежектуючого пелюсткового сопла пристикована до зрізу вихлопної труби газотурбінного двигуна, внутрішня поверхня екрануючого кожуха і зовнішня поверхня ежектуючого пелюсткового сопла утворюють канал, який звужується у бік заднього обрізу згаданого ежектуючого пелюсткового сопла, ежектуюче пелюсткове сопло та корпус дифузornoї камери змішування прикріплено до внутрішньої поверхні екрануючого кожуха за допомогою силових підкріплюючих елементів [9].

До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна належить те, що не забезпечується зниження інфрачервоного випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів до практичного мінімуму, не забезпечується зниження ефективної відбиваючої поверхні у зв'язку з неможливістю різкого зниження температури газу, що виходить з вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного двигуна. До недоліків відомого пристрою належить й те, що він характеризується великою вагою та складністю конструкції. До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна належить також й те, що не забезпечується вентиляція підкапотного простору газотурбінного двигуна вертольота без набігаючого потоку повітря.

Відомий пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить газохід та екрануючий кожух, при цьому газохід встановлено на вихлопному патрубку авіаційного газотурбінного двигуна з направленням потоку відпрацьованих на турбіні вихлопних газів вверх, екрануючий кожух розміщено зовні газоходу із зазором до зовнішньої поверхні стінки газоходу, причому верхній зріз кожуху виконано горизонтально [10].

До недоліків відомого пристрою для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна стосується те, що, по перше, конструкція зазначеного пристрою недостатньо знижує потужний високотемпературний факел вихлопних газів великої довжини, що створює велику площу інфрачервоного випромінювання, по друге, не дозволяє досить ефективно охолоджувати екрануючий кожух, що приводить до додаткової площі інфрачервоного випромінювання, по третє, не забезпечує вентиляцію підкапотного простору газотурбінного двигуна літального апарата.

Відомий приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить силовий корпус, закріплений жорстко до силового набору фюзеляжу вертольота, при цьому силовий корпус розміщено із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубку, що виступає за обводи фюзеляжу, для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору, силовий корпус виконаний за довжиною більшим, ніж довжина виступаючої за обріз фюзеляжу частини вихлопного патрубку, причому передню частину силового корпусу виконано припасованою до поверхні борта вертольота, а задню - відкритою для забезпечення виходу газів з вихлопного патрубку газотурбінного двигуна вертольота [11].

Недоліками відомого приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна є те, що він недостатньо знижує (до практичного мінімуму) потужний високотемпературний факел вихлопних газів великої довжини, що створює велику площу інфрачервоного випромінювання, не забезпечується зниження ефективної відбиваючої поверхні у зв'язку з неможливістю різкого зниження температури газу, що виходить з вихлопного патрубку авіаційного газотурбінного двигуна. Недоліками зазначеного приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна є й те, що він характеризується великою вагою та складністю конструкції.

Найбільш близьким аналогом, як за суттю, так і за задачею, що вирішується, є приглушувачі інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить силовий корпус, закріплений жорстко до силового набору фюзеляжу вертольота, кожух, жорстко закріплений на силовому корпусі, дефлектор, закріплений з можливістю повороту відносно нерухомих кожуха й силового корпусу, опорне кільце, розміщене між згаданими силовим корпусом і поверхнею фюзеляжу вертольота, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки, закріплені жорстко всередині кожуха відносно осі вихлопного патрубку, паралельно одна відносно іншої та на відстані нижня від верхньої не менше 1/3 діаметра згаданого вихлопного патрубку, рухомі лопатки, вал, привід вала і вузли кріплення приглушувача у зібраному стані до елементів силового набору фюзеляжу, насамперед капоту вертольота, при цьому силовий корпус розміщено із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубку, що виступає за обводи фюзеляжу, для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору, зазначений силовий корпус виконано за довжиною більшим, ніж довжина виступаючого за обріз фюзеляжу вихлопного патрубку, передню частину силового корпусу виконано припасованою до поверхні борта фюзеляжу вертольота, а задню - відкритою, для забезпечення виходу газів з вихлопного патрубку газотурбінного двигуна вертольота, дефлектор виконано складовим з поворотних відносно одна до другої ланок, одна з яких є ведучою, а інші - веденими, зібраними в пакет, кожну з ланок дефлектора виконано у вигляді двох стінок, розміщених паралельно між собою, і жорстко з'єднаних зі стінками півкільця, що формує із зазначеними стінками U-подібну в поперечному перерізі форму ланки, на вільних кінцях стінок ланки виконано отвори для проходу вала, центри яких знаходяться на одній осі, перпендикулярній стінці ланки, кожну ланку дефлектора виконано двохшаровою - з двома стінками для проходу охолоджувального повітря між зовнішнім і внутрішнім шаром, зовнішній і внутрішній шари, а саме зовнішня та внутрішня стінки ланки дефлектора, з'єднано між собою поздовжніми підкріплювальними силовими елементами, ланки дефлектора виконано зі збільшенням поперечних габаритів у напрямку руху вихлопних газів, що забезпечують їхній вхід одна в одну при повороті/розкритті дефлектора, кожну з ланок дефлектора оснащено механізмом зчеплення, що містить елемент передачі зусиль і елемент зачіпки, зазначені елемент передачі зусиль та елемент зачіпки розміщено, відповідно, на різних торцевих частинах ланки дефлектора - на передній та на задній, зовнішню ланку дефлектора, що є ведучою, виконано найбільшою за розмірами - поперечними габаритами і висотою, та жорстко закріплено на валу, внутрішні ланки дефлектора, що є веденими, розміщено з можливістю вільного провертання відносно вала в їх отворах, що виконано в бічних стінках, відповідно, у внутрішній та зовнішній ланки, зазначені ланки дефлектора встановлено із зазором між собою відносно стінок, відповідно, зовнішнього й внутрішнього шарів, внутрішню найменшу ведену ланку дефлектора розміщено із зазором відносно зовнішніх поверхонь кожуха й силового корпусу, вал повороту зовнішньої/ведучої ланки дефлектора з'єднано із приводом вала, зазначений вал закріплено на силовому корпусі з можливістю провертання у вузлах кріплення, кожух закріплено до силового корпусу із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні силового корпусу, кожух оснащений лобовим повітрязабірником, розміщеним у передній частині зазначеного кожуха за напрямком польоту вертольота, зазначений лобовий повітрязабірник закритий лопатками, що запобігають прямій видимості нагрітого до високої температури силового корпусу та вихлопного патрубку, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки виконано з відкритою задньою крайкою та оснащено

бічними входами для проходу холодного атмосферного повітря з підкапотного простору фюзеляжу вертольота у внутрішню порожнину зазначених лопаток і далі у внутрішню порожнину кожуха та силового корпусу, нерухомі порожнисті напрямні вентиляровані лопатки встановлено в один, два або більше рядів за висотою вихлопного патрубка газотурбінного двигуна вертольота із зазором між собою, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за габаритами, а саме хордою та довжиною, більшою, ніж верхня нерухома порожниста напрямна вентилявана лопатка та наступні нерухомі лопатки при встановленні зазначених верхніх нерухомих лопаток більше ніж дві, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку й верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за розмірами за шириною, а саме хордою, й висотою, що забезпечують вхід/складання в їхню внутрішню порожнину рухомих лопаток, відповідно, нижнього й верхнього/верхніх ярусів, закріплених на ведучій й ведених ланках дефлектора, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку встановлено переважно по центру або вище високонагрітого газового потоку у бік вала, верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку чи комплект таких лопаток за кількістю дві, три або більше встановлено в частині потоку високонагрітих газів між нижньою нерухомою порожнистою напрямною вентиляваною лопаткою і валом, нерухомі порожнисті напрямні вентилявані лопатки а саме, нижню та верхню/верхні, жорстко закріплено до торцевої частини силового корпусу, рухомі лопатки закріплено між бічними стінками внутрішнього шару ланки дефлектора в один, два або більше ярусів паралельно одна до іншої/інших та поздовжньої осі вала із зазором між собою не менше $1/3$ діаметра вихлопного патрубка при кількості рухомих лопаток дві або більше, рухомі лопатки встановлено на кожній з ланок дефлектора за кількістю, що дорівнює кількості нерухомих порожнистих напрямних вентиляваних лопаток, а саме по одній для нижньої і верхньої/верхніх лопаток, зовнішній шар кожної ланки дефлектора виконано переважно з алюмінієвого сплаву з полірованою зовнішньою поверхнею, а саме полірованою зовнішньою поверхнею бічних стінок та зовнішньою поверхнею стінок півкільця, рухомі лопатки виконано у вигляді вигнутого аеродинамічного профілю, зазначені рухомі лопатки виконано з хордою не менше ширини бічної стінки ланки дефлектора в місці установки рухомої лопатки, рухомі лопатки при розсунутих ланках дефлектора розміщено із зазором між собою за висотою з утворенням щілини між хвостовиком попередньої і носком наступної рухомої лопатки з виходом високонагрітого газового потоку з внутрішньої поверхні зазначеної попередньої рухомої лопатки на спинку наступної лопатки, опорне кільце виконане за формою й розмірами, що забезпечують його встановлення на вертольоти типу Mi-2, Mi-6, Mi-8, Mi-24, Mi-14, Mi-17, Mi-35, Mi-26 або інших типів всіх модифікацій, наприклад на вертольоти Mi-28, Ka-50, Ka-32, силовий корпус виконано або цілним, або з додатковими вікнами підведення атмосферного повітря з під кожуха в простір/порожнину між силовим корпусом і вихлопним патрубком газотурбінного двигуна вертольота, причому задня крайка ведучої ланки дефлектора у випущеному на максимальний кут 0° положенні дефлектора розташована в горизонтальному положенні, паралельному будівельній осі вертольота в площині осей X і Z, усі ланки згаданого дефлектора у випущеному положенні дефлектора фіксуються стопорінням привода, а механізми зчеплення забезпечують їхнє з'єднання між собою, рухомі лопатки нижнього й верхнього ярусів при прибраному/складеному положенні дефлектора розміщено у внутрішній порожнині, відповідно, нижньої й верхньої/верхніх нерухомої порожнистої напрямної вентиляваної лопатки [12].

Недоліків відомого приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що вибрано за найближчий аналог, є те, що, по-перше, конструкція зазначеного пристрою недостатньо знижує потужний високотемпературний факел вихлопних газів великої довжини, що створює велику площу інфрачервоного випромінювання, по-друге, не дозволяє досить ефективно охолоджувати екрануючий кожух, що приводить до додаткової площі інфрачервоного випромінювання, по-третє, не забезпечує вентиляцію підкапотного простору газотурбінного двигуна літального апарата. Також недоліками є те, що у конструкції приглушувача відсутні засоби повороту високонагрітого газового потоку від газотурбінного двигуна, а це не приводить до зменшення (ліквідації) зон відриву (зворотних течій), не знижує втрати повного тиску газового потоку та не забезпечує рівномірність температури без створення локальних зон перегріву дефлектора.

В основу корисної моделі поставлено задачу шляхом закріплення на торцевому зрізі вихлопного патрубка газотурбінного двигуна насадка, до складу якого входять блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, забезпечити зменшення (ліквідацію) зон відриву (зворотних течій) для зниження втрати повного тиску газового потоку та рівномірності температури без створення локальних зон перегріву дефлектора.

Суть корисної моделі у приглушуванні інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить силовий корпус, закріплений жорстко до силового набору фюзеляжу вертольота, кожух, жорстко закріплений на силовому корпусі, дефлектор, закріплений з можливістю повороту відносно нерухомих кожуха й силового корпусу, опорне кільце, розміщене між згаданими силовим корпусом і поверхнею фюзеляжу вертольота, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки, закріплені жорстко всередині кожуха відносно осі вихлопного патрубка, паралельно одна відносно іншої та на відстані нижня від верхньої не менше $1/3$ діаметра згаданого вихлопного патрубка, рухомі лопатки, вал, привід вала і вузли кріплення приглушувана у зібраному стані до елементів силового набору фюзеляжу, насамперед, капота вертольота, при цьому силовий корпус розміщено із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубка, що виступає за обводи фюзеляжу, для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору, зазначений силовий корпус виконано за довжиною більшим, ніж довжина виступаючого за обріз фюзеляжу вихлопного патрубка, передню частину силового корпусу виконано припасованою до поверхні борта фюзеляжу вертольота, а задню - відкритою, для забезпечення виходу газів з вихлопного патрубка газотурбінного двигуна вертольота, дефлектор виконано складовим з поворотних одна відносно іншої ланок, одна з яких є ведучою, а інші - веденими, зібраними в пакет, кожну з ланок дефлектора виконано у вигляді двох стінок, розміщених паралельно між собою, і жорстко з'єднаних зі стінками півкільця, що формує із зазначеними стінками U-подібну в поперечному перерізі форму ланки, на вільних кінцях стінок ланки виконано отвори для проходу вала, центри яких знаходяться на одній осі, перпендикулярній стінці ланки, кожну ланку дефлектора виконано двохшаровою - з двома стінками для проходу охолоджувального повітря між зовнішнім і внутрішнім шаром, зовнішній і внутрішній шари, а саме зовнішня та внутрішня стінки ланки дефлектора, з'єднано між собою поздовжніми підкріплювальними силовими елементами, ланки дефлектора виконано зі збільшенням поперечних габаритів у напрямку руху вихлопних газів, що забезпечують їхній вхід одна в іншу при повороті/розкритті дефлектора, кожну з ланок дефлектора оснащено механізмом зчеплення, що містить елемент передачі зусиль і елемент зачіпки, зазначені елемент передачі зусиль та елемент зачіпки розміщено, відповідно, на різних торцевих частинах ланки дефлектора - на передній та на задній, зовнішню ланку дефлектора, що є ведучою, виконано найбільшою за розмірами - поперечними габаритами і висотою, та жорстко закріплено на валу, внутрішні ланки дефлектора, що є веденими, розміщено з можливістю вільного провертання відносно вала в їх отворах, що виконано в бічних стінках, відповідно, у внутрішній та зовнішній ланки, зазначені ланки дефлектора встановлено із зазором між собою відносно стінок, відповідно, зовнішнього й внутрішнього шарів, внутрішню найменшу ведену ланку дефлектора розміщено із зазором відносно зовнішніх поверхонь кожуха й силового корпусу, вал повороту зовнішньої/ведучої ланки дефлектора з'єднано із приводом вала, зазначений вал закріплено на силовому корпусі із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні силового корпусу, кожух оснащений лобовим повітрязабірником, розміщеним у передній частині зазначеного кожуха за напрямком польоту вертольота, зазначений лобовий повітрязабірник закритий лопатками, що запобігають прямій видимості нагрітого до високої температури силового корпусу та вихлопного патрубка, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки виконано з відкритою задньою крайкою та оснащено бічними входами для проходу холодного атмосферного повітря з підкапотного простору фюзеляжу вертольота у внутрішню порожнину зазначених лопаток і далі у внутрішню порожнину кожуха та силового корпусу, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки встановлено в один, два або більше рядів за висотою вихлопного патрубка газотурбінного двигуна вертольота із зазором між собою, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за габаритами, а саме хордою та довжиною більшою, ніж верхня нерухома порожниста напрямна вентилявана лопатка та наступні нерухомі лопатки при встановленні зазначених верхніх нерухомих лопаток більше, ніж дві, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку й верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за розмірами за шириною, а саме хордою, й висотою, що забезпечують вхід/складання в їхню внутрішню порожнину рухомих лопаток, відповідно, нижнього й верхнього/верхніх ярусів, закріплених на ведучій й ведених ланках дефлектора, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку встановлено переважно по центру або вище високонагрітого газового потоку у бік вала, верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку чи комплект таких лопаток за кількістю дві, три або більше встановлено в частині потоку високонагрітих газів між нижньою нерухомою порожнистою напрямною вентиляваною лопаткою і валом, нерухомі порожнисті напрямні вентилявані лопатки а саме

нижню та верхню/верхні, жорстко закріплено до торцевої частини силового корпусу, рухомі лопатки закріплено між бічними стінками внутрішнього шару ланки дефлектора в один, два або більше ярусів паралельно одна до іншої/інших та поздовжньої осі вала із зазором між собою не менше 1/3 діаметра вихлопного патрубка при кількості рухомих лопаток дві або більше, рухомі лопатки встановлено на кожній з ланок дефлектора за кількістю, що дорівнює кількості нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток, а саме, по одній для нижньої і верхньої/верхніх лопаток, зовнішній шар кожної ланки дефлектора виконано переважно з алюмінієвого сплаву з полірованою зовнішньою поверхнею, а саме полірованою зовнішньою поверхнею бічних стінок та зовнішньою поверхнею стінок півкільця, рухомі лопатки виконано у вигляді вигнутого аеродинамічного профілю, зазначені рухомі лопатки виконано з хордою не менше ширини бічної стінки ланки дефлектора в місці установки рухомої лопатки, рухомі лопатки при розсунутих ланках дефлектора розміщено із зазором між собою за висотою з утворенням щілини між хвостовиком попередньої і носком наступної рухомої лопатки з виходом високонагрітого газового потоку з внутрішньої поверхні зазначеної попередньої рухомої лопатки на спинку наступної лопатки, опорне кільце виконане за формою й розмірами, що забезпечують його встановлення на вертольоти типу Mi-2, Mi-6, Mi-8, Mi-24, Mi-14, Mi-17, Mi-35, Mi-26 або інших типів всіх модифікацій, наприклад на вертольоти Mi-28, Ka-50, Ka-32, силовий корпус виконано або цільним, або з додатковими вікнами підведення атмосферного повітря з під кожуха в простір/порожнину між силовим корпусом і вихлопним патрубком газотурбінного двигуна вертольота, причому задня крайка ведучої ланки дефлектора у випущеному на максимальний кут 0° положенні дефлектора розташована в горизонтальному положенні, паралельному будівельній осі вертольота в площині осей X і Z, усі ланки згаданого дефлектора у випущеному положенні дефлектора фіксуються стопорінням привода, а механізми зчеплення забезпечують їхнє з'єднання між собою, рухомі лопатки нижнього й верхнього ярусів при прибраному/складеному положенні дефлектора розміщено у внутрішній порожнині, відповідно, нижньої й верхньої/верхніх нерухомої порожнистої напрямної вентилязованої лопатки, полягає в тому, що він додатково оснащений насадком, до складу якого входять блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та бандаж. Суть корисної моделі полягає і в тому, що насадок виконано трубчастої форми з розташуванням площин вільних торців під кутом одна до другої відносно поздовжньої осі зазначеного насадка, торець насадка, що є вільним, розташовано своєю площиною перпендикулярно поздовжньої осі зазначеного насадка, а торець насадка, що примикає до торця вихлопного патрубка - під кутом відносно поздовжньої осі насадка, блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, складається з верхньої напрямної лопатки та нижньої напрямної лопатки, що з'єднані між собою за допомогою ребер жорсткості, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано різними за довжиною відносно ширини внутрішньої стінки насадка, напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, виконана за довжиною меншою, ніж напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над зазначеною напрямною лопаткою, на величину не менше 1/10 довжини меншої напрямної лопатки, верхня в блоці напрямна лопатка виконана за шириною більшою, ніж нижня напрямна лопатка в блоці, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, жорстко закріплено до ребер жорсткості, а безпосередньо блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в районі стінки насадка, що є меншою за довжиною, або жорстко - незмінно, або за допомогою кріпильних елементів - змінно, зазначені напрямні лопатки закріплено у блоці із зазором між собою, напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, розташована над зазначеною поверхнею із зазором, напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в блоці переважно паралельно між собою відносно поперечного перерізу у кожній із площин, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено всередині насадка так, що один з вільних торців кожної із лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що є зверненим у бік вільного торця насадка, розташовано по обрізу зазначеного торця, а протилежні вільні торці є виступаючими за обріз вільного торця насадка на величину не менше 1/3 довжини більшої з напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, частина напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що виступає за торцевий зріз насадка, що контактує з торцевим зрізом вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного двигуна, є вигнутою за радіусом, ребра жорсткості закріплено паралельно між собою і перпендикулярно до площини частини напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що розташована всередині насадка, на вільному торці насадка виконано кріпильний борт, що є аналогічним за всіма параметрами бурту, що виконаний на вільному

торці, а саме, на торцевому зрізі вихлопного патрубка газотурбінного двигуна у площині зазначеного торцевого зрізу, бандаж виконано з двох півкілець П-подібного поперечного перерізу. Суть корисної моделі полягає також і в тому, що на вільних кінцях кожного з півкілець виконано площадки, в яких виконано наскрізні отвори для проходу кріпильних болтів, на верхніх
 5 поверхнях кожної з напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано підсилюючу накладку, що розташована уздовж бічного ребра лопатки на відстані не більше 1/10 ширини лопатки.

Порівняльний аналіз корисної моделі з найближчим аналогом дозволяє зробити висновок, що приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що
 10 заявляється, відрізняється тим, що він додатково оснащений насадком, до складу якого входять блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та бандаж, насадок виконано трубчастої форми з розташуванням площин вільних торців під кутом одна до другої відносно поздовжньої осі зазначеного насадка, торець насадка, що є вільним, розташовано своєю площиною перпендикулярно поздовжньої осі зазначеного насадка, а торець насадка, що примикає до
 15 торця вихлопного патрубка - під кутом відносно поздовжньої осі насадка, блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, складається з верхньої напрямної лопатки та нижньої напрямної лопатки, що з'єднані між собою за допомогою ребер жорсткості, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано різними за довжиною відносно ширини внутрішньої стінки насадка, напрямна лопатка, що розташована
 20 безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, виконана за довжиною меншою, ніж напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над зазначеною напрямною лопаткою, на величину не менше 1/10 довжини меншої напрямної лопатки, верхня в блоці напрямна лопатка виконана за шириною більшою, ніж нижня напрямна лопатка в блоці, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, напрямні лопатки блока лопаток, що
 25 вирівнюють газодинамічний потік, жорстко закріплено до ребер жорсткості, а безпосередньо блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в районі стінки насадка, що є меншою за довжиною, або жорстко - незнімно, або за допомогою кріпильних елементів - знімно, зазначені напрямні лопатки закріплено у блоці із зазором між собою, напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, розташована над
 30 зазначеною поверхнею із зазором, напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в блоці переважно паралельно між собою відносно поперечного перерізу у кожній із площин, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено всередині насадка так, що один з вільних торців кожної із лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що є зверненим у бік
 35 вільного торця насадка, розташовано по обрізу зазначеного торця, а протилежні вільні торці є виступаючими за обріз вільного торця насадка на величину не менше 1/3 довжини більшої з напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, частина напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що виступає за торцевий зріз насадка, що контактує з торцевим зрізом вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного
 40 двигуна, є вигнутою за радіусом, ребра жорсткості закріплено паралельно між собою і перпендикулярно до площини частини напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що розташована всередині насадка, на вільному торці насадка виконано кріпильний борт, що є аналогічним за всіма параметрами борту, що виконаний на вільному торці, а саме, на торцевому зрізі вихлопного патрубка газотурбінного двигуна у площині
 45 зазначеного торцевого зрізу, бандаж виконано з двох півкілець П-подібного поперечного перерізу, на вільних кінцях кожного з півкілець виконано площадки, в яких виконано наскрізні отвори для проходу кріпильних болтів, а на верхніх поверхнях кожної з напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано підсилюючу накладку, що розташована уздовж бічного ребра лопатки на відстані не більше 1/10 ширини лопатки.

Досягнення технічного результату в приглушувачі інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, досягається тим, що:

шляхом встановлення кожуху зовні силового корпусу забезпечується екранування силового корпусу (приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що
 55 заявляється), розміщення приводу з валом та плавність обтікання приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, зовнішнім потоком повітря;

шляхом встановлення дефлектора забезпечується організація ежекції повітря з підкапотного простору вертольота та закривається пряма видимість нагрітого насадка, що закріплений за допомогою бандажа на торці вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного
 60 двигуна вертольота;

шляхом встановлення розсувного дефлектора, що виконано складовим з поворотних відносно одна до другої ланок, забезпечується екранування високонагітих елементів вихлопної системи газотурбінного двигуна вертольота;

5 шляхом виконання кожної з ланок дефлектора у вигляді двох стінок (двошаровою), розміщених паралельно між собою, і жорстко з'єднаних зі стінками півкільця, що формує із зазначеними стінками U-подібну в поперечному перерізі форму ланки, забезпечується прохід охолоджувального повітря між зовнішнім і внутрішнім шаром для їх додаткового охолодження ежектованим повітрям (для зниження теплової інфрачервоної сигнатури);

10 шляхом виконання зовнішнього шару кожної з ланок дефлектора з алюмінію та з полірованою зовнішньою поверхнею забезпечується зниження коефіцієнту інфрачервоного випромінювання зазначеного конструктивного елемента приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється;

15 шляхом виконання зазору/щілини між ланками дефлектора (в площині їх повороту відносно вала) забезпечується формування плівкового (загороджувального) охолодження зовнішньої поверхні ланок дефлектора;

20 шляхом встановлення нерухомих порожнистих напрямних вентилюваних лопаток та рухомих лопаток на зрізі насадка, що закріплений до зрізу вихлопного патрубку газотурбінного двигуна, забезпечується розділення єдиного високонагітого потоку вихідних, послідовно, з вихлопного патрубку газотурбінного двигуна та насадка газів на окремі плоскі струмені, що, у свою чергу, сприяє їхньому швидкому розмиванню в навколишньому середовищі за обрізом насадка;

25 шляхом встановлення нерухомих порожнистих напрямних вентилюваних лопаток забезпечується можливість вбирання рухомих лопаток (які закріплено на ведучій та відомих ланках принаймні у два яруси - нижній, що розташовано принаймні посередині ланки, та верхній, що розташований вище (чи нижче) першою (нижньою) ярусу, наприклад, і районі навішування ланки на вал) у внутрішню порожнину зазначених нерухомих порожнистих напрямних вентилюваних лопаток;

30 шляхом розміщення рухомих лопаток на ланках дефлектора (між стінками внутрішнього шару) та розміщення їх не менше, ніж у два яруси (рухомі лопатки при розсунутих ланках дефлектора розміщено із зазором між собою по висоті з утворенням щілини між хвостовиком попередньої і носком наступної рухомої лопатки з виходом високонагітого газового потоку з внутрішньої поверхні зазначеної попередньої рухомої лопатки на спинку наступної лопатки) забезпечується (при розкритому положенні дефлектора) поворот високонагітого газового потоку у бік від поздовжньої осі насадка з найменшими гідравлічними втратами;

35 шляхом розміщення рухомих лопаток (при розсунутих ланках дефлектора) із зазором між собою за висотою з утворенням щілини між хвостовиком попередньої і носком наступної рухомої лопатки, забезпечується вихід високонагітого газового потоку з внутрішньої поверхні зазначеної попередньої рухомої лопатки на спинку наступної лопатки;

40 шляхом встановлення нерухомих порожнистих напрямних вентилюваних лопаток і виконання їх вентилюваними забезпечується розділення потоку високонагітого газу принаймні на три канали і підведення охолодженого повітря у внутрішню порожнину приглушувача (а саме, у порожнину дефлектора в його розсунутому стані) для наступного його змішання з високонагітими вихлопними газами, вихідними з вихлопного патрубку газотурбінного двигуна через внутрішню порожнину насадка та канали, що створені верхньою і нижньою напрямними лопатками та ребрами жорсткості, що входять до складу блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна;

45 шляхом встановлення вала і здійснення його повороту (у вузлах навіски) за допомогою приводу, забезпечується поворот ведучої ланки дефлектора (яка закріплено жорстко до вала) та витягування з пакету ведених ланок (які розміщено на валу вільно) для створення конструкції, екрануючої інфрачервоне випромінювання від високонагітих елементів вихлопної системи газотурбінного двигуна вертольота;

50 шляхом встановлення опорного кільця забезпечується кріплення приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, до різних типів вертольотів (з використанням вузлів кріплення для фіксації опорного кільця до силового набору фюзеляжу вертольота, а силового корпусу - до зазначеного опорного кільця);

55 шляхом розміщення на передньому торці насадка і на вільному торці вихлопного патрубку кріпильних бurtів, забезпечується з'єднання за допомогою бандажа між собою в єдину конструкцію зазначених насадка і вихлопного патрубку авіаційного газотурбінного двигуна;

60 шляхом виконання (як варіант конструктивного виконання) блока лопаток знімним і таким, що витягується з внутрішньої порожнини насадка у бік від вихлопного патрубку газотурбінного

двигуна, забезпечується можливість оглядання лопаток турбіни авіаційного газотурбінного двигуна вертольота;

шляхом виконання на вільному торці вихлопного патрубка і насадка кріпильних буртів, забезпечується легке їх стикування в єдину конструкцію

5 за допомогою бандажа;

шляхом вигину за радіусом виступаючих за обріз переднього торця насадка частин напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, забезпечується плавний поворот високонагітого газового потоку, що надходить з турбіни газотурбінного двигуна, з вихлопного патрубку у внутрішню порожнину насадка, що приводить до зменшення зон відривної (зворотної) і, як наслідок, зниження втрат повного тиску, а також забезпечує створення рівномірного поля температур без локальних зон перегріву,

шляхом з'єднання напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, за допомогою ребер жорсткості, забезпечується жорсткість конструкції блока лопаток в районі високих швидкостей газодинамічного потоку, та розбиття цього потоку на декілька малих потоків, і забезпечення їх проходів по штучним каналам, де здійснюється зниження температури газодинамічного потоку.

Таким чином приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, відповідає критерію корисної моделі "новизна".

Суть корисної моделі пояснюється за допомогою креслень, де на Фіг. 1 показано конструктивно-компонувальну схему приглушування інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що вибрано за найближчий аналог, на Фіг. 2 показано конструктивно-компонувальну схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється (без дефлектора) із з'єднаними між собою за допомогою банджа насадка і вихлопного патрубка, на Фіг. 3 показано конструктивно-компонувальну схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, у складеному стані дефлектора (із показом з'єднаних між собою за допомогою банджа насадка і вихлопного патрубка), на Фіг. 4 показано загальний вигляд приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із складеними ланками дефлектора, на Фіг. 5 показано схему перекладання ланок дефлектора з первісного положення в робоче положення (відносно вільного торця насадка), на Фіг. 6 показано конструктивно-компонувальну схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, який заявляється, із розсунутими на максимальний кут ланками дефлектора (із показом з'єднаних між собою за допомогою банджа насадка і вихлопного патрубка), на Фіг. 7 показано загальний вигляд приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, який заявляється, із розсунутими в робоче положення ланками дефлектора (у ракурсі $\frac{3}{4}$ на виді спереду зверху), на Фіг. 8 показано схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із складеними ланками дефлектора (на вигляді на вільний торець насадка), на Фіг. 9 показано схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із складеними ланками дефлектора (на вигляді зверху), на Фіг. 10 показано заготовлю для виготовлення ланки дефлектора, на Фіг. 11 показано конструктивно-компонувальну схему ланки дефлектора на вигляді спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення), на Фіг. 12 показано конструктивно-компонувальну схему ланки дефлектора на вигляді збоку (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення), на Фіг. 13 показано конструктивно-компонувальну схему ланки дефлектора на вигляді спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього ярусу), на Фіг. 14 показано загальний вигляд ланки дефлектора на вигляді $\frac{3}{4}$ спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього ярусу), на Фіг. 15 показано схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із складеними ланками дефлектора (на вигляді на вільний торець насадка) із розміщеною на ланках однією рухомою лопаткою нижнього ярусу, на Фіг. 16 показано конструктивно-компонувальну схему ланки дефлектора на вигляді спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього та верхнього ярусів), на Фіг. 17 показано загальний вигляд ланки дефлектора на вигляді $\frac{3}{4}$ спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього та верхнього ярусів), на Фіг. 18 показано схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із складеними ланками дефлектора (на вигляді на вільний торець насадка) із розміщеною на ланках однією рухомою лопаткою

нижнього та верхнього ярусів, на Фіг. 19 показано конструктивно-компонувальну схему ланки дефлектора на вигляді спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього ярусу та двома рухомими лопатками верхнього ярусу), на Фіг. 20 показано загальний вигляд ланки дефлектора на вигляді 3/4 спереду (із розміщеними на ній конструктивними елементами механізму зчеплення та однією рухомою лопаткою нижнього ярусу та двома рухомими лопатками верхнього ярусу), на Фіг. 21 показано схему ланки дефлектора на вигляді збоку з показом розміщення на ній конструктивних елементів механізму зчеплення та однієї рухомої лопатки нижнього ярусу, на Фіг. 22 показано схему розміщення між собою рухомих лопаток нижнього та верхнього ярусів, на Фіг. 23 показано схему розміщення ланок дефлектора між собою та відносно зовнішньої поверхні силового корпусу, на Фіг. 24 показано блок-схему механізму зчеплення, на Фіг. 25 показано схему конструктивного виконання силового корпусу з вікнами для проходу охолоджувального повітря, на Фіг. 26 показано схему приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, із показом взаємного розташування між собою ланок дефлектора і вікон на силовому корпусі, а також лобового повітрязабірника (на передній частині кожуха), на Фіг. 27-28 показано схеми розміщення вікон для проходу охолоджувального повітря на силовому корпусі, на Фіг. 29 показано схему нерухомої порожнистої напрямної вентиляційної лопатки (у поперечному перерізі), на Фіг. 30 показано конструктивно-компонувальну схему нерухомої порожнистої напрямної вентиляційної лопатки на вигляді 3/4 збоку ззаду (з боку відкритої задньої крайки лопатки), на Фіг. 31 показано схему розміщення між собою нижньої та верхньої нерухомих порожнистих напрямних вентиляційних лопаток, на Фіг. 32-33 показано схеми розміщення між собою вихлопного патрубка газотурбінного двигуна із закріпленням на ньому за допомогою бандажа насадка, силового корпусу та кожуха, на Фіг. 34 показано конструктивно-компонувальну ведучої ланки дефлектора, закріпленої до вала, на Фіг. 35 показано схему висування насадка, що закріплений до вихлопного патрубка газотурбінного двигуна, за габарити капоту (фюзеляжу) вертольота, на Фіг. 36 показано схему розташування між собою насадка, що закріплений до вихлопного патрубка газотурбінного двигуна, та силового корпусу, на Фіг. 37 показано схему розташування між собою насадка, що закріплений до вихлопного патрубка газотурбінного двигуна, силового корпусу та кожуха, на Фіг. 38 показано рухому лопатку нижнього ярусу у поперечному перерізі, на Фіг. 39 показано рухому лопатку верхнього ярусу у поперечному перерізі, на Фіг. 40 показано схему взаємного розташування між собою рухомих лопаток одного ярусу (з утворенням щілини) при висунутих ланках дефлектора, на Фіг. 41 показано схему охолодження конструктивних елементів приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, трьома контурами ежекції, на Фіг. 42 показано приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, який заявляється, на вигляді спереду (з показом лобового повітрязабірника і його лопаток), на Фіг. 43 показано схему первісного етапу виходу ведучої ланки з пакету ланок дефлектора, на Фіг. 44 показано загальний вигляд насадка у ракурсі $\frac{3}{4}$ на виді з торця, що звернений до вільного торця вихлопного патрубка, на Фіг. 45 показано зовнішній вигляд блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, на виді $\frac{3}{4}$ спереду зверху, на Фіг. 46 показано вигляд блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, на виді збоку, на Фіг. 47 показано зовнішній вигляд бандажу на виді $\frac{1}{2}$ спереду зверху, на Фіг. 48 показано вигляд бандажу на виді збоку, на Фіг. 49 показано схему розташування торцевих частин насадка відносно його поздовжньої осі, на Фіг. 50 показано схему розміщення блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, у внутрішній порожнині насадка (на виді збоку), на Фіг. 51 показано схему розміщення між собою напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, та ребер жорсткості в перерізі А-А, на Фіг. 52 показано схему розміщення блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, у внутрішній порожнині насадка (на виді $\frac{3}{4}$ спереду зверху), на Фіг. 53 показано схему розміщення між собою напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, та ребер жорсткості відносно внутрішніх стінок насадка (в перерізі Б-Б), на Фіг. 54 показано схему розміщення блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, у внутрішній порожнині насадка (на виді спереду), на Фіг. 55 показано схему розташування між собою насадка та вихлопного пристрою газотурбінного двигуна на виді збоку (при розташуванні газотурбінного двигуна паралельно своєю поздовжньою віссю будівельній осі вертольота), на Фіг. 56 показано схему розташування між собою насадка та вихлопного пристрою газотурбінного двигуна на виді зверху, на Фіг. 57 показано схему конструктивного виконання бандажа в перерізі В-В, на Фіг. 58 показано схему розміщення підсилюючих накладок на верхній поверхні напрямних лопаток, на Фіг. 59 показано

схему з'єднання за допомогою банджа насадка та вихлопного пристрою газотурбінного двигуна (на виді збоку), на Фіг. 60-63 показано схеми закріплення насадка до вихлопного пристрою газотурбінного двигуна, на Фіг. 64 показано схему повороту потоку гарячих вихлопних газів, що виходять з турбіни газотурбінного двигуна, у варіанті, коли в насадку встановлений блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, на Фіг. 65 показано схему повороту потоку гарячих вихлопних газів, що виходять з турбіни газотурбінного двигуна, у варіанті, коли в насадку відсутній блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, на Фіг. 66 показано схему огляду лопаток турбіни газотурбінного двигуна (з боку вільного торця вихлопного патрубку при знятому насадку), на Фіг. 67 показано схему встановлення у насадок блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна, на Фіг. 68 показано схему розміщення приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, на вертольоті Мі-8 (на вигляді збоку), на Фіг. 69 показано схему розміщення приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, на вертольоті Мі-8 (на вигляді спереду).

Приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна містить (як варіант конструктивного виконання) силовий корпус 2, закріплений жорстко до силового набору фюзеляжу 3 вертольота 4 (див. схему на Фіг. 1), кожух 5, жорстко закріплений на силовому корпусі 2 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 25-26, 36-37, 41), дефлектор 6, закріплений з можливістю повороту відносно нерухомих кожуха 5 й силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 3-9, 15, 18, 24, 41), опорне кільце 7, розміщене між згаданими силовим корпусом 2 і поверхнею фюзеляжу 3 вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 3-9, 15, 18, 25-26, 41), нерухомі порожнисті напрямні вентильовані лопатки 8 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 8, 15, 23, 29-31, 41), закріплені жорстко всередині кожуха 5 відносно осі 9 вихлопного патрубку 10, паралельно одна відносно іншої та на відстані h нижня від верхньої не менше $1/3$ діаметра D згаданого вихлопного патрубку 10 (див. схему на Фіг. 31), рухомі лопатки 11 (див. схеми на Фіг. 5-6, 7-9, 13-23, 38-40, 41), вал 12 (див. схеми на Фіг. 4, 7-9, 13, 15-16, 18-19, 23), привід 13 вала (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 41) і вузли 14 кріплення приглушувача (позиція 1) у зібраному стані до елементів силового набору фюзеляжу 3 (капоту) вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 4, 7-9).

Конструктивно і технологічно складові частини приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) розміщено та виконано таким чином:

силовий корпус 2 розміщено із зазором δ своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубку 10, що виступає за обводи фюзеляжу 3 (див. схеми на Фіг. 1-3, 5-9, 15, 18, 25-28, 32-33, 36-37, 41), для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору 15, при цьому силовий корпус 2 виконано за довжиною L більшим, ніж довжина L_1 виступаючого за обріз фюзеляжу 3 вихлопного патрубку 10, причому передню частину силового корпусу 2 виконано припасованою до поверхні борта (фюзеляжу 3) вертольота 4, а задню - відкритою для забезпечення виходу газів з вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота;

дефлектор 6 виконано складовим з поворотних відносно одна до другої ланок, одна з яких є ведучою (позиція 17), а інші - веденими (позиція 18), зібраними в пакет (див. схеми на Фіг. 8-9, 15, 18, 24);

кожну з ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 виконано у вигляді двох стінок 19, розміщених паралельно між собою, і жорстко з'єднаних зі стінками півкільця 20, що формує із зазначеними стінками U-подібну в поперечному перерізі форму ланки (позиції 17 і 18) (див. схеми на Фіг. 11, 13-14, 16-17, 19-20, 24, 34);

на вільних кінцях 21 стінок 19 ланки (позиції 17 і 18) виконано отвори 22 для проходу вала 12, центри яких знаходяться на одній осі, перпендикулярній стінці 19 ланки (позиції 17 і 18) (див. схеми на Фіг. 10, 12, 14, 17, 20, 21-22);

кожну ланку (позиції 17 і 18) дефлектора 6 виконано двошаровою (з двома стінками 19) для проходу охолоджувального повітря між зовнішнім (позиція "В") і внутрішнім (позиція "В1") шаром (див. схеми на Фіг. 11, 13-14, 16-17, 19-20, 34);

зовнішній (позиція "В") і внутрішній (позиція "В1") шари (зовнішня та внутрішня стінки 19) ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 з'єднано між собою поздовжніми підкріплювальними силовими елементами 23 (див. схеми на Фіг. 11, 13-14, 16-17, 19-20, 34);

ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 виконано зі збільшенням поперечних габаритів її у напрямку руху вихлопних газів, що забезпечують їхній вхід одна в іншу при повороті/розкритті дефлектора 6;

кожну з ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 оснащено механізмом 24 зчеплення, що містить елемент 25 передачі зусиль і елемент 26 зачіпки (див. схему на Фіг. 24 та схеми на Фіг. 3, 5-6, 10-14, 16-18, 19-23, 34, 41);

5 елемент 25 передачі зусиль і елемент 26 зачіпки розміщено, відповідно, на різних торцевих частинах ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 - на передній 27 та на задній 28 (позиція 28 - задня крайка) (див. схеми на Фіг. 10, 12, 14, 17, 19-22 та схему на Фіг. 41);

зовнішню ланку 17 дефлектора 6, що є ведучою, виконано найбільшою за розмірами (поперечними габаритами f і висотою f_v і жорстко закріплено на валу 12 (див. схему на Фіг. 34 та схеми на Фіг. 13, 16, 18-19);

10 внутрішні ланки 18 дефлектора 6, що є веденими, розміщено з можливістю вільного провертання відносно вала 12 в їх отворах 22, що виконано в бічних стінках 19 (відповідно, у внутрішній "В1" та зовнішній "В") ланки 18 (див. схеми на Фіг. 10-12, 14, 17, 18, 20-23);

ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 встановлено із зазором g між собою відносно стінок 19, відповідно, зовнішнього (позиція "В") й внутрішнього (позиція "В1") шарів (див. схеми на Фіг. 8, 9, 15-18, 23);

внутрішню найменшу ведену ланку і 8 дефлектора 6 розміщено із зазором g_1 відносно зовнішніх поверхонь кожуха 5 й силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 8-9, 15-18, 23);

вал 12 повороту зовнішньої/ведучої ланки 17 дефлектора 6 з'єднано із приводом 13 вала 12 (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 32, 41);

20 вал 12 закріплено на силовому корпусі 2 з можливістю провертання у вузлах 29 кріплення (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 23, 41);

кожух 5 закріплено до силового корпусу 2 із зазором g_2 своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 25-26, 32-33, 37, 41);

25 кожух 5 оснащений лобовим повітрязабірником 30, розміщеним у передній частині зазначеного кожуха 5 за напрямком польоту вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 4, 7, 9, 26, 42);

лобовий повітрязабірник 30 закритий лопатками 31, що запобігають прямій видимості нагрітого до високої температури силового корпусу 2 та вихлопного патрубка 10 (див. схеми на Фіг. 4, 7, 9, 26, 42);

30 нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки 8 виконано з відкритою задньою крайкою 32 та оснащено бічними входами 33 для проходження холодного атмосферного повітря з підкапотного простору 15 фюзеляжа 3 вертольота 4 у внутрішню порожнину 34 зазначених лопаток 8 і далі у внутрішню порожнину 35 кожуха 5 та силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 29-31, 32, 41);

35 нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки 8 встановлено в один, два або більше рядів за висотою вихлопного патрубка 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 із зазором h між собою (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 23, 31-32, 41);

нижню (позиція "НЛ") нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку 8 виконано за габаритами (хордою "b" та довжиною "w") більшою, ніж верхня (позиція "ВЛ") нерухома порожниста напрямна вентилявана лопатка 8 та наступні нерухомі лопатки 8 при встановленні зазначених верхніх (позиція "ВЛ") нерухомих лопаток 8 більше, ніж дві (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 23, 31-32, 41);

45 нижню (позиція "НЛ") нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку 8 й верхню (позиція "ВЛ") нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку 8 виконано за розмірами за шириною (хордою "b") й висоті ("g") (див. схеми на Фіг. 29-31), що забезпечують вхід/складання в їхню внутрішню порожнину 34 рухомих лопаток 11, відповідно, нижнього (позиція "НЯ") й верхнього/верхніх (позиція "ВЯ") ярусів, закріплених на ведучій 17 й ведених 18 ланках дефлектора 6 (див. схеми на Фіг. 5, 8, 15, 18, 23);

50 нижню (позиція "НЛ") нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку 8 встановлено переважно по центру або вище високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") у бік вала 12 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 8, 15, 18, 24, 32, 41);

55 верхню (позиція "ВЛ") нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку 8 чи комплект таких лопаток (позиція 8) за кількістю дві, три або більше встановлено в частині потоку високонагрітих газів (позиція "ВНГ") між нижньою (позиція "НЛ") нерухомою порожнистою напрямною вентиляваною лопаткою 8 і валом 12 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 8, 15, 18, 24, 32, 41);

нерухомі порожнисті напрямні вентилявані лопатки 8 (нижню та верхню/верхні) жорстко закріплено до торцевої частини 36 силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 8, 15, 24, 32, 41);

рухомі лопатки 11 (див. схеми на Фіг. 38-40) закріплено між бічними стінками 19 внутрішнього (позиція "В1") шару ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 в один, два або більше ярусів паралельно одна до іншої/інших та поздовжньої осі 37 вала 12 із зазором h_1 між собою не менше $1/3$ діаметра вихлопного патрубку 10 при кількості рухомих лопаток 11 дві або більше

(див. схеми на Фіг. 13-14, 16-18, 19-23, 34, 41);
рухомі лопатки 11 встановлено на кожній з ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 за кількістю, що дорівнює кількості нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8 (по одній для нижньої (позиція "НЛ") і верхньої/верхніх (позиція "ВЛ") лопаток 8 - див. схеми на Фіг. 5-6, 8, 15, 18, 23, 41).

Також конструктивно і технологічно окремі конструктивні елементи приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна виконано таким чином:

зовнішній шар (позиція "В") кожної ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 виконано переважно з алюмінієвого сплаву з полірованою зовнішньою поверхнею (а саме, полірованою зовнішньою поверхнею бічних стінок 19 та зовнішньою поверхнею стінок півкільця 20 - див. схеми на Фіг. 4, 7 та схеми на Фіг. 5-6, 12-14, 17, 19-20, 41);

рухомі лопатки 11 виконано у вигляді вигнутого аеродинамічного профілю (див. схеми на Фіг. 38-40 та схеми на Фіг. 5-6, 41);

рухомі лопатки і 1 виконано з хордою ("b1") не менше ширини бічної стінки 19 ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 в місці установки рухомої лопатки 11 (див. схеми на Фіг. 5-6, 14, 17, 20-22, 41);

рухомі лопатки 11 при розсунутих ланках (позиції 17 і 18) дефлектора 6 розміщено із зазором s між собою за висотою з утворенням щілини між хвостовиком 38 попередньої і носком 39 наступної рухомої лопатки 11 з виходом високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") з внутрішньої поверхні 40 зазначеної попередньої рухомої лопатки 11 на спинку 41 наступної лопатки 11 (див. схему на Фіг. 40).

Конструктивно і технологічно опорне кільце 7 виконане за формою й розмірами, що забезпечують його встановлення на вертольоти 4 типу Mi-2, Mi-6, Mi-8, Mi-24, Mi-14, Mi-17, Mi-35, Mi-26 або інших типів всіх модифікацій (наприклад, на вертольоти Mi-28, Ка-50, Ка-32).

Конструктивно і технологічно силовий корпус 2 виконано або цільним, або з додатковими вікнами 42 підведення атмосферного повітря з під кожуха 5 у простір (порожнину) між силовим корпусом 2 і вихлопним патрубком 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 2, 25-28, 32, 41).

Взаємне розташування між собою окремих конструктивних елементів приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна здійснено таким чином:

задня крайка 28 ведучої ланки 17 дефлектора 6 у випущеному на максимальний кут 0° положенні дефлектора 6 розташована в горизонтальному положенні, паралельному будівельній осі вертольота 4 в площині осей X і Z (див. схеми на Фіг. 5-7, 41);

усі ланки (позиції 17 і 18) згаданого дефлектора 6 у випущеному положенні дефлектора 6 фіксуються стопорінням привода 13, а механізми 24 зчеплення забезпечують їхнє з'єднання між собою;

рухомі лопатки 11 нижнього (позиція "НЯ") й верхнього (позиція "ВЯ") ярусів при прибраному/складеному положенні ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 розміщено у внутрішній порожнині 34, відповідно, нижньої (позиція "НЛ") й верхньої/верхніх (позиція "ВЛ") нерухомої порожнистої напрямної вентилязованої лопатки 8 (див. схеми на Фіг. 4-5, 8-9, 18, 23).

Приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, додатково оснащено (як варіант конструктивного виконання) насадком 43 (див. схему на Фіг. 44), до складу якого входять блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік (див. схеми на Фіг. 45-46), та бандаж 45 (див. схеми на Фіг. 47-48), при цьому насадок 43 виконано трубчастої форми з розташуванням площин, відповідно, Q та Q1, вільних торців (відповідно, позиції 46 і 47) під кутом ϕ одна до другої відносно поздовжньої осі 48 зазначеного насадка 43 (див. схему на Фіг. 49), причому торець 46 насадка 43 розташовано своєю площиною Q перпендикулярно поздовжньої осі 48 зазначеного насадка 43, а торець 47 - під кутом ϕ_1 відносно поздовжньої осі 48 насадка 43 (див. схему на Фіг. 49). Блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, складається з верхньої напрямної лопатки 49 та нижньої напрямної лопатки 50, що з'єднані між собою за допомогою ребер 51 жорсткості (див. схему на Фіг. 45). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано різними за довжиною відносно ширини b_n внутрішньої стінки насадка 43 (див. схему на Фіг. 50), при цьому напрямна лопатка 50, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43, виконана за довжиною меншою, ніж напрямна лопатка 49, що розташована безпосередньо над зазначеною напрямною лопаткою 50, на величину не менше

1/10 довжини меншої напрямної лопатки 50. За шириною с напрямна лопатка 49 виконана більшою, ніж напрямна лопатка 50 (шириною cl), що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43 (див. схему на Фіг. 51). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, жорстко закріплено до ребер 51 жорсткості, а безпосередньо блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в районі стінки насадка 43, що є меншою за довжиною (довжина bn - див. схеми на Фіг. 51-54). Зазначені напрямні лопатки 49 і 50 закріплено у блоці 44 із зазором x між собою (див. схеми на Фіг. 46, 50-54), при цьому напрямна лопатка 50, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43, розташована над зазначеною поверхнею із зазором x_1 (див. схеми на Фіг. 50, 53-54). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в блоці 44 переважно паралельно між собою відносно поперечного перерізу у кожній із площин (див. схему на 46, 50-54). Зазначені напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено всередині насадка 43 так, що один з вільних торців (позиція 52) кожної із лопаток блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що є зверненим у бік вільного торця 46 насадка 43, розташовано по обрізу зазначеного торця 46, а протилежні вільні торці 53 є виступаючими за обріз вільного торця 47 насадка 43 на величину gl не менше $1/3$ довжини більшої з напрямних лопаток блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік (див. схеми на Фіг. 50, 52). Частина напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що виступає за торцевий зріз 47 насадка 43, є вигнутою за радіусом R_l (див. схеми на Фіг. 46, 50). Ребра 51 жорсткості закріплено паралельно між собою і перпендикулярно до площини частини напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що розташована всередині насадка 43 (див. схеми на Фіг. 53-54). На вільному торці 47 насадка 43 виконано кріпильний бурт 54 (див. схеми на Фіг. 44, 50, 52), що є аналогічним за всіма параметрами бурту 55, що виконаний на вільному торці 56 (на торцевому зрізі) вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16 у площині зазначеного торцевого зрізу 56 (див. схеми на Фіг. 55-56). Бандаж 45 виконано з двох півкілець 57 Π -подібного поперечного перерізу (див. схеми на Фіг. 47-48, 57), при цьому на вільних кінцях кожного з півкілець 57 виконано площадки 58, в яких виконано наскрізні отвори 59 для проходження кріпильних болтів 60 (див. схеми на Фіг. 47-48). Конструктивно і технологічно на верхніх поверхнях кожної з напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано підсилюючу накладку 61, що розташована уздовж бічного ребра 62 лопатки на відстані не більше $1/10$ ширини лопатки (див. схеми на Фіг. 45, 51, 53, 58).

Нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки 8 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 8, 15, 23, 29-31, 41), закріплені жорстко всередині кожуха 5 відносно поздовжньої осі 9 вихлопного патрубку 10 та поздовжньої осі 48 насадка 43, паралельно одна відносно іншої та на відстані h нижня від верхньої не менше $1/3$ діаметра D згаданого вихлопного патрубку 10 (див. схеми на Фіг. 31, 49, 55).

Таким чином приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, являє собою екранно-вихлопний пристрій з одним поворотом потоку високонагрітих вихлопних газів (позиція "ВНГ") газотурбінного двигуна 16 на кут до 90° вверх від зрізу 46 насадка 43, та з розподілом зазначеного потоку вихлопних газів (позиція "ВНГ") більше ніж на два струменя (як варіант), які проходять у простір над несучим гвинтом 63 вертольота 4 - див. схему на Фіг. 41.

При цьому:

перший контур ежекції організовано на зрізі 46 насадка 43 здійснюється ежекція повітря з підкапотного простору 15 та з порожнини між кожухом 5 і силовим корпусом 2 у додаткові вікна 42 силового корпусу 2 і далі у внутрішню порожнину 35 зазначених кожуха 5 і силового корпусу 2;

другий контур ежекції організовано на зрізі 46 насадка 43 - здійснюється ежекція повітря у кільцеву щілину (конвективне) між кожухом 5 і силовим корпусом 2 у додаткові вікна 42 силового корпусу 2 і далі у внутрішню порожнину 35 зазначених кожуха 5 і силового корпусу 2, з під кожуха 5 через бічний вхід 33 нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8 у внутрішню порожнину нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8 нижнього (позиція "НЯ") та верхнього (позиція "ВЯ") ярусів і далі у внутрішню порожнину 35 зазначених кожуха 5 і силового корпусу 2, проходячи у щілини між хвостовиком 38 попередньої і носком 39 наступної рухомої лопатки 11 з виходом високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") з внутрішньої поверхні 40 зазначеної попередньої рухомої лопатки 11 на спинку 41 наступної лопатки 11;

третій контур ежекції (плівкове охолодження) організовано в щілини між ланками (позиції 17 і 18) дефлектора 6 та у простір між зовнішнім (позиція "В") і внутрішнім (позиція "В1") шарами зазначених ланок.

Зазначені контури ежекції забезпечують (див. схему на Фіг. 41):

5 перший контур ежекції забезпечує підведення атмосферного повітря в змішувальну камеру екранно-вихлопного пристрою та, додатково, поліпшує вентиляцію підкапотного відсіку 15 двигунів 16 вертольота 4;

10 другий контур ежекції забезпечує конвективне охолодження екрануючого кожуха 5 приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна та підведення атмосферного повітря в простір між окремими плоскими струменями вихлопних газів, які формуються рухомими лопатками 11;

третій контур ежекції забезпечує захисне плівкове (загороджувальне) охолодження стінок 19 ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 ежекторного приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна - екранно-вихлопного пристрою.

15 Усі три контури охолодження у сумарному ефекті забезпечують охолодження високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ"), що виходить з вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 крізь внутрішню порожнину насадка 43.

Додатково блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна 16, забезпечує плавний поворот газодинамічного потоку відносно поздовжньої осі газотурбінного двигуна 16 за допомогою напрямних лопаток 49 і 50 у бік вільного торця 46 насадка 43, та поділення цього потоку в зоні, що наближена до стінки насадка 43, ребрами 51 жорсткості, на менші потоки (див. схеми на Фіг. 60-61). Це приводить до зменшення (чи ліквідації) зон відриву (зворотних течій), що знижує втрати повного тиску газового потоку та забезпечує рівномірність температури без створення локальних зон перегріву в елементах конструкції дефлектора 6, не виникає перекошу полів швидкостей і температур перед входом у дефлектор 6 (див. схему на Фіг. 61) порівняно з потоком гарячих газів, що виходять з вільної турбіни газотурбінного двигуна 16 вертольота 4, де виникають зони відриву (зворотні течії), що збільшують втрати повного тиску та створюють зони перегріву в дефлекторі 6 (див. схему на Фіг. 60).

30 Приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, експлуатується таким чином.

Попередньо підготовляють складові елементи приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, а саме:

35 насадок 43 (всередині якого розміщують блок 44 лопаток (див. схему на Фіг. 52), що вирівнюють газодинамічний потік від газотурбінного двигуна 16), при цьому блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, складається з верхньої напрямної лопатки 49 та нижньої напрямної лопатки 50, що з'єднані між собою за допомогою ребер 51 жорсткості (див. схеми на Фіг. 45-46, 50-54). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконують різними за довжиною відносно ширини b_n внутрішньої стінки насадка 43 (див. схеми на Фіг. 50, 52). Конструктивно напрямну лопатку 50, що буде розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43, виконують за довжиною L_m меншою, ніж напрямну лопатку 49 (довжиною L_b), що буде розташована безпосередньо над зазначеною напрямною лопаткою 50, на величину не менше $1/10$ довжини меншої напрямної лопатки 50 (див. схеми на Фіг. 46, 50). За шириною s напрямну лопатку 49 виконують більшою, ніж напрямну лопатку 50 (шириною s_1), що буде розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43 (див. схему на Фіг. 51). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, жорстко закріплюють до ребер 51 жорсткості (див. схему на Фіг. 45-46, 53-54), а безпосередньо блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплюють в районі стінки насадка 43, що є меншою за довжиною (довжина b_n - див. схеми на Фіг. 50, 52). Зазначені напрямні лопатки 49 і 50 закріплюють у блоці 44 із зазором χ між собою, при цьому напрямну лопатку 50, що буде розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка 43, розташовують над зазначеною поверхнею із зазором χ_1 (див. схеми на Фіг. 46, 50-54). Напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплюють в блоці 44 переважно паралельно між собою відносно поперечного перерізу у кожній із площин. Зазначені напрямні лопатки 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплюють конструктивно і технологічно всередині насадка 43 так, що один з вільних торців (позиція 52) кожної із лопаток блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що є зверненим у бік вільного торця 46 насадка 43, розташовують по обрізу зазначеного торця 46 (див. схеми на Фіг. 50, 52), а протилежні вільні торці 53 роблять виступаючими за обріз вільного торця 47 насадка 43 на

величину q_1 не менше $1/3$ довжини більшої з напрямних лопаток блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік (див. схеми на Фіг. 50, 52). Частину напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що виступає за торцевий зріз 47 насадка 43, роблять вигнутою за радіусом R_l (див. схеми на Фіг. 46, 50). Ребра 51 жорсткості закріплюють паралельно між собою і перпендикулярно до площини частини напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що розташована при збиранні всередині насадка 43 (див. схеми на Фіг. 51, 53-54). На вільному торці 47 насадка 43 виконують кріпильний бурт 54 (див. схеми на Фіг. 44, 50, 52, 55), що є аналогічним за всіма параметрами бурту 55, що виконано на вільному торці 56 (на торцевому зрізі) вихлопного патрубка 10 газотурбінного двигуна 16 у площині зазначеного торцевого зрізу 56 (див. схеми на Фіг. 55-56). Також конструктивно і технологічно на верхніх поверхнях кожної з напрямних лопаток 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконують підсилюючу накладку 61, що розташовують уздовж бічного ребра 62 лопатки на відстані не більше $1/10$ ширини лопатки (див., відповідно, схеми на Фіг. 45, 51, 53). Блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплюють всередині насадка 43 або знімно (див. схему на Фіг. 62), що дає можливість оглядати лопатки турбіни газотурбінного двигуна 16 вертольота 4, або незнімно, де огляд лопаток турбіни газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 є утрудненим - потребує додаткового обладнання (як варіанти конструктивного виконання насадка 43),

бандаж 45 (що виконують з двох півкілець 57 П-подібного поперечного перерізу), при цьому на вільних кінцях кожного з півкілець 57 виконують площадки 58, в яких виконують наскрізні отвори 59 для проходження кріпильних болтів 60 (див. схеми на Фіг. 47-48, 57),

силовий корпус 2 (що закріплюють жорстко до силового набору фюзеляжу 3 вертольота 4 (див. схему на Фіг. 1),

кожух 5 (що жорстко закріплюють на силовому корпусі 2 (див. схеми на Фіг. 2-3, 5-6, 25-26, 36-37, 41),

дефлектор 6 (що закріплюють з можливістю повороту відносно нерухомих кожуха 5 й силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 3-9, 15, 18, 24, 41),

опорне кільце 7 (що розміщують між згаданими силовим корпусом 2 і поверхнею фюзеляжу 3 вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 3-9, 15, 18, 25-26, 41), нерухомі порожнисті напрямні вентильовані лопатки 8 (що закріплюють жорстко всередині кожуха 5 відносно осі 9 вихлопного патрубка 10, паралельно одна відносно іншої та на відстані h нижня від верхньої не менше $1/3$ діаметра D згаданого вихлопного патрубка 10 (див. схему на Фіг. 31),

рухомі лопатки 11 (див. схеми на Фіг. 5-6, 7-9, 13-23, 38-40, 41),

вал 12 (див. схеми на Фіг. 4, 7-9, 13, 15-16, 18-19, 23),

привід 13 вала (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 41),

вузли 14 кріплення приглушувача (позиція 1) у зібраному стані до елементів силового набору фюзеляжу 3 (капоту) вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 4, 7-9).

Зазначені вище конструктивні елементи приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, збирають в єдину конструкцію, а саме:

насадок 43 (із блоком 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік) закріплюють за допомогою бандажа 45 до вільного торця 56 вихлопного патрубка 10 авіаційного газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 (див. схему на Фіг. 59) (схеми закріплення насадка 43 (із блоком 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік) до вихлопного патрубка 10 показано на Фіг. 60-61 та на Фіг. 62-63)

силовий корпус 2 розміщують із зазором δ своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубка 10, що виступає за обводи фюзеляжу 3 (див. схеми на Фіг. 1-3, 5-9, 15, 18, 25-28, 32-33, 36-37, 41), для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору 15,

лобовий повітрязабірник 30 закривають лопатками 31, щоб запобігти прямій видимості нагрітого до високої температури силового корпусу 2 та вихлопного патрубка 10 (див. схеми на Фіг. 4, 7, 9, 26, 42),

кожух 5 оснащують зазначеним лобовим повітрязабірником 30, що розміщують у передній частині зазначеного кожуха 5 за напрямком польоту

вертольота 4 (див. схеми на Фіг. 4, 7, 9, 26, 42), та закріплюють кожух 5 до силового корпусу 2 із зазором g_2 своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні силового корпусу 2 (див. схеми на Фіг. 2-8, 15, 18, 25-26,

дефлектор 6 (до складу якого входять: ведуча ланка 17, відома ланка 18, рухомі лопатки 11, вал 12, привід вала 13, механізм зчеплення 24, елементи 25 передачі зусиль та елемент 26 зачіпки) закріплюють до кожуха 5 (див. схему на Фіг. 7).

У такому виді приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, є готовим до використання. Приглушувач 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, експлуатується таким чином.

5 Запускають авіаційний газотурбінний двигун 16, наприклад, на вертольотах 4 типу Mi-2, Mi-6, Mi-8 (див. схеми на Фіг. 68-69), Mi-14, Mi-17, Mi-24, Mi-26, Mi-35 (або інших типів (наприклад, Mi-28, Ка-52) всіх модифікацій) і здійснюють політ, наприклад, на виконання бойової задачі, де можливе нанесення по вертольоту удару супротивником з використанням ракетних засобів поразки, оснащеними інфрачервоними головками самонаведення.

10 У зоні бойових дій, де можливе нанесення по вертольоту 4 удару супротивником з використанням ракетних засобів поразки, оснащеними інфрачервоними головками самонаведення, або при будь-якій іншій необхідності, льотчик (член екіпажу) подає команду на привід 13 вала 12 повороту ведучої ланки 17 дефлектора 6 (задається кут β відхилення ведучої ланки 17 дефлектора 6 на максимальний кут $\beta_{\text{макс}}$ відхилення або на будь-який проміжний кут β у діапазоні від 0 до 90°, коли задня крайка 28 ведучої ланки 17 дефлектора 6 устанавлюється в положення, паралельне (або близьке до нього) будівельної осі 64 вертольота 4 в площині осей X і Z).

20 Вал 12 провертається у вузлах 29 кріплення відносно своєї поздовжньої осі 37 і забезпечує початок повороту ведучої ланки 17 дефлектора 6 у бік напрямку виходу вихлопних газів (позиція "ВНГ") з вихлопного патрубку (10) авіаційного газотурбінного двигуна 16 у бік насадка 43, що закріплений за допомогою бандажа 45 до торцевої частини (вільного торця) 56 вихлопного патрубку 10 (див. схему на Фіг. 43).

25 У первісний момент руху ведучої 17 ланки дефлектора 6, вихлопні гази (позиція "ВНГ") з вихлопного патрубку 10 авіаційного газотурбінного двигуна 16 через внутрішню порожнину насадка 43 (проходячі по каналах, що створені напрямними лопатками 49 і 50 блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік) попадають у внутрішню порожнину 35 кожуха 5 і силового корпусу 2, де вони розділяються за допомогою вбудованих у конструкцію торцевої частини 36 силового корпусу 2 двох (як варіант конструктивного виконання) нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8 на три великих потоки. При цьому для зниження температури високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ"), що виходить із вихлопного патрубку 10 авіаційного газотурбінного двигуна 16, відбувається попередня ежекція атмосферного повітря з підкапотного простору 15 вертольота 4 - здійснюється організація першого контуру ежекції повітря на зрізі 46 насадка 43, з наступним змішуванням охолодженого повітря з вихідними високонагрітими газами (позиція "ВНГ") в тракті (позиція 65) дефлектора 6 (див. схему змішування охолодженого повітря з вихідними вихлопного патрубку 10 високонагрітими газами (позиція "ВНГ") в тракті (позиція 65) дефлектора 6, показану на Фіг. 41).

30 На зазначеному першому етапі повороту ведучої 17 ланки дефлектора 6 та повороту при цьому високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ"), що виходить з вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота 4 і далі через внутрішню порожнину насадка 43, нерухомими лопатками 8, що закріплені на силовому корпусі 2 - не відбувається (див. схему на Фіг. 43).

Далі за часом ведуча 17 ланка дефлектора 6 переміщується (шляхом повороту відносно поздовжньої осі 37 вала 12) убік від зрізу (торець 46) насадка 43, і своєї передньої 27 крайкою відходить від зрізу нерухомого кожуха 5.

45 Переміщення ведучої 17 ланки дефлектора 6 відбувається на кут β заданий льотчиком (чи членом екіпажу) вертольота 4.

У процесі переміщення (повороту) на заданий кут β (наприклад, на максимальний кут до 80...90°) ведуча 17 ланка дефлектора 6 захоплює своїм елементом 25 передачі зусиль (який входить до складу механізму 24 зчеплення) елемент 26 зачіпки (зазначеного механізму 24 зчеплення) першої (із блока) веденої 18 ланки (яка знаходиться усередині ведучої 17 ланки і є меншою за розмірами, ніж згадана ведуча і 7 ланка) (див. схеми на Фіг. 8-9, 15, 18, 23). Здійснивши зачеплення своїм елементом 25 передачі зусиль (що входить до складу механізму 24 зчеплення) елемента 26 зачіпки (механізму 24 зчеплення) першого (з пакета) веденої 18 ланки, ведуча 17 ланка починає витягати зазначену першу ведену 18 ланку з пакета ведених ланок до моменту, коли зазначена перша ведена 18 ланка не зробить зачеплення своїм елементом 25 передачі зусиль (механізму 24 зчеплення) елемента 26 зачіпки (механізму 24 зчеплення) другої (наступної з пакета) веденої 18 ланки дефлектора 6 (що за розмірами є меншою, ніж та ведена ланка, що висувається в цей момент часу з пакета ведених 18 ланок дефлектора 6).

У процесі переміщення (повороту) убік від зрізу (торець 46) насадка 43) ведучої 17 ланки, відбувається вихід рухомої лопатки 11, закріпленої на бічних стінках 19 ведучої 17 ланки, із внутрішньої порожнини 34 нерухомої порожнистої напрямної вентилярованої лопатки 8, закріпленої на силовому корпусі 2 у внутрішньому просторі кожуха 5, а точніше, рухомих лопаток 11 нижнього і верхнього ярусів (позиції, відповідно, "НЯ" і "ВЯ") із внутрішніх порожнин 34, відповідно, нижньої (позиція "НЛ") і верхньої (позиція "ВЛ") нерухомих порожнистих напрямних вентилятованих лопаток 8 (див. схеми на Фіг. 5-6, 41).

Таким чином, переміщуючись за часом убік від зрізу (торець 46) насадка 43 ведуча 17 ланка дефлектора 6 по черзі витягає з пакету ведених 18 ланок першу, другу й далі j-ту ведену 18 ланку (використовуючи механізми 24 зчеплення зазначених ведених 18 ланок), а саме, його складові елементи (позиції 25 і 26) для зачеплення вихідної з пакету ведених 18 ланок із черговою веденою 18 ланкою, що перебуває у зазначеному пакеті (див. схеми на Фіг. 5-7).

У процесі послідовного виходу з пакета ведених 18 ланок, послідовно виходять із порожнин 34 нерухомих порожнистих напрямних вентилятованих лопаток 8 (відповідно, нижньої (позиція "НЛ") і верхньої (позиція "ВЛ") нерухомих порожнистих напрямних вентилятованих лопаток 8) рухомі лопатки 11, відповідно, нижнього (позиція "НЯ") і верхнього (позиція "ВЯ") ярусів розміщення в потоці високонагрітих газів (позиція "ВНГ"), що виходять із вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16 вертольота 4, проходячи крізь внутрішню порожнину насадка 43 (відповідно, між внутрішніми стінками зазначеного насадка 43, між верхньою 49 і нижньою 50 напрямними лопатками блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та між ребрами жорсткості 51) у порожнину, створену веденими ланками 18 і ведучою ланкою 17 дефлектора 6, і далі зовні за обріз ведучої ланки 17 (див. схему на Фіг. 41).

Рухомі лопатки 11 нижнього (позиція "НЯ") і верхнього (позиція "ВЯ") ярусів виходять у потік високонагрітих газів (позиція "ВНГ"), створюючи щільний аеродинамічний профіль (із зазором s між лопатками 11, а саме, між внутрішньою поверхнею 40 однієї лопатки, і спинкою 41 другої лопатки - див. схему на Фіг. 40) для повороту високонагрітого газового потоку, що виходить із вихлопного патрубку 10 газотурбінного двигуна 16, і що проходить крізь внутрішню порожнину насадка 43 у порожнину, створену веденими ланками 18 і ведучою ланкою 17 дефлектора 6, і далі зовні за обріз ведучої ланки 17 (див. схему на Фіг. 41).

Рухомі лопатки 11 при розсунутих ланках (позиції 17 і 18) дефлектора 6 розміщено із зазором s між собою по висоті з утворенням щілини (див. схему на Фіг. 40) між хвостовиком 38 попередньої і носком 39 наступної рухомої лопатки 11 з виходом високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") з внутрішньої поверхні 40 зазначеної попередньої рухомої лопатки 11 на спинку 41 наступної рухомої лопатки 11, здійснюючи поворот високонагрітого газового потоку, що виходить із внутрішньої порожнини насадка 43, на заданий кут β (наприклад, на максимальний кут до $80...90^\circ$) (див. схему на Фіг. 41).

При цьому зазначені три канали дефлектора 6 сформовано так, що відхиляють нижніми (позиція "НЯ") та верхніми (позиція "ВЯ") за ярусами рухомими лопатками 11, закріпленими на ланках (позиції 17 і 18) дефлектора 6, високонагрітий газовий потік (позиція "ВНГ") вгору на кут не менше $60\pm 20^\circ$, забезпечуючи безвідричний поворот високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") - див. схему на Фіг. 41.

Підійшовши до рухомих лопаток 11 високонагрітий газовий потік (позиція "ВНГ") у дефлекторі 6 розділяється за допомогою зазначених вище рухомих напрямних лопаток 11 дефлектора 6 на n окремих мілких плоских потоків (при $n > 5$). Розподіл за допомогою нерухомих порожнистих напрямних вентилятованих лопаток 8 та рухомих напрямних лопаток і єдиного високонагрітого газового потоку (позиція "ВНГ") на ряд окремих плоских струменів/потоків призводить до збільшення інтенсивності їх перемішування з атмосферним повітрям (за верхнім зрізом 28 (задньою торцевою частиною - крайкою) ведучої ланки 17 - див. схему на Фіг. 41) і до зменшення довжини високотемпературного факелу вихлопних газів. Це, у свою чергу, призводить до зменшення інфрачервоної помітності зазначеного струменя вихлопних газів.

Водночас із цим у приглушувачі 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) відбувається екранування прямої видимості нагрітих елементів вихлопної системи (позиція 10 та позиція 43) вертольота 4. Це забезпечується ланками (позиції 17 і 18) дефлектора 6 у їх випущеному (убік від вільного торця 46 насадка 43) положенні, та лопатками 31 лобового повітрязабірника 30, розміщеного на корпусі 5 за напрямом набігаючого потоку повітря (див. схеми на Фіг. 5-7, 41).

Нагрівання ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 запобігається шляхом створення плівкового (загороджувального) охолодження їх внутрішніх поверхонь ежектованим повітрям атмосфери, що проходить у щілини 66 між ланками (позиції 17 і 18) дефлектора 6 та у простір між внутрішніми (позиція "В1") і зовнішніми (позиція "В") стінками 19 ланок (позиції 17 і 18)

дефлектора 6 (охладжувальне повітря проходить між верхнім ("В") і нижнім ("В1") шаром ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 - див. схеми на Фіг. 18, 41, при цьому здійснюється організація третього контуру ежекції повітря (див. схему на Фіг. 41, що додатково знижує температуру високонагрітих вихлопних газів і утворює плівкове (загороджувальне) охолодження стінок (позиція 19) верхнього ("В") та нижнього ("В1") шару кожної з ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6).

Для охолодження внутрішнього простору (порожнини 35) кожуха 5 приглушується 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) атмосферне повітря, що надходить через лобовий повітрозабірник 30, попадає у простір між силовим корпусом 2 і кожухом 5, а також у внутрішні порожнини 34 нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8, відповідно, нижньої (позиція "НЛ") й верхньої/верхніх (позиція "ВЛ") лопаток 8, через їх бічні 33 входи, і виходить у тракт 65 дефлектора 6 приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна - у потік високонагрітих газів (позиція "ВНГ").

Повітря "П" з підкапотного простору 15 вертольота 4 ежектується у кільцеву щілину 67 між вихлопним патрубком 10, насадком 43 і силовим корпусом 2 і далі виходить у потік високонагрітих газів (позиція "ВНГ").

При зазначеній вище організації охолодження високонагрітих газів, що виходять із вихлопного патрубка 10 авіаційного газотурбінного двигуна 16 через насадок 43, кожух 5 приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) охолоджується конвективним охолодженням.

Таким чином, шляхом ежекції атмосферного повітря із підкапотного простору (позиція 15) вертольота 4 здійснюється організація другого контуру ежекції повітря (див. схему на Фіг. 41). Ежектоване таким чином повітря додатково знижує температуру вихлопних газів і додатково охолоджує кожух 5 (для зниження інфрачервоної помітності зазначеного кожуха).

Для збирання ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6 льотчик (або член екіпажу) подає команду на привід 13 повороту вала 12 ведучої ланки 17 дефлектора 6. Зазначений привід 13 відпрацьовує команду шляхом провертання вала 12 у зворотну сторону. При цьому ведуча 17 ланка дефлектора 6, що є жорстко закріпленою на валу 12, повертається в прибране положення. При цьому вона своїм елементом 25 передачі зусиль (механізму 24 зчеплення) захоплює елемент 26 зачіпки, що розташований на першій веденій 18 ланці дефлектора 6, і повертає її в первісне (прибране) положення.

Вертаючись у первісне (прибране) положення перша ведена 18 ланка дефлектора 6 аналогічним образом своїм елементом 25 передачі зусиль (механізму 24 зчеплення) захоплює елемент 26 зачіпки, що розташований на другій (наступній) веденій 18 ланці дефлектора 6, і повертає останню в первісне (прибране) положення.

Аналогічно кожна з наступних ведених 18 ланок дефлектора 6 повертає наступну за нею ведену 18 ланку дефлектора 6 у первісне (прибране) положення.

При збиранні ланок (позиції 17 і 18) дефлектора 6, рухомі лопатки 11, відповідно, нижнього (позиція "НЛ") і верхнього (позиція "ВЛ") ярусів, послідовно входять у внутрішні порожнини 34, відповідно, нижньої (позиція "НЛ") і верхньої (позиція "ВЛ") нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8.

Коли всі ланки (позиції 17 і 18) дефлектора 6 будуть повернуто у прибране положення (див. схему на Фіг. 3-4), привід 13 повороту вала 12 ведучої ланки 17 дефлектора 6 стопорить ведучу 17 ланку дефлектора 6 у прибраному положенні (див. схему на Фіг. 4).

Наземні випробування приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється), і що являє собою ежекторний екранно-вихлопний пристрій, в натурних умовах на вертольоті (позиція 4) Мі-8МТВ (Фіг. 68-69) показали зниження сили інфрачервоного випромінювання в діапазонах довжин хвиль $\lambda=2,8...4,2$ мкм і $\lambda=3,0...5,0$ мкм в 40-50 разів у порівнянні з вертольотом 4 без екранно-вихлопного пристрою.

Висока ефективність розробленого екранно-вихлопного пристрою (а саме приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється) відносно зниження теплової помітності, забезпечується наступними особливостями його конструкції:

у складеному стані дефлектора 6 практично відсутні втрати потужності газотурбінного двигуна (позиція 16) вертольота 4 й приріст лобового опору вертольота 4;

застосуванням багатоконтурного ежектора з одним поворотом потоку вихлопних газів на $60\pm 20^\circ$ і короткою камерою змішання, що забезпечує малий гідрравлічний опір екранно-вихлопного пристрою (позиція 1) (що призводить до зменшення втрат потужності газотурбінного двигуна 16 зазначеного вертольота 4 не більше 1,5...2,0 %);

розміщенням зрізу вихідного каналу (дефлектора) приглушувача (1) інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) в горизонтальній площині (що забезпечує екранування інфрачервоного випромінювання в нижній півсфері);

напрямок потоку вихлопних газів з дефлектора 6 приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна (що заявляється) минаючи оперені частини лопатей 68 несучого гвинта 63 вертольота 4 (що запобігає їхньому нагріванню, а також відкидання вихлопних газів долілиць і нагріванню хвостової балки 69 вертольота 4 - див. схему на Фіг. 41);

розподілом за допомогою нерухомих порожнистих напрямних вентилязованих лопаток 8 потоку вихлопних газів ("ВНГ") принаймні на три великих потоки між зазначеними нерухомими порожнистими напрямними вентилязованими лопатками 8 та додатково на n плоских потоків між рухомими лопатками 11 верхнього (позиція "ВЯ") та нижнього (позиція "НЯ") ярусів (як варіант конструктивного виконання, де в інших варіантах конструктивного виконання можливий розподіл потоку на більшу кількість потоків - де $n > 5$), що сприяє їхньому швидкому розмиванню в навколишньому середовищі за обрізом (вільний торець 56) вихлопного патрубка 10 авіаційного газотурбінного двигуна 16,

при застосуванні насадка 43 здійснюється поворот блоком 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік (а саме, напрямними лопатками 49 і 50), зазначеного потоку гарячих вихлопних газів ("ВНГ"), що виходять з вільної турбіни 70 газотурбінного двигуна 16 так, що забезпечується плавний поворот більшої частини газового потоку з двигуна у напрямку дефлектора 6, що приводить до зменшення зон відривної (зворотної) течії (позиція "ЗВТ") і, як наслідок, зниження втрат повного тиску, а також забезпечує рівномірне поле температур без локальних зон перегріву (не виникає перекосу полів швидкостей і температур перед входом у дефлектор 6 - див. схему на Фіг. 64) у порівнянні з потоком гарячих вихлопних газів ("ВНГ"), що виходять з вільної турбіни 70 газотурбінного двигуна 16, де виникають зони відриву (зворотні течії - позиція "ЗВТ")), які збільшують втрати повного тиску та створюють зони перегріву в дефлекторі 6 (див. схему на Фіг. 65).

В процесі експлуатації виникає необхідність огляду лопаток турбіни 70 газотурбінного двигуна 16, що розміщений на вертольоті 4 (див. схему на Фіг. 62 та схему на Фіг. 66).

Для цього перевіряють, чи знаходиться дефлектор 6 у прибраному положенні. Якщо дефлектор 6 прибрано (ведуча ланка 17 і ведені ланки 18 зібрано у пакет), то інженерний склад переходить до огляду лопаток вільної турбіни 70 газотурбінного двигуна 16.

Якщо конструкція насадка 43 передбачає, що блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, конструктивно є незнімним, то знімають бандаж 45 шляхом відкручування кріпильних болтів 60 з отворів 59, що виконані на площадках 58, що, у свою чергу, виконані на закінцівках півкілець 57 бандажа 45. Шляхом зняття півкілець 57 бандажа 45 з кріпильного бурта 54 насадка 43 і з кріпильного бурта 55 вихлопного патрубка 10, здійснюють рознімання між собою зазначених насадка 43 і вихлопного патрубка 10. Вихлопний патрубок 10, що є закріпленим до газотурбінного двигуна 16, залишається на вертольоті 4, а насадок 43 (разом з блоком 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік) виймається з порожнини підкапотного простіру 15 і з порожнини силового корпусу 2.

Таким чином забезпечується доступ до лопаток вільної турбіни 70 для їх огляду (візуальному чи інструментальному). Після огляду лопаток вільної турбіни 70 (див. схему на Фіг. 66) насадок 43 (разом з блоком 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік) закріплюється в зворотній послідовності.

Якщо конструкція насадка 43 передбачає, що блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, є конструктивно знімним, то знімають зазначений блок 44 шляхом виймання його з внутрішньої порожнини насадка 43 - див. схему на Фіг. 67. Внутрішня порожнина циліндричного корпусу насадка 43 становиться вільною, чим забезпечується доступ до лопаток вільної турбіни 70 для їх огляду (візуальному чи інструментальному - див. схему на Фіг. 66). Після огляду лопаток вільної турбіни 70 блок 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, встановлюється в насадок 43 і закріплюється в ньому в зворотній послідовності.

Другий варіант конструктивного виконання насадка 43, а саме, при знімній конструкції блока 44 лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, є більш прийнятним з точки зору експлуатації тому, що зменшуються витрати на ремонт при виході з ладу або напрямних лопаток 49 і 50, або ребер жорсткості 51.

Схеми розміщення приглушувача 1 інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, на вертольоті (позиція 4) типу Мі-8МТВ показано на Фіг. 68-69.

Підвищення ефективності застосування приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що заявляється, у порівнянні з найближчим аналогом, досягається шляхом встановлення насадка із розміщеним у його внутрішній порожнині блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та бандажу, що з'єднує вихлопний патрубков газотурбінного двигуна з насадком в єдину конструкцію, а також розсувних (охолоджуваних методом ежекції) ланок дефлектора, чим забезпечується, відповідно, по перше, насадок з напрямними лопатками забезпечує плавний поворот більшої частини газового потоку з газотурбінного двигуна у напрямку дефлектора, що приводить до зменшення зон відривної (зворотної) течії і, як наслідок, зниження втрат повного тиску, а також забезпечує рівномірне поле температур без локальних зон перегріву, а розсувні ланки дефлектора, по-друге, забезпечують екранування нагрітих елементів вихлопної системи газотурбінного двигуна вертольота. Підвищення ефективності застосування приглушувача інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, у порівнянні з найближчим аналогом, досягається й за рахунок встановлення розсувного дефлектора та створення конструктивними елементами дефлектора, а саме, нерухомими порожнистими напрямними вентиляльованими лопатками, рухомими лопатками та щілинами між стінками ведучої та ведених ланок не менше, ніж трьох контурів ежекції повітря, що у сумарному ефекті призводить до зниження інфрачервоного випромінювання авіаційних газотурбінних двигунів (встановлених, наприклад, на вертольоті) до практичного мінімуму шляхом змішування навколишнього повітря низької температури з вихлопом високої температури турбіни (щоб понизити інфрачервону сигнатуру).

Джерела інформації:

1. Чигрин В.С., Белова С.Е. Конструкция форсажных камер и выходных устройств авиационных ГТД. Учебное пособие. - Рыбинск: РГТА, 2004. - 38 с.

2. Патент США № 4226084 "Спосіб зниження інфрачервоної помітності ГТД" від 24.07.1970 р., МПК 6 F02K 3/04, B64D 33/04 - аналог.

3. Патент Российской Федерации (RU) № 2230005 "Насадок к вихлопному патрубку газотурбинного двигателя двухдвигательной силовой установки вертолета" от 2004 г., МПК (2004) F01N 7/08, B 64 D 33/04 - аналог.

4. Патент Великої Британії (GB) № 2407133 "Пристрій екранування вихлопного сопла реактивного двигуна" від 20.04.2005 р., МПК (2005) F02K 3/04, B 64 D 33/04 - аналог.

5. Патент Российской Федерации (RU) № 2413161C1 "Устройство для снижения инфракрасной и радиолокационной заметности газотурбинного двигателя" от 27.02.2011 г., МПК (2011) B 64 D 33/04 - аналог.

6. Патент Великої Британії (GB) № 2114229 "Пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна" від 17.08.1983 р., МПК 7 B02K 1/46 - аналог.

7. Патент Німеччини DE № 3127106 A1 "Пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна" від 27.01.1983 р., МПК 7 B64D 33/04 - аналог.

8. Патент США № 4.295.332 "Пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна" від 13.11.1978 р. (кл. 60/264), МПК 7 B02K 7/00, B02K 3/00 - аналог.

9. Патент США № 6.055.804 "Пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна" від 02.05.2000 р., МПК 7 B64P 33/04 - аналог.

10. Патент України № 72610 (по заявці № у 201201139 від 06.02.2012 р., "Пристрій для приглушення інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна", МПК (2012) B64D 33/04 - аналог.

11. Губин В.М., Сиротини А.С., Насонов Г.П. О тепловой заметности вертолетов. УДК 629.735.45.067. - С. 37-41, рис. 7 (стр. 39 - экранное устройство вертолета) - аналог.

12. Патент України № 87139 (по заявці № у 201309093 від 19.07.2013) "Приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна", МПК (2013) F02K 3/04, F02K 1/46, F02C 7/17, B64D 33/00 - найближчий аналог.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

Приглушувач інфрачервоного випромінювання авіаційного газотурбінного двигуна, що містить силовий корпус, закріплений жорстко до силового набору фюзеляжу вертольота, кожух, жорстко закріплений на силовому корпусі, дефлектор, закріплений з можливістю повороту відносно нерухомих кожуха й силового корпусу, опорне кільце, розміщене між згаданими силовим корпусом і поверхнею фюзеляжу вертольота, нерухомі порожнисті напрямні вентиляльовані

лопатки, закріплені жорстко всередині кожуха відносно осі вихлопного патрубка, паралельно одна відносно іншої та на відстані нижня від верхньої не менше $1/3$ діаметра згаданого вихлопного патрубка, рухомі лопатки, вал, привід вала і вузли кріплення приглушувача у зібраному стані до елементів силового набору фюзеляжу, насамперед, капота вертольота, при цьому силовий корпус розміщено із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні вихлопного патрубка, що виступає за обводи фюзеляжу, для забезпечення ежекції повітря з підкапотного простору, зазначений силовий корпус виконано за довжиною більшим, ніж довжина виступаючого за обріз фюзеляжу вихлопного патрубка, передню частину силового корпусу виконано припасованою до поверхні борта фюзеляжу вертольота, а задню - відкритою для забезпечення виходу газів з вихлопного патрубка газотурбінного двигуна вертольота, дефлектор виконано складовим з поворотних одна відносно іншої ланок, одна з яких є ведучою, а інші - веденими, зібраними в пакет, кожну з ланок дефлектора виконано у вигляді двох стінок, розміщених паралельно між собою, і жорстко з'єднаних зі стінками півкільця, що формує із зазначеними стінками U-подібну в поперечному перерізі форму ланки, на вільних кінцях стінок ланки виконано отвори для проходу вала, центри яких знаходяться на одній осі, перпендикулярній стінці ланки, кожну ланку дефлектора виконано двошаровою - з двома стінками для проходу охолоджувального повітря між зовнішнім і внутрішнім шарами, зовнішній і внутрішній шари, а саме зовнішня та внутрішня стінки ланки дефлектора, з'єднано між собою поздовжніми підкріплювальними силовими елементами, ланки дефлектора виконано зі збільшенням поперечних габаритів у напрямку руху вихлопних газів, що забезпечують їхній вхід одна в іншу при повороті/розкритті дефлектора, кожну з ланок дефлектора оснащено механізмом зчеплення, що містить елемент передачі зусиль і елемент зачіпки, зазначені елементи передачі зусиль та елемент зачіпки розміщено, відповідно, на різних торцевих частинах ланки дефлектора - на передній та на задній, зовнішню ланку дефлектора, що є ведучою, виконано найбільшою за розмірами - поперечними габаритами і висотою, та жорстко закріплено на валу, внутрішні ланки дефлектора, що є веденими, розміщено з можливістю вільного провертання відносно вала в їх отворах, що виконано в бічних стінках, відповідно, у внутрішній та зовнішній ланки, зазначені ланки дефлектора встановлено із зазором між собою відносно стінок, відповідно, зовнішнього й внутрішнього шарів, внутрішню найменшу ведену ланку дефлектора розміщено із зазором відносно зовнішніх поверхонь кожуха й силового корпусу, вал повороту зовнішньої/ведучої ланки дефлектора з'єднано із приводом вала, зазначений вал закріплено на силовому корпусі з можливістю провертання у вузлах кріплення, кожух закріплено до силового корпусу із зазором своєю внутрішньою поверхнею відносно зовнішньої поверхні силового корпусу, кожух оснащений лобовим повітрязабірником, розміщеним у передній частині зазначеного кожуха за напрямком польоту вертольота, зазначений лобовий повітрязабірник закритий лопатками, що запобігають прямій видимості нагрітого до високої температури силового корпусу та вихлопного патрубка, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки виконано з відкритою задньою крайкою та оснащено бічними входами для проходу холодного атмосферного повітря з підкапотного простору фюзеляжа вертольота у внутрішню порожнину зазначених лопаток і далі у внутрішню порожнину кожуха та силового корпусу, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки встановлено в один, два або більше рядів за висотою вихлопного патрубка газотурбінного двигуна вертольота із зазором між собою, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за габаритами, а саме хордою та довжиною, більшою, ніж верхня нерухома порожниста напрямна вентилявана лопатка та наступні нерухомі лопатки при встановленні зазначених верхніх нерухомих лопаток більше, ніж дві, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку й верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку виконано за розмірами за шириною, а саме хордою, й висотою, що забезпечують вхід/складання в їхню внутрішню порожнину рухомих лопаток, відповідно, нижнього й верхнього/верхніх ярусів, закріплених на ведучій й ведених ланках дефлектора, нижню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку встановлено переважно по центру або вище високонагрітого газового потоку у бік вала, верхню нерухому порожнисту напрямну вентилявану лопатку чи комплект таких лопаток за кількістю дві, три або більше встановлено в частині потоку високонагрітих газів між нижньою нерухомою порожнистою напрямною вентиляваною лопаткою і валом, нерухомі порожнисті напрямні вентилязовані лопатки, а саме нижню та верхню/верхні, жорстко закріплено до торцевої частини силового корпусу, рухомі лопатки закріплено між бічними стінками внутрішнього шару ланки дефлектора в один, два або більше ярусів паралельно одна до іншої/інших та поздовжньої осі вала із зазором між собою не менше $1/3$ діаметра вихлопного патрубка при кількості рухомих лопаток дві або більше, рухомі лопатки встановлено на кожній з ланок дефлектора за кількістю, що дорівнює кількості

нерухомих порожнистих напрямних вентиляваних лопаток, а саме по одній для нижньої і верхньої/верхніх лопаток, зовнішній шар кожної ланки дефлектора виконано переважно з алюмінієвого сплаву з полірованою зовнішньою поверхнею, а саме полірованою зовнішньою поверхнею бічних стінок та зовнішньою поверхнею стінок півкільця, рухомі лопатки виконано у вигляді вигнутого аеродинамічного профілю, зазначені рухомі лопатки виконано з хордою не менше ширини бічної стінки ланки дефлектора в місці установки рухомої лопатки, рухомі лопатки при розсунутих ланках дефлектора розміщено із зазором між собою за висотою з утворенням щілини між хвостовиком попередньої і носком наступної рухомої лопатки з виходом високонагіттого газового потоку з внутрішньої поверхні зазначеної попередньої рухомої лопатки на спинку наступної лопатки, опорне кільце виконане за формою й розмірами, що забезпечують його встановлення на вертольоти типу Mi-2, Mi-6, Mi-8, Mi-24, Mi-14, Mi-17, Mi-35, Mi-26 або інших типів всіх модифікацій, наприклад на вертольоти Mi-28, Ka-50, Ka-32, силовий корпус виконано або цільним, або з додатковими вікнами підведення атмосферного повітря з-під кожуха в простір/порожнину між силовим корпусом і вихлопним патрубком газотурбінного двигуна вертольота, причому задня крайка ведучої ланки дефлектора у випущеному на максимальний кут 0° положенні дефлектора розташована в горизонтальному положенні, паралельному будівельній осі вертольота в площині осей X і Z, усі ланки згаданого дефлектора у випущеному положенні дефлектора фіксуються стопорінням привода, а механізми зчеплення забезпечують їхнє з'єднання між собою, рухомі лопатки нижнього й верхнього ярусів при прибраному/складеному положенні дефлектора розміщено у внутрішній порожнині, відповідно, нижньої й верхньої/верхніх нерухомої порожнистої напрямної вентиляваної лопатки, який **відрізняється** тим, що він додатково оснащений насадком, до складу якого входять блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, та бандаж, при цьому насадок виконано трубчастої форми з розташуванням площин вільних торців під кутом одна до другої відносно поздовжньої осі зазначеного насадка, торець насадка, що є вільним, розташовано своєю площиною перпендикулярно поздовжньої осі зазначеного насадка, а торець насадка, що примикає до торця вихлопного патрубка, - під кутом відносно поздовжньої осі насадка, блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, складається з верхньої напрямної лопатки та нижньої напрямної лопатки, що з'єднані між собою за допомогою ребер жорсткості, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано різними за довжиною відносно ширини внутрішньої стінки насадка, напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, виконана за довжиною, меншою, ніж напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над зазначеною напрямною лопаткою, на величину не менше $1/10$ довжини меншої напрямної лопатки, верхня в блоці напрямна лопатка виконана за шириною, більшою, ніж нижня напрямна лопатка в блоці, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, жорстко закріплено до ребер жорсткості, а безпосередньо блок лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в районі стінки насадка, що є меншою за довжиною, або жорстко - незнімно, або за допомогою кріпильних елементів - знімно, зазначені напрямні лопатки закріплено у блоці із зазором між собою, напрямна лопатка, що розташована безпосередньо над поверхнею внутрішньої стінки насадка, розташована над зазначеною поверхнею із зазором, напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено в блоці переважно паралельно між собою відносно поперечного перерізу у кожній із площин, зазначені напрямні лопатки блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, закріплено всередині насадка так, що один з вільних торців кожної із лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що є зверненим у бік вільного торця насадка, розташовано по обрізу зазначеного торця, а протилежні вільні торці є виступаючими за обріз вільного торця насадка на величину не менше $1/3$ довжини більшої з напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, частина напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що виступає за торцевий зріз насадка, що контактує з торцевим зрізом вихлопного патрубка авіаційного газотурбінного двигуна, є вигнутою за радіусом, ребра жорсткості закріплено паралельно між собою і перпендикулярно до площини частини напрямних лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, що розташована всередині насадка, на вільному торці насадка виконано кріпильний борт, що є аналогічним за всіма параметрами борту, що виконаний на вільному торці, а саме на торцевому зрізі вихлопного патрубка газотурбінного двигуна у площині зазначеного торцевого зрізу, бандаж виконано з двох півкілець П-подібного поперечного перерізу, причому на вільних кінцях кожного з півкілець виконано площадки, в яких виконано наскрізні отвори для проходження кріпильних болтів, на верхніх поверхнях кожної з напрямних

лопаток блока лопаток, що вирівнюють газодинамічний потік, виконано підсилюючу накладку, що розташована уздовж бічного ребра лопатки на відстані не більше $1/10$ ширини лопатки.

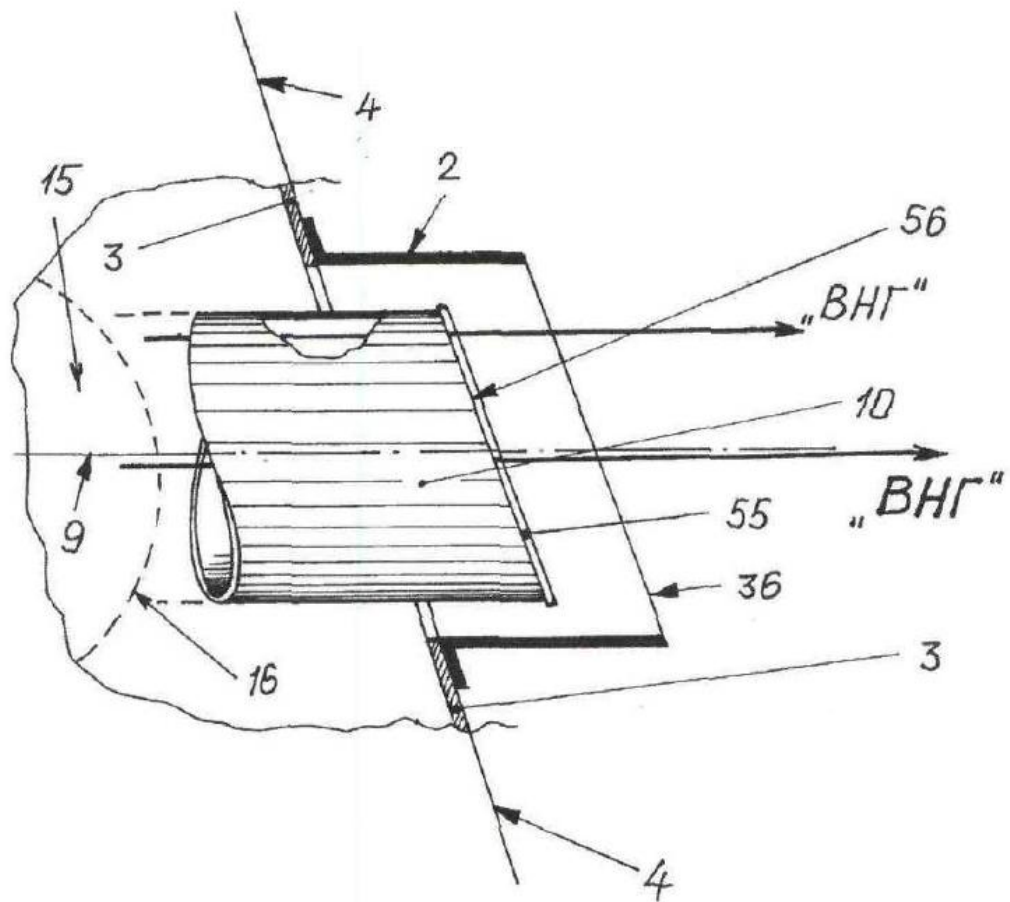
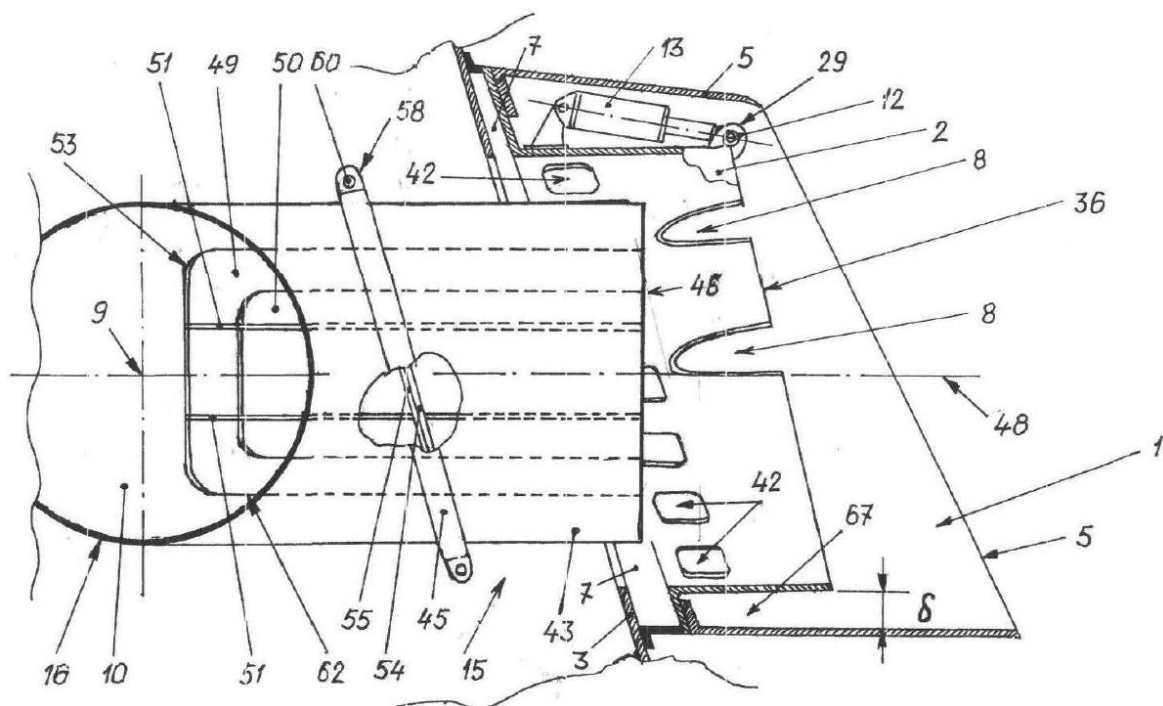
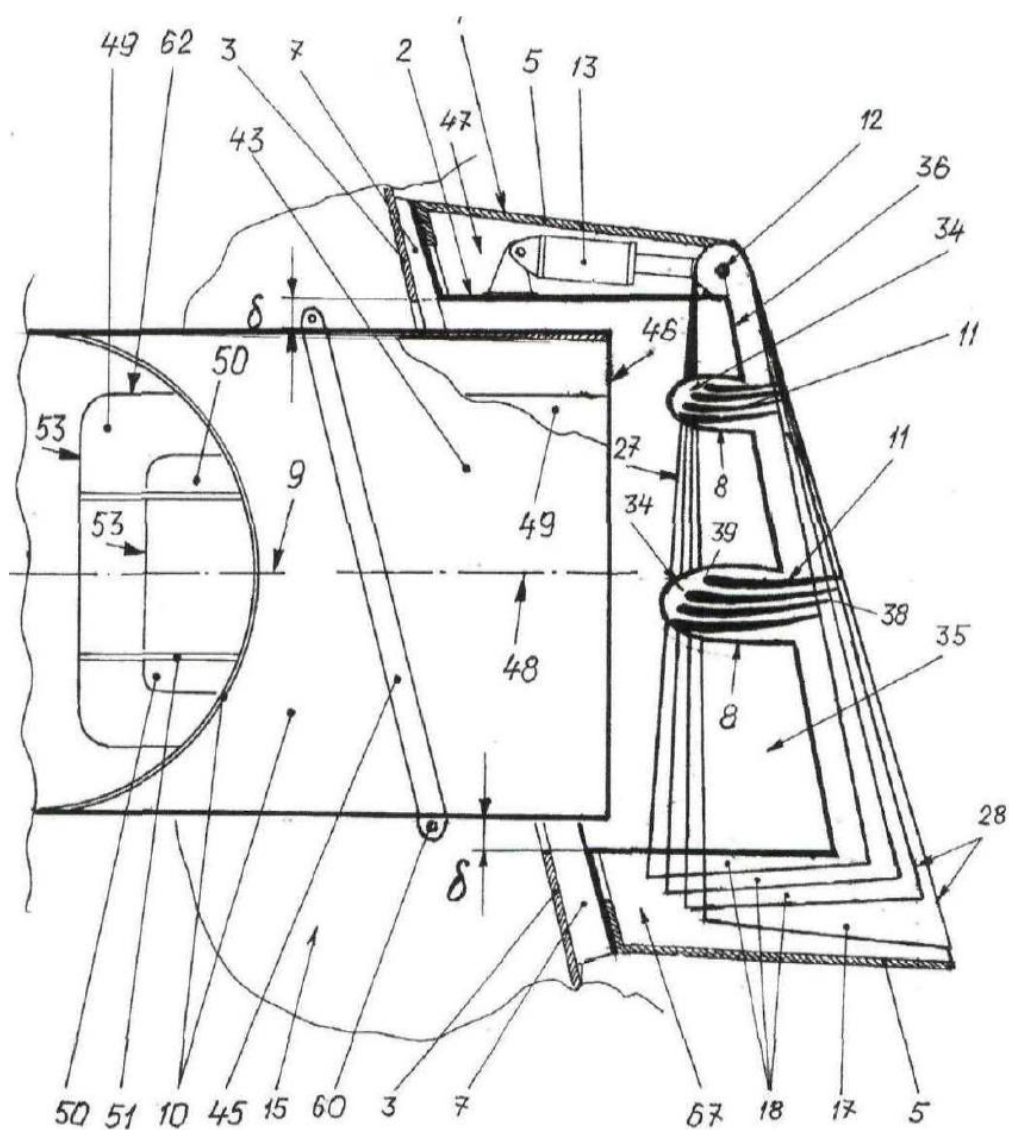
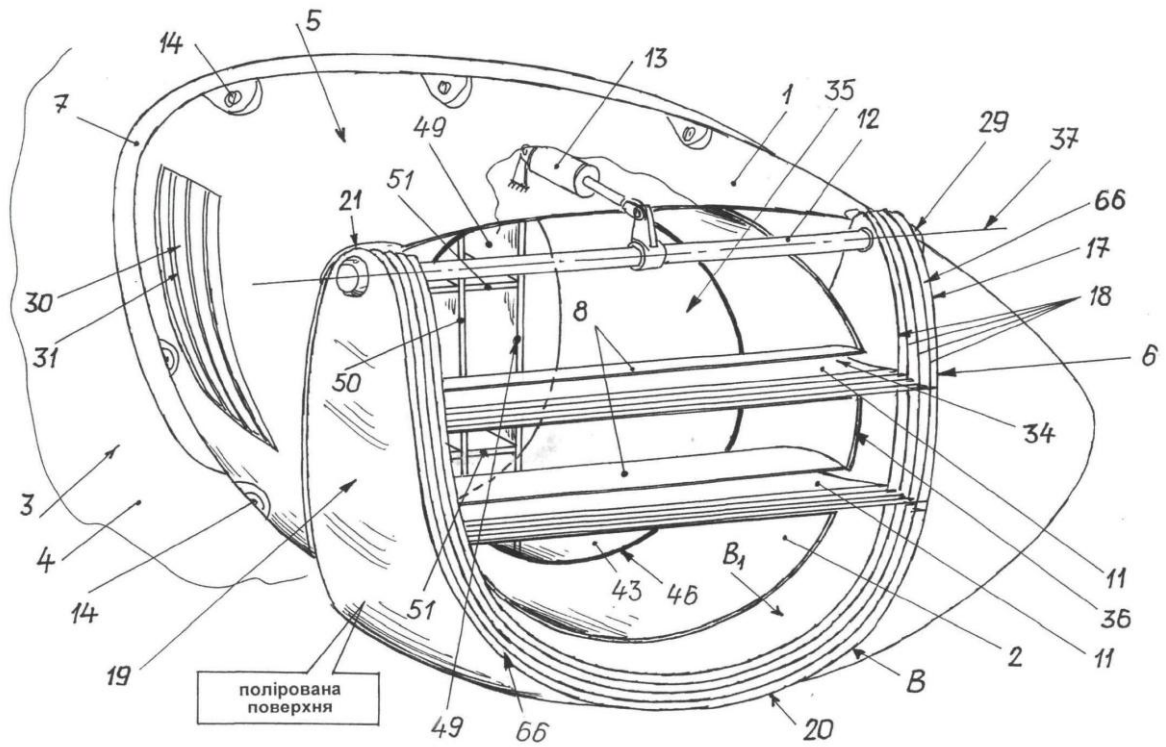


Fig. 1

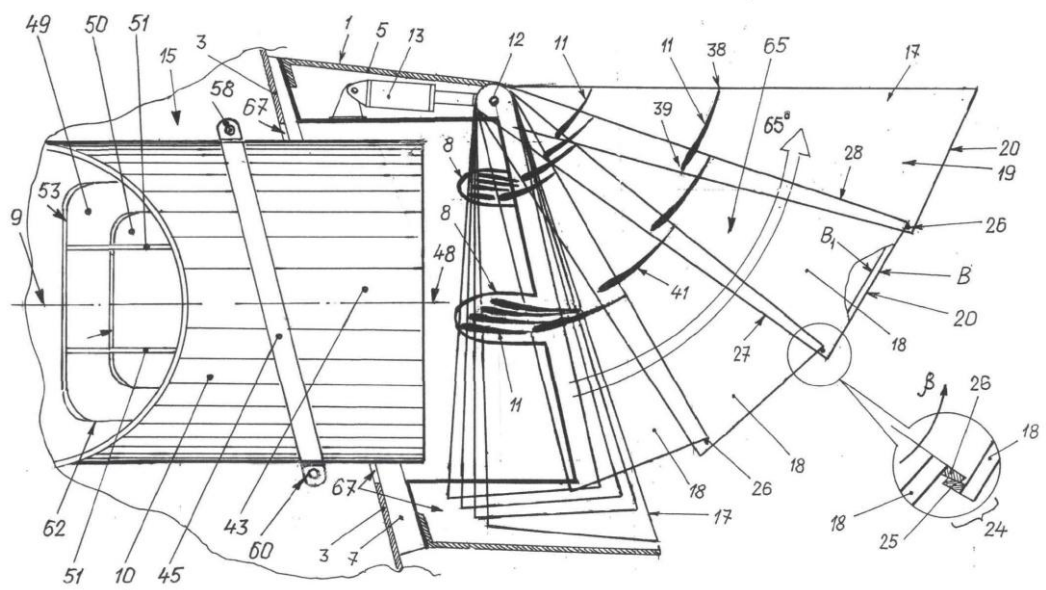




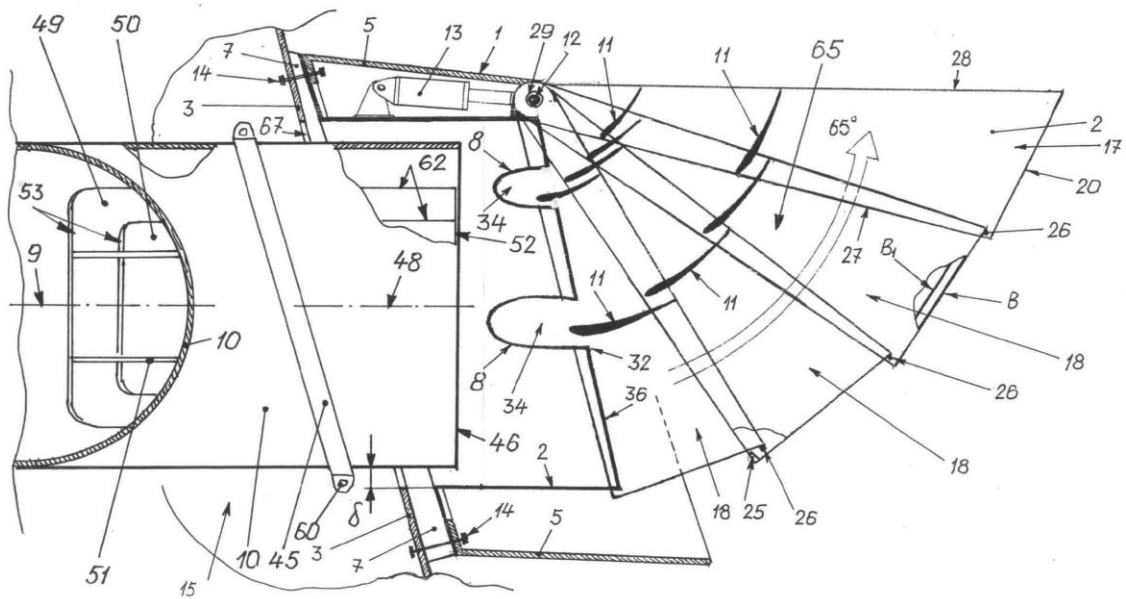
Фиг. 3



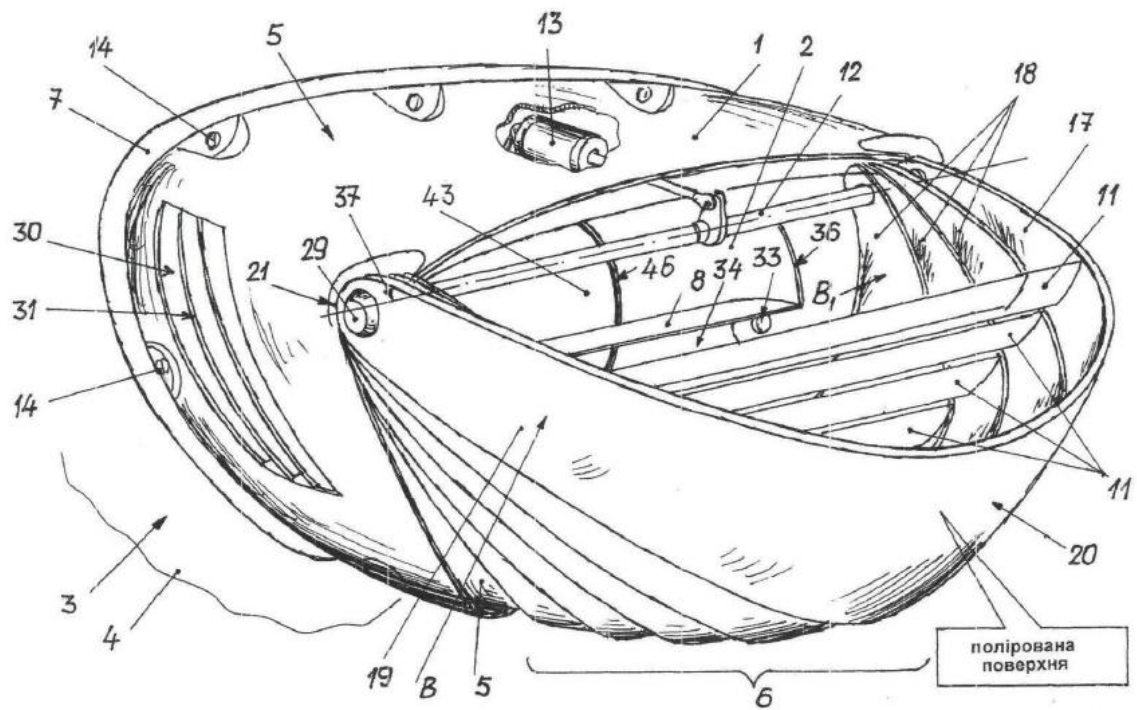
Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7

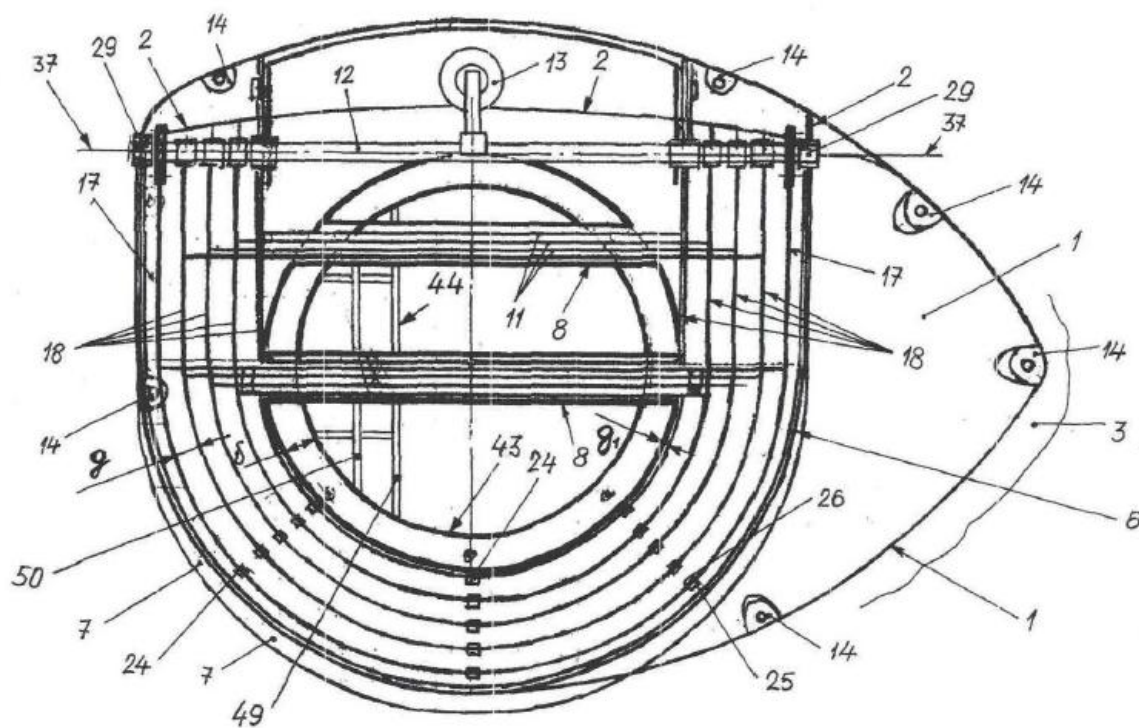
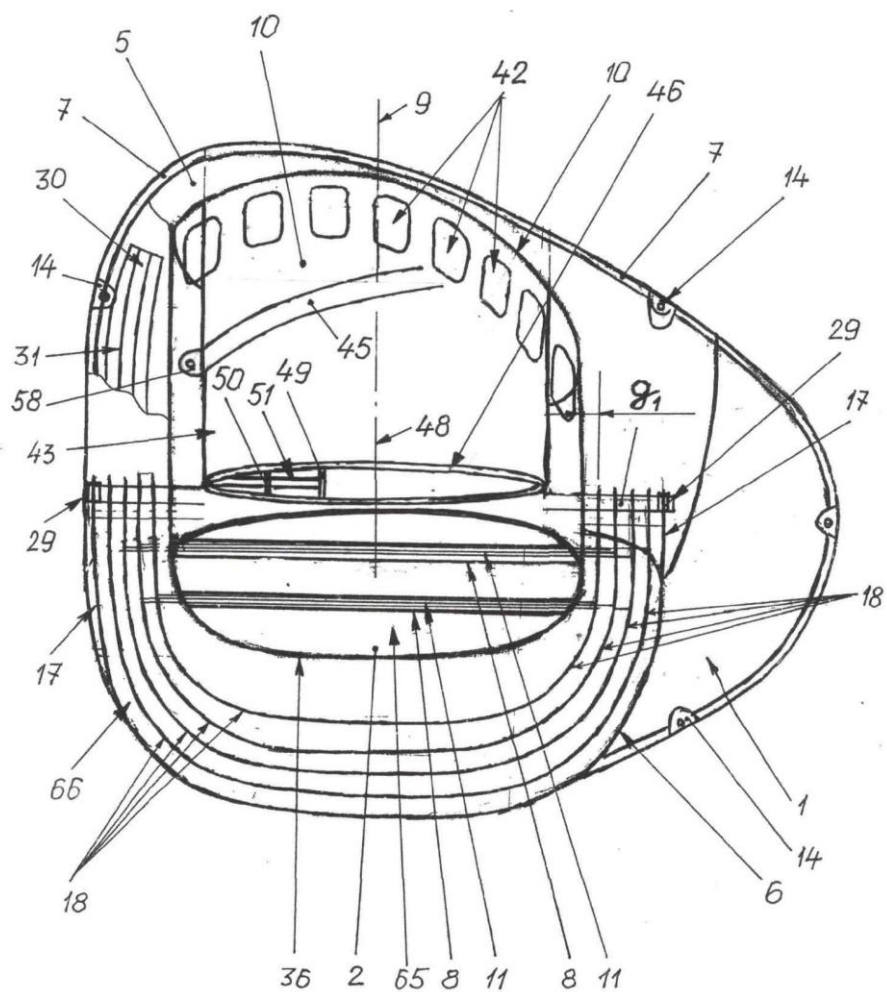


Fig. 8



Фиг. 9

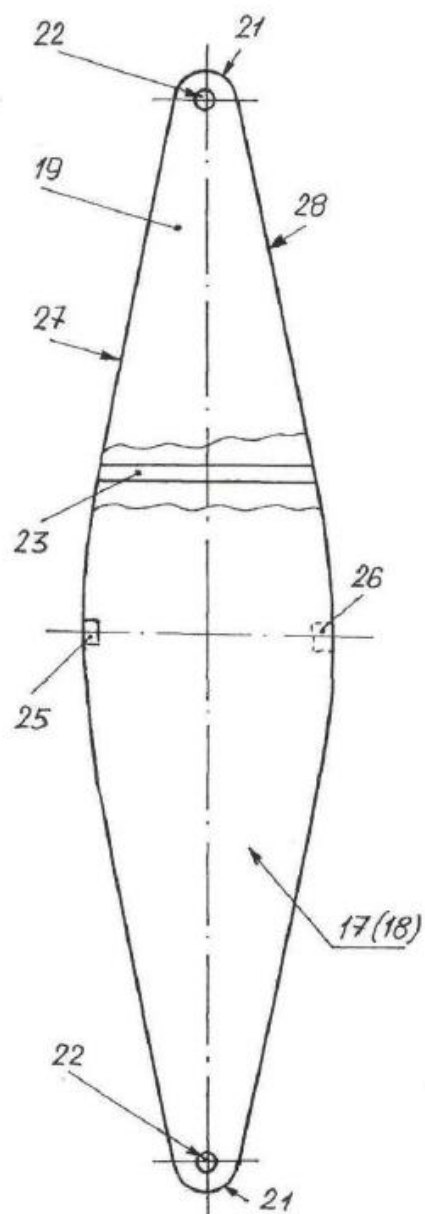


Fig. 10

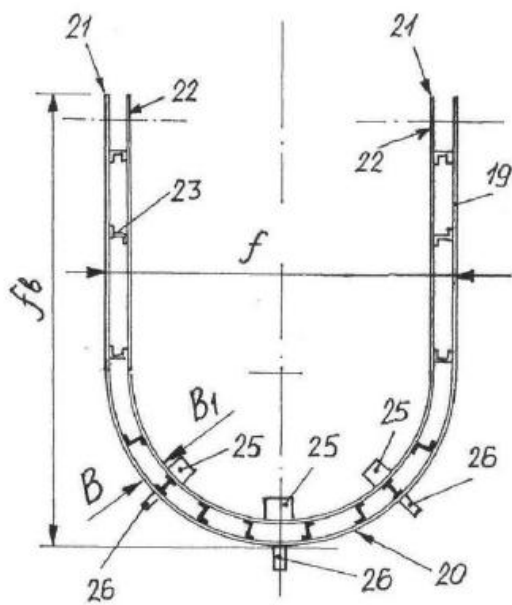


Fig. 11

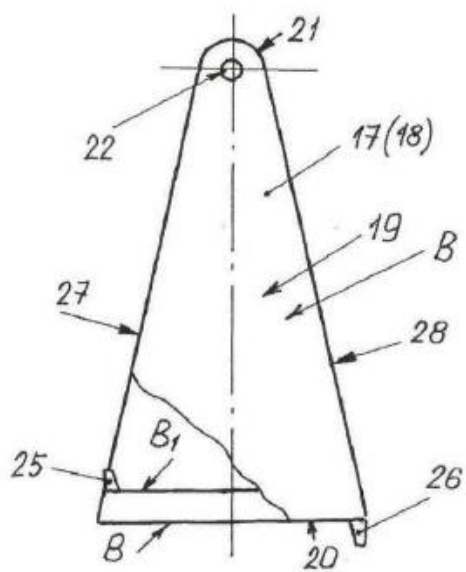


Fig. 12

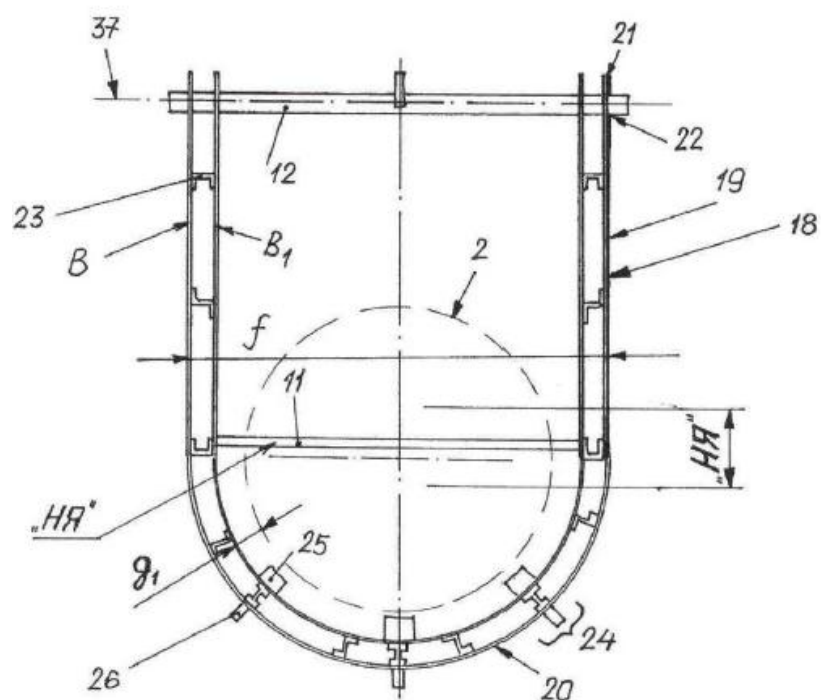


Fig. 13

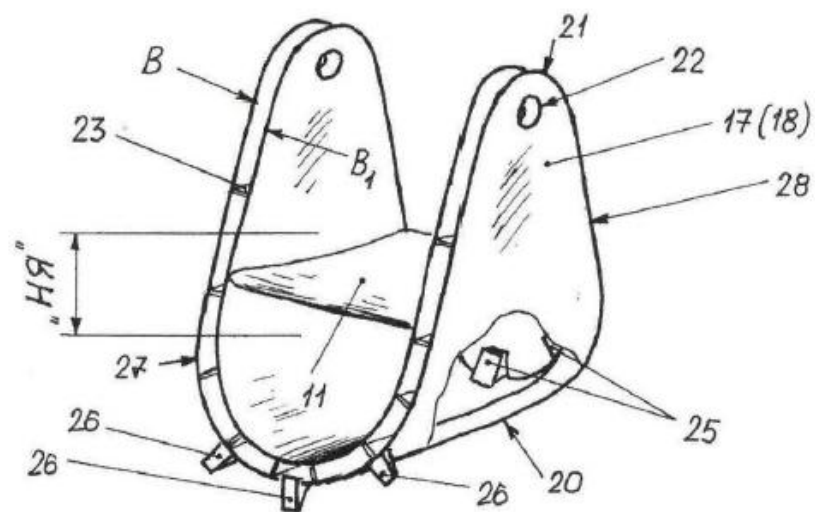


Fig. 14

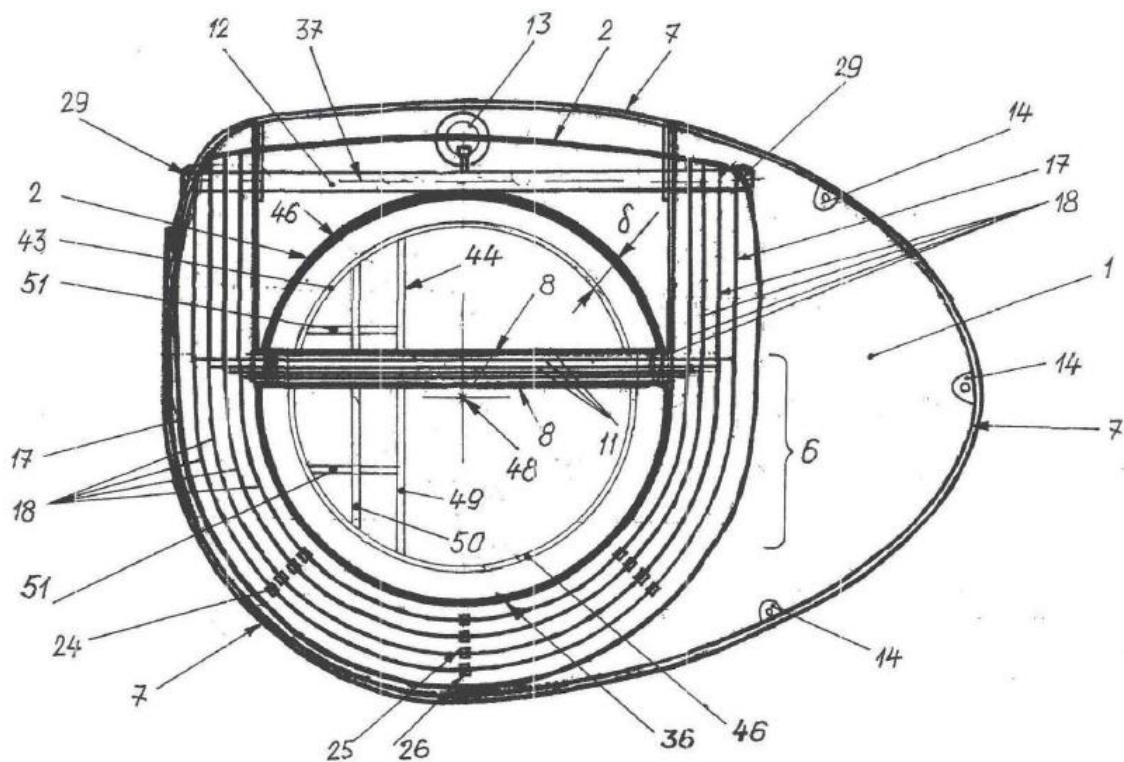


Fig. 15

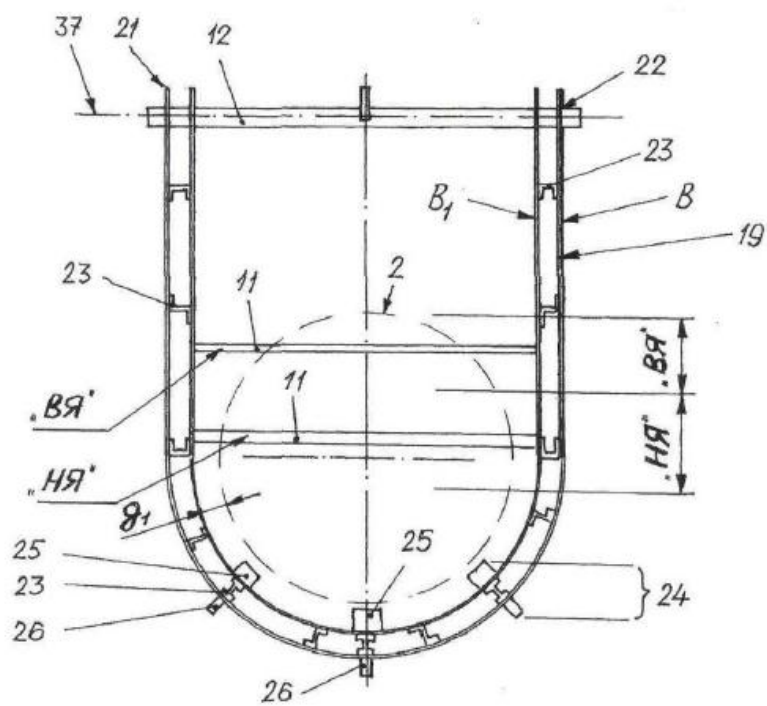
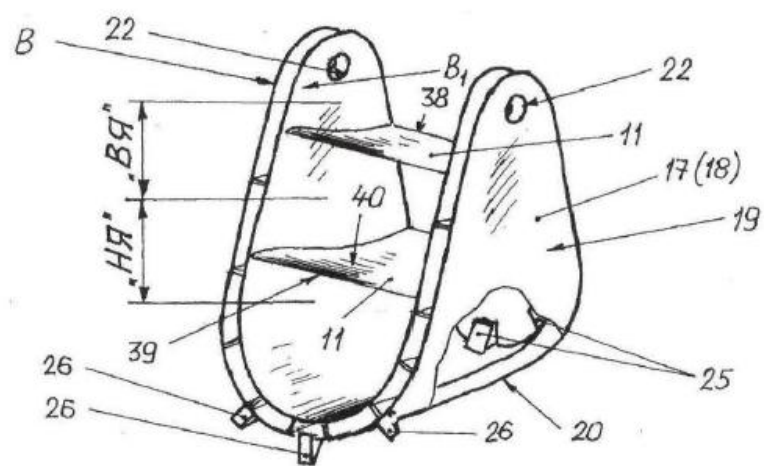
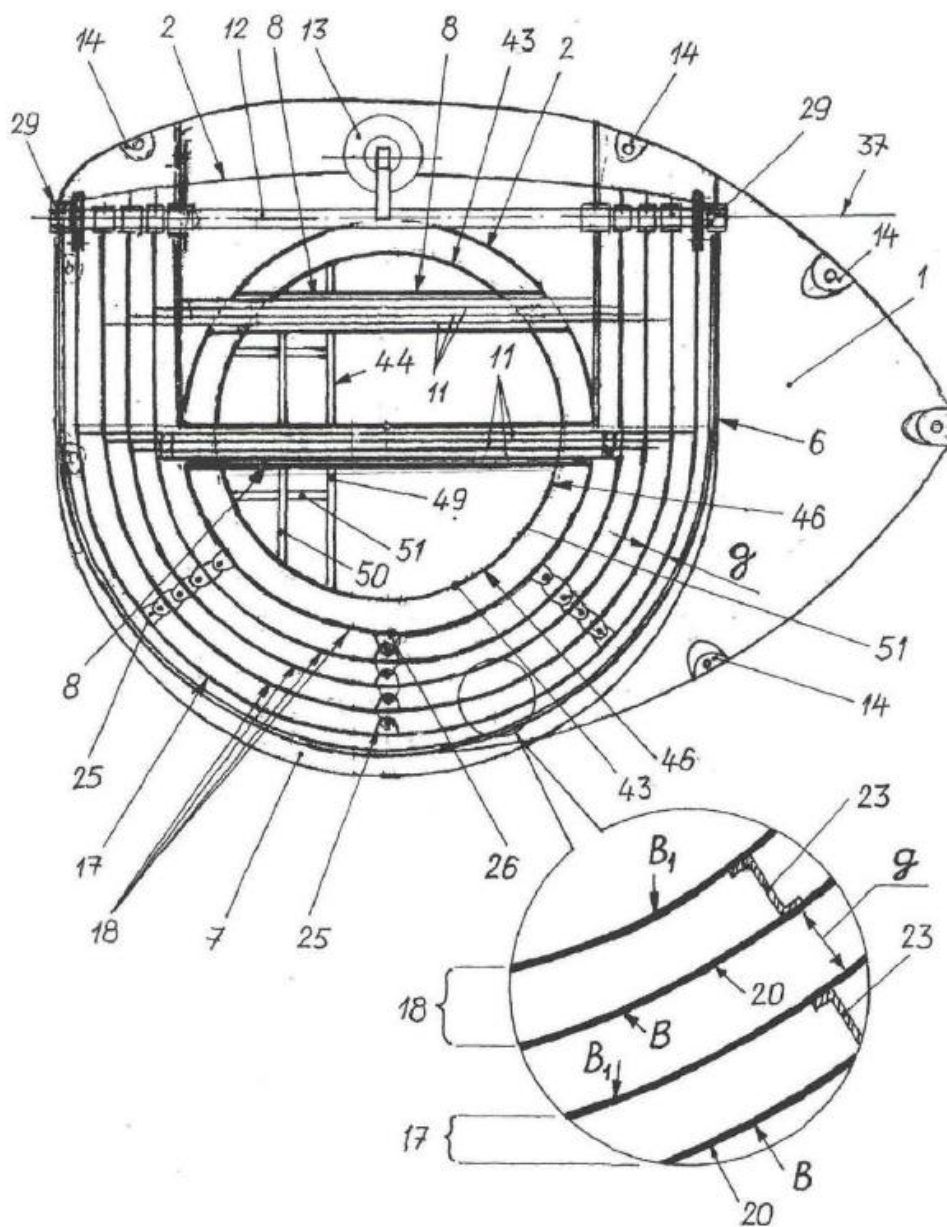


Fig. 16



Фиг. 17



Фиг. 18

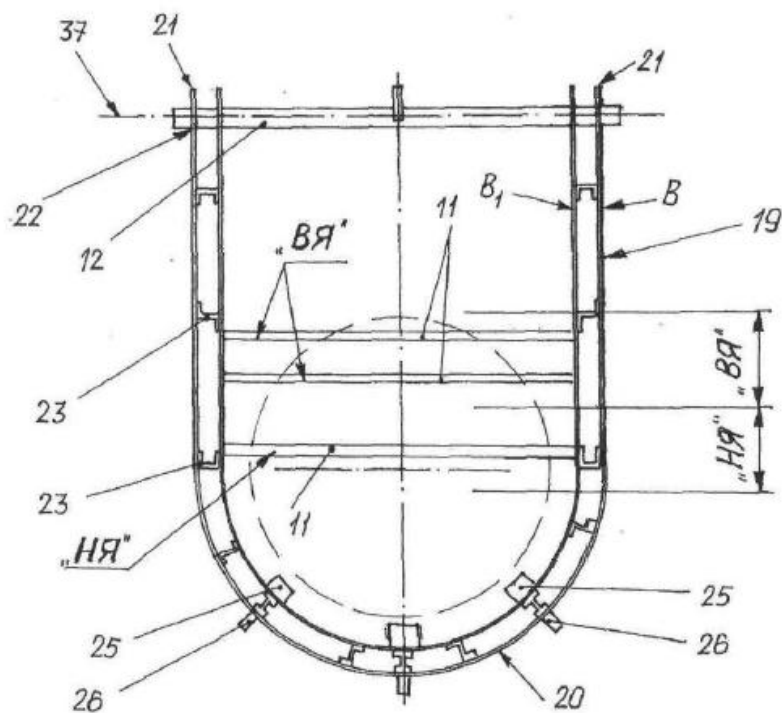


Fig. 19

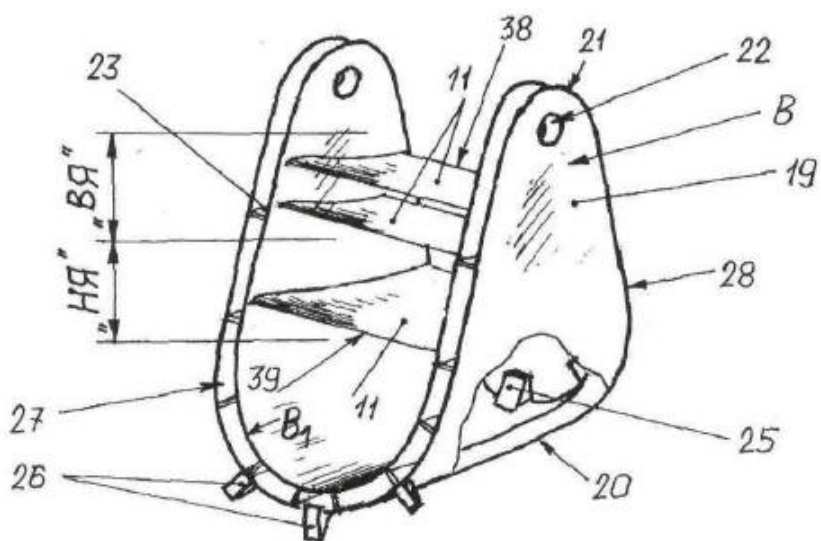
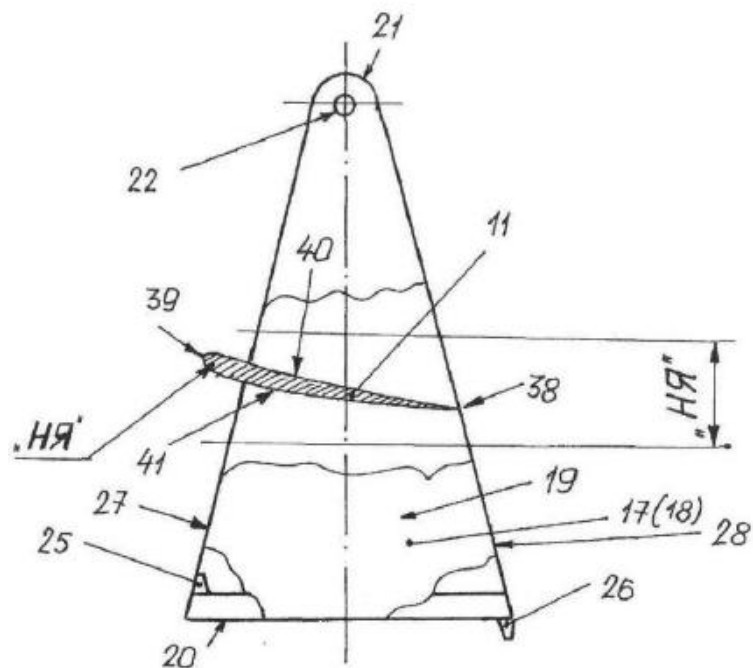
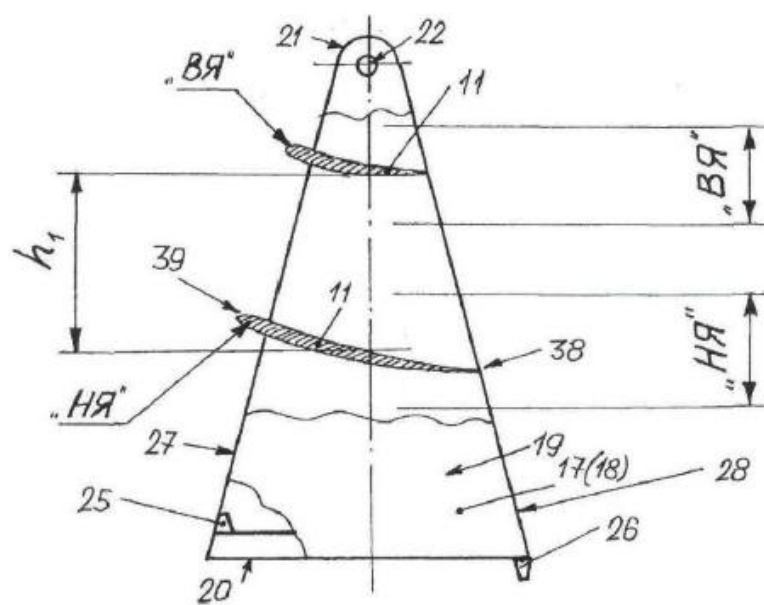


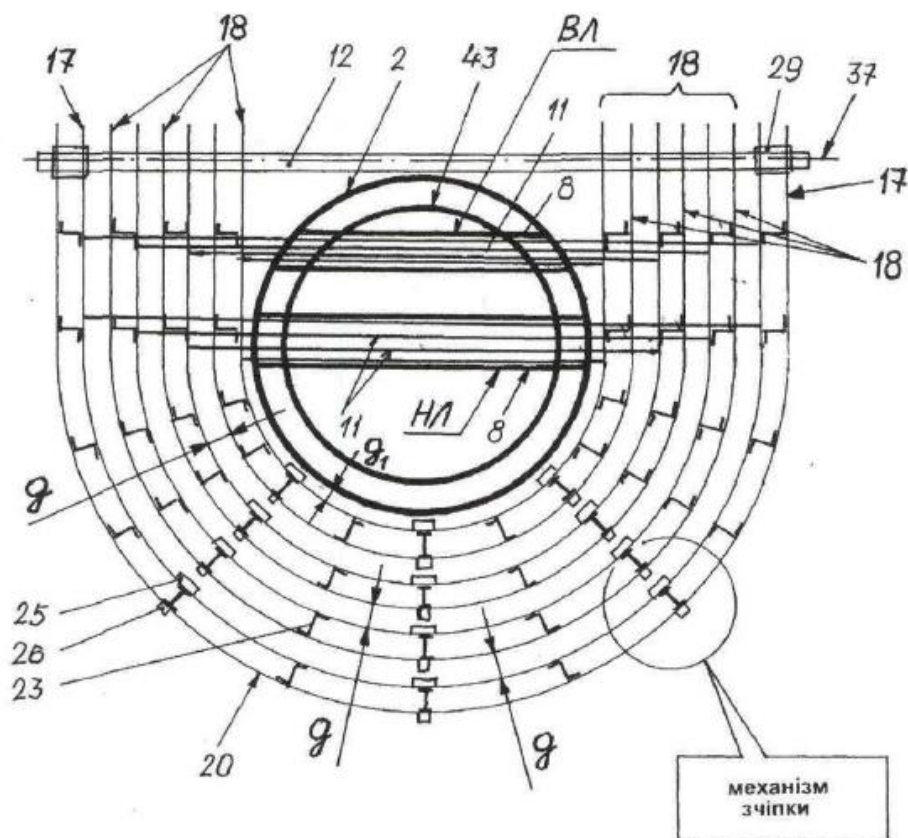
Fig. 20



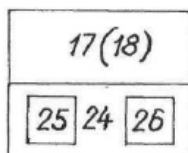
Фиг. 21



Фиг. 22



Фіг. 23



Фіг. 24

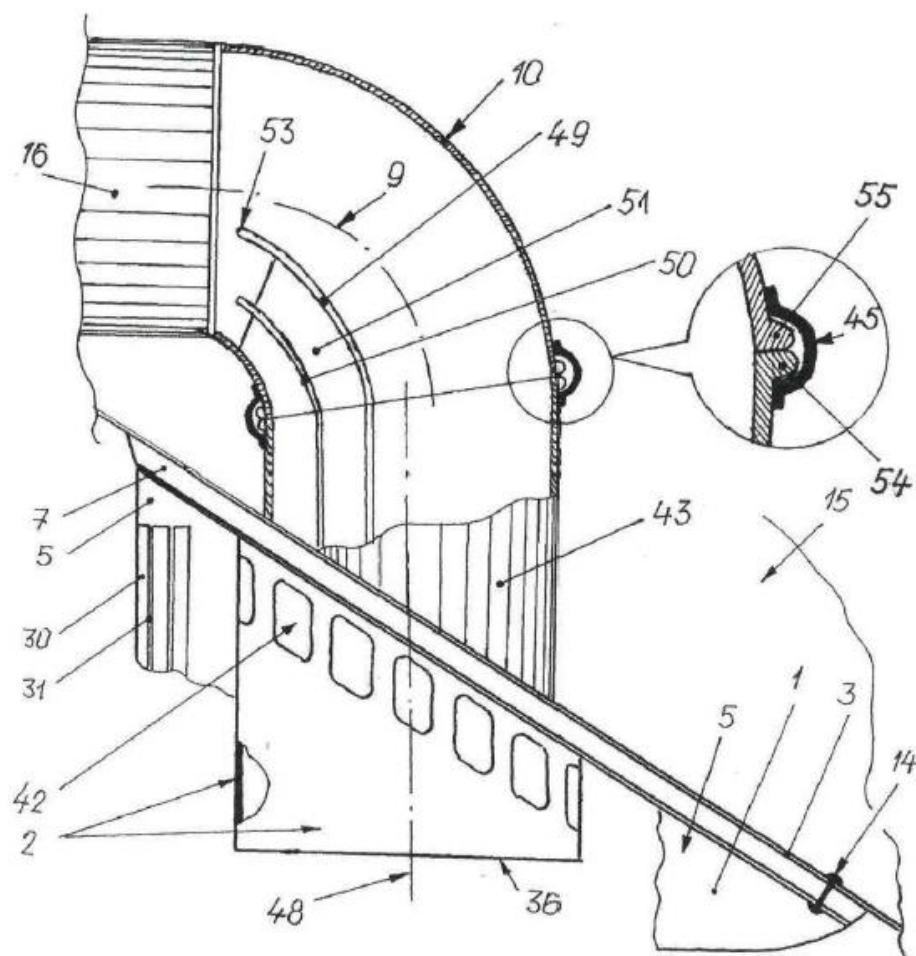
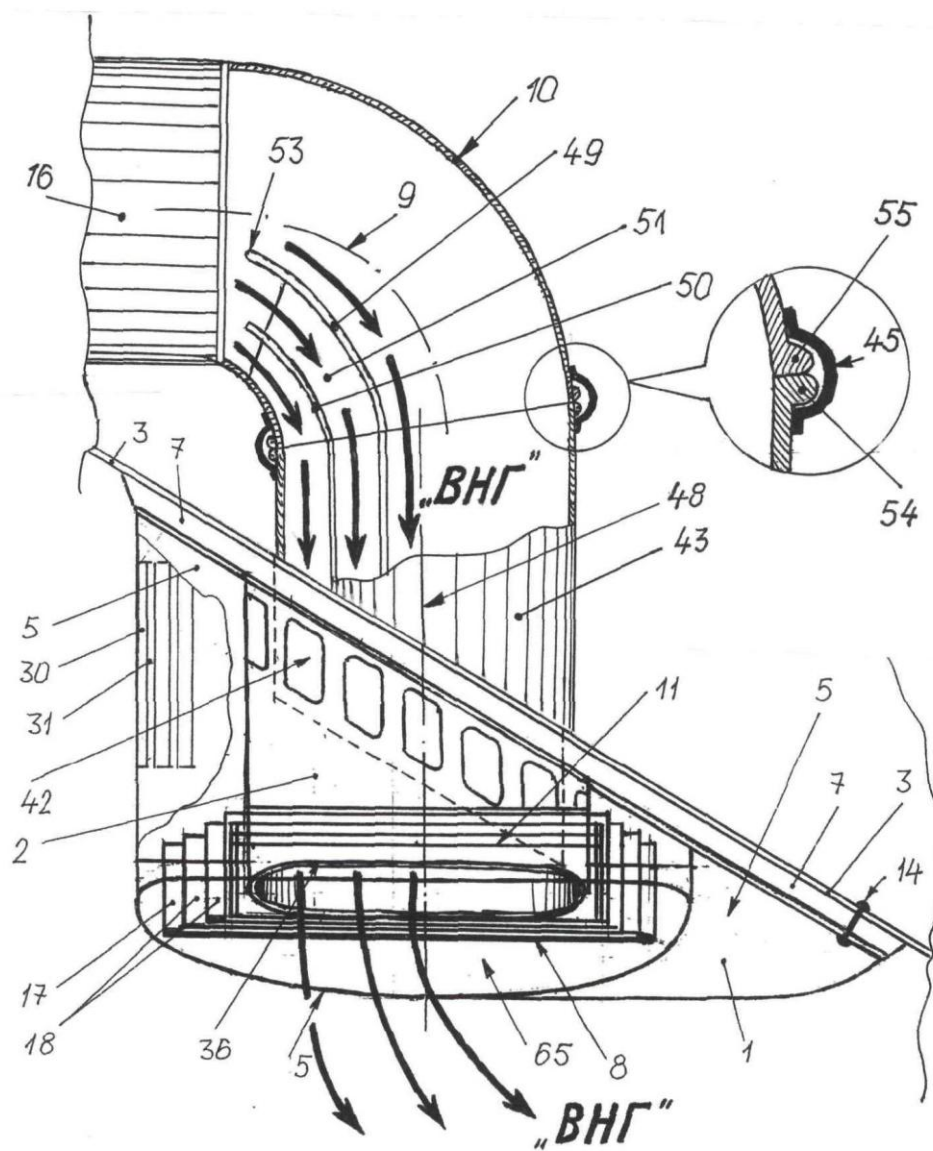


Fig. 25



Фиг. 26

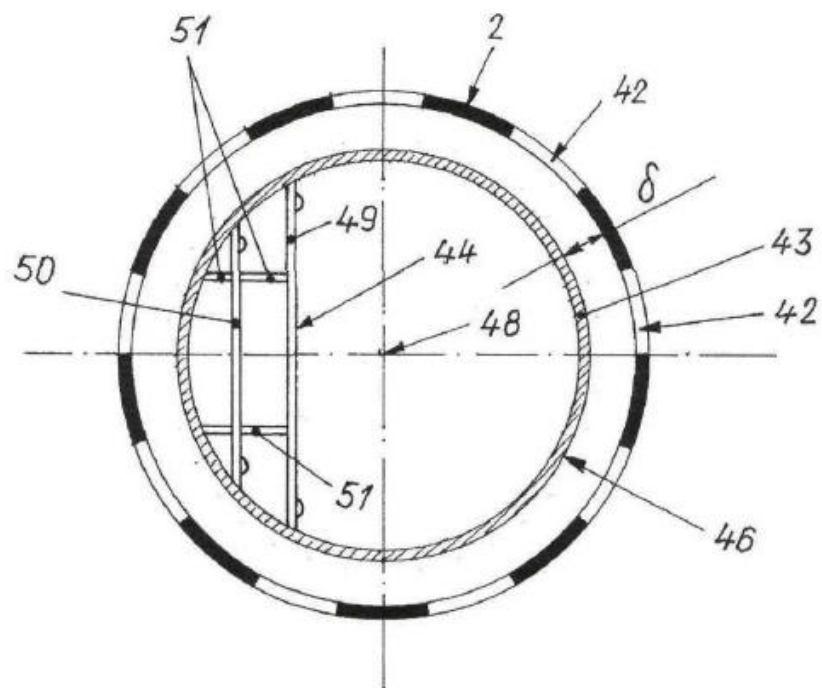


Fig. 27

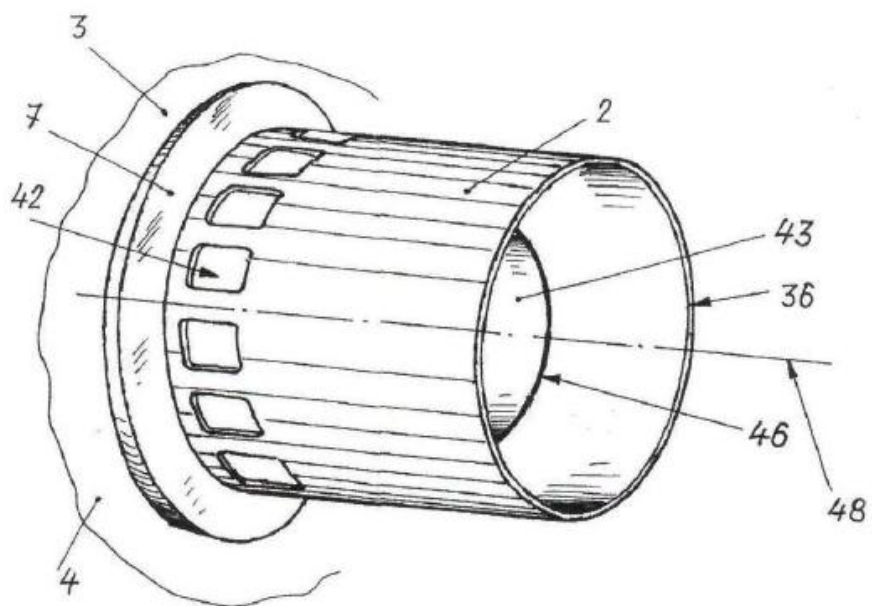


Fig. 28

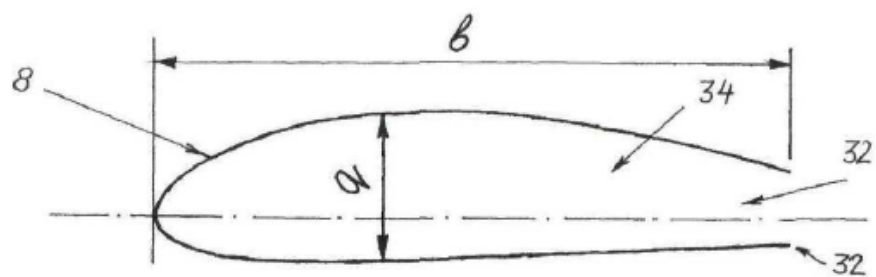


Fig. 29

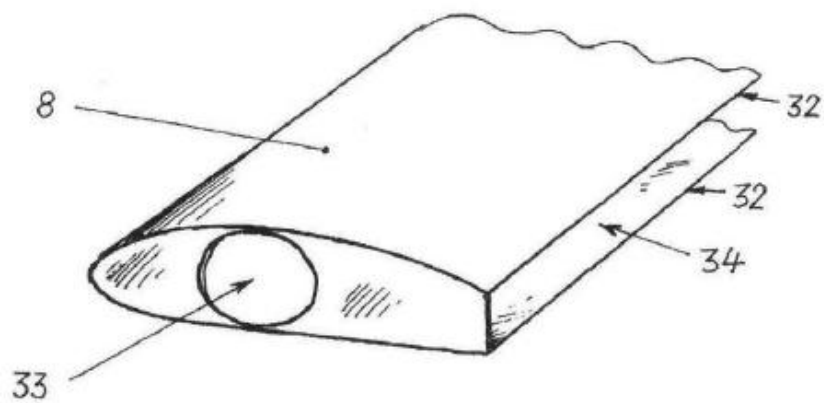


Fig. 30

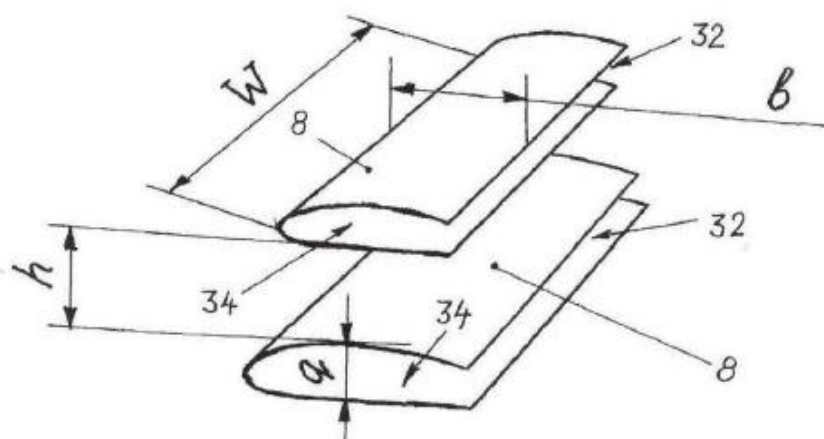


Fig. 31

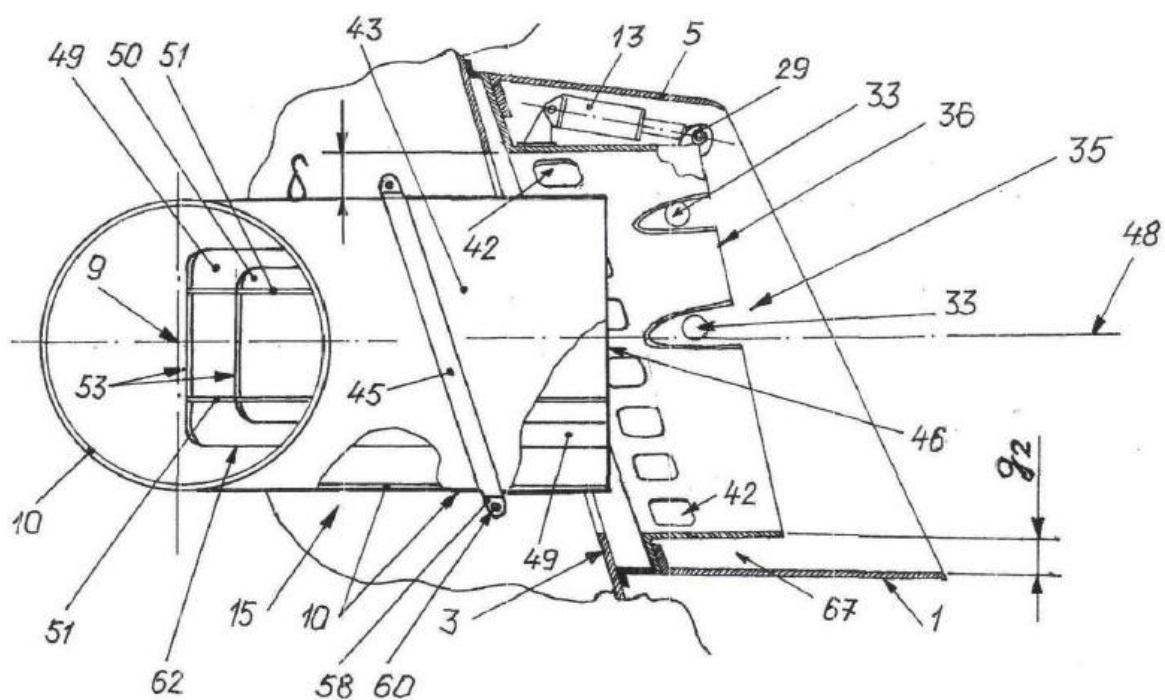


Fig. 32

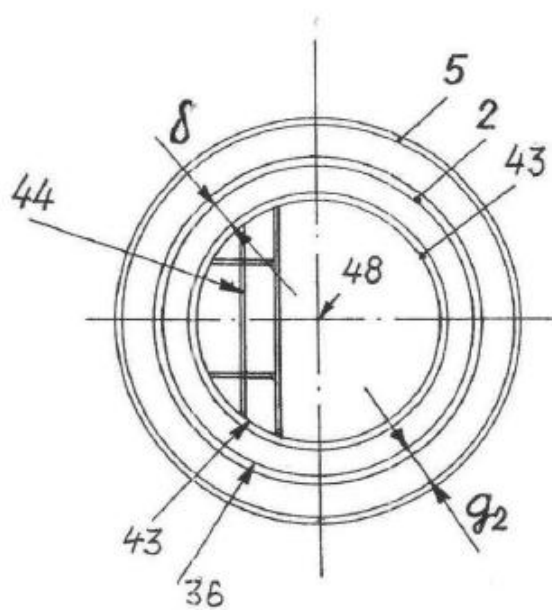
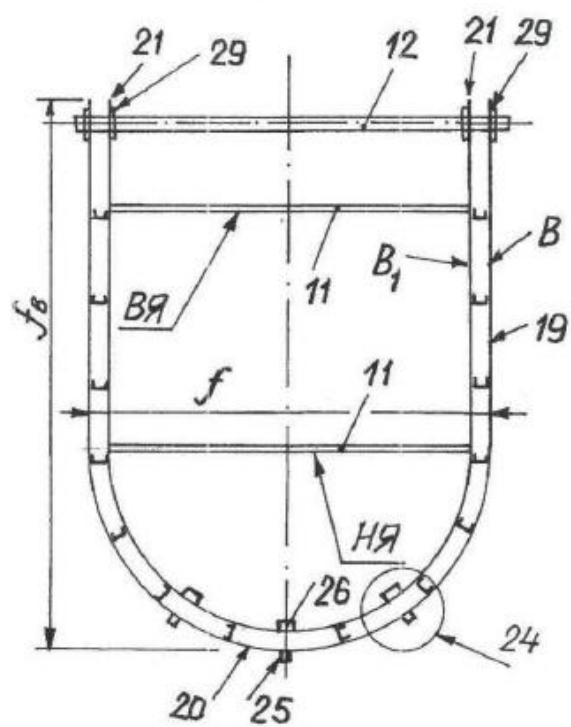
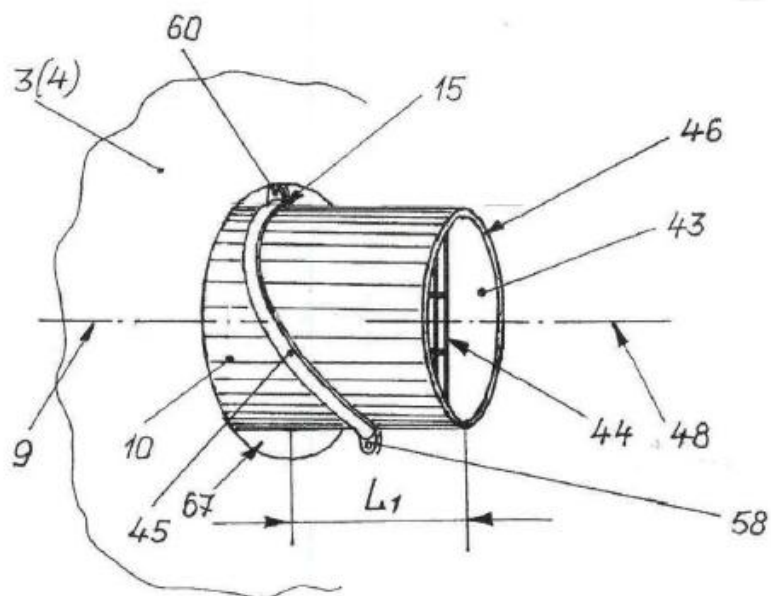


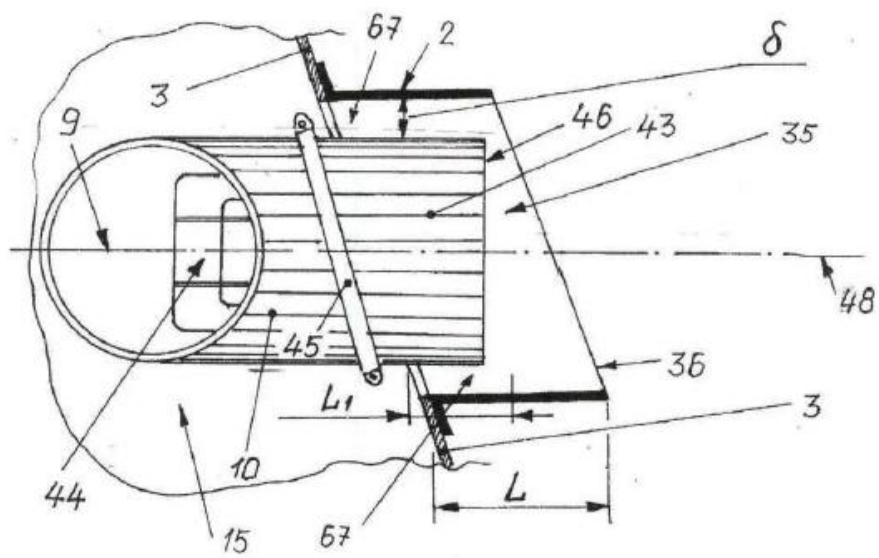
Fig. 33



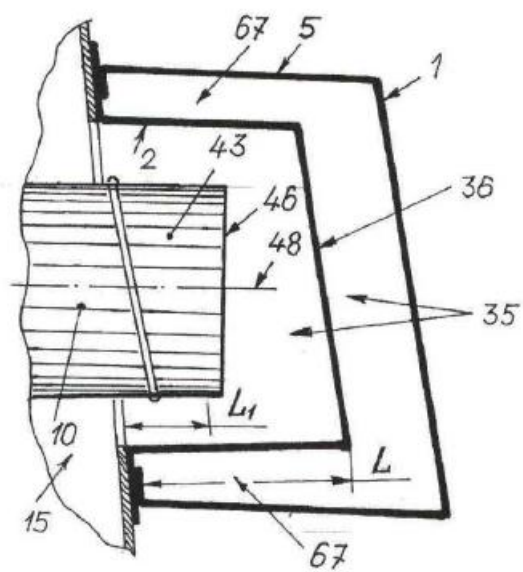
Фиг. 34



Фиг. 35



Фиг. 36



Фиг. 37

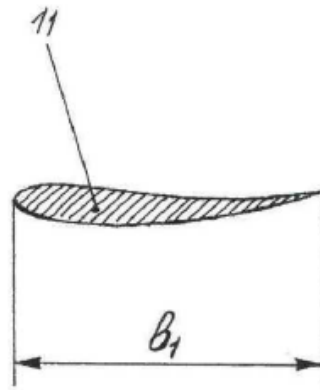


Fig. 38

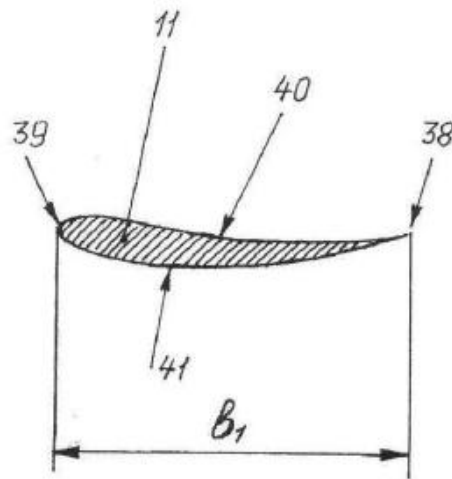
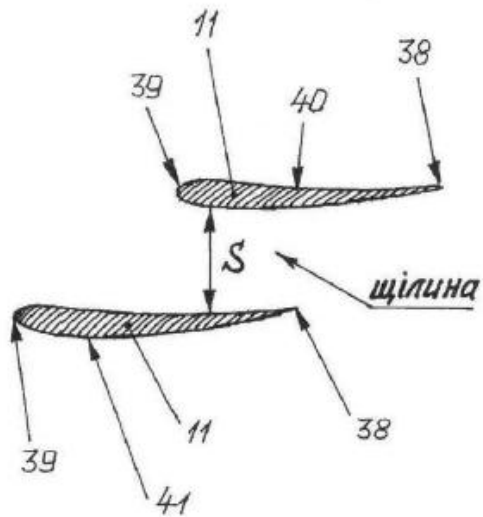
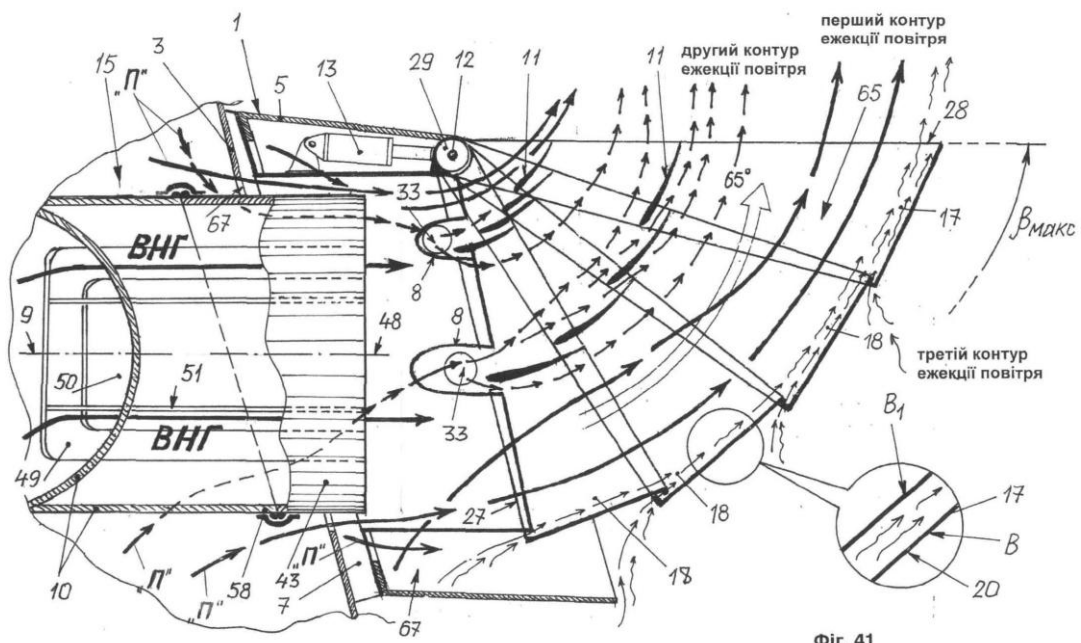


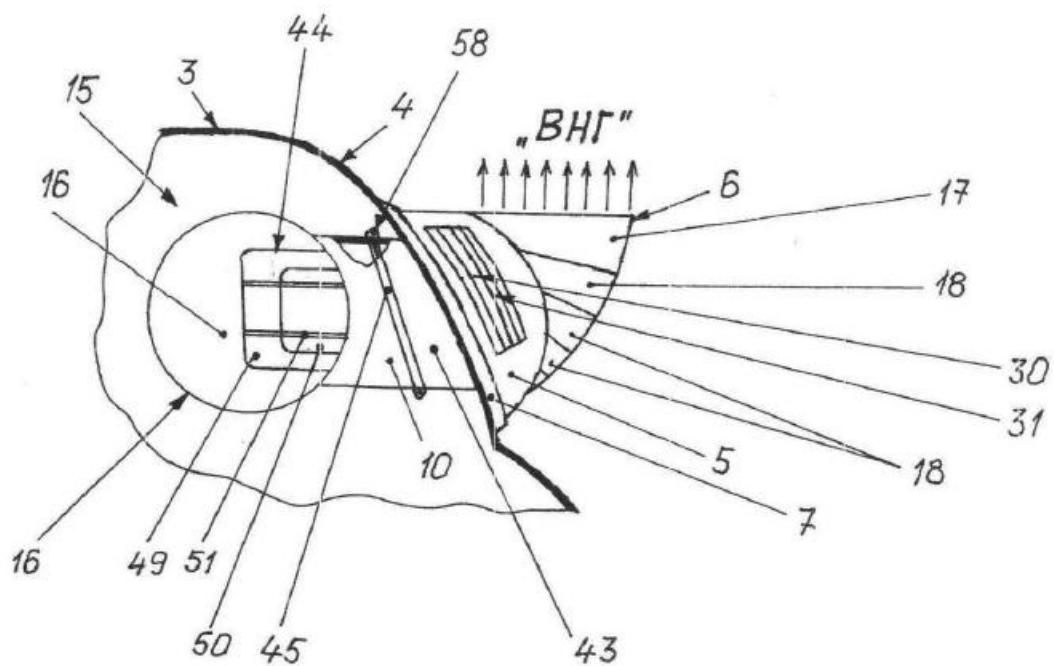
Fig. 39



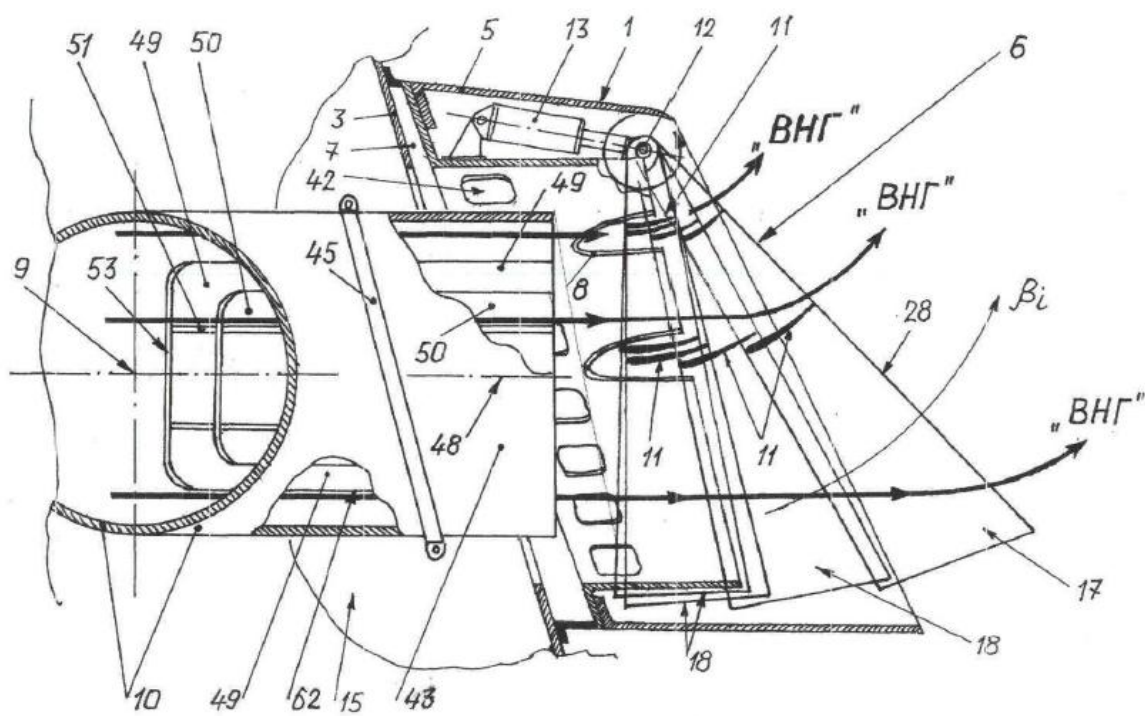
Фіг. 40



Фіг. 41



Фиг. 42



Фиг. 43

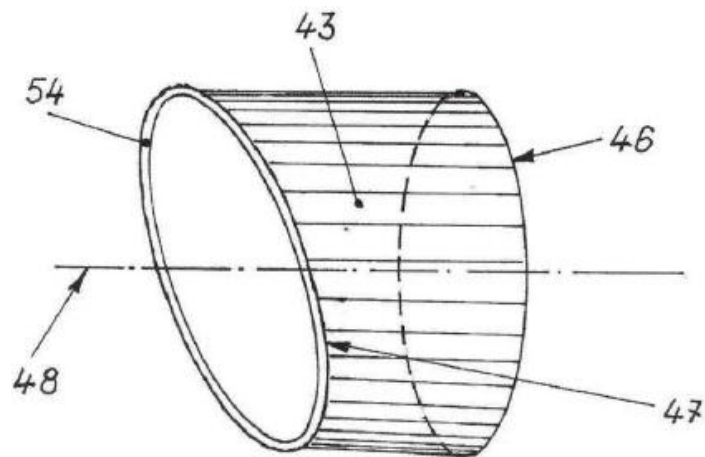


Fig. 44

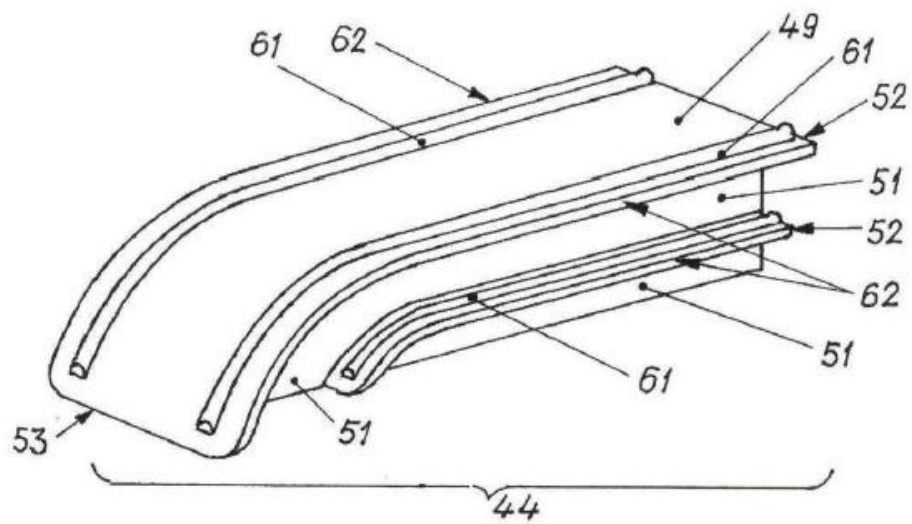


Fig. 45

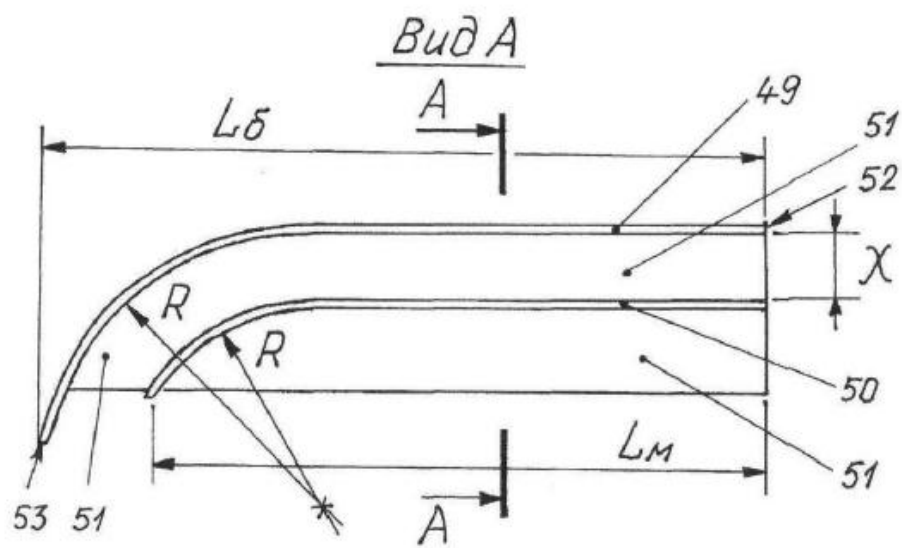


Fig. 46

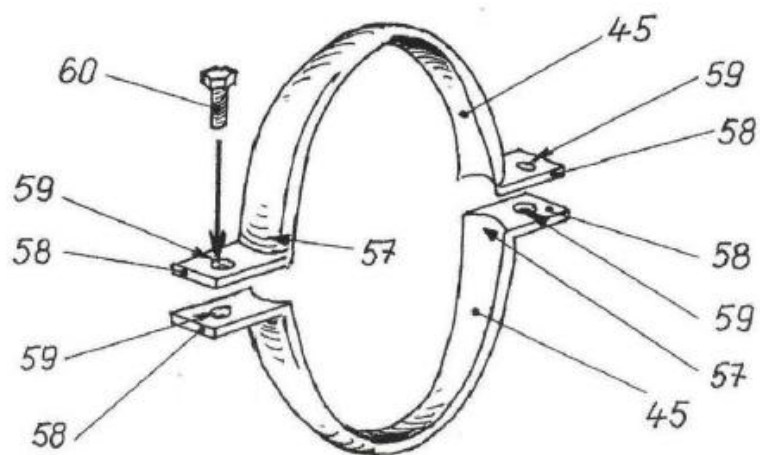
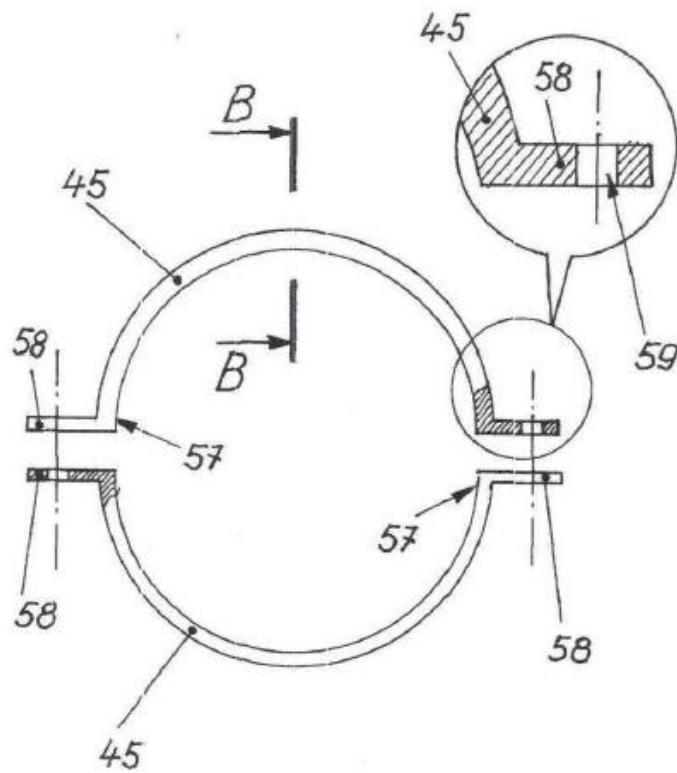
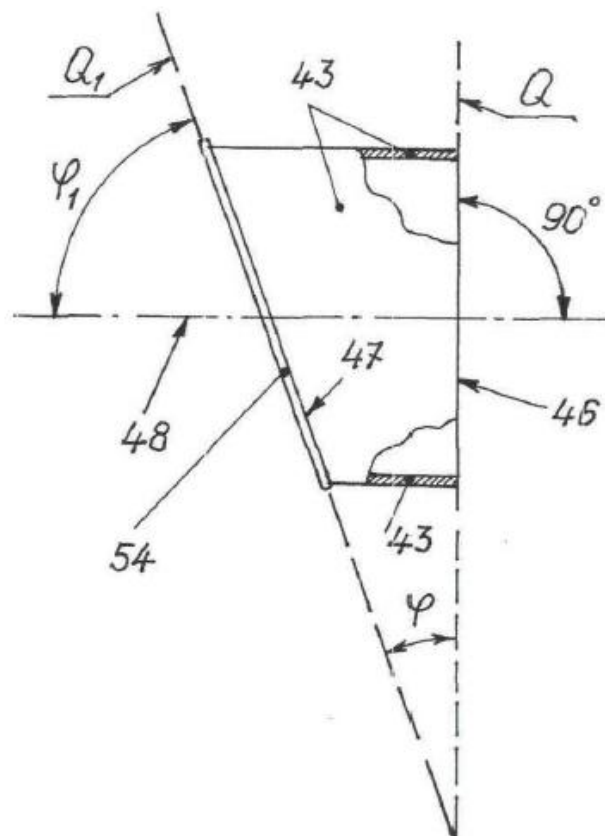


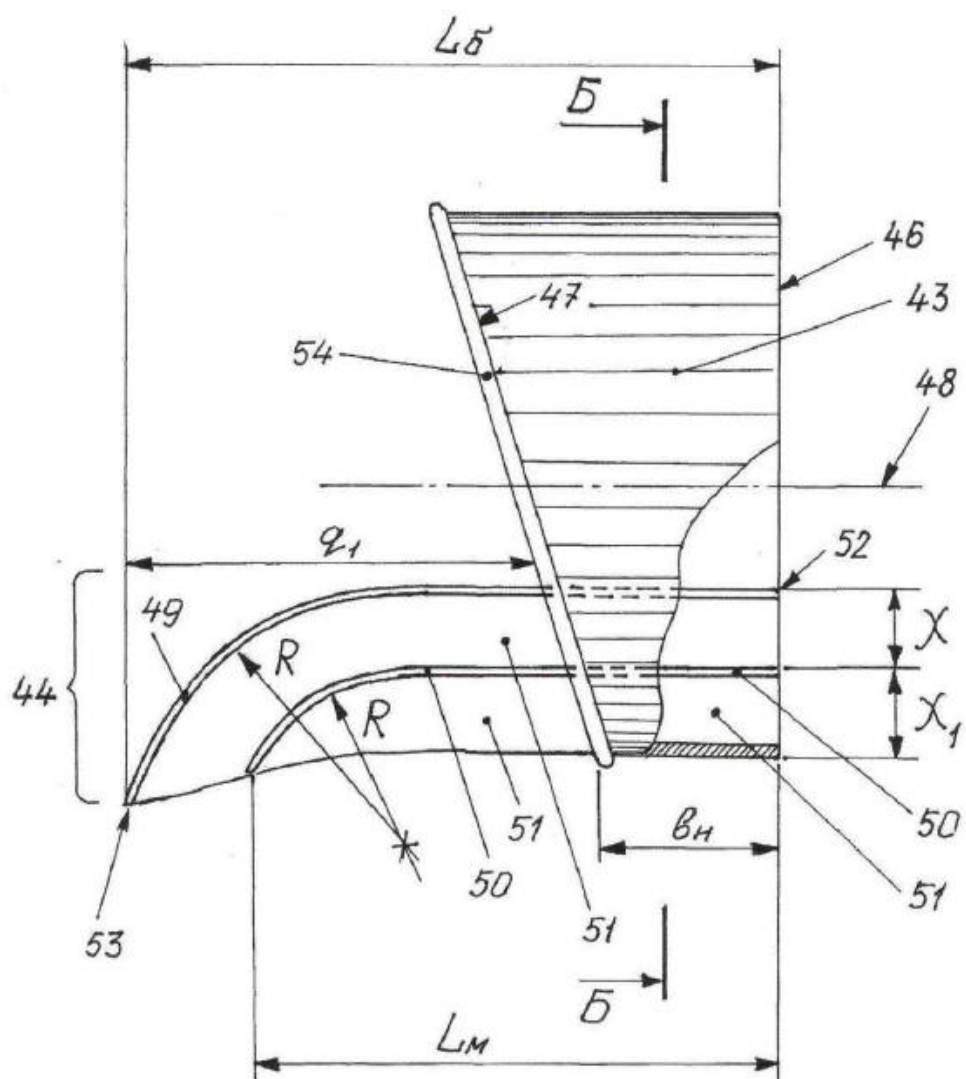
Fig. 47



Фиг. 48



Фиг. 49



Фиг. 50

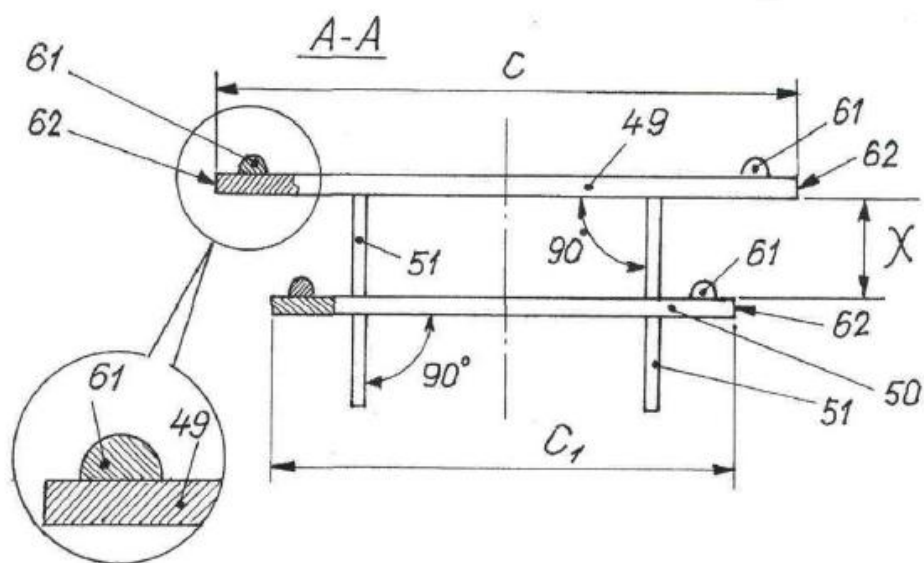


Fig. 51

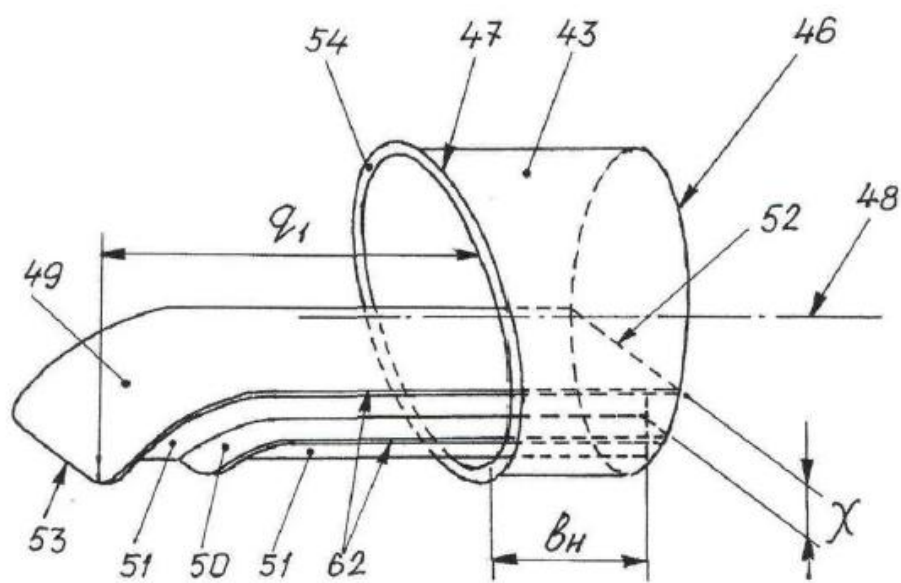


Fig. 52

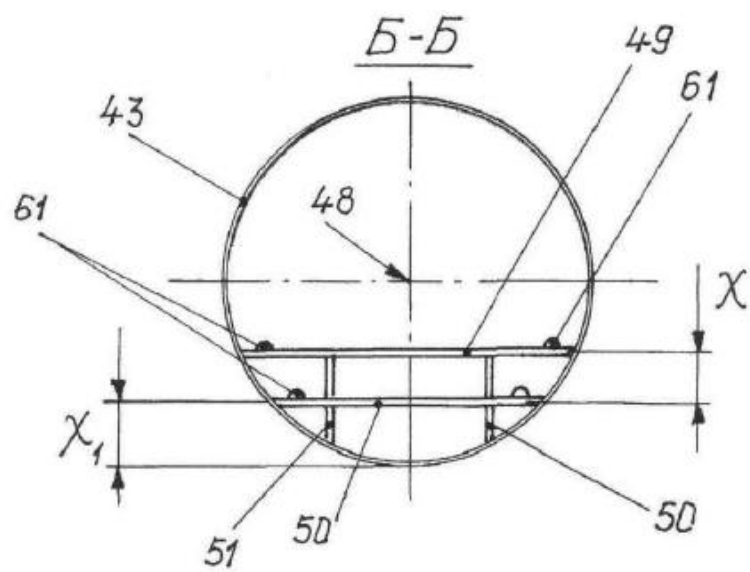


Fig. 53

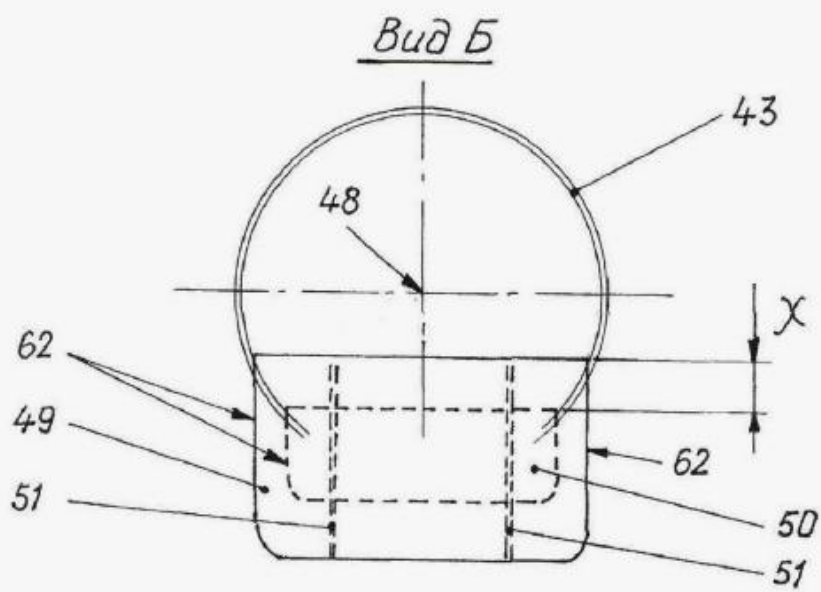
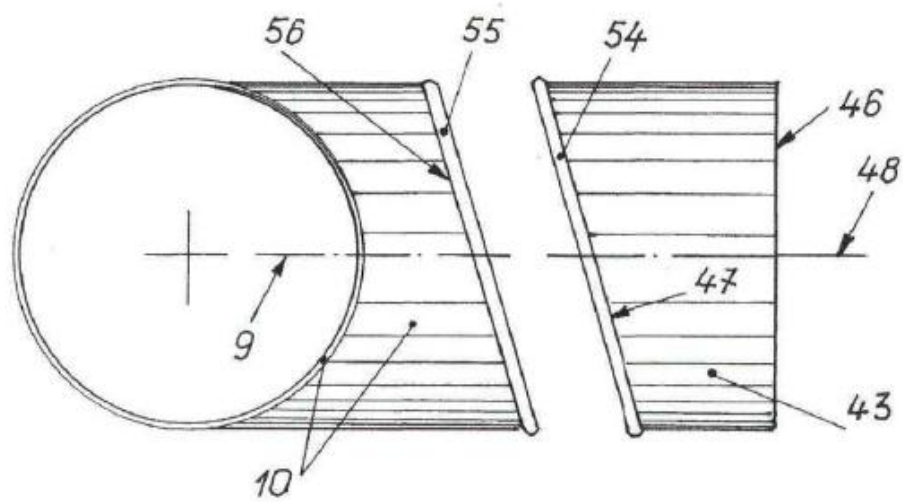
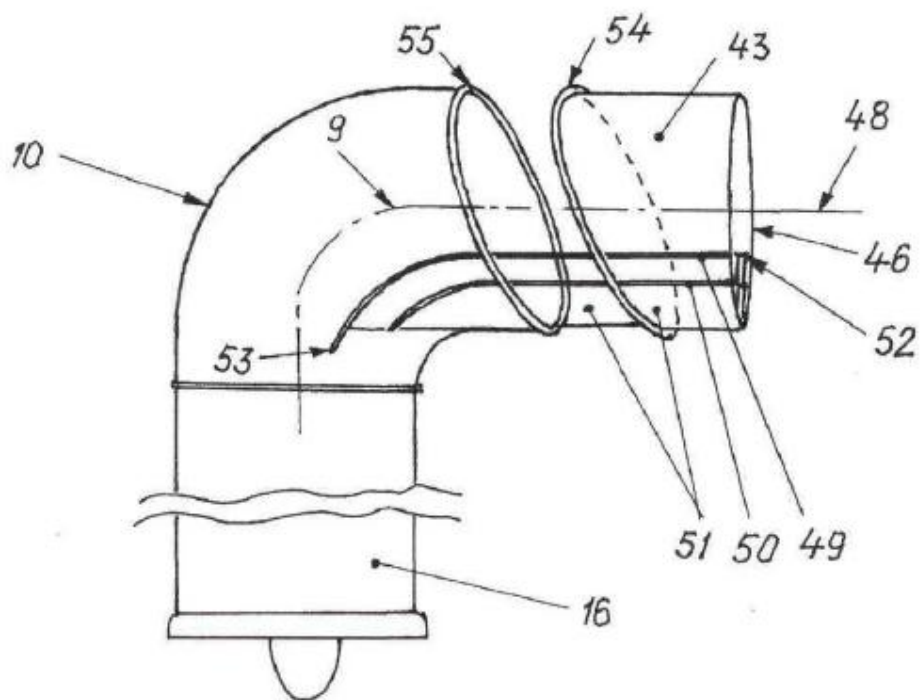


Fig. 54



Фиг. 55



Фиг. 56

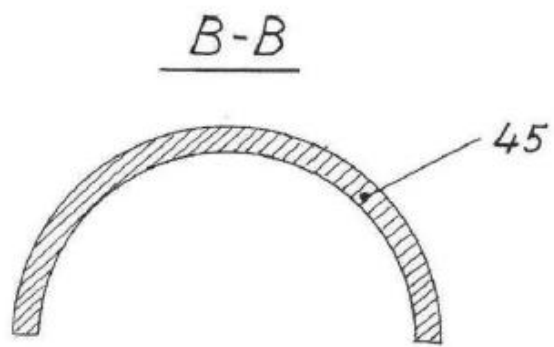


Fig. 57

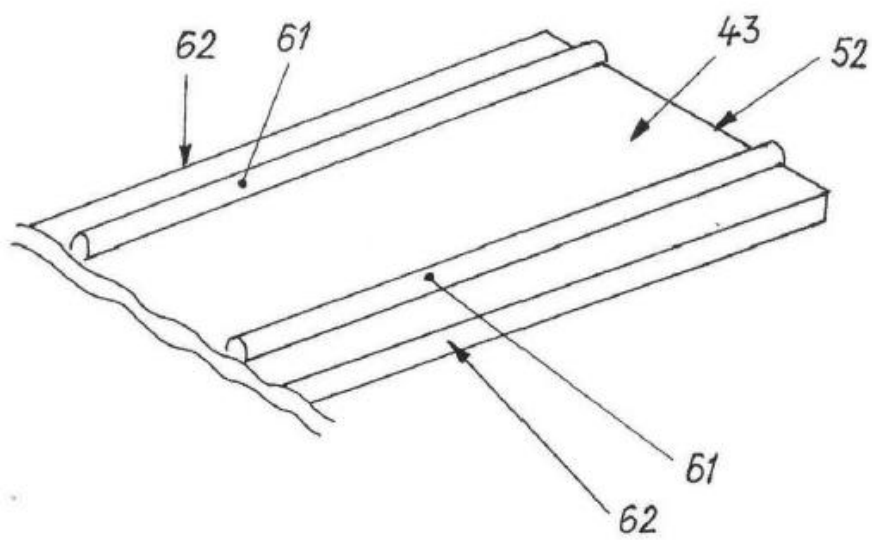


Fig. 58

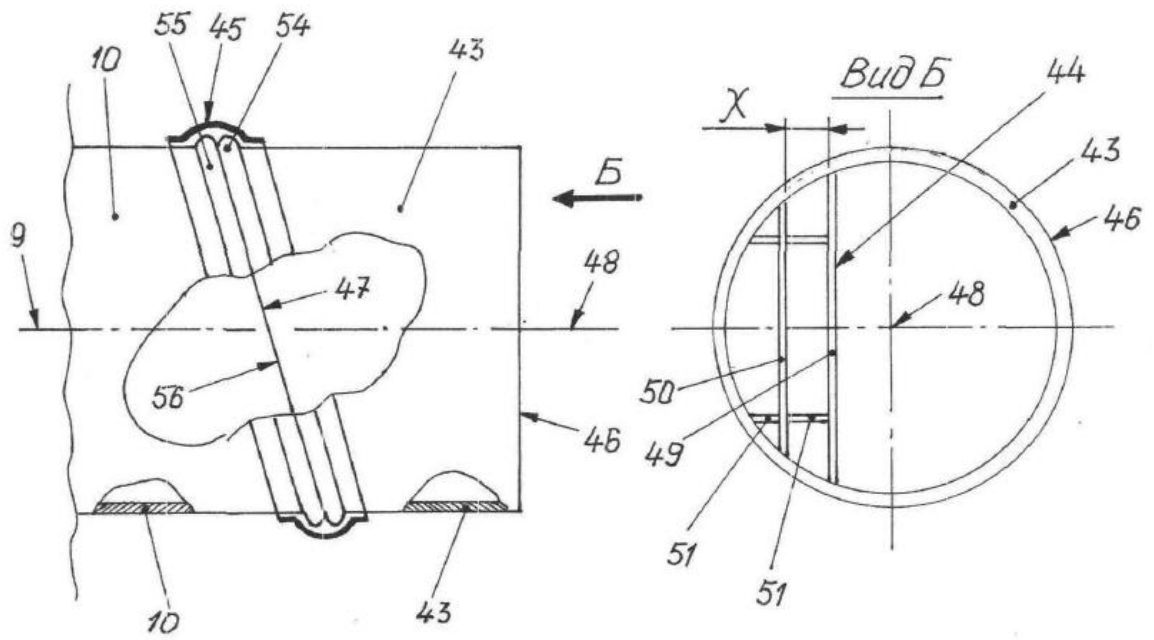


Fig. 59

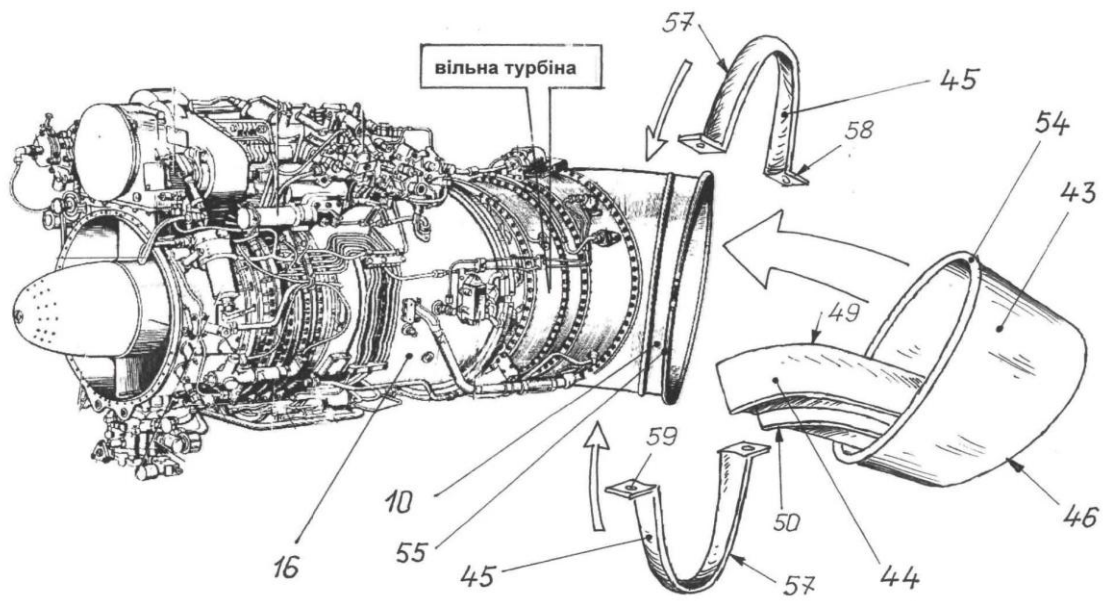
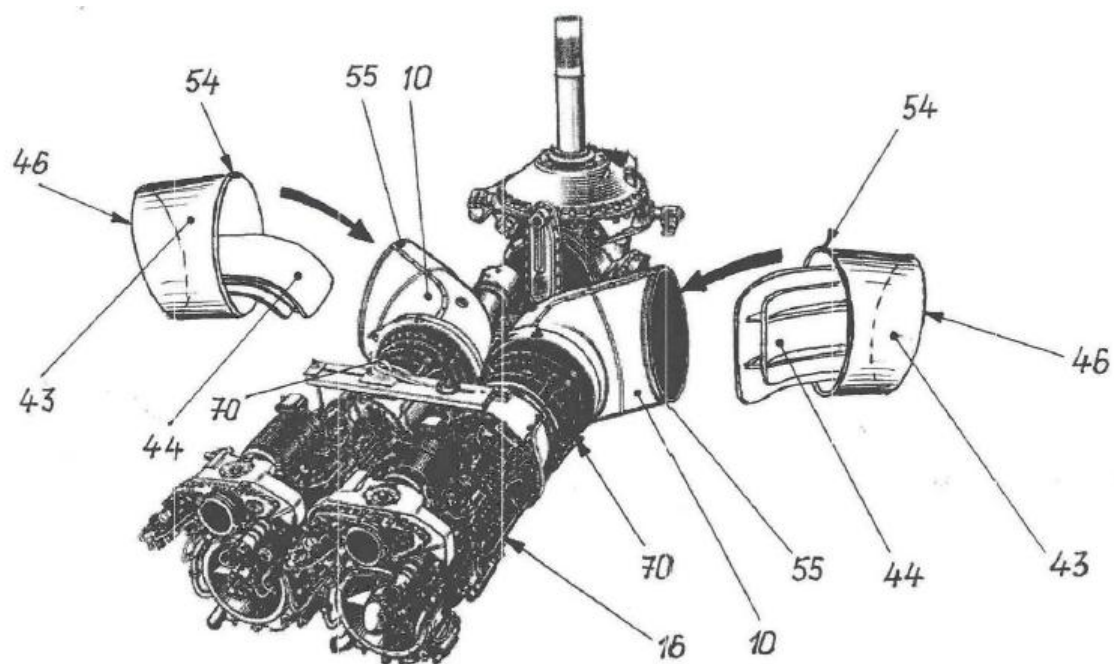
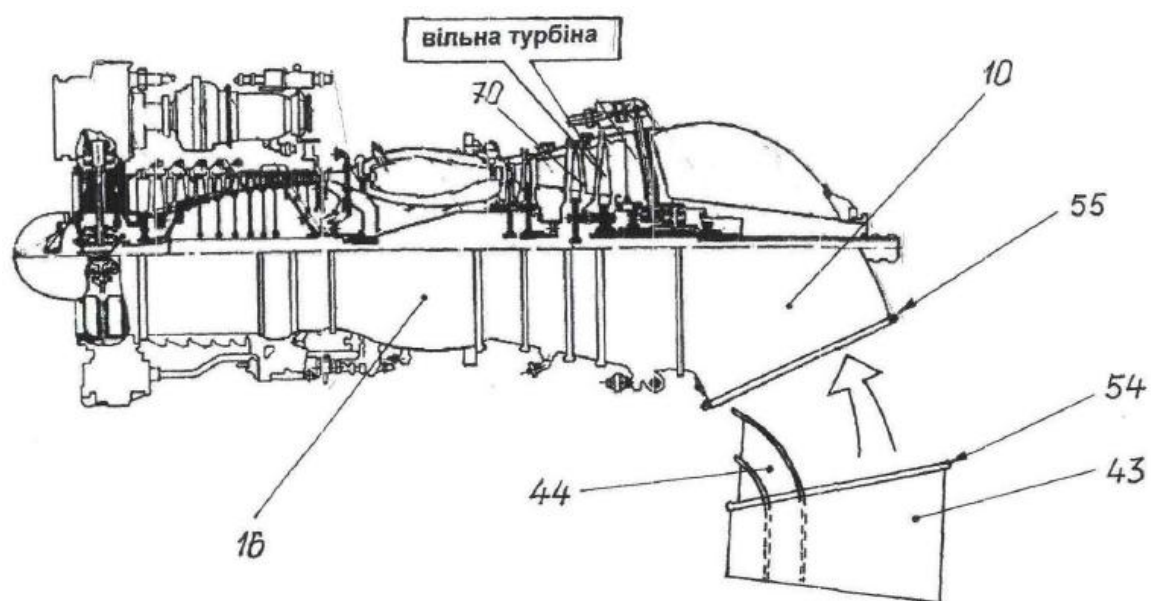


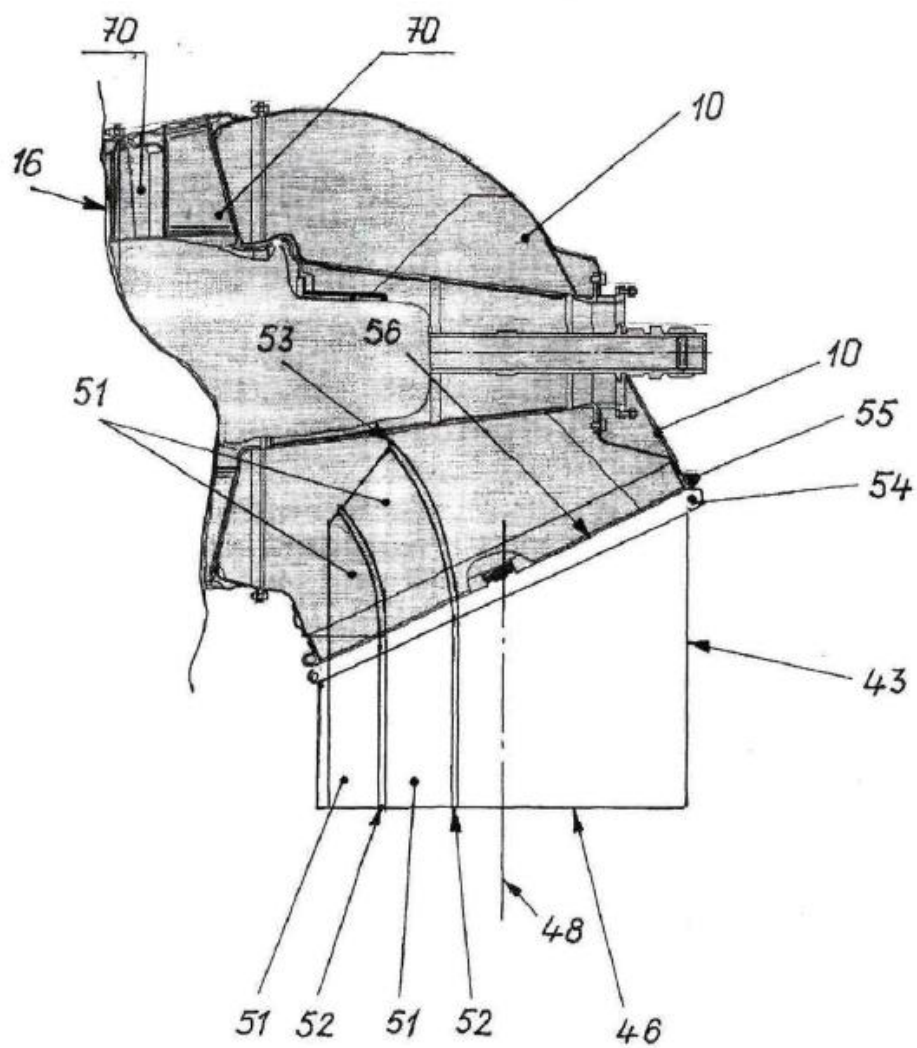
Fig. 60



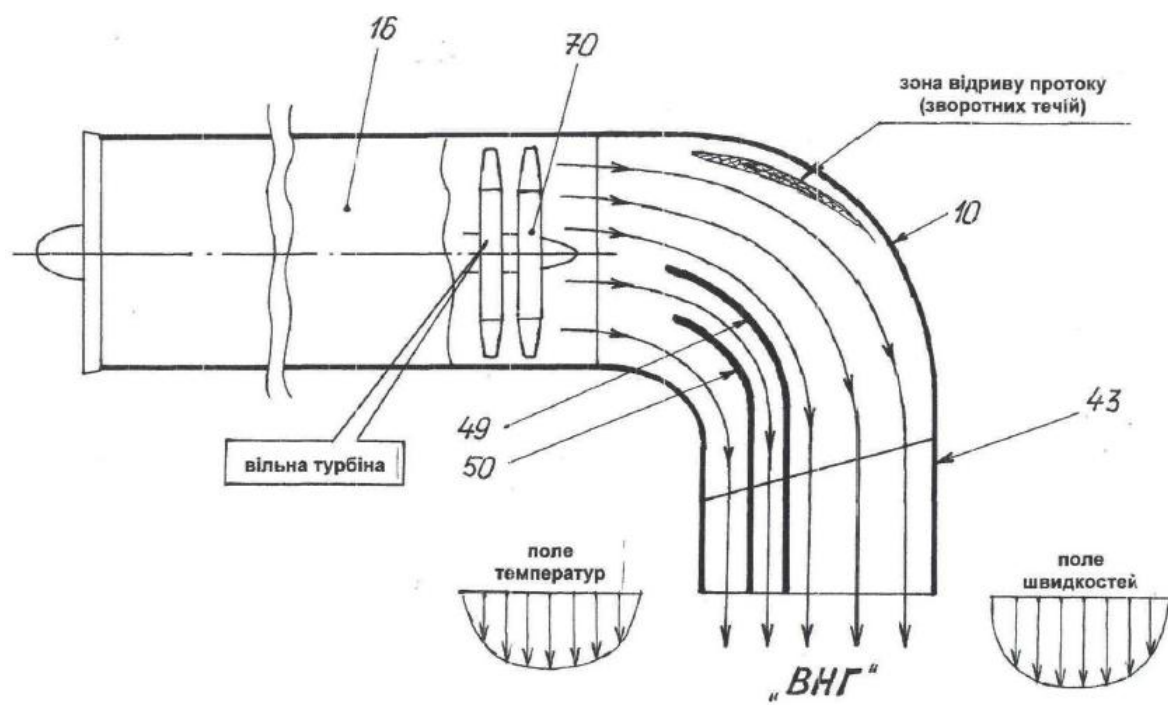
Фиг. 61



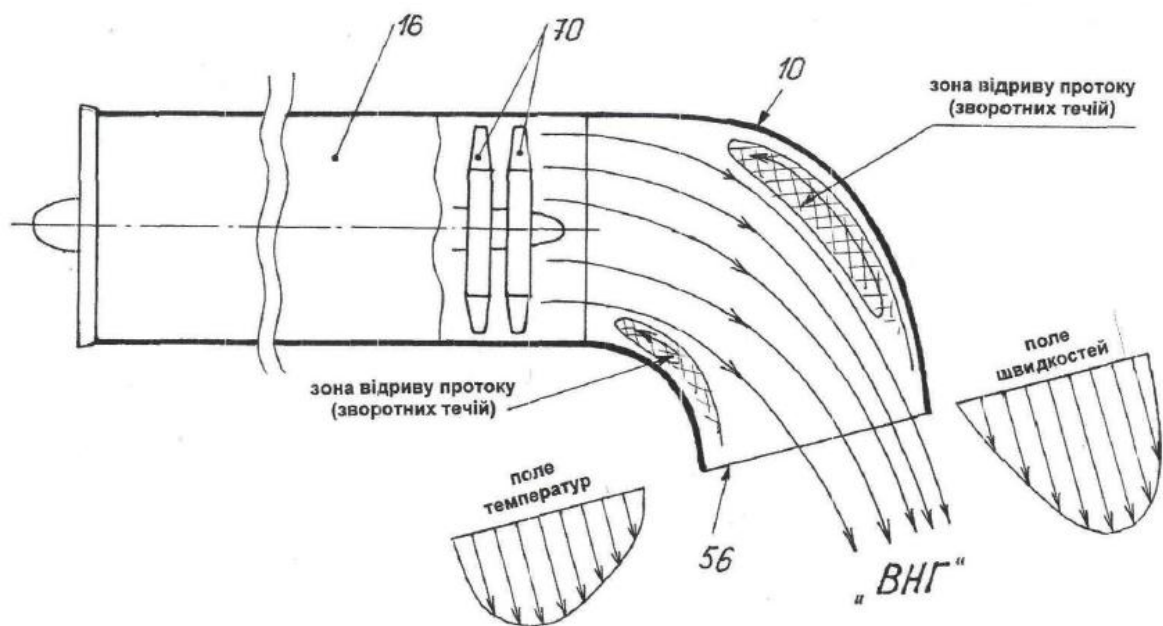
Фиг. 62



Фиг. 63



Фиг. 64



Фиг. 65

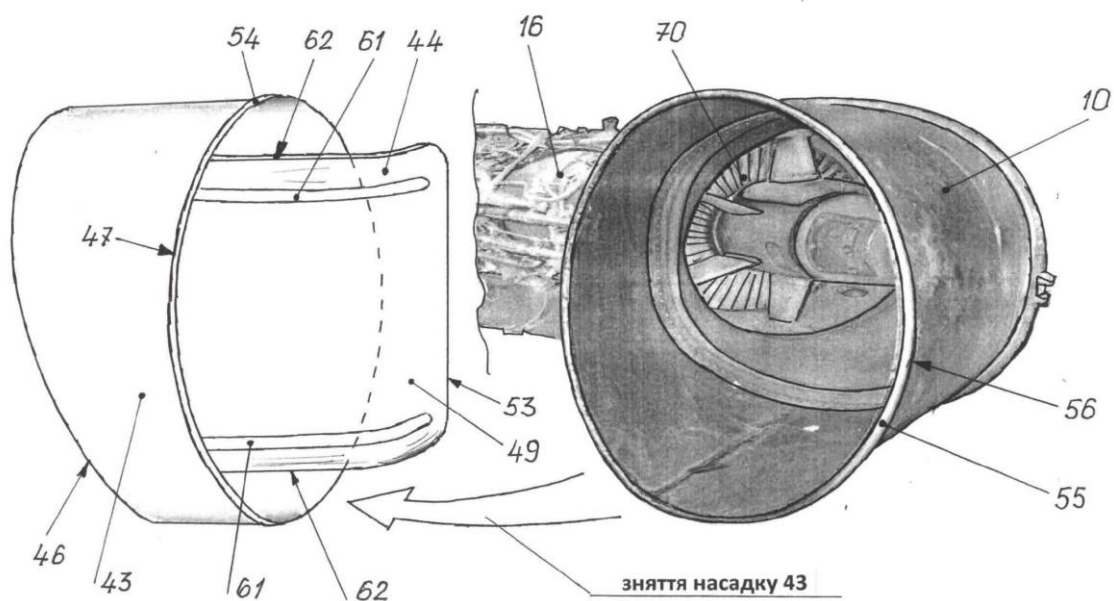


Fig. 66

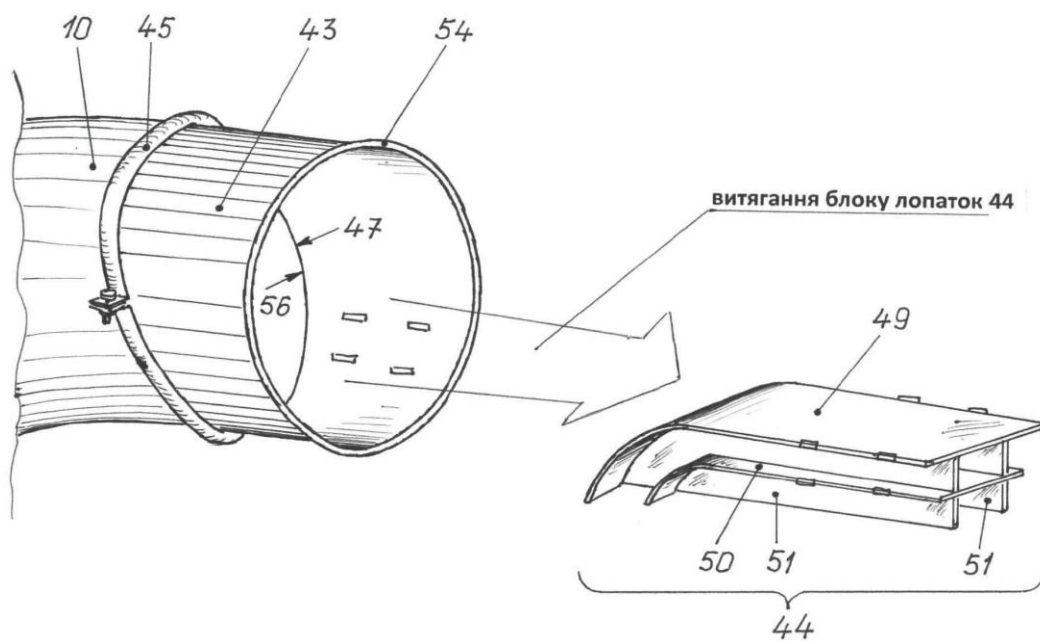


Fig. 67

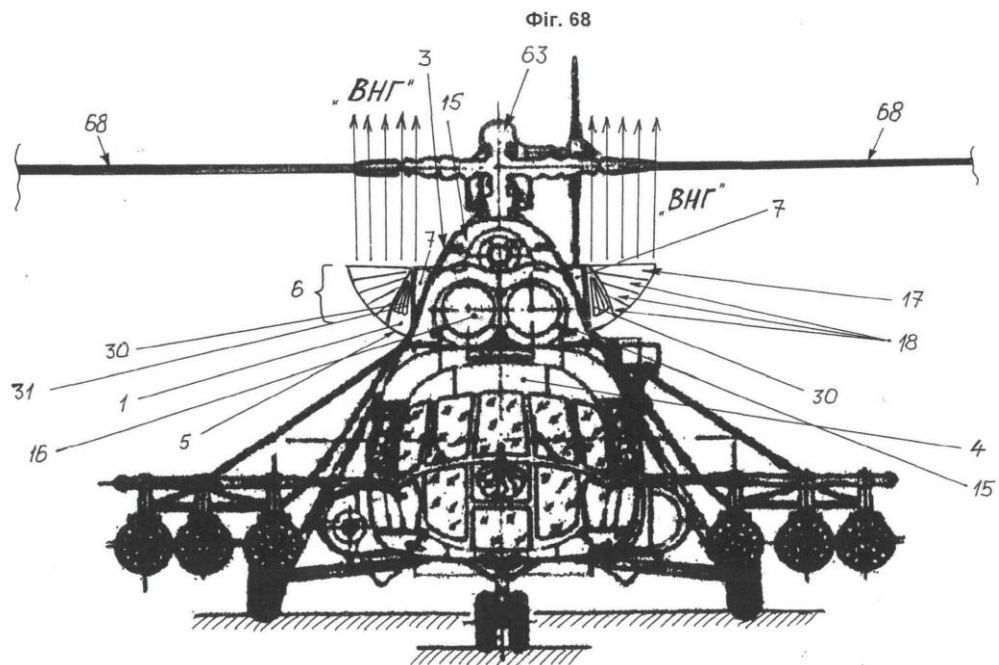
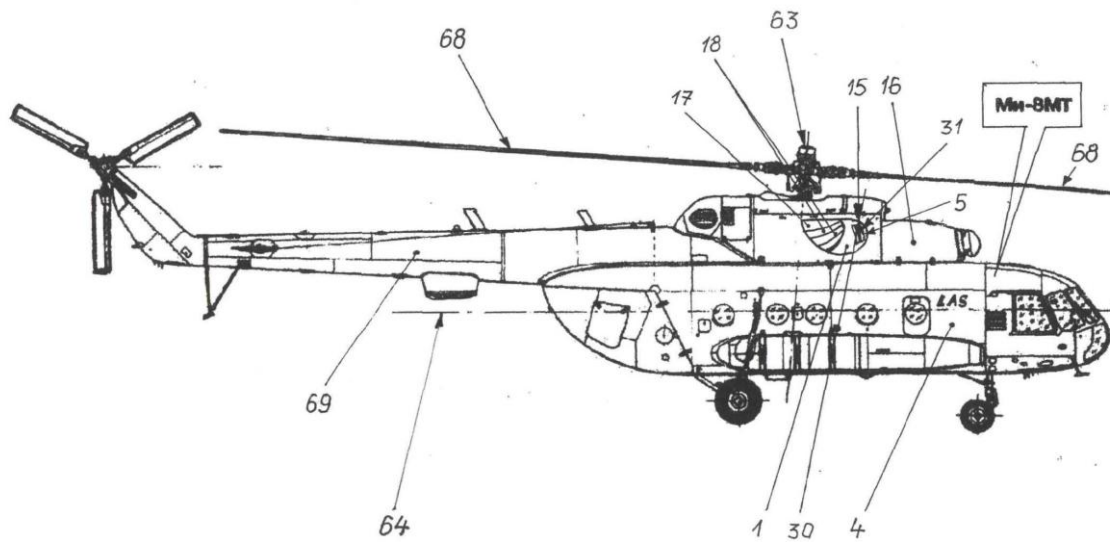


Fig. 69