



СОЮЗ СОВЕТСКИХ СОЦИАЛИСТИЧЕСКИХ РЕСПУБЛИК

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ СССР
ПО ДЕЛАМ ИЗОБРЕТЕНИЙ И ОТКРЫТИЙ
АВТОРСКОЕ СВИДЕТЕЛЬСТВО

№ 807722

На основании полномочий, предоставленных Правительством СССР,
Государственный комитет СССР по делам изобретений и открытий
выдал настоящее авторское свидетельство на изобретение:
"Малоразмерный газотурбинный двигатель"

Автор (авторы): Лапушкин Виктор Николаевич, Хрулев
Александр Эдуардович и Никитин Юрий Михайлович

Заявитель: МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

Заявка № 2776125 Приоритет изобретения 4 июня 1979г.

Зарегистрировано в Государственном реестре
изобретений СССР

20 октября 1980г.

Действие авторского свидетельства распро-
страняется на всю территорию Союза ССР.

Председатель Комитета

Начальник отдела



Государственный комитет
СССР
по делам изобретений
и открытий

О П И С А Н И Е ИЗОБРЕТЕНИЯ

К АВТОРСКОМУ СВИДЕТЕЛЬСТВУ

(41) 807722

(61) Дополнительное к авт. свид-ву .

(22) Заявлено 04.06.79 (21) 2776125/25-06 (51) М. Кл. ³

с присоединением заявки №

F02 C 5/00

(23) Приоритет

(43) Опубликовано . Бюллетень №

(53) УДК
621.438/088.8/

(45) Дата опубликования описания

72) Авторы
изобретения

В.Н.Лапушкин, А.Э.Хрулев и Ю.М.Никитин

Московский ордена Ленина авиационный институт имени
Серго Орджоникидзе

71) Заявитель .

(54) Малоразмерный газотурбинный двигатель

Изобретение относится к области авиадвигателестроения, а именно к малоразмерным газотурбинным двигателям.

Известны газотурбинные двигатели, содержащие компрессор, турбину, соединенные валом, вращающиеся внутри неподвижного корпуса /1/.

Недостатком указанного двигателя является то, что в компрессоре и турбине имеются зазоры между лопатками и неподвижным корпусом. При малых расходах воздуха /0,5 кгс/ и ниже/ такой двигатель обладает сравнительно низким КПД вследствие больших величин относительных зазоров.

Наиболее близким решением из известных является малоразмерный газотурбинный двигатель, содержащий центробежный компрессор, укрепленный на его рабочем колесе корпус с рабочими лопатками турбины, камеру сгорания с фронтальным устройством [2].

Недостатком данного двигателя является малая лобовая тяга.

Целью настоящего изобретения является увеличение лобовой тяги.

Указанная цель достигается тем, что корпус выполнен в виде соосного с компрессором цилиндрического барабана, лопатки турбины укреплены на его внутренней поверхности, а фронтальное устройство установлено на обратной стороне диска компрессора.

На чертеже изображена конструктивная схема газотурбинного двигателя.

Малоразмерный газотурбинный двигатель содержит центробежный компрессор 1 с укрепленным на его рабочем колесе 2 корпусом 3 с рабочими лопатками 4 турбины, камеру сгорания 5 с фронтальным устройством 6. Корпус 3 выполнен в виде соосного с компрессором 1 цилиндрического барабана, причем лопатки 4 турбины укреплены на его внутренней поверхности, а фронтальное устройство 6 установлено на обратной стороне диска 7 компрессора 1 и равномерно обтекается воздухом от компрессора 1 с помощью направляющих колец 8. Топливо, подаваемое в камеру сгорания 5 через полый вал 9, впрыскивается форсунками 10.

При работе двигателя, воздух от компрессора 1

равномерно обтекает фронтное устройство 6, протекая с закруткой между направляющих колец 8, обеспечивая устойчивое горение. Наличие закрутки воздуха за компрессором I дает возможность не устанавливать сопловой аппарат в турбине при сохранении осевого выхода газа за ней, что упрощает конструкцию двигателя.

Основным преимуществом данного двигателя является отсутствие зазоров между лопатками компрессора и турбины и их корпусами, что исключает потери от перетекания в зазоре и позволяет повысить КПД компрессора на 3-4% и турбины на 2-3%.

Формула изобретения

Малоразмерный газотурбинный двигатель, содержащий центробежный компрессор, укрепленный на его рабочем колесе корпус с рабочими лопатками турбины, камеру сгорания с фронтным устройством, отличающийся тем, что, с целью увеличения лобовой тяги, корпус выполнен в виде соосного с компрессором цилиндрического барабана, лопатки турбины укреплены на его внутренней поверхности, а фронтное устройство установлено на обратной стороне диска компрессора.

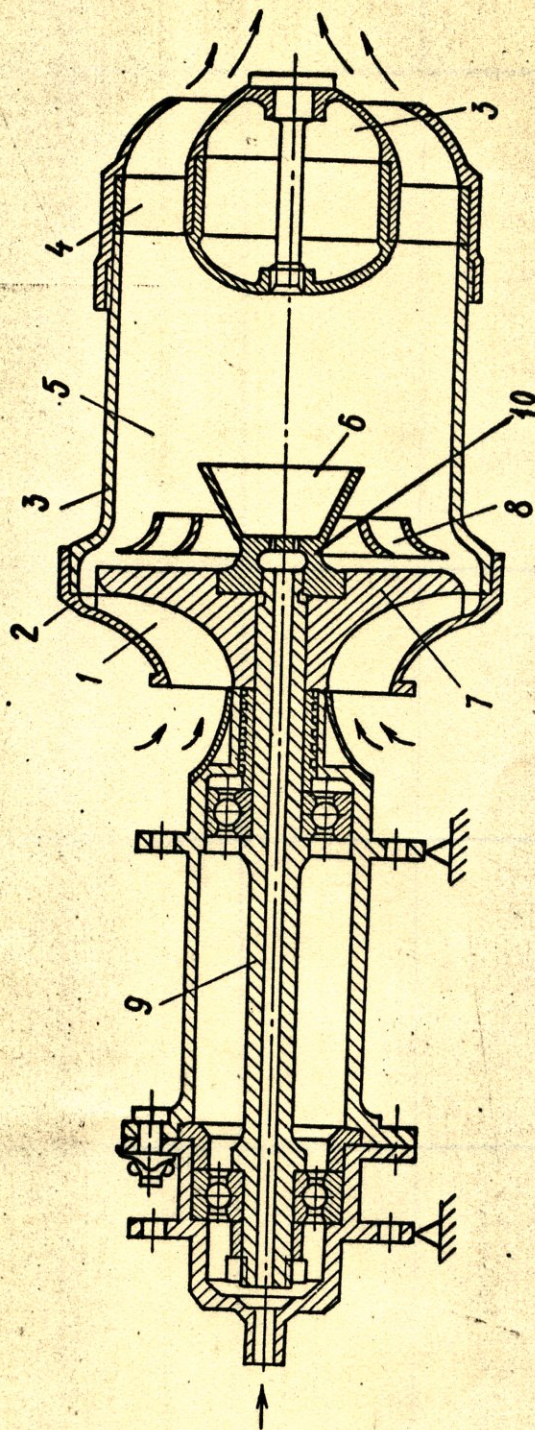
Источники информации, принятые во внимание при экспертизе:

1. Скубаческий Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. М., "Машиностроение", 1969, с.6, р.1.03.

2. Патент США № 3.287,904, кл. 60-39.34, опубл.1966.

-4-

2/3



Редактор

Ч. Кравченко

печати

28.01.81

Зак. №

196 н/п

Тираж

4

экз: