

Винахід стосується турбореактивного двигуна, розрахованого на встановлення у хвостовій частині фюзеляжу літака, у верхньому положенні на фюзеляжі.

Виробники літаків дуже стурбовані проблемами шуму, який надокучає населенню, що проживає поблизу аеропортів. Вони хотіли б звести до мінімуму випромінювання шуму, головним чином, повітряними гвинтами і соплами турбореактивних двигунів.

У документі US 6 199 795 запропоновано турбореактивний двигун, закріплений у верхньому положенні на фюзеляжі поблизу хвостової частини літака; шум від повітряних гвинтів частково відбивається фюзеляжем, тоді як шум від сопел частково відбиваються вертикальним або горизонтальним стабілізатором хвостового кіля. Більш того, передня секція фюзеляжу літака діє як екран з вхідного боку турбореактивних двигунів і обмежує проникнення тіл, які можуть їх пошкодити. Крім того, крила, які не несуть турбореактивних двигунів, звільнені від прикладеного до них навантаження, що має багато переваг з точки зору аеродинаміки.

Разом з тим виникає проблема розміщення і кріплення турбореактивних двигунів у цьому положенні. В документі US 4 044 973 описано кріпильний пристрій, що містить деталь, яку звичайно називають "вішалкою для одягу" і яка кріпиться до кріпильної балки на фюзеляжі, при цьому "вішалка для одягу" з допомогою її засобів кріплення до двигуна фіксується на корпусі турбореактивного двигуна. Звичайно, кожний турбореактивний двигун фіксується до фюзеляжу з допомогою двох згаданих пристроїв, одного біля переднього корпусу, а іншого біля заднього корпусу.

Два турбореактивні двигуни прикріплюються до кожного боку фюзеляжу, а отже, різними частинами поблизу периферії їх корпусів. Поблизу периферії кожного корпусу розміщені також різноманітні пристрої, потрібні для роботи турбореактивного двигуна, зокрема, коробка приводу допоміжних агрегатів (AGB), масляний бак, комп'ютер і регулятор подавання палива. Далі в описі ці пристрої будемо називати допоміжним обладнанням. Одним із цих допоміжних пристроїв є коробка приводу допоміжних агрегатів, котра є звичним пристроєм, що використовується в турбореактивному двигуні і має форму єдиної коробки, де містяться, зокрема, генератори для турбореактивного двигуна і літака, паливні і масляні насоси, стартер та різне допоміжне обладнання, яке приводиться в рух валом двигуна через точки відбору потужності.

В питанні кріплення двох турбореактивних двигунів на верхній задній частині фюзеляжу літака виникають різні проблеми.

Першою проблемою є проблема виготовлення і виробничих витрат. Через те, що турбореактивні двигуни розміщуються на кожному боці фюзеляжу, лівий і правий двигуни не однакові, оскільки вони кріпляться не одним і тим самим боком. А тому для виробництва турбореактивних двигунів необхідні дві виробничі лінії. Можна припустити, що різне допоміжне обладнання буде розміщене з одного і того ж боку турбореактивних двигунів, іншими словами, як тільки турбіни будуть установлені, воно опиниться в різних положеннях відносно фюзеляжу, але тоді виникають інші проблеми.

По-перше, з точки зору наземного обслуговування літака така ситуація немислима, оскільки допоміжне обладнання турбореактивного двигуна повинно бути доступне ззовні фюзеляжу, з допомогою трапів або автокарів з вильчатим підйомником та без необхідності операторам ходити по фюзеляжу.

Далі, з точки зору безпеки різне допоміжне обладнання турбореактивного двигуна повинно бути розміщене так, щоб коли диск одного з роторів одного з двигунів розривається, то його уламки не могли досягти допоміжного обладнання іншого турбореактивного двигуна.

В турбореактивних двигунах, розроблених для їх кріплення збоку на фюзеляжі, як це описано в документі US 4 044 973, коробка приводу допоміжних агрегатів знаходиться на нижній частині двигуна. Їх структура влаштована таким чином, що точки кріплення "вішалки для одягу" можуть бути утворені на кожному боці двигуна, а тому турбореактивний двигун може бути установленим, байдуже, з правого, чи з лівого боку літака. Однак, хоча в цих турбореактивних двигунах до коробки приводу допоміжних агрегатів є доступ, незалежно від того, з якого боку літака знаходиться двигун, значна кількість іншого допоміжного обладнання і, зокрема, підвісна система, повітрязбірники для літака, комп'ютер, масляний бак і регулятор подавання палива, установлені з того боку, де відкривається гондола двигуна, а це вимагає різного монтажу для обох турбореактивних двигунів.

Задачею цього винаходу є запропонувати просте рішення всіх цих проблем, пов'язаних із турбореактивним двигуном, розміщеним у верхньому положенні у хвостовій частині фюзеляжу літака.

Щоб досягти цього, винахід стосується турбореактивного двигуна, розрахованого на його установлення у верхньому положенні у хвостовій секції фюзеляжу літака з допомогою принаймні однієї "вішалки для одягу", де турбореактивний двигун містить повітряний гвинт, передній корпус, задній корпус, допоміжне обладнання, котре розміщене поблизу периферії переднього корпусу, при цьому передній корпус містить точки для кріплення "вішалки для одягу", який відрізняється тим, що точки кріплення розташовані так, щоб турбореактивний двигун міг бути установленим з будь-якого боку фюзеляжу, а допоміжне обладнання розміщується на корпусі так, що до нього є доступ ззовні фюзеляжу, незалежно від того, на якому з боків установлений турбореактивний двигун, причому точки кріплення "вішалки для одягу" до переднього корпусу розподілені з кожного боку вертикальної площини, котра містить середню лінію турбореактивного двигуна, а "вішалка для одягу" виконана так, щоб бути прикріпленою зі зміщенням відносно кронштейна її кріплення до літака, при цьому допоміжне обладнання розміщується поблизу вертикальної площини і містить принаймні один масляний бак, регулятор подавання палива або комп'ютер, що розміщені на верхній частині переднього корпусу, та коробку приводу допоміжних агрегатів, що розміщена на нижній частині переднього корпусу.

Вираз "ззовні фюзеляжу літака" означає: з правого боку турбореактивного двигуна, якщо цей двигун розміщено праворуч від фюзеляжу, і з лівого боку турбореактивного двигуна, якщо цей двигун розміщено ліворуч від фюзеляжу. "Ліворуч" і "праворуч" означають сторони відносно напрямку потоку повітря в турбореактивному двигуні, іншими словами, коли дивитися спереду літака.

Згідно з винаходом один і той же турбореактивний двигун може бути прикріпленим на будь-якому боці фюзеляжу літака шляхом його прикріплення до "вішалки для одягу", використовуючи точки кріплення, розміщені з одного або з іншого боку вертикальної площини. Отже, між двома двигунами проведено просте паралельне

перенесення, і при цьому допоміжне обладнання, завдяки його розміщенню, залишилося доступним ззовні фюзеляжу. Того ж самого положення на турбореактивному двигуні не займають лише елементи, що проходять в балку "вішалки для одягу", а саме: канали повітрозабірників літака, трубопровід підведення палива і деякі підвісні системи; однак, завдяки тому, що турбореактивний двигун розміщено у верхньому положенні на фюзеляжі літака, точки їх приєднання до відповідних пристроїв на турбореактивному двигуні можуть бути розміщені в нижній частині двигуна, а отже, в одному і тому ж місці на кожному двигуні, на відміну від рішення, поданого в документі US 4 044 973, де вони знаходяться або праворуч, або ліворуч.

У зв'язку з проблемою безпеки у разі, коли б диск одного з роторів розірвався, було рекомендовано, що повинна бути використана конфігурація, подібна до запропонованої в документі US 4 044 973, чи то за рахунок розміщення турбореактивних двигунів у бічній позиції на фюзеляжі літака, щоб не допустити їх безпосереднього знаходження один проти одного, чи то за рахунок розміщення допоміжного обладнання в іншому місці, ніж коробка приводу допоміжних агрегатів, на боці турбореактивного двигуна, на одному боці або на іншому, залежно від боку, на якому встановлено двигун. Винахід ліквідує ці обмеження і дає можливість не тільки встановлювати турбореактивні двигуни на верхній частині фюзеляжу, але й досягти ідентичності турбореактивних двигунів, незалежно від того, встановлений він на лівому, чи на правому боці.

Задній корпус, переважно, також містить точки кріплення "вішалки для одягу", розподілені з кожного боку вертикальної площини.

В даному випадку "вішалки для одягу", що мають кріпитися до заднього корпусу, звичайні, оскільки ніщо не перешкоджає їх розміщенню.

У варіанті турбореактивного двигуна згідно з винаходом, якому віддається перевага, турбореактивний двигун містить капот повітряного гвинта, що може бути розділеним на дві частини, де одна з них обертається на шарнірі догори, а друга обертається на шарнірі донизу, аби забезпечити доступ до допоміжного обладнання з того боку, на якому встановлений турбореактивний двигун.

У цьому випадку частина, котра може обертатися на шарнірі донизу, переважно, складається з двох шарнірних частин.

Винахід стосується також літака з фюзеляжем, двома турбореактивними двигунами згідно з винаходом, які прикріплені до кожного боку фюзеляжу у верхньому положенні з допомогою "вішалки для одягу", прикріпленої до переднього корпусу, та "вішалки для одягу", прикріпленої до заднього корпусу.

Винахід стане зрозумілішим після ознайомлення з наступним описом варіанту турбореактивного двигуна згідно з винаходом, якому віддається перевага, з посиланням на додані ілюстрації, де:

Фіг. 1 - схематичний вид спереду двох турбореактивних двигунів, згідно з переважним варіантом здійснення винаходу, розміщених на фюзеляжі літака;

Фіг. 2 - схематичний вид збоку зліва правого турбореактивного двигуна з Фіг. 1; та

Фіг. 3 - схематичний вид спереду двох турбореактивних двигунів з Фіг. 1 з відкритими капотами повітряних гвинтів.

На Фіг. 1 показано два турбореактивні двигуни 10, які встановлені на хвостовій секції фюзеляжу 1 літака у верхньому положенні. На Фіг. 2 показано правий турбореактивний двигун 10 з Фіг. 1 у бічному виді зліва, тут ліву і праву сторони слід розуміти, як сторони відносно напрямку потоку повітря в турбореактивному двигуні, як визначено в преамбулі до цього опису. Вирази "вниз по потоку" і "вгору по потоку" будуть вживатися також відносно цього потоку.

Турбореактивний двигун 10 містить повітряний гвинт 11, оточений переднім корпусом 12, який сам захищений капотом 13, 13'. З нижньої по потоку сторони повітряного гвинта 11 турбореактивний двигун послідовно містить компресор 14, камеру згоряння 15, турбіну 16 і сопло 17. Нижче по потоку від турбіни 16 розміщено задній корпус 18, який утримується на своєму місці з допомогою кронштейнів.

Точніше, передній корпус 12 поділяється на утримуючий корпус і роздільний корпус, де утримуючий корпус оточує повітряний гвинт 11, а роздільний корпус оточує напрямні лопатки 19 і опорні кронштейни 20. Однак більш детально конструкцію переднього корпусу 12 описувати не будемо, а в подальшому описі будемо просто посилатися на передній корпус 12, як на завершений пристрій.

На периферії переднього корпусу 12 знаходиться допоміжне обладнання, а саме, в даному випадку: масляний бак 22, регулятор 23 подавання палива, комп'ютер 24 і коробка 25 приводу допоміжних агрегатів.

Турбореактивний двигун 10 розміщено вздовж напрямку осі 21. У варіанті здійснення турбореактивного двигуна 10, якому згідно з винаходом віддається перевага, масляний бак 22, регулятор 23 подавання палива і комп'ютер 24 розміщені, зліва направо в такому порядку, на верхній частині переднього корпусу 12, поблизу вертикальної площини 26, в якій лежить вісь 21 турбореактивного двигуна 10, поздовжньо в місці знаходження напрямних лопаток 19. Точніше, вони розміщені таким чином, що знаходяться якомога ближче до вертикальної площини 26, і вишикувані так, що мають мінімальну площу поверхні потенційного удару у разі, якби в протилежному двигуні розірвався диск одного з роторів, незалежно від того, з лівого чи правого боку фюзеляжу літака знаходиться турбореактивний двигун 10.

Коробка 25 приводу допоміжних агрегатів знаходиться на нижній частині переднього корпусу 12, поблизу вертикальної площини 26, поздовжньо в місці знаходження напрямних лопаток 19, в його нижній по потоку частині. Коробка 25 приводу допоміжних агрегатів містить, зокрема, генератори для турбореактивного двигуна і літака, паливні і масляні насоси, стартер та різне допоміжне обладнання, яке приводиться в рух валом двигуна через точки відбору потужності. Аналогічно, вона розміщена так, що має мінімальну площу поверхні удару, якщо в протилежному двигуні розривається диск одного з роторів.

Передній корпус 12 містить засоби для кріплення "вішалки для одягу" 28, 28'. Кожна "вішалка для одягу" 28, 28' виконана у вигляді металевої деталі, яка розміщена так, аби пасувати до тієї секції корпусу 12, до якої вона має бути прикріплена, чи то до її правої частини ("вішалка" 28'), чи то до її лівої частини ("вішалка" 28). Кожна "вішалка для одягу" 28, 28' містить пластину 29, 29' кріплення до кронштейна або балки 30, 30', причому кронштейн 30, 30' кріпиться до фюзеляжу 1 літака, чи то з лівого його боку (кронштейн 30'), чи то з правого боку

(кронштейн 30).

Засоби кріплення "вішалки для одягу" 28 до корпусу 12 мають точки 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення, які добре відомі з існуючого рівня техніки і які в подальшому не будуть описуватися, оскільки деталі їх конструкції не є необхідними для розуміння винаходу. Ці точки 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення розміщені з кожного боку вертикальної площини 26, а точніше симетрично відносно цієї вертикальної площини. Таким чином, три точки 31, 32, 33 кріплення розміщені вздовж лівої частини переднього корпусу 12, а інші три точки 31', 32', 33' кріплення розміщені вздовж правої частини корпусу 12, симетрично відносно площини 26. Отже, "вішалка для одягу" 28 може бути закріплена на лівій частині корпусу 12 з допомогою кріпильних точок 31, 32, 33, а "вішалка для одягу" 28' - на правій частині корпусу 12 з допомогою кріпильних точок 31', 32', 33'.

Точки 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення, які розміщуються з кожного боку вертикальної площини 26, розміщуються і з кожного боку коробки 25 приводу допоміжних агрегатів. Кожна "вішалка для одягу" 28, 28' кріпиться до турбореактивного двигуна 10 зі зміщенням, тобто, скажемо, у вигляді консолі, відносно кронштейна 30, 30', яким вона приєднана до фюзеляжу; іншими словами, кожна "вішалка для одягу" 28, 28' виступає лише з одного боку цього підтримуючого кронштейна 30, 30', з протилежного боку від коробки 25 приводу допоміжних агрегатів. Дійсно, ця коробка приводу допоміжних агрегатів лежить у тій же площині або в площині, яка знаходиться поблизу площини "вішалки для одягу" 28, 28', і не дає можливості закріпити її в цьому місці. Таким чином, "вішалка для одягу" 28, яка закріплена праворуч від фюзеляжу літака, поширюється вліво і вгору від кронштейна 30, котрий приєднує її до фюзеляжу літака, а "вішалка для одягу" 28', яка знаходиться ліворуч, поширюється вправо і вгору. В цьому випадку кожна "вішалка для одягу" 28, 28' розміщена поблизу коробки 25 приводу допоміжних агрегатів, з одного її боку або з іншого.

Завдяки тому, що турбореактивні двигуни 10 знаходяться у верхньому положенні, напруження, яким піддаються точки 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення, є напруженнями стиснення. Ці точки кріплення розміщені відповідним чином і конструктивно виконані так, щоб урахувати консольний ефект "вішалок для одягу" 28, 28'.

Завдяки симетричному розміщенню точок 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення, один і той же турбореактивний двигун 10 може бути розміщеним, байдуже, праворуч чи ліворуч від фюзеляжу 1 літака. Все, що необхідно зробити, це прикріпити його до "вішалки для одягу" 28, 28', використавши точки кріплення, які підходять для цього випадку ((31, 32, 33), (31', 32', 33')).

З виробничої точки зору це означає, що має створюватися лише один вид турбореактивного двигуна 10, який може бути установленим чи то ліворуч, чи то праворуч від фюзеляжу 1.

Що стосується доступу до допоміжного обладнання турбореактивного двигуна 10, то його місцезнаходження поблизу вертикальної площини 26, у верхній частині двигуна 10 для масляного бака 22, регулятора 23 подавання палива, комп'ютера 24, та в нижній частині двигуна 10 для коробки 25 приводу допоміжних агрегатів, означає, що це обладнання може бути доступне, байдуже, чи з лівого, чи з правого боку двигуна 10. Коли допоміжне обладнання знаходиться ближче до площини 26, то доступ до нього буде в меншій мірі залежати від розміщення турбореактивного двигуна 10, ліворуч чи праворуч.

В залежності від розміщення турбореактивного двигуна 10, капот повітряного гвинта 13, 13' має відмінності. Його установлено на турбореактивному двигуні 10 таким чином, що допоміжне обладнання 22, 23, 24, 25 двигуна 10 доступне ззовні фюзеляжу 1.

З Фіг. 3 видно, що коли турбореактивний двигун 10 розміщено з лівого боку літака, то капот повітряного гвинта 13' установлено так, щоб його можна було відкрити і мати доступ з лівого боку літака, а коли турбореактивний двигун 10 розміщено з правого боку літака, то капот повітряного гвинта 13 установлено так, щоб його можна було відкрити і мати доступ з правого боку літака.

Кожен із капотів повітряного гвинта 13, 13' відкривається, розпадаючись на дві частини (131, 132), (131', 132'). Одна частина 131, 131' обертається на шарнірі в напрямі вершу турбореактивного двигуна 10, а інша частина 132, 132' обертається в напрямі нижньої частини турбореактивного двигуна 10. Частина 132, 132', котра обертається донизу, шарнірно з'єднана з двох частин (132a, 132b), (132'a, 132'b) шарніром 133, 133'. Таким чином, кут розкриття, а отже, і простір доступу до турбореактивного двигуна 10, відкритого за рахунок шарнірного обертання обох частин (131, 132), (131', 132') капота повітряного гвинта 13, 13', більші, ніж якби шарніра не було. Незалежно від положення турбореактивного двигуна, все допоміжне обладнання 22, 23, 24, 25 легко доступне.

Крім того, тут знову допоміжне обладнання 22, 23, 24, 25 турбореактивного двигуна 10 розміщується, відносно іншого двигуна 10, так, щоб його не можна було досягти або важко досягти у разі, якби диск одного з роторів у цьому іншому турбореактивному двигуні 10 розірвався.

Турбореактивний двигун 10 кріпиться до фюзеляжу 1 літака, по-перше, в передньому корпусі 12, як щойно описано, а по-друге, в задньому корпусі 18. У випадку заднього корпусу, "вішалка для одягу" 128, 128', або вузол кріплення, зафіксований на фюзеляжі 1 з допомогою кронштейнів, кріпиться до корпусу 18, наприклад, в місці, де знаходиться турбіна 16. У цьому місці корпус 18 має точки кріплення, які, як і раніше, розподілені на корпусі 18 симетрично відносно вертикальної площини 26. Внаслідок цього, один і той же турбореактивний двигун 10 може бути закріпленим своїм заднім корпусом на будь-якому боці фюзеляжу 1, з допомогою підходящих для цього випадку точок кріплення.

До "вішалки для одягу" 128, 128' одним кінцем прикріплені два з'єднувальні стержні (40, 41), (40', 41') для передачі тяги, які іншим кінцем прикріплені до турбореактивного двигуна 10 з верхньої по потоку його сторони, так що тяга до літака передається через кронштейн 30, 30', приєднаний до переднього корпусу 12, а не через кронштейн, приєднаний до "вішалки для одягу" 128, 128'. Ці з'єднувальні стержні (40, 41), (40', 41') для передачі тяги добре відомі з існуючого рівня техніки і детальніше описуватися не будуть.

Точки 31, 32, 33, 31', 32', 33' кріплення переднього корпусу 12 або точки кріплення заднього корпусу 18 функціонально згруповані в триплети (31, 32, 33), (31', 32', 33'), при цьому кожний триплет виконує функцію кріплення "вішалки для одягу" 28, 28' на одному з боків турбореактивного двигуна 10. Відмітимо, що у варіанті турбореактивного двигуна згідно з винаходом, якому віддається перевага, точки 32, 32' кріплення, що розташовані між іншими двома точками (31, 33), (31', 33'), безпосередньо для кріплення "вішалки для одягу" 28,

28' не використовуються; вони називаються "очікувальними" точками кріплення і існують лише для подолання несправностей інших двох точок. Ці очікувальні точки 32, 32' кріплення можна усунути і замінити елементами, що виконують ту ж функцію, такими як, наприклад, двосторонні з'єднувальні стержні.

Відмітимо, що частини 132, 132' капотів 13, 13', які шарнірно опускаються донизу, можуть бути поділені, ймовірно, на більше, ніж дві частини, наприклад, три частини, з метою відкривання ще більшого простору доступу.

Нарешті, в масляний бак 22 може бути уведений антисифонний пристрій, аби не допустити гравітаційного затримування масла в обладнанні, коли двигун зупинено.

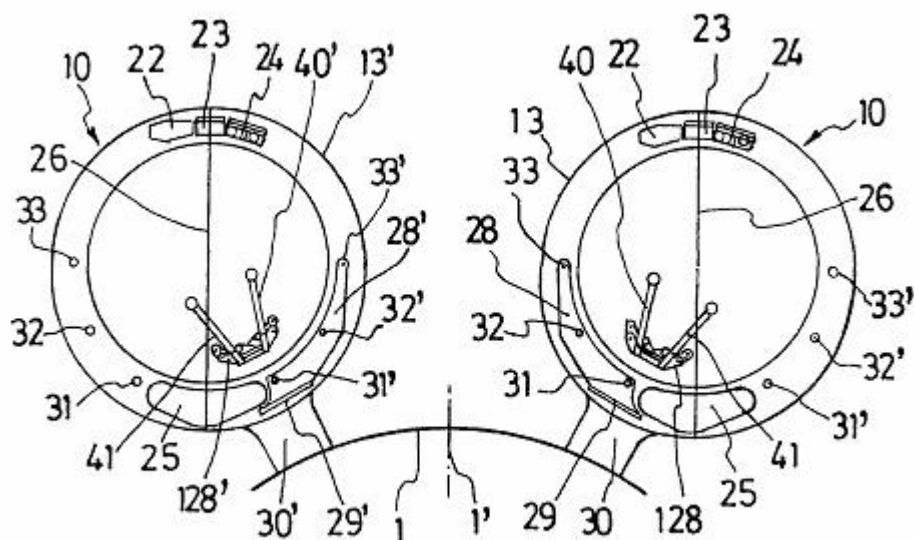


Fig. 1

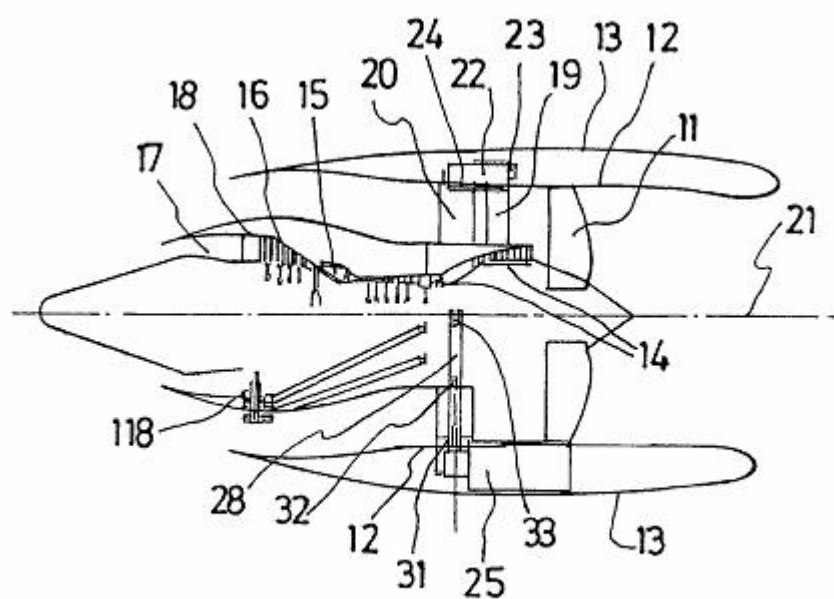
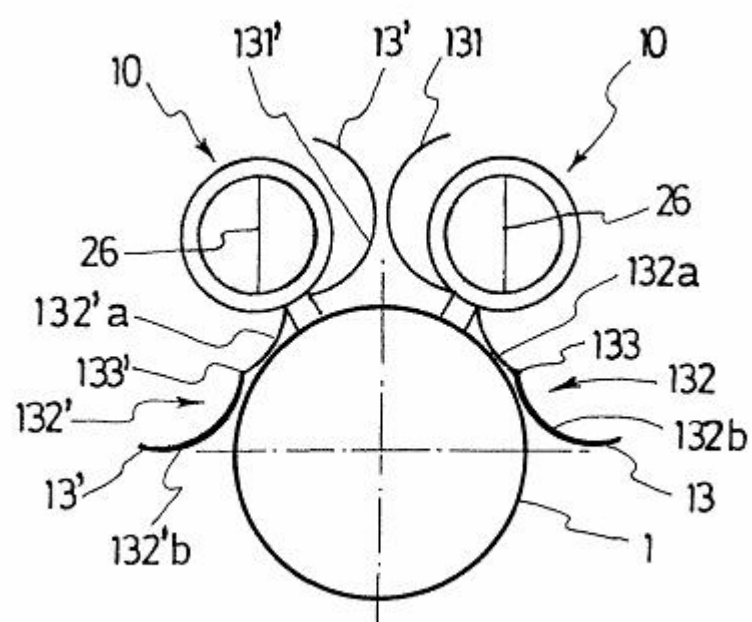


Fig. 2



Φir. 3