



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **41416** (13) **U**
(51) МПК (2009)
B64D 27/00
B64D 27/10 (2009.01)
B64D 27/16 (2009.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) ПРИСТРІЙ КРІПЛЕННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ДО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

1

2

(21) u200813556

(22) 24.11.2008

(24) 25.05.2009

(46) 25.05.2009, Бюл.№ 10, 2009 р.

(72) СМІРНОВ ВОЛОДИМИР МИХАЙЛОВИЧ, UA,
ЕРМОЛАЄВ ВІКТОР В'ЯЧЕСЛАВОВИЧ, UA, БУГ-
РІН ВОЛОДИМИР МИКОЛАЙОВИЧ, UA, ОВЧАРЕ-
НКО ПЕТРО КАРПОВИЧ, UA, КАРПУС ВОЛОДИ-
МИР СЕРГІЙОВИЧ, UA, ЩЕЛОК АНАТОЛІЙ
ПАВЛОВИЧ, UA

(73) ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО "ЗАПОРІЗЬКЕ
МАШИНОБУДІВНЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО
"ПРОГРЕС" ІМЕНІ АКАДЕМІКА О.Г. ІВЧЕНКА", UA

(57) 1. Пристрій кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата, що містить силові частини для передачі навантажень і закріплені на силових частинах траверси й кронштейни, у тому числі резервні, взаємозалежні за допомогою кріпильних, включаючи стрижневі, й шарнірних з'єднань, у тому числі резервних болтів, взаємопов'язаних із зазором щодо силових частин передачі навантажень, який **відрізняється** тим, що резервні частини кріплення розподілені в поздовжньому вертикальному перерізі двигуна в передньому й задньому поясах кріплення.

2. Пристрій кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата за п. 1, який **відрізняється**

тим, що у передньому поясі кріплення резервний болт своєю стрижневою частиною в поздовжньому й окружному напрямках жорстко встановлений у його траверсі, і далі, щодо додаткового резервного кронштейна із зазорами, кільцевим і поздовжнім, а в задньому поясі кріплення його нижня траверса пов'язана з корпусом двигуна сергами по обидві сторони резервного з'єднання й, далі послідовно нагору з літальним апаратом, через нижній і верхній кронштейни за допомогою кріпильних з'єднань по обидві сторони резервного болта з кільцевим зазором навколо останнього.

3. Пристрій кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата за п. 2, який **відрізняється** тим, що траверса переднього вузла кріплення виконана із двох прилягаючих у поперечній площині частин, взаємопов'язаних між собою й послідовно розміщених уздовж поздовжнього вертикального перерізу пристрою, а резервний болт жорстко закріплений у співвісних отворах обох зазначених частин траверси, а в задньому поясі кріплення на зустрічних силових частинах введення резервних болтів виконані з'єднання у вигляді взаємозалежних парних силових ребер однієї силової частини, між якими в кожному із з'єднань введено силове ребро зустрічної силової частини.

Технічне рішення, що заявляється, стосується кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата з використанням деталей, що дублюють у пристрої основні деталі у випадку нерозраховано-го ушкодження останніх.

Аналіз показав, що при руйнуванні однієї з частин кріплення двигуна до літального апарата в передній і задній площинах підвіски, або штанги знімання тяги, відбувається зсув двигуна щодо пілона літального апарата.

При цьому навантаження, що діють на інші вузли кріплення двигунів на літальних апаратах, можуть перевищити розрахункові, що загострює у світовій авіації актуальність пошуків необхідних рішень.

Так відомий пристрій переднього вузла кріплення двигуна з дублюванням деталей (див. опис до приналежного фірми SNECMA патенту U.S. №5 871176, кл. МПК B64D 27/26, кл. US 244-54, опублікованої 02.1999р.), де в передній вузол кріплення уведений додатковий опорний вузол, що, у випадку руйнування основного опорного вузла, може прийняти на себе в 3-х вимірах навантаження від працюючого газотурбінного двигуна.

Дублююча деталь установлена в силову частину корпуса двигуна із зазором і вступає в роботу тільки у випадку руйнування основного вузла кріплення.

До недоліку цієї конструкції можна віднести кріплення двигуна в передньому поясі за одну точ-

(13) **U**
(11) **41416**
(19) **UA**

ку, як основного вузла, так і резервного, що вимагає формування на передньому вузлі кріплення й корпусу двигуна двох паралельних вузлів - основного й резервного. При цьому значно збільшується сумарна маса вузлів пристрою кріплення двигуна до літального апарата.

Близьке технічне рішення кріплення газотурбінного двигуна до літака, як до його крила, так і до фюзеляжу, із двома паралельними резервними ланками, відомо з опису до патенту US №6,682,015, Кл. МПК В64Д 27/00, Кл. US 244-54, що належить фірмі Airbus France, опублікованого 27.06.2004р.

Проміжний вузол типу верхньої траверси або стійки для кріплення двигуна до пілона літака й силовий корпус двигуна містять по три зустрічних й паралельних між собою вушка по обох сторін вертикальної площини через поздовжню вісь двигуна. При цьому по одну сторону у вузлі кріплення між вушками послідовно закріплені плоскі ланки за допомогою двох циліндричних стрижнів, паралельних між собою й щодо поздовжньої осі.

По іншу сторону осі двигуна між двома вушками плоскі ланки за формою бумеранга скріплені трьома циліндричними стрижнями, паралельними один одному й поздовжній осі. У вузлах установки згаданих стрижнів, між останніми й зазначеними плоскими ланками розміщені сферичні підшипники. Передбачена також похила штанга передачі сили тяги двигуна на пілон літального апарата.

По розв'язуваному завданню це технічне рішення близьке до того, що заявляється, але має тенденцію збільшення ваги конструкції через додаткові вузли й деталі у вигляді проміжних плоских ланок і утримуючих їх верхніх і нижніх вушок.

З опису до патенту US №6059227 французької фірми Aerospatiale SNI, Кл. МПК В64Д 27/00, кл. US 244-54, опублікованому 09.05.2000р., відомо також пристрій вузла заднього кріплення газотурбінного двигуна з резервними ланками, встановленими із зазорами. Відоме технічне рішення, зокрема, містить нижню площадку пілона, до якої приєднана чотирма болтами траверса.

На нижній площадці стійки, спрямованої також далі вниз, виконане вушко з отвором, вісь якого паралельна поздовжній осі двигуна. Траверса у своїй нижній частині має поперечний паз, куди уведено згадане вушко стійки. У вушко в свою чергу уведений із зазором резервний стрижень під кріплення двигуна. Знизу в траверсі, по обох сторін від вертикальної площини, є вушка, на яких закріплені плоскі ланки із циліндричними стрижнями, осі яких паралельні поздовжній осі двигуна.

Зазначені стрижні введені у вушка на силовому корпусі двигуна.

При цьому з однієї сторони знизу траверси виконана плоска ланка у вигляді бумеранга, у вушко якого встановлений один стрижень, паралельний поздовжній осі двигуна, що закріплюється в цьому місці.

З іншої сторони до траверси на циліндричному шарнірі прикріплена серга, що рухливо втримує інший стрижень кріплення, паралельний поздовжній осі двигуна, що на ньому закріплюється. Рішення по відомому патенту US №6059227 може

бути прототипом до рішення, що заявляється, по спільності поставленого завдання й близькості сукупності істотних ознак. До того ж воно також дозволяє здійснювати кріплення двигуна до пілона літака в різних положеннях - верхньому, нижньому й бічному.

Перед авторами стояла задача забезпечити надійне виконання функцій пристрою кріплення газотурбінного двигуна резервуванням здатних зруйнуватися частин, незалежно від кріплення двигуна відносно крила або фюзеляжу літального апарата при досягненні сукупного технічного результату, а саме:

- у пристрої кріплення газотурбінного, зокрема, наприклад, двоконтурного двигуна, до літального апарата у випадку нерозрахованого ушкодження або руйнування однієї із частин кріплення двигуна й зсуву останнього щодо пілона, не допустити перевищення розрахункових навантажень, що діють у частинах кріплення, які залишилися не зруйнованими, і забезпечити їхню працездатність, запобігти можливому подальшому їхньому руйнуванню, при цьому:

- не допустити значного переміщення двигуна щодо місць його кріплення на літальному апараті;

- зменшити вагу пристрою з одночасним підвищенням його надійності;

Поставлена задача вирішується тим, що у відомому пристрої кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата з вузлами передачі навантажень, що включають опорні вузли, траверси, і кронштейни, у тому числі резервні, взаємопов'язані за допомогою різьбових і шарнірних з'єднань, а також стрижневих частин, у тому числі резервних, уведених із зазором в отвори опорних вузлів, зроблено вдосконалення.

Вдосконалення полягають в тому, що резервні кріплення розподілені у переднім і заднім вузлах кріплення у поздовжньому вертикальному перерезі двигуна. Це підвищує надійність кріплення двигуна. Крім того додатковим фактором підвищення надійності кріплення двигуна є розподілення резервних поєднань, що покращує його працездатність. Конкретно ці результати забезпечені у передньому поясі встановленням резервного болта його стрижнем у поздовжньому й окружному напрямках жорстко у його траверсі, а що до додаткового резервного кронштейна - із зазорами, кільцевим і поздовжнім. Для підвищення технічного результату надійності й працездатності в задньому поясі кріплення нижня траверса пов'язана з корпусом двигуна сергами по обох сторін резервного з'єднання, а далі, послідовно вгору, приєднанням до літака - нижнім та верхнім кронштейнами кріпильними поєднаннями по обох сторін резервного болта з кільцевим зазором навколо останнього.

При руйнуванні частини в будь-якому поясі кріплення двигуна не буде значного зсуву й перевищення розрахункових навантажень, тому що зсуви будуть тільки на величини передбачених зазорів, а резервні вузли у поясі візьмуть навантаження на себе.

Це виключає необхідність у додаткових силових частинах і значно знижує вагу пристрою - один із найбільш істотних для авіації технічних резуль-

татів.

Щоб мати вищезазначені технічні результати у конкретному пристрої траверса переднього вузла кріплення може бути виконана зі двох прилягаючих у поперечній площині частин, взаємопов'язаних між собою й послідовно розміщених уздовж поздовжнього вертикального перерізу пристрою. Резервний болт, жорстко закріплений у співвісних отворах обох частин траверси. При цьому її задній пояс кріплення розділений на верхню й нижню взаємопов'язані частини кріплення.

Його нижня траверса знизу закріплена між двома силовими ребрами корпусу двигуна двома сергами по обох сторін поздовжнього вертикального перерізу, а зверху - кронштейном і підкосом з верхньої областю кріплення безпосередньо до літального апарата, зокрема до його пілона.

Резервний болт розміщений у зазначеному поздовжньому перетині двигуна.

Своєю стрижневою частиною він послідовно, у загальній осі, розміщений щільно в отворі одного ребра, потім, з кільцевим зазором - в отворі траверси, далі - в отворі другого силового ребра, поза яким зафіксований, наприклад, нарізним сполученням.

У випадку руйнування однієї із серг траверси нижньої області заднього пояса кріплення, що з'єднують вузол цього пояса кріплення із силовими ребрами двигуна, останній, як і раніше, надійно вдержується двома місцями завдяки переносу навантаження на резервний болт.

Зустрічними ребрами нижньої сторони цього кронштейна, протилежної сполучній площадці, охоплений наступний, нижній кронштейн.

Обидва кронштейни в місці охоплення скріплені між собою двома поздовжніми болтами, у конкретному виконанні, із шарнірними вкладишами. Між цими болтами додатково уведений вказаний резервний болт, що в отворі зазначеного нижнього кронштейна своєю стрижневою частиною розміщений з кільцевим зазором.

Технічне рішення, що заявляється, ілюструється фігурами, де на:

- Фіг.1 даний загальний вид пристрою, що заявляється, для кріплення газотурбінного двигуна до літального апарата й взаємне розміщення переднього й заднього поясів пристрою;

- Фіг.2 даний перетин А-А Фіг.1 переднього вузла пристрою кріплення, що заявляється;

- Фіг.3 показаний перетин Б-Б Фіг.1 заднього вузла пристрою, що заявляє, між силовими частинами корпусу газотурбінного двигуна й пілоном літального апарата;

- Фіг.4 представлений збільшений вид В Фіг.1 взаємного розташування кронштейна, траверси, її складових частин і встановленого в них резервного болта пристрою кріплення щодо силових частин корпусу двигуна;

- Фіг.5 даний перетин Д-Д Фіг.4 кріплення резервного кронштейна до двигуна;

- Фіг.6 даний вид Ж Фіг.4 - фіксація резервного болта резервного кронштейна;

- Фіг.7 представлений вид Г Фіг.3 заднього поясу кріплення та його взаємозалежних між собою частин;

- Фіг.8 показаний перетин Л-Л Фіг.7 у місці установки резервного болта в силових ребрах корпусу двигуна;

- Фіг.9 даний перетин К-К у з'єднанні двох кронштейнів вузла заднього пояса й розміщення резервного болта в цьому з'єднанні.

Технічне рішення, що заявляється, може бути рівноцінно реалізоване при кріпленні двигуна до літального апарата зверху, збоку й знизу.

Відповідно до представлених фігур розглянемо пристрій кріплення двигуна до літального апарата, зокрема, у його втіленні під пілоном літального апарата, як це показано на Фіг.1.

Двигун 1 на силовому пілоні 2 літального апарату закріплений у поздовжньому напрямку послідовно у двох поясах.

У передньому поясі до пілона 2 відомими засобами жорстко приєднана траверса 3 (див. Фіг.2). При цьому через згадану траверсу 3 двигун 1 закріплений на пілоні 2 своєю верхньою частиною.

При цьому до двигуна 1 передня траверса 3 шарнірно закріплена своєю нижньою частиною у двох розрахункових місцях по обох сторін вертикальної поздовжньої площини перетину двигуна 1. Кріплення здійснено з однієї сторони кронштейном 4 із шарніром, а з іншої сторони сергою 5 із двома шарнірами.

При цьому згадана передня траверса 3 може бути виконана зі двох поперечно прилягаючих і розташованих одна за одною послідовно в поздовжньому напрямку окремих частин - 3а й 3б (Фіг.4, вид В), взаємозалежних між собою, як це буде описано далі.

У задньому поясі двигун 1 прикріплений до пілона 2 літального апарату за допомогою взаємозалежних між собою кронштейнів 6 і 7 (Фіг.7, вид Г), підкоса 8 і траверси 9, послідовно розміщених униз у вертикальному напрямку до двигуна 1.

Кріплення двигуна 1 до нижньої траверси 9 заднього пояса здійснюється (див. так само Фіг.7) за допомогою двох серг 10 по обох сторін поздовжньої вертикальної площини перетину двигуна 1.

При цьому описаний вище ряд послідовно взаємозалежних деталей з'єднує площадку 11 літального пілона 2 із силовими ребрами 12 на зовнішньому силовому корпусі двигуна 1 (Фіг.8, перетин Л-Л).

Згаданий вище кронштейн 6, своєю сполучною площадкою 11 відомим способом, наприклад, за допомогою нарізних сполучень, кріпиться через цю площадку до пілона 2 літального апарата.

Кронштейн 6 у вертикальному напрямку до двигуна 1 розділений на, що найменше, дві його силові частини, між якими уведений наступний кронштейн 7.

При цьому кронштейни 6 і 7 скріплені, наприклад, двома болтами 13.

Навколо болтів 13 у місцях їхньої установки у внутрішньому кронштейні 7, для зняття додаткових напруг, уведений сферичні з'єднання 14 (Фіг.9).

Для передачі сили тяги двигуна 1 на пілон 2 літального апарату передбачена похила штанга 15, розміщена в розглянутому випадку під пілоном 2 літального апарата (Фіг.1).

Переднім своїм кінцем штанга 15 закріплена

на кронштейни 6, розташованому, в основному, на розділовому корпусі 17 у переднього пояса кріплення. Іншим, заднім її кінцем штанга 15 прикріплена до кронштейна 6 вищеописаного заднього пояса кріплення (див. вид Г, Фіг.7).

У передньому поясі кріплення на силовому, зокрема розділовому, корпусі 17 двигуна 1 (вид В, Фіг.4) додатково жорстко закріплений резервний кронштейн 18 з поздовжнім зазором C_1 щодо торця згаданої траверси 3 (її частини 3б).

У передній траверсі 3 (3а, 3б) виконаний отвір під розрахункову установку без зазору стрижневої циліндричної частини болта 19. Частини 3а й 3б, об'єднані болтом 19 і зафіксовані за допомогою стопорної пластини 20 і монтажних болтів 21, прилягають друг до друга,

Болт 19 утримується стопорною пластиною 20 і гайкою 21 з упором у відкритий торець частини 3а траверси 3. На кінці болта 19 - його різьбової частини за резервним кронштейном 18, установлена упорна шайба 22, а весь набір фіксується гайкою 23.

Між резервним кронштейном 18 і упорною шайбою 22 передбачений розрахунковий зазор C_2 у поздовжньому напрямку.

При цьому за межами траверси 3, а саме її частини 3б, стрижнева частина болта 19 пронизує кронштейн 18 з кільцевим зазором C_3 (див. також Фіг.5, перетин Д-Д).

Завдяки зазорам (поздовжнім - C_1 , C_2 , й кільцевому - C_3), резервний кронштейн 18 (див. Фіг.4 і 5) сприймає навантаження тільки у випадку руйнування одного з вузлів кріплення двигуна в передньому поясі, або ж штанги 15 знімання сили тяги.

При руйнуванні кронштейна 4 або серги 5 (див. Фіг.2), що спільно забезпечують робочий взаємозв'язок двигуна 1 через траверсу 3 (3а, 3б) до пілона 2, відбувається якийсь зсув двигуна 1 щодо зазначеного пілона 2. При цьому вибирається кільцевий зазор C_3 між болтом 19 і резервним кронштейном 18 (Фіг.6).

У результаті двигун 1 у передньому поясі кріплення втримується резервним кронштейном 18 і не зруйнованими - або кронштейном 4, або ж сергою 5.

При руйнуванні штанги 15 знімання тяги або окремих деталей переднього кріплення вибирається поздовжній зазор C_1 між резервним кронштейном 18 і частиною траверси 3 (наприклад, її частиною 3б), через які й передається сила тяги на пілон 2 літального апарату. При руйнуванні однієї з частин траверси 3 усі вище зазначені зазори C_1 , C_2 , й C_3 забезпечують свою страховочну роль, і в той же час траверса 3, як загальний вузол, залишається працездатною.

Розглянемо далі в технічному рішенні, що за-

являється, задній пояс кріплення газотурбінного двигуна 1 до літального апарату, де передбачені засоби захисту двигуна при нерозрахованому ушкодженні, або руйнуванні частин цього пояса кріплення двигуна, а також штанги 15.

Так у перетині Л-Л заднього пояса кріплення (див. Фіг.7, 8) передбачене резервне кріплення болтом 24 траверси 9 до двигуна 1 через його силові ребра 12. Між траверсою 9 і стрижневою частиною болта 24 передбачений кільцевий зазор М (див. Фіг.8).

Резервний болт 24, переміщуючись у порожнині зазору М, вступає в роботу й бере на себе навантаження у випадку руйнування однієї із серг 10, або деталей їхнього кріплення, що з'єднують траверсу 9 заднього пояса кріплення із силовими ребрами 12 корпуса двигуна 1. При цьому двигун 1 продовжує втримуватися в описаному вище задньому поясі кріплення за дві частини - резервний болт 24 і одну із серг 10.

У тім же задньому поясі в безпосередній близькості до пілона 2 у з'єднанні ребер кронштейна 6 і розміщеного між ребрами кронштейна 7, з кільцевим зазором Н щодо останнього, уведений резервний болт 25 (див. перетин К-К, Фіг.7 і 9).

Болт 25 розміщений у кріпленні кронштейнів, 6 - що охоплює, й 7 - охоплюваного, між і паралельно щодо вказаних двох болтів 13 із шарнірними вкладишами 14.

У випадку руйнування по меншій мірі одного з болтів 13, або його вушка, у кронштейні 6 або 7, навантаження на себе приймає резервний болт 25, зміщуючись у порожнині зазору Н и тим самим також забезпечуючи безпеку роботи літального апарату в критичних ситуаціях.

Певна компенсація такого зсуву буде прийнята на себе й шарнірним вкладишем одного з болтів 13, що залишився в цілості.

Дане технічне рішення кріплення двигуна до літального апарату дозволяє дублювати основні вузли пристрою з оптимальним розподілом навантажень разом з мінімізацією їхніх вагових показників.

У випадку непередбачуваного руйнування одного з вузлів кріплення вступають у роботу деталі резервування, запобігаючи значного переміщення двигуна щодо пілона літального апарату. При цьому навантаження, що діють в інших вузлах кріплення не будуть перевищувати розрахункові.

Рішення пророблене в застосуванні до двигунів Д-436-148, встановлюваних на літаках АН-148, але може бути широко використане для сімейства двигунів Д-436Т1 та їхніх модифікацій, зокрема, наприклад, при встановленні двигунів з бічним кріпленням на літаках Ту-334.

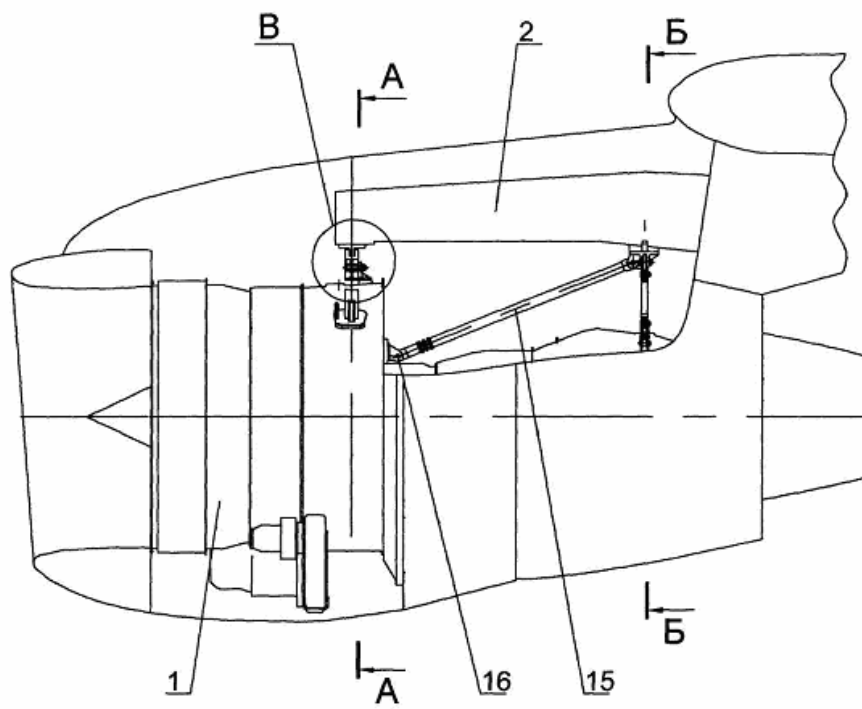


Fig. 1

A-A

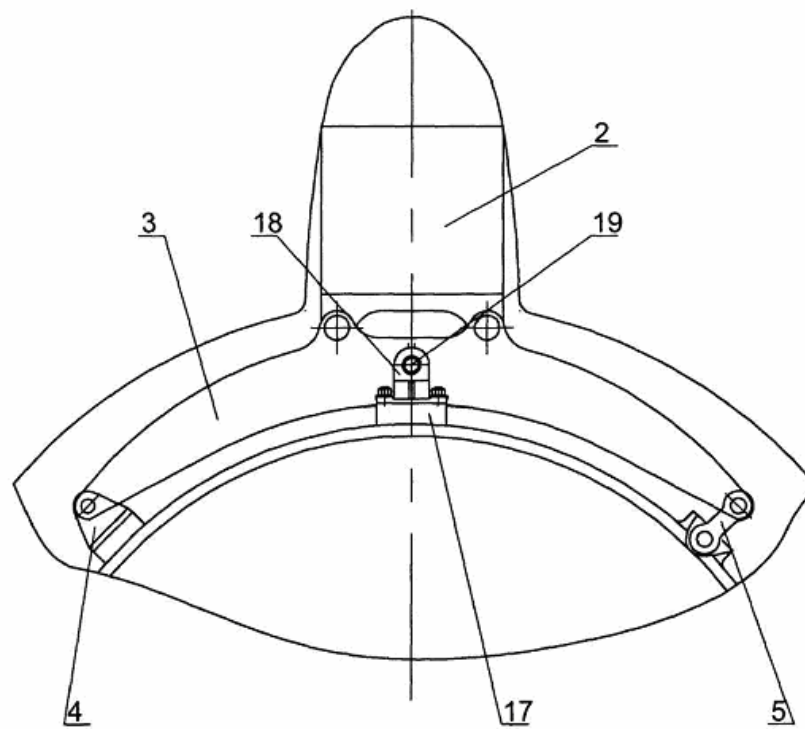


Fig. 2

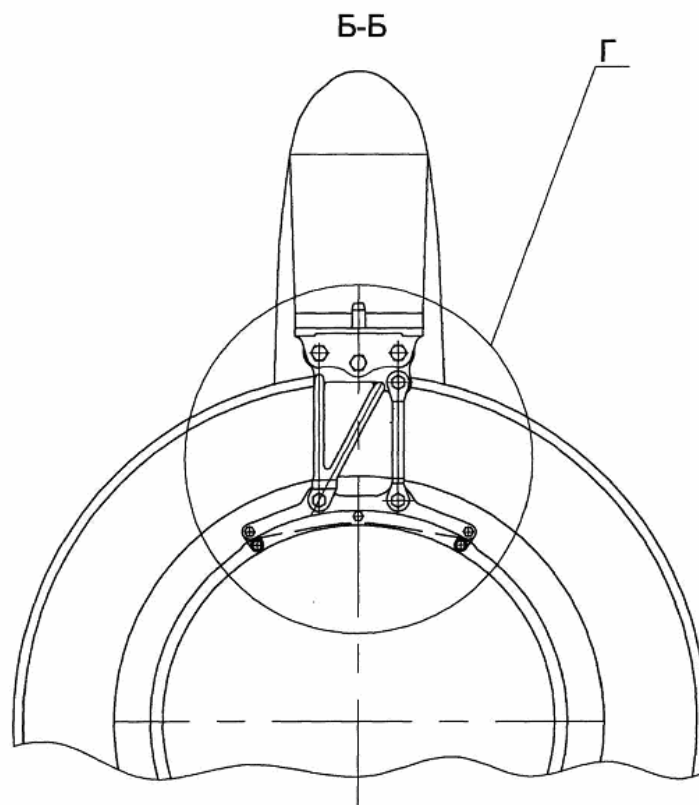


Fig. 3

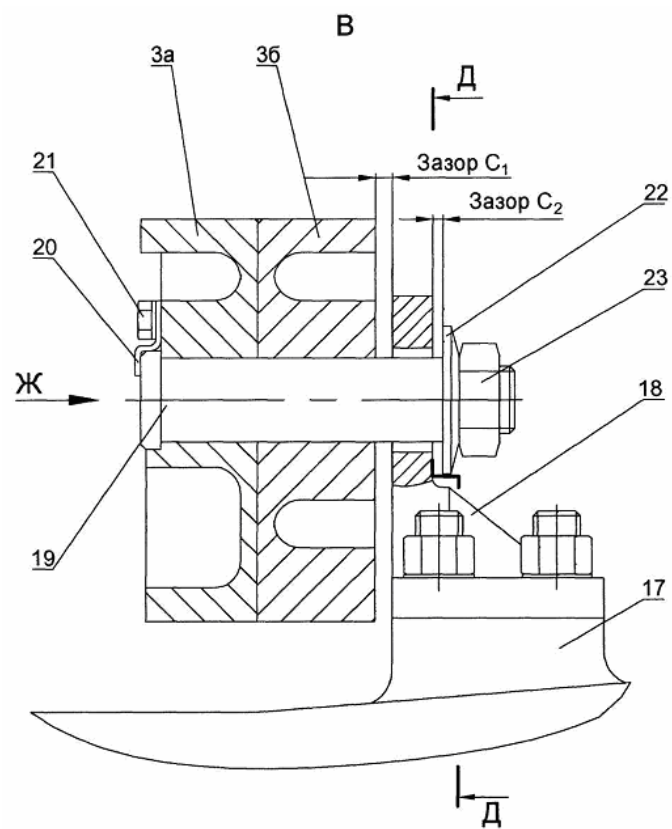
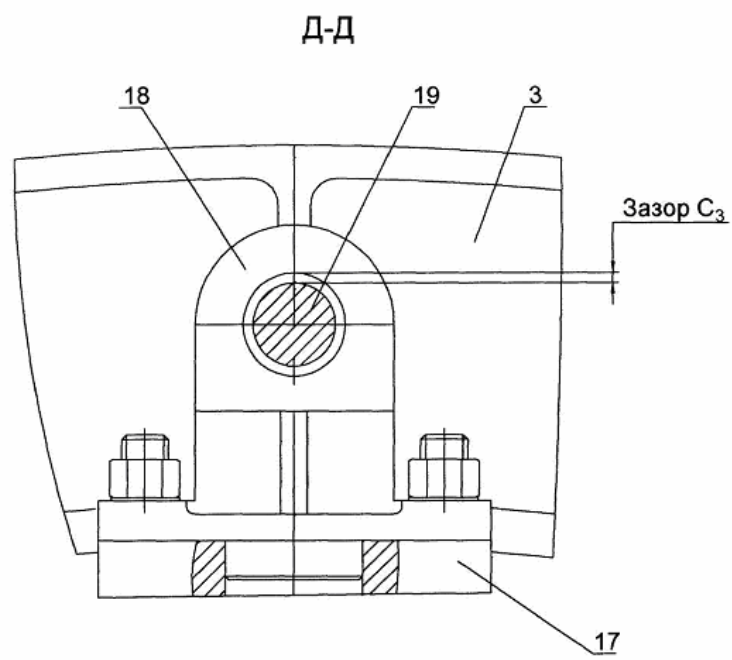
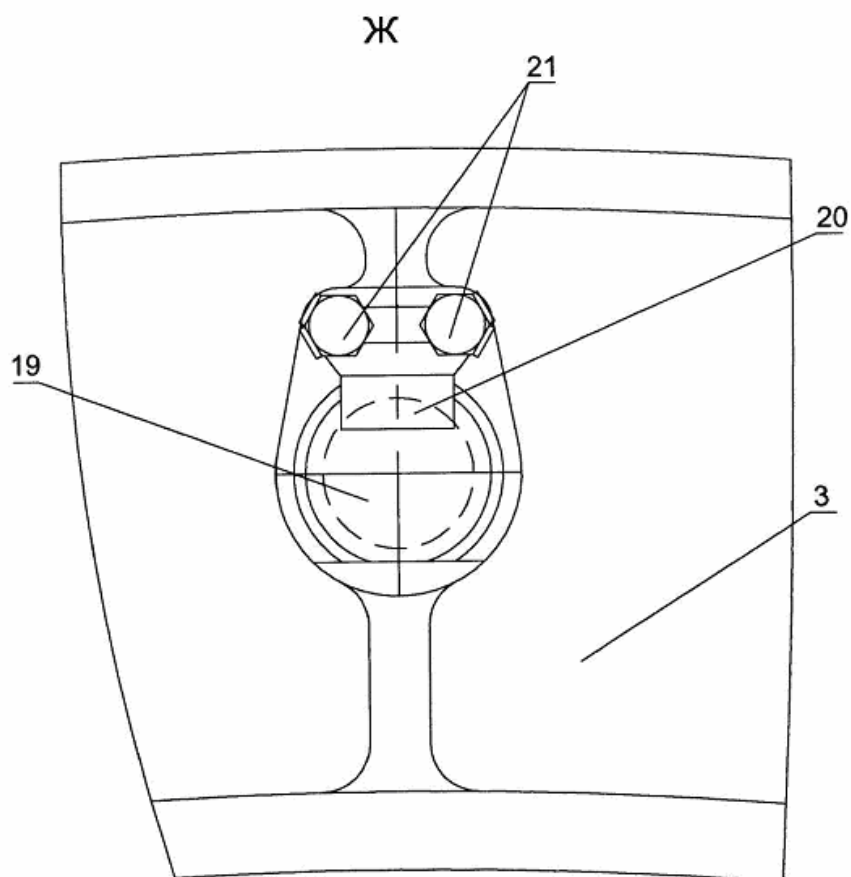


Fig. 4



Фиг. 5



Фиг. 6

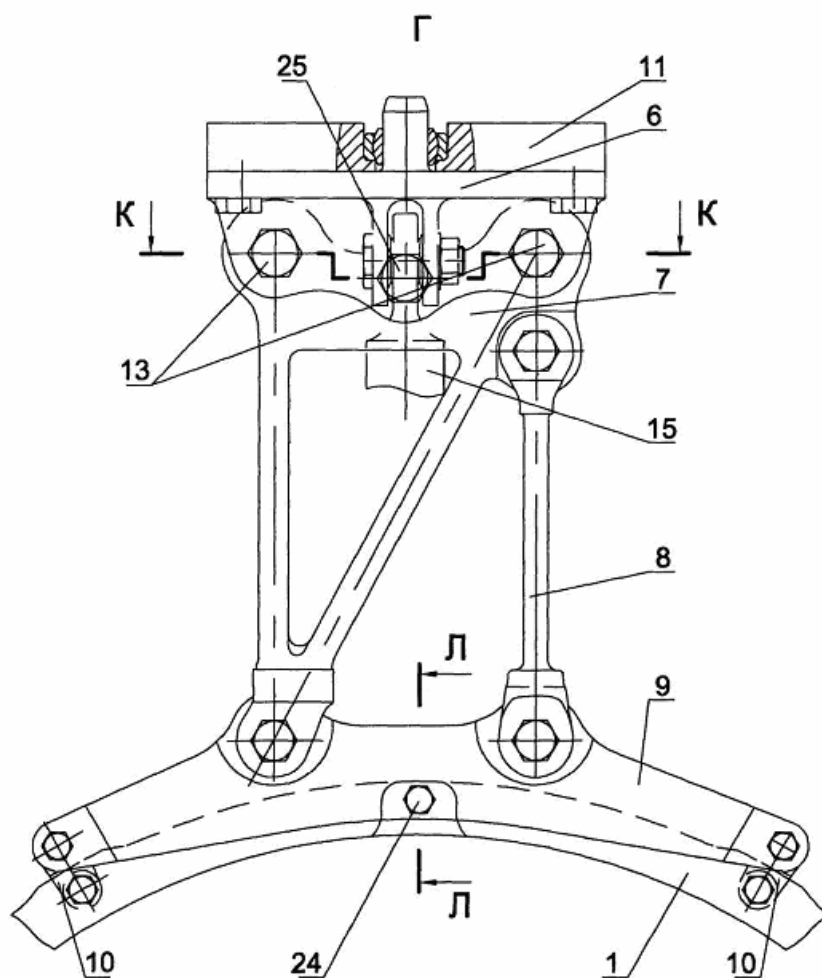


Fig. 7

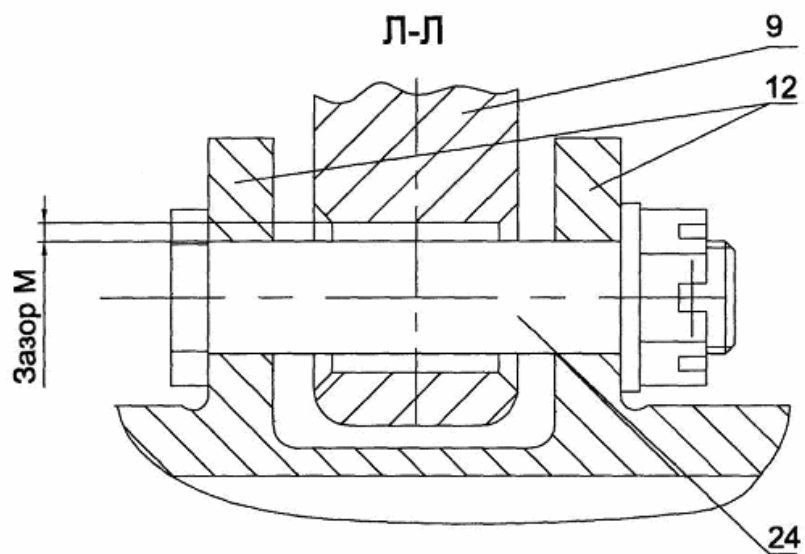
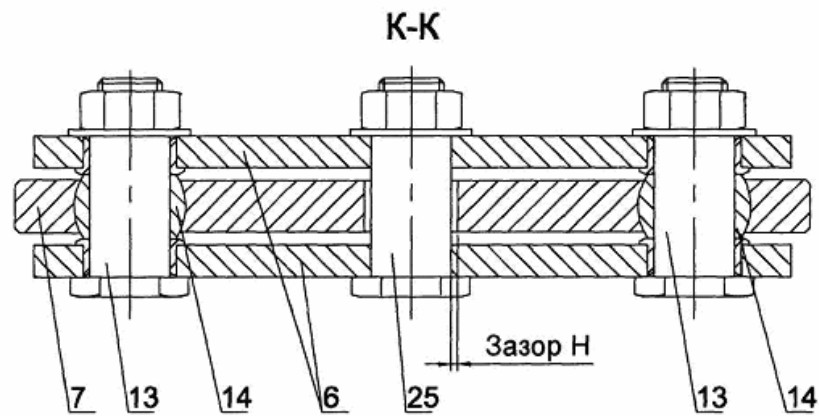


Fig. 8



Фиг. 9