



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2006100793/06, 10.01.2006

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
10.01.2006

(43) Дата публикации заявки: 20.07.2007

(45) Опубликовано: 10.11.2007 Бюл. № 31

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2190110 C2, 27.09.2002. US 2738125
A, 13.03.1956. US 3900270 A, 19.08.1975. RU
2003821 C1, 30.11.1993. FR 2633023 A,
22.12.1989. FR 2637031 A, 30.03.1990.

Адрес для переписки:

614990, г.Пермь, ГСП, Комсомольский пр-кт,
93, ОАО "Авиадвигатель", отдел защиты
интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):

Тункин Анатолий Иванович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество
"АВИАДВИГАТЕЛЬ" (RU)(54) УСТРОЙСТВО СОЕДИНЕНИЯ ВАЛОВ ТУРБИНЫ И КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО
ДВИГАТЕЛЯ

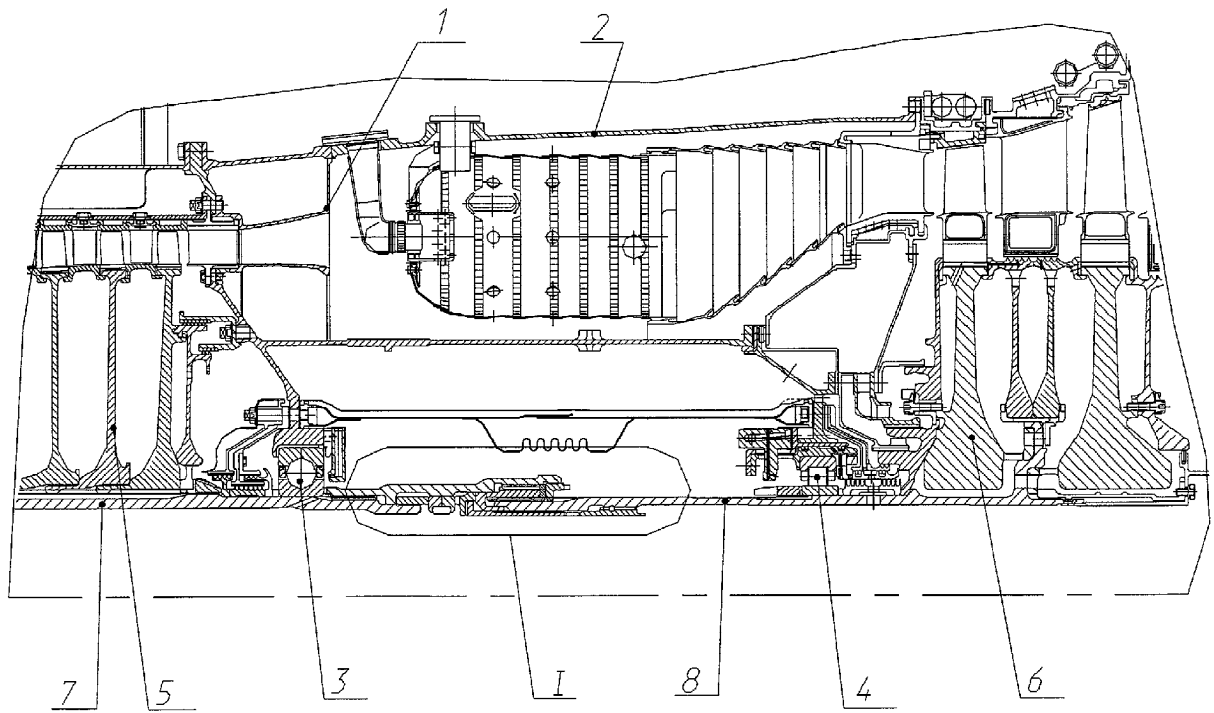
(57) Реферат:

Изобретение относится к газотурбинным двигателям, а именно к трансмиссии, соединяющей роторы турбины и компрессора. Устройство соединения валов турбины и компрессора газотурбинного двигателя содержит промежуточный вал, в задний хвостовик которого по шлицам через шлицевую муфту установлен вал турбины, а в передний хвостовик - вал

компрессора. На наружном диаметре шлиц вала турбины в кольцевую проточку заднего хвостовика промежуточного вала установлено центрирующее кольцо. Изобретение позволяет повысить надежность работы роликоподшипника турбины и уменьшить утечки воздуха в уплотнениях за счет улучшения крепления промежуточного вала на валу турбины. 3 ил.

RU 2 310 088 C 2

RU 2 310 088 C 2



фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.

F02C 7/36 (2006.01)(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 2006100793/06, 10.01.2006

(24) Effective date for property rights: 10.01.2006

(43) Application published: 20.07.2007

(45) Date of publication: 10.11.2007 Bull. 31

Mail address:

614990, g.Perm', GSP, Komsomol'skij pr-kt,
93, OAO "Aviadvigatel", otdel zashchity
intellektual'noj sobstvennosti

(72) Inventor(s):

Tunkin Anatolij Ivanovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo
"AVIADVIGATEL" (RU)

(54) **DEVICE FOR CONNECTING SHAFTS OF TURBINE AND COMPRESSOR OF GAS-TURBINE ENGINE**

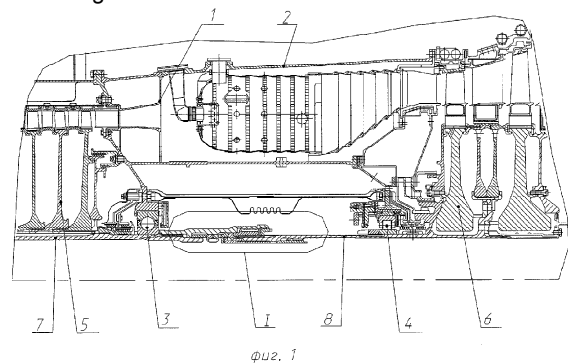
(57) Abstract:

FIELD: mechanical engineering; gas-turbine engines.

SUBSTANCE: invention relates to transmission connecting rotors of turbine and compressor. Proposed device contains intermediate shaft, whose tail piece is fitted in turbine shaft by splines through splined sleeve, and front piece is fitted in compressor shaft. Alignment ring is fitted in ring groove on intermediate shaft tail piece on outer diameter of splines of turbine shaft.

EFFECT: improved reliability of roller bearing of turbine, reduced air leakage through seals owing to improved fastening of intermediate shaft

on shaft of turbine.
3 dwg



Изобретение относится к газотурбинным двигателям (ГТД), а именно к трансмиссии, соединяющей роторы турбины и компрессора.

Известен газотурбинный двигатель с трехпорным ротором, для компенсации несоосности опор которого на валу турбины установлена соединительная муфта (С.А.Вьюнов "Конструкция и проектирование авиационных ГТД", стр.226, рис.4.66).

Недостатком известной конструкции является ее большой вес и габариты.

Наиболее близким к заявляемому является газотурбинный двигатель с узлом соединения валов газогенератора, состоящим из промежуточного вала, соединенного передним концом с валом компрессора ("двойная центровка" промежуточного вала), а задним концом через шлицевую муфту с валом турбины (патент RU №2190110).

Недостатком известной конструкции, принятой за прототип, является увеличенный перекося в соединении валов турбины и промежуточного из-за наличия только одной центровки, особенно на переменных режимах работы двигателя. При сборке может быть перекося в зазоре шлицевого соединения, который обычно составляет 0,12...0,24 мм.

Перекося может привести к поломке роликоподшипника турбины и износу по лабиринтным уплотнениям, а также к увеличению вибрации и потребных радиальных зазоров по лопаткам турбины, что приводит к ухудшению параметров.

Техническая задача, на решение которой направлено заявляемое изобретение, заключается в повышении надежности работы роликоподшипника турбины и в уменьшении утечек воздуха в уплотнениях за счет улучшения крепления промежуточного вала на валу турбины.

Сущность технического решения заключается в том, что в устройстве соединения валов турбины и компрессора газотурбинного двигателя, содержащем промежуточный вал, в задний хвостовик которого по шлицам через шлицевую муфту установлен вал турбины, а в передний хвостовик - вал компрессора, согласно изобретению, на наружном диаметре шлиц вала турбины в кольцевую проточку заднего хвостовика промежуточного вала установлено центрирующее кольцо.

Установка центрирующего кольца на наружном диаметре шлиц вала турбины в кольцевую проточку заднего хвостовика промежуточного вала позволяет фиксировать хвостовик вала турбины, исключая угловые перемещения и минуя шлицевую втулку, что улучшает работу роликоподшипника турбины и уменьшает радиальные зазоры между статором и ротором турбины, что в целом повышает надежность и КПД газотурбинного двигателя.

На фиг.1 изображен продольный разрез устройства соединения валов турбины и компрессора газотурбинного двигателя.

На фиг.2 - элемент I на фиг.1 в увеличенном виде.

На фиг.3 - сечение А-А на фиг.2.

Устройство соединения 1 состоит из статора 2 с установленным в нем шарикоподшипником 3 и роликоподшипником 4, а также ротором компрессора 5 и консольным ротором турбины 6. Вал 7 компрессора 5 и вал 8 ротора турбины 6 соединены между собой с помощью промежуточного вала 9, соединенного с валом 7 компрессора своим передним хвостовиком 10 с помощью шлиц 11, а задним хвостовиком 12 через шлицевую муфту 13 - с валом 8 турбины. Осевое усилие от ротора турбины 6 на промежуточный вал 9 передается через резьбовую втулку 14 на внутреннее и наружное сферические кольца 15 и 16, шлицевую муфту 13 и гайку 17. Промежуточный вал 9 фиксируется в осевом направлении с помощью гайки 18. В радиальном направлении задний хвостовик 12 вала 9 фиксируется относительно вала 8 турбины 6 с помощью центрирующего кольца 16, установленного на вал 8 турбины 6. Дополнительно в радиальном направлении задний хвостовик 12 вала 9 фиксируется относительно вала 8 турбины 6 с помощью центрирующего кольца 20, установленного своим внутренним диаметром на наружный диаметр Д эвольвентных шлиц 19, а наружным диаметром - в кольцевой проточке 21 заднего конца 12 промежуточного вала 9, минуя шлицевую муфту.

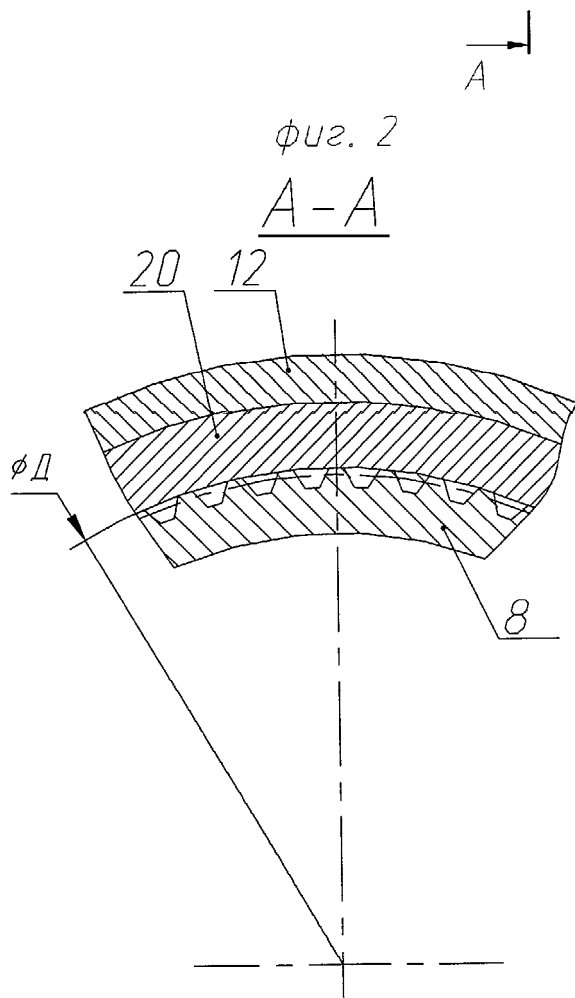
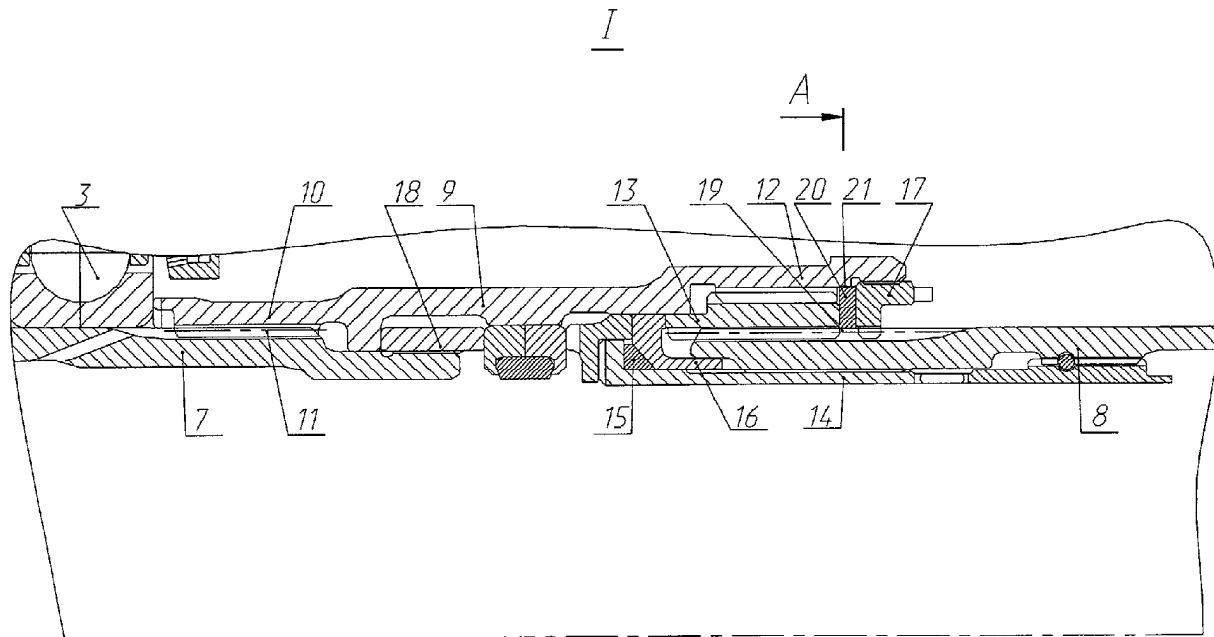
Работает устройство следующим образом. При работе двигателя на промежуточный вал

9 действует со стороны вала 8 ротора турбины 6 крутящий момент, который передается на вал 9 с помощью шлиц 19, и осевое усилие, которое передается на вал 9 через гайку 17. Задний хвостовик 12 вала 9 не получает возможность угловых перемещений в пределах зазоров по шлицам 19 из-за того, что этому препятствует центрирующее кольцо 20, фиксируя хвостовик вала в радиальном направлении (работает "двойная посадка" вала, когда имеются центровки, расположенные до шлиц и за шлицами соединяемых валов).

Таким образом, исключается радиальное перемещение хвостовика вала, что уменьшает радиальные зазоры между статором и ротором турбины, повышая КПД и надежность двигателя.

Формула изобретения

Устройство соединения валов турбины и компрессора газотурбинного двигателя, содержащее промежуточный вал, в задний хвостовик которого по шлицам через шлицевую муфту установлен вал турбины, а в передний хвостовик - вал компрессора, отличающееся тем, что на наружном диаметре шлиц вала турбины в кольцевую проточку заднего хвостовика промежуточного вала установлено центрирующее кольцо.



фиг. 3