

Винахід належить до галузі авіаційного двигунобудівництва. Може застосовуватись у багаторежимних надзвукових та передзвукових газотурбінних авіаційних двигунах.

Відомий передзвуковий авіаційний двигун з великою мірою двохконтурності двохвальний ПС-90А [1]. У двигуні влаштований колозвуківий вентилятор з двома підірними ступенями, який приводиться турбіною низького тиску. Компресор високого тиску складається з 13 послідовних осьових ступенів, при цьому вхідний направляючий апарат та направляючі апарати першої, другої та третьої ступені виконані регульовальними. Здійснюється перепуск повітря за виправляючим апаратом підірних ступенів та з-за шостої та сьомої ступенів компресора високого тиску. Відомий двожкаскадний компресор турбореактивного двигуна, призначений для польотів з числом Маха до 3,0 [2]. Кожний каскад компресора має по 6 послідовних осьових ступенів. Загальна розрахункова степінь стиску повітря рівна 10. Розрахунковий режим вибирається при числі Маха польоту, рівному 1,65 при невисокому зведеному розході повітря на вході в компресор. Це приводить до зниження тяги двигуна при взльоті та при передзвуковому розгоні.

Заявлений винахід представляє собою новий засіб механізації компресора. Пропонується забезпечити багаступеневий осьовий компресор засобом для відключення частини ступенів. При цьому всі ступені компресора одноконтурного надзвукового двигуна будуть працювати при взльоті та при розгоні літака. В режимах польоту з великою надзвуковою швидкістю і з передзвуковою крейсерською пропонується частину передніх ступенів відключати. Це дозволить отримати наступні технічні результати.

З'являється можливість виконати першу ступінь компресора трансзвуковою або надзвуковою з осьовим входом, що збільшить продуктивність компресора, наприклад, на 20%. При цьому підвищується напірність всіх ступенів компресора і зменшується число ступенів, наприклад, з 12 до 10. З'являється можливість в якості розрахункового використовувати взлітний режим.

З'являється змога використовувати однокаскадний компресор замість двожкаскадного, нема необхідності в використуванні регульовальних направляючих апаратів в компресорі. Це досягається за рахунок того, що наступні ступені компресора при заданому числі оборотів розраховані на температуру гальмування повітря більшу, ніж попередні ступені.

Наприклад, перша ступінь компресора розрахована на вхід повітря  $T_{вх}=288^{\circ}\text{K}$ , друга ступінь - на  $333^{\circ}\text{K}$ , третя ступінь - на  $363^{\circ}\text{K}$ , четверта - на  $393^{\circ}\text{K}$ . Відключив передні ступені компресора можна поступаюче повітря з підвищеною температурою направляти без підвищення температури на наступні працюючі ступені, що забезпечить безпомпажний режим праці компресора. Відключив три перші ступені з 10 в компресорі на великій надзвуковій швидкості польоту, можна приблизно на  $190^{\circ}\text{K}$  зменшити температуру повітря на виході з компресора і відповідно збільшити розхід палива в основній камері згоряння. При цьому замість  $400^{\circ}\text{K}$  підвищення температури повітря в компресорі досягне  $210^{\circ}\text{K}$ . Температура газів, виходячих з турбіни двигуна і поступаючих в форсажну камеру, буде вища також приблизно на  $190^{\circ}\text{K}$ , що поліпшить умови згоряння форсажного палива. Відключення частини ступенів компресора розширить можливість безфорсажного польоту.

Порівняємо дві турбіни двох двигунів, розвиваючих рівні максимальні механічні потужності при максимальному числі оборотів при максимальнім крутячій моменті в умовах надзвукового польоту. При цьому височина і швидкість польоту цих двох двигунів будуть різними. Турбіна, яка з'єднана валом з компресором з невідключеними ступенями, має розхід газів приблизно в 1,9 разів менший, ніж турбіна, яка з'єднана валом з компресором, у якого три перші ступені з десятих в цей час відключені. За кошт зменшення в 1,9 разів питомої роботи стиску в новому компресорі. По цій причині, максимально припустимій по умовам міцності крутячий момент на валі двигуна з новим компресором на надзвуковій швидкості буде утворюватися на більше низьких висотах. Наприклад, замість 9000 метрів при числі Маха польоту, рівному 2,0, обмежування міцності наступить на висоті менше 2000 метрів при цій же швидкості польоту.

Крім відключення передніх ступенів в компресорі можливо підключення додаткових одної або двох останніх ступенів. Наприклад, одинадцятої і дванадцятої ступені. Підключення додаткових останніх ступенів може бути використано для можливості збільшення температури газів перед турбіною до максимального значення при зменшуванні температури гальмування, поступаючого в першу ступінь компресора повітря. Це дозволить додатково збільшувати тягу при передзвуковому розгоні літака. При цьому тримаючи зведене число оборотів двигуна рівним розрахунковому значенню.

Для відключення ступенів пропонується використовувати приладнання для перепуску повітря. Але перепуск повітря здійснювати не після декількох передніх ступенів, а саме в кожній передній ступені, починаючи з першої. При відключенні останніх ступенів здійснювати перепуск повітря в останніх ступенях. При цьому швидкість виходу повітря з робочого колеса відключаємо"ї ступені зростає настільки, що робоче навантаження з робочого колеса знімається. Замість перепуску повітря можна використати всілякі зчіпні муфти приводів. З допомогою зчіпної муфти робоче колесо з'єднується з ротором двигуна в режимі включення і роз'єднується з ротором в режимі відключення даної ступені. При цьому потік повітря проходить через робоче колесо, яке не вчиняє на нього силового напруження.

Застосування відключення ступенів в двигунах з малою мірою двохконтурності аналогічно застосуванню в одноконтурних двигунах. В двохконтурних компресорах доцільно відключати рівну кількість ступенів в кожному каскаді. В передзвукових двохвальних двигунах з великою мірою двохконтурності пропонується застосувати відключення ступенів в другому каскаді компресора. Наприклад, в другому 13-ти ступеньовому каскаді компресора двигуна ПС-90А замість регульовальних направляючих апаратів застосувати відключення декількох передніх ступенів і/або одної останньої ступені.

На фіг. 1 зображена схема передньої частини каскаду компресора з перепуском повітря з трьох відключаємих ступенів в атмосферу через тракт, паралельний основному; на фіг. 2 зображена схема передньої частини каскаду компресора з перепуском повітря з трьох передніх відключаємих ступенів на вхід в каскад компресора; на фіг. 3 зображений трикутник швидкості ступені компресора з осьовим входом в режимі відключення; на фіг. 4 зображений трикутник швидкості ступені компресора з попередньою закруткою потоку по обертанню колеса в режимі відключення; на фіг. 5 зображена схема трьох останніх ступенів каскаду компресора з відключенням двох останніх ступенів з допомогою приладнання перепуску повітря.

Однокаскадний осьовий компресор одноконтурного реактивного двигуна має десять послідовних ступенів. Схема передньої частини компресора зображена на фіг. 1. На роторі 1 компресора закріплені робочі лопатки 2. Вхід компресора, з'єднаний з виходом 3 надзвукового повітрязабірника. Кожний ряд лопаток 4, закріплений на статорі компресора, може бути замінений двома послідовними рядами нерухомих лопаток з метою зменшення опору поступаючому потоку повітря в режимі відключення даної ступені. Три передні ступені забезпечені приладнанням для перепуску повітря 5.

Перша ступінь спроектована надзвуковою з осьовим входом. Кільцева запона 6 навколо відключаємих ступенів призначена для приймання повітря з ступенів і передачі його в тракт 7, паралельний основному. Випрямляючий апарат 8 на виході з запони 6, призначений для усунення можливої закрутки потоку повітря. Перепуск можливо здійснювати з допомогою гнучкої сталеної стрічки, закриваючої отвір в корпусі компресора в розрізі, де потрібен перепуск. Розмір та кількість отворів залежить від тиску в порожнині 6 і визначається експериментально з таким розрахунком, щоб забезпечити найкращі умови відключення ступенів. Розміщення отворів може бути вибрано за робочим колесом 2 відключаємої ступені, за направляючим апаратом 4 і поміж лопаток направляючого апарата 4 цієї ступені. Також перепуск можливо здійснювати з допомогою клапанів перепуску повітря. Вікна перепуску в цих клапанах затуляються заслонками, які керуються гідроциліндрами. Приладнання для перепуску повітря 5 з'являються засобом для відключення перших трьох ступенів в компресорі. Надзвуковий повітрязабірник двигуна повинен бути спроектований з обліком додаткового розходу повітря через Приладнання перепуску 5. Вихід компресора з'єднаний з входом камери згоряння. Компресор з'єднаний валом з турбіною. Двигун має регульовальне сопло, устаткований системою автоматичного управління. За розрахунковий вибрано режим взльоту: температура гальмування повітря  $T_{вх}$  на вході в компресор  $288^\circ K$ , перша надзвукова ступінь звищує температуру гальмування повітря на  $45^\circ K$ , з другої по десятку кожна ступінь звищує температуру гальмування на  $30^\circ K$ . Розрахункова степінь стиску повітря в компресорі  $P^*_k = 10$ ; перші три ступені підвищують повний тиск повітря в 2,57 разів, наступні сім ступенів ще в 3,89 разів. Температура гальмування газів перед турбіною  $T^*_г = 1400^\circ K$ .

З метою зменшення потужності застосованого для цього стартера розкрутку ротора 1 двигуна доцільно починати з виключеними трьома передніми ступенями. Для цього слід здійснювати перепуск повітря з трьох передніх ступенів в порожнину 6 і далі в тракт 7 з допомогою пристосування для перепуску повітря 5. По мірі розкрутки ротора 1 належить включити третю ступінь, потім другу і першу, закриваючи вікна перепуску 5 цих ступенів. Після виходу на розрахунковий взльотний режим частота обертання ротора 1 може досягнути, наприклад, 8000 оборотів в хвилину. Усі ступені компресора працюють при взльоті і розгоні літака до швидкості, при якій  $T^*_{вх}$  на вході в компресор не досягне  $333^\circ K = 288^\circ K + 45^\circ K$ . В режимах польоту з розгоном при  $T^*_{вх} \leq 288^\circ K$  система автоматичного управління буде підтримувати сталими і рівними розрахунковому значенню величини  $P^*_k$  і зведене число оборотів двигуна  $n_{пр}$ . При цьому  $T^*_г$  та розхід палива будуть змінюватися. При досягненні в польоті  $T^*_{вх} > 288^\circ K$  система автоматичного управління перейде на режим регулювання, при якому буде підтримуватись сталим число оборотів двигуна  $n = 8000$  об/хвил  $= \text{const}$  та  $T^*_г = 1400^\circ K = \text{const}$ . При цьому буде регулюватися степінь розширення газів в турбіні  $P^*_т$  за рахунок змінення критичного перерізу  $F_{с.кр.}$  надзвукового регульовального сопла, наприклад, відповідно сигналу датчика  $T^*_г$ . Буде змінюватися подача палива  $G_t$ , наприклад, по сигналу центробіжного регулятора. Можливо використання форсажної камери для зміцнення тяги. У той момент, коли  $T^*_{вх}$  стане рівною  $333^\circ K$ , відносне зведене

число оборотів двигуна буде рівнятися  $n_{пр} = \sqrt{288/333} = 0,93$ , що характеризує малу степінь нерозрахунковості. При температурі  $T^*_{вх} = 333^\circ K$  система автоматичного управління з допомогою приладу перепуску повітря першої ступені відключить першу ступінь компресора. Поступаюче на вхід компресора повітря буде без підвищення температури гальмування проходити через першу ступінь на вхід в другу ступінь, яка розрахована на  $T^* = 333^\circ K$  при числі оборотів ротора 1 8000 об/хвил. При цьому частина повітря буде виходити через вікна перепуску першої ступені у кільцеву порожнину 6 і далі в атмосферу через тракт 7. Режим роботи залишившихся працювати дев'яти ступенів стане знов повністю розрахунковим. При послідовним розгоні літака та підвищенні  $T^*_{вх}$  до  $363^\circ K$  система автоматичного управління відключить аналогічно другу ступінь з допомогою приладу перепуску повітря другої ступені. Поступаюче на вхід компресора повітря буде без підвищення температури проходити через дві перші ступені на вхід в третю ступінь, яка розрахована на повітря з  $T^* = 363^\circ K$  при числі оборотів 8000 в хвилину. Режим роботи компресора знов стане розрахунковим. При послідовним розгоні літака та підвищенні  $T^*_{вх}$  до  $393^\circ K$  система автоматичного управління з допомогою приладу перепуску повітря третьої ступені відключить третю ступінь. Повітря буде поступати на четверту ступінь через три перші ступені без підвищення температури гальмування в цих трьох ступенях. Частина повітря буде безперервно виходити в атмосферу через прилад перепуску 5 в порожнину 6 і далі через тракт 7. Величина  $P^*_k$  стане рівною 3,89, підвищення температури гальмування повітря при переході через залишившихся працюючими сім ступенів досягне  $210^\circ K$ .  $T^*_{вх} = 393^\circ K$  відповідає польоту на висоті 11000 метрів при числі Маха, рівному 2,0. При послідовним збільшуванні швидкості польоту, наприклад, до числа Маха, рівному 3,0  $T^*_{вх}$  збільшиться до  $606^\circ K$ . Це викличе зменшення відносного

зведеного числа оборотів ротора 1 до величини:  $n_{пр} = \sqrt{393/606} = 0,81$ . Але ця степінь нерозрахунковості не викличе помпажа у залишившихся працювати семи ступенів, так як розрахункова величина  $P^*_k$  стала рівною 3,89, що менш чотирьох. Розрахункова величина безрозмірної щільності потоку на вході в четверту ступінь буде невисокою, наприклад, 0,62. Для визначення  $T^*_{вх}$  в системі автоматичного управління використовується вимірник температури. Можливі інші програми регулювання.

Застосування відключення ступенів вигідно на передзвукових крейсерських швидкостях. Наприклад, після розгону літака до числа Маха 0,8 на височині 11000 метрів потрібно перейти до крейсерського режиму польоту. Для цього відключаються з допомогою приладнання перепуску повітря 5 три передні ступені. Одночасово система автоматичного управління відключає форсаж, якщо він застосовувався, зменшує подачу палива  $G_t$  в камеру згоряння до величини, при якій число оборотів ротора 1 стане рівним  $n = 8000$  об/хв

$x \sqrt{T^*_{гх} / 393^\circ K} = 6309 \text{ об/хв}$ ,  $T^*_{вх}$  рівна  $244,4^\circ K$  на цій висоті і швидкості. Величина  $T^*_г$  установиться завдяки контролю системи автоматичного управління з допомогою регулюючого сопла, рівною  $1400^\circ K \times 244,4^\circ K / 393^\circ K =$

871°K. Величина  $P^*k$  буде рівна 3,89. Режим праці залишившихся під робочим навантаженням семи ступенів буде повністю розрахунковим. Питомий розхід палива у двигуна при цьому режимі польоту досягне приблизно 0,128 кг/(Н.ч.). Відношення взльотної тяги на поверсі землі без форсажу до передзвуквої крейсерської буде рівна 13,7. Можливо відключення не трьох, а одної або двох передніх ступенів і відповідна зміна числа оборотів ротора 1 та температури газів перед турбіною, що викликає збільшення тяги. Якщо потрібна менша тяга, наприклад для режиму малої температури газів перед турбіною при трьох відключених передніх ступенях. Це не повинно викликати помпажа з-за малої розрахункової міри стиску залишившихся працювати семи ступенів.

Крім перепуску частини повітря в атмосферу, можна застосувати перепуск частини повітря на вхід компресора, фіг. 2. Для цього слід вихід з кільцевої порожнини 6 з'єднати з входом компресора і виходом повітрозабірника 3. В цьому разі розхід повітря через повітрозабірник буде меншим, ніж по схемі на фіг.1, що слід мати на увазі при проектуванні повітрозабірника. З метою зменшити гідравлічний опір руху повітря на фіг. 2 позначені вікна перепуску 5, що мають максимальну площу та кількість.

Тобто вікна перепуску розміщені одночасно за робочим колесом включаємої ступені, між нерухомими лопатками і за нерухомими лопатками цієї ступені. Інші позначення на фіг. 2 відповідають позначенням фіг. 1.

Для того, щоб зняти робоче навантаження з робочого колеса відключаємої ступені, необхідно виконати умову  $C_{1u}=C_{2u}$ , тобто окружні складаючі абсолютної швидкості на вході в робоче колесо і на виході з нього, повинні стати рівними. В разі осьового входу повітряного потоку в робоче колесо (фіг. 3) осьовим повинен бути і вихід. Для цього, в разі використання приладнання для перепуску повітря, в результаті відкриття вікон перепуску повітря в міжлопаточних каналах робочого колеса повинно не стискатися, як це має місце при робочому режимі працюючої ступені, а розширяться й прискорюватися під впливом градієнта статичного тиску при звукуванні каналу течії від  $F_1$ , на вході до  $F_2$  на виході з робочого колеса. Якщо абсолютна швидкість  $C_2$  досягне величини  $C_2 = \tan \beta_{2u}$ , вихід повітря з робочого колеса стане осьовим, таким чином крутячий момент на даному робочому колесі стане рівним практично нулю.  $U$  - швидкість окружна робочого колеса; індекси 1 й 2 позначають значення параметрів на вході і виході з робочого колеса відповідно;  $\beta_2$  - кут між відносною швидкістю на виході  $W_2$  і фронтом робочого колеса;  $\beta_1$  - кут між напрямком відносною швидкістю на вході  $W_1$  і фронтом робочого колеса;  $C_1$  - абсолютна швидкість на вході в робоче колесо. Ці позначення належать також до схеми на фіг. 4, але в цьому разі повітряний потік має попередню закрутку перед робочим колесом в сторону обертання робочого колеса. Для зняття робочого навантаження з робочого колеса швидкість  $C_2$  повинна збільшитись до величини, при якій при даному куті  $\beta_2$   $C_{1u}=C_{2u}$ . Це зчиниться в результаті відкриття вікон перепуску повітря відключаємої ступені.  $L_1$  й  $L_2$  - кути між напрямком абсолютної швидкості і фронтом робочого колеса відповідно на вході і виході з робочого колеса. Кільцева площа  $F_1$  на вході в робоче колесо більш кільцевої площі  $F_2$  на виході. Це забезпечить збільшування абсолютної швидкості при руху по звукуючомуся каналу передзвукowego потоку. Слід мати на увазі при розрахунку компресора, що швидкість потоку при звукуванні каналу течії не може стати вище за критичну. Обтічність лопаток робочого колеса і лопаток направляючого апарата виключеної ступені буде проходити без значного гідравлічного опору.

При використуванні компресора відповідно до схеми на фіг. 1, абсолютна швидкість  $C_2$  може досягнути величини, при якій виключені ступені стануть працювати в режимі турбіни. При використуванні компресора відповідно до схеми на фіг. 2 на робочім колесі відключених ступенів залишаться незначне навантаження, викликане з необхідністю підтримувати циркуляцію повітря на вхід в компресор.

В тому разі, якщо для відключення ступенів замість перепуску повітря використовуються зчіпні муфти приводів, зчиняється зменшування частоти обертання робочого колеса відключеної ступені незалежно від частоти обертання ротора 1 до величини, при якій  $C_{1u}$  буде рівнятися  $C_{2u}$ .

Як зчіпні муфти приводів можуть використовуватися всілякі управляемі муфти: фрикційні, кулачкові, гідравлічні. Управління муфтами може бути гідравлічним, пневматичним, електромагнітним. Муфти повинні бути розраховані на відповідні крутячі моменти та частоту обертання.

В режимах польоту, при яких  $T^*_{vx}$  менше розрахункової величини, наприклад  $T^*_{vx}=220^\circ K$ , здійснюється перехід до програми регулювання  $n_{пр}=\text{const}$ . При цьому  $T^*_{г}=1400^\circ K \times 220^\circ K / 288^\circ K = 1069^\circ K$ . Для того, щоб отримати можливість підняти  $T^*_{г}$  до  $1400^\circ K$ , підтримуючи режим  $n_{пр}=\text{const}$ , пропонується збільшити  $P^*k$  за рахунок підключення додаткових останніх ступенів в компресорі, фіг. 5. Додаткове підвищення тиснення повинно бути рівним

$\sqrt{1400/1069} = 1.144$ . Система автоматичного управління при цьому регулює величину  $P^*t$ . Позначення елементів на фіг. 5 відповідають позначенням на фіг. 1 і фіг. 2. Але кільцева порожнина 6 з'єднується разом з виходом компресора з входом в камеру згоряння 9 двигуна. Закриття вікон перепуску 5 відповідає підключенню даної ступені.

Відключення і підключення ступенів компресора може бути використано як ефективний засіб проти помпажа компресора в передзвукowych двохвальних двигунах з великою мірою двохконтурності в другому каскаді компресора. З приведеного опису зусім видавочно, що можливі всілякі модифікації і варіанти даного винаходу. Може бути установлений вхідний направляючий апарат. Число ступенів в компресорі, число відключаємих ступенів, режими регулювання можуть бути іншими.

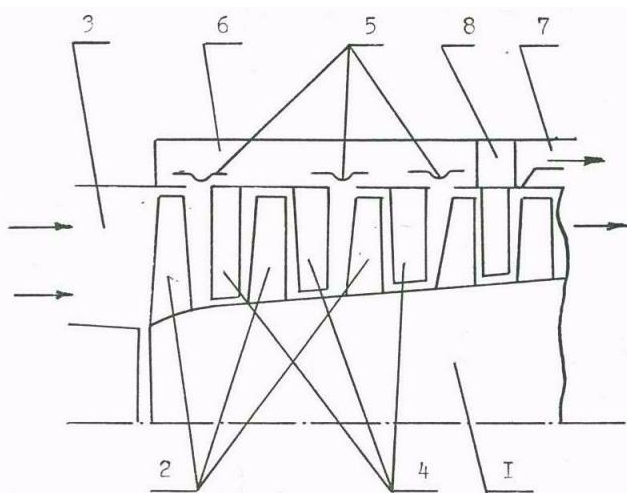


Fig. 1

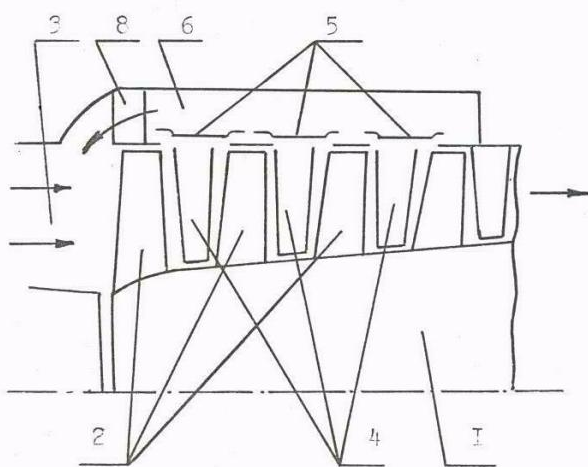


Fig. 2

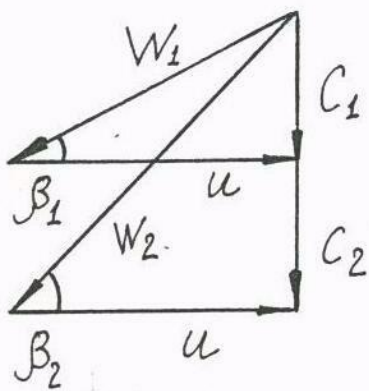
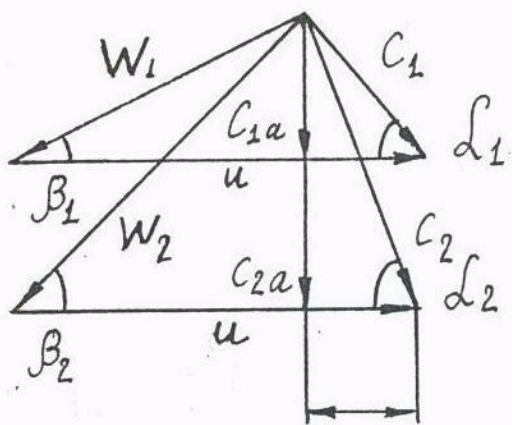
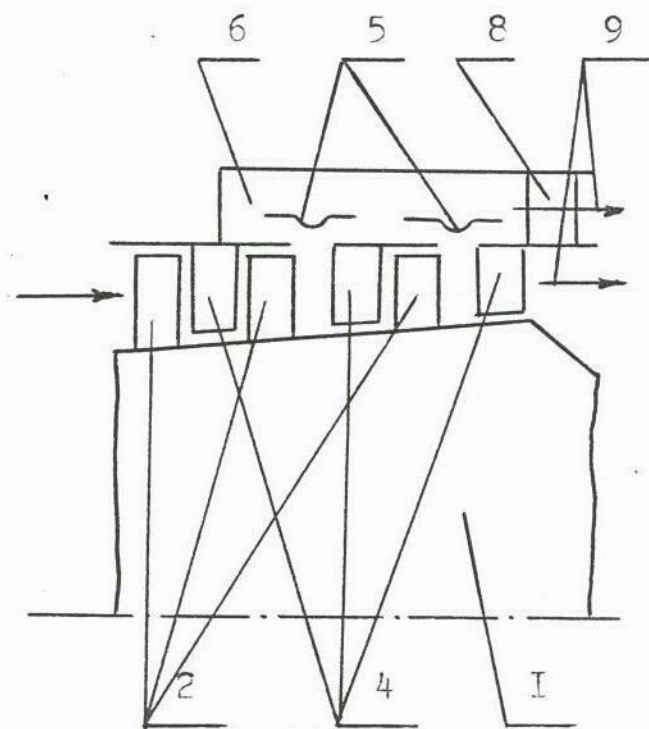


Fig. 3



Фиг. 4

$$C_1 u = C_2 u$$



Фиг. 5