



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2002123305/06, 27.08.2002

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.08.2002(30) Конвенционный приоритет:
28.08.2001 FR 0111190

(43) Дата публикации заявки: 10.03.2004

(45) Опубликовано: 10.04.2007 Бюл. № 10

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: FR 2727193 A1, 24.05.1996. US 5642621
A, 01.07.1997. US 4498288 A, 12.02.1985. EP
04554871 A1, 06.11.1991. RU 2083926 C1,
10.07.1997. RU 1002736 A2, 10.05.1996.Адрес для переписки:
191186, Санкт-Петербург, а/я 230, "АРС-
ПАТЕНТ", пат.пов. В.М.Рыбакову, рег. № 90

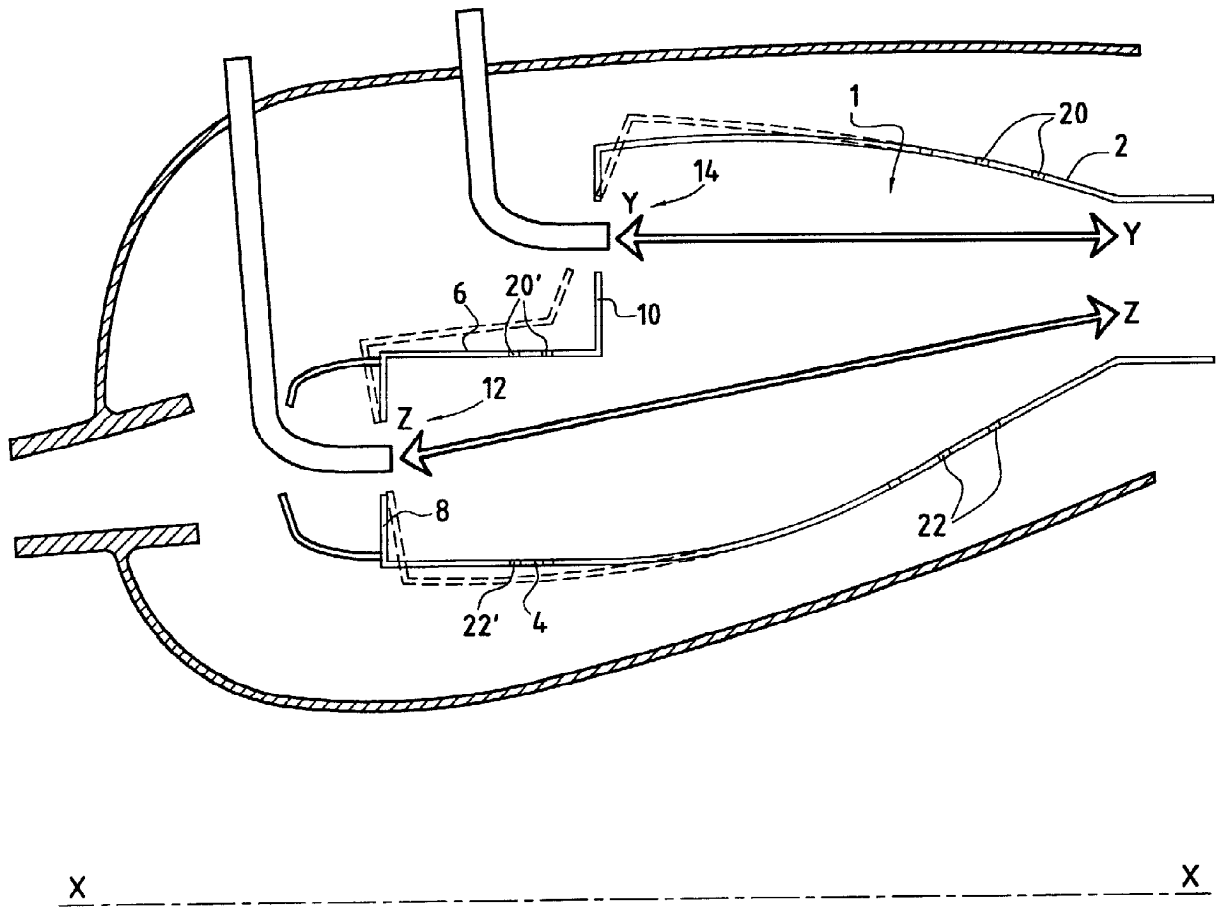
(72) Автор(ы):

БОДУАН Кристоф (FR),
КОММАРЕ Патрис-Андре (FR),
ЛЕ ЛЕТТИ Эрик (FR),
ВИГЬЕ Кристоф (FR)(73) Патентообладатель(и):
СНЕКМА МОТОРС (FR)(54) КОЛЬЦЕВАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ С ДВУМЯ ГОЛОВКАМИ, СМЕЩЕННЫМИ ПО
ОТНОШЕНИЮ ДРУГ К ДРУГУ

(57) Реферат:

Кольцевая камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя оснащена двумя головками, которые смещены по отношению друг к другу, и содержит пусковую головку, имеющую несколько форсуночных систем, и взлетную головку, также имеющую несколько форсуночных систем. Взлетная головка смещена радиально и по оси от пусковой головки. Пусковая головка снабжена, по меньшей мере, количеством N по существу идентичных форсуночных систем суммарной пропускной способностью PA и предназначена для режима запуска и скоростей,

близких к скоростям холостого хода. Все взлетные топливные форсунки выполнены с одинаковой, индивидуальной пропускной способностью. Суммарная пропускная способность пусковых топливных форсунок лежит в диапазоне от 10% до 40% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания. Суммарная пропускная способность взлетных форсунок лежит в диапазоне от 30% до 70% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания. Изобретение направлено на расширение рабочего диапазона работы двигателя. 13 з.п. ф-лы, 3 ил.



ФИГ. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2002123305/06, 27.08.2002**

(24) Effective date for property rights: **27.08.2002**

(30) Priority:
28.08.2001 FR 0111190

(43) Application published: **10.03.2004**

(45) Date of publication: **10.04.2007 Bull. 10**

Mail address:
191186, Sankt-Peterburg, a/ja 230, "ARS-PATENT", pat.pov. V.M.Rybakovu, reg. № 90

(72) Inventor(s):
**BODUAN Kristof (FR),
KOMMARE Patris-Andre (FR),
LE LETTI Ehrik (FR),
VIG'E Kristof (FR)**

(73) Proprietor(s):
SNEKMA MOTORS (FR)

(54) **RING COMBUSTION CHAMBER**

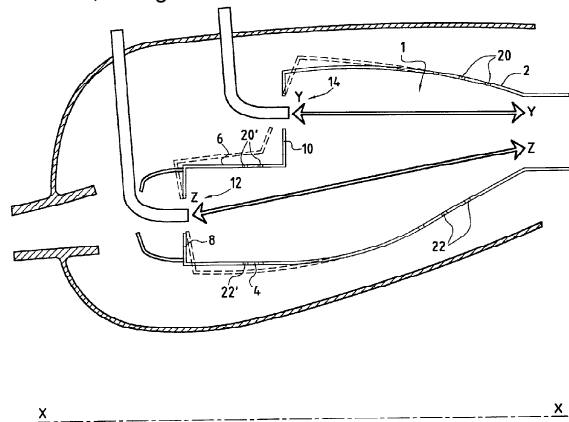
(57) Abstract:

FIELD: combustion.

SUBSTANCE: ring combustion chamber comprises two heads shifted one with respect to the other, starting head provided with nozzle systems, and launching head provided with nozzle systems. The launching head is shifted radially and axially with respect to the starting head. The starting head is provided with at least N identical nozzle systems. The total flow through the starting fuel nozzle ranges from 10% to 40% of the total flow of air entering the combustion chamber. The total flow through the launching nozzles ranges from 30% to 70% of the total flow of air entering the combustion chamber.

EFFECT: expanded functional capabilities.

13 cl, 3 dwg



RU 2 296 917 C2

RU 2 296 917 C2

Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение относится к области авиационных газотурбинных двигателей, а именно к кольцевым камерам сгорания с двумя смещенными по отношению друг к другу головками. Более конкретно, изобретение относится к топливоподающим системам для

5 таких камер сгорания.

Уровень техники

Газотурбинная камера сгорания образована известным образом внутренней и наружной кольцевыми боковыми стенками, которые проходят в продольном направлении и соединены между собой торцевой стенкой камеры. Реакции сгорания происходят внутри

10

камеры, и камера сгорания выполняется таким образом, что поступающий в нее воздушный поток разделяется по меньшей мере на три части: воздух горения, воздух для снижения концентрации или разбавления и воздух, необходимый для охлаждения стенок камеры и не участвующий непосредственно в процессе горения. Таким образом, камера сгорания содержит первичную зону или зону сгорания и вторичную зону, которая называется зоной

15

«снижения концентрации» или зоной «разбавления» и расположена по направлению потока позади первичной зоны.

Топливо подается в камеру сгорания через топливоподающие (топливные) форсунки, размещенные в сквозных окнах в торцевой стенке камеры сгорания. Воздух горения вводится в камеру сгорания частично через ее торцевую стенку и, возможно, через

20

топливные форсунки, а также частично через сквозные отверстия, выполненные в продольных боковых стенках. Воздух разбавления обычно вводится в камеру сгорания ниже по направлению потока через один или несколько рядов отверстий, которые подобным же образом распределены в боковых стенках камеры сгорания.

По характеру самой конструкции в известных в настоящее время камерах сгорания

25

трудно снизить до минимума загрязняющие выбросы в продуктах сгорания, в частности выбросы азота, монооксида углерода и не сгоревших углеводородов. Для решения этой проблемы известны камеры сгорания с двумя головками, смещенными по отношению друг к другу, то есть такие камеры сгорания, в которых топливоподающие форсунки разделены между так называемой «пусковой» головкой и так

30

называемой «взлетной» головкой, которая отстоит от пусковой головки как радиально, так и по оси. При этом взлетная головка расположена в камере сгорания позади пусковой головки по направлению газового потока.

Обычно «пусковые» топливные форсунки используются для запуска двигателя и при его холостом ходе, в то время как «взлетные» топливные форсунки используются на этапах

35

полного газа (FT), в особенности при взлете и во время полета. Обычно в пусковые головки топливо подается непрерывно, а во взлетные головки топливо подается только по достижении определенной минимальной скорости.

В качестве прототипа можно привести патентный документ Франции №2727193, в котором раскрыта кольцевая камера сгорания с распределением топливоподающих форсунок между пусковой головкой и взлетной головкой. Пусковая головка оснащена топливными форсунками в количестве n с суммарной пропускной способностью P_1 , обеспечивающей скорости холостого хода. Взлетная головка также оснащена топливными форсунками в количестве n с суммарной пропускной способностью P_1 , позволяющими поджигать взлетную головку на низких скоростях; кроме того, взлетная головка оснащена

40

топливными форсунками в количестве n с суммарной пропускной способностью $P_2 > P_1$, предназначенными для условий полной нагрузки. (При этом термин «суммарная пропускная способность» применительно к числу n топливных форсунок означает суммарный воздушный поток, проходящий через все n топливных форсунок.)

45

Пропускная способность P_1 числа n пусковых топливных форсунок лежит в диапазоне от

50

10 до 12% общего воздушного потока, который поступает в камеру сгорания. С учетом потерь напора воздуха при его проходе вокруг пусковой головки для достижения взлетной головки та же пропускная способность P_1 числа n первых взлетных топливных форсунок примерно соответствует диапазону от 8% до 10% общего воздушного потока. В отличие от

этого пропускная способность P2 числа n вторых взлетных форсунок составляет от 26% до 35% этого общего воздушного потока.

Такая компоновка облегчает переключение между режимом холостого хода, когда топливо впрыскивается только через n топливных форсунок пусковой головки, и режимом (SB) секторного сгорания, в котором из топливных форсунок взлетной головки работает только n топливных форсунок суммарной пропускной способностью P1.

Однако из-за большой разницы между пропускной способностью P2 и пропускной способностью P1 взлетных топливных форсунок последующее переключение с режима (SB) секторного сгорания на режим (FT) полного газа затруднено. Оно может быть достигнуто только при относительно высокой объемной подаче, а следовательно, при высокой частоте вращения двигателя. В патентном документе Франции №2727193 указано, что n топливных форсунок суммарной пропускной способностью P2 включают после того, как высоконапорный компрессор достигнет 70% своей номинальной частоты вращения в режиме полного газа.

Однако длительное функционирование в режиме секторного сгорания имеет свои недостатки: распределение температуры в лопастях турбины высокого давления не является оптимальным, а чередование работающих и отключенных топливоподающих форсунок взлетной головки «замораживает» химические реакции, снижая эффективность сгорания и способствуя нежелательному выбросу частиц и не сгоревшего топлива.

Раскрытие изобретения

Задача, на решение которой направлено настоящее изобретение, заключается в преодолении указанных недостатков путем создания кольцевой камеры сгорания с двумя смещенными по отношению друг к другу головками, которая обеспечивает существенно расширенный рабочий диапазон по сравнению с известными устройствами, в которых использованы одна или две головки, и в то же время дает возможность управления температурными профилями и снижения загрязняющих выбросов.

В соответствии с изобретением решение поставленной задачи достигается за счет создания кольцевой камеры сгорания для авиационного газотурбинного двигателя, оснащенной двумя головками, которые смещены по отношению друг к другу, причем эта камера сгорания содержит пусковую головку, имеющую несколько форсуночных систем, распределенных на торцевой стенке камеры пусковой головки. Указанная стенка соединяет внутреннюю продольную боковую стенку камеры с наружной продольной боковой стенкой пусковой головки. Камера сгорания содержит также взлетную головку, которая смещена в радиальном и осевом направлениях от пусковой головки и содержит несколько форсуночных систем, распределенных на предназначенной для камеры взлетной головки торцевой стенке, которая соединяет наружную продольную боковую стенку пусковой головки и наружную продольную боковую стенку взлетной головки. При этом пусковая головка выполнена по меньшей мере с числом N по существу идентичных форсуночных систем суммарной пропускной способностью PA, составляющей не менее 10% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания, и предназначена для режима запуска и скоростей, близких к скоростям холостого хода. Взлетная головка выполнена по меньшей мере с числом 2N форсуночных систем суммарной пропускной способностью PB, большей, чем PA и составляющей не менее 30% указанного общего расхода воздушного потока. Камера сгорания по изобретению отличается тем, что все взлетные топливные форсунки выполнены с одинаковой индивидуальной пропускной способностью. При этом суммарная пропускная способность пусковых топливных форсунок лежит в диапазоне $10\% \leq PA \leq 40\%$ общего расхода воздушного потока, а суммарная пропускная способность взлетных топливных форсунок лежит в диапазоне от $30\% \leq PB \leq 70\%$ общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания.

Использование во взлетной головке 2N форсуночных систем одинаковой индивидуальной пропускной способности дает возможность создания хороших условий переключения режимов работы как с холостого хода на режим SB, так и с режима SB на режим FT, при этом возможно переключение с SB на FT при низкой частоте вращения,

близкой к холостому ходу.

В предпочтительном варианте суммарная пропускная способность PA лежит в пределах от 17% до 21% от общего объема воздуха, поступающего в камеру сгорания, а суммарная пропускная способность PB лежит в пределах от 36% до 45% от этого же объема.

5 В наружной продольной боковой стенке взлетной головки, а возможно, и в наружной продольной боковой стенке пусковой головки, а также в ее внутренней боковой стенке в оптимальном примере выполнения имеются ряды отверстий разбавления. Расход воздушного потока, проходящего через эти отверстия разбавления в наружной продольной боковой стенке (стенках), лежит в диапазоне от 4% до 10%, предпочтительно в диапазоне
10 от 6% до 8% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания. Для внутренних отверстий во внутренней продольной боковой стенке этот расход воздушного потока лежит в диапазоне от 2% до 8%, предпочтительно в диапазоне от 4% до 6% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру.

15 Оси форсуночных систем пусковой и взлетной головок предпочтительно направлены к общей кольцевой зоне для выпуска генерируемых при сгорании газов.

Форсуночные системы пусковой и взлетной головок установлены на торцевых стенках камеры сгорания, которые могут быть перпендикулярны оси двигателя или могут иметь коническую форму.

20 В предпочтительном варианте выполнения каждая форсуночная система пусковой и взлетной головок содержит топливоподающую (топливную) форсунку, первичный завихритель воздуха и вторичный завихритель воздуха с радиальным питанием, сопло Вентури, расположенное на оси топливной форсунки между первичным и вторичным завихрителями для содействия распылению топлива на мелкие капли, и вентиляционные отверстия, выходы которых расположены вблизи наконечника топливной форсунки.
25 Комплект форсуночных систем пусковой головки может быть снабжен обтекателем для снижения до минимума потерь напора воздуха, который обтекает пусковую головку.

Краткое описание чертежей

Примеры осуществления настоящего изобретения, его дополнительные особенности и преимущества будут подробнее описаны ниже на примере выполнения, который не
30 является ограничивающим, со ссылками на прилагаемые чертежи, где:

фиг.1 схематично изображает часть камеры сгорания в соответствии с изобретением в продольном разрезе вдоль оси,

фиг.2 схематично изображает пример расположения форсуночных систем на торцевых стенках пусковой и взлетной головок,

35 фиг.3 изображает на виде в разрезе пример выполнения форсуночной системы в соответствии с изобретением.

Осуществление изобретения

40 На фиг.1 схематично представлена камера 1 сгорания в соответствии с изобретением, показанная в частичном виде в продольном разрезе по оси X-X. Ось X-X соответствует оси двигателя, оснащенного указанной камерой сгорания.

Камера 1 сгорания кольцевого типа снабжена пусковой головкой 12 и взлетной головкой 14, которая смещена от пусковой головки 12 как радиально, так и по оси, при этом взлетная головка 14 расположена за пусковой головкой по направлению газового потока в камере. Камера 1 сгорания образована по существу наружной продольной боковой стенкой 2 взлетной головки, внутренней продольной боковой стенкой 4 и наружной продольной боковой стенкой 6 пусковой головки. Поперечная торцевая стенка 8 камеры пусковой головки соединяет между собой наружную боковую стенку 6 пусковой головки и внутреннюю боковую стенку 4, а наружная боковая стенка 2 взлетной головки и наружная боковая стенка 6 пусковой головки соединены между собой также поперечной торцевой
50 стенкой 10 взлетной головки.

Как показано на фиг.2, форсуночные системы 16, 18 расположены в сквозных окнах 16а, 18а в соответствующих торцевых стенках 8 и 10 пусковой и взлетной головок. Более конкретно, пусковая головка 12 содержит N форсуночных систем 16, которые по существу

идентичны друг другу и равномерно разнесены вокруг оси X-X, а взлетная головка 14 содержит 2N форсуночных систем 18, которые по существу идентичны друг другу и также равномерно разнесены вокруг оси X-X.

5 Таким образом, в угловом секторе $2\pi/N$ камеры 1 сгорания две форсуночные системы 18 взлетной головки приходятся на каждую одну форсуночную систему 16 пусковой головки. В оптимальном варианте форсуночные системы расположены по существу со смещением по шахматной схеме. Под термином «по шахматной схеме» имеется в виду, что в угловом секторе величиной $2\pi/N$ угловое положение форсуночной системы 16 пусковой головки соответствует по существу равным расстояниям от нее до угловых положений двух форсуночных систем 18 взлетной головки.

10 Пусковая и взлетная головки 12 и 14 могут быть оснащены форсуночными системами любого типа, предназначенными либо для впрыска топлива механическим, аэродинамическим способом или с предварительным смешиванием, либо для испарения топлива. Специальный пример выполнения форсуночной системы будет описан ниже со ссылкой на фиг.3.

15 Общее количество N форсуночных систем пусковой головки 12 имеет суммарную пропускную способность величиной PA, а общее количество 2N форсуночных систем взлетной головки 14 имеет суммарную пропускную способность величиной PB, при этом PB больше или равно PA. Оптимальным является соотношение $2PA \leq PB \leq 3PA$, предпочтительно $2,5PA \leq PB \leq 3PA$.

20 Под термином «суммарная» пропускная способность PA или PB имеется в виду общий расход воздушного потока, проходящего соответственно через все количество N форсуночных систем пусковой головки и через все 2N форсуночных систем взлетной головки. Таким образом, $PA = Nra$, где ra - индивидуальная пропускная способность каждой форсуночной системы 16 пусковой головки, а $PB = 2Npb$, где pb - пропускная способность каждой форсуночной системы 18 взлетной головки. В данном описании эти величины суммарной пропускной способности выражены в процентах от общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру 1 сгорания.

30 В оптимальном соотношении пропускная способность PA лежит в диапазоне от 10% до 40%, предпочтительно в диапазоне от 17% до 21% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания. Суммарная пропускная способность PB лежит в диапазоне от 30% до 70%, предпочтительно в диапазоне от 36% до 45% того же общего расхода воздушного потока.

35 Известным образом продольная боковая стенка 2 взлетной головки и внутренняя боковая стенка 4 могут быть перфорированы по меньшей мере одним соответствующим рядом отверстий разбавления, диаметр которых регулируют в функции требуемой характеристики. Эти отверстия разбавления позволяют подавать в камеру сгорания воздух для снижения концентрации горючих газов.

Отверстия разбавления предпочтительно распределены следующим образом.

40 В наружной боковой стенке 2 взлетной головки имеется по меньшей мере один ряд, насчитывающий 2N наружных отверстий 20 разбавления, например одинаковых отверстий, проходящих в камеру 1 сгорания по существу перпендикулярно боковой стенке. Отверстия 20 расположены по потоку позади взлетной головки и распределены с равномерным угловым шагом вокруг оси X-X.

45 Во внутренней боковой стенке 4 имеется по меньшей мере один ряд, насчитывающий 2N наружных отверстий 22 разбавления, выходящих в камеру 1 сгорания по существу перпендикулярно боковой стенке и распределенных с равномерным угловым шагом вокруг оси X-X.

50 Общее количество 2N отверстий 22 разбавления может распределяться в виде N первых идентичных отверстий, которые имеют те же угловые положения, что и каждая вторая форсуночная система 18, и N вторых идентичных отверстий, которые имеют те же угловые положения, что и остальные форсуночные системы 18. При этом первые отверстия разбавления могут быть идентичны или не идентичны вторым отверстиям

разбавления.

Наружная боковая стенка 6 пусковой головки может быть также снабжена наружными отверстиями 20' разбавления. Во внутренней боковой стенке 4 могут быть предусмотрены дополнительные внутренние отверстия 22' разбавления, расположенные в продольном направлении на тех же расстояниях, что и отверстия 20' разбавления, и находящиеся напротив них.

В качестве примера можно указать соотношения пропускной способности отверстий разбавления. Часть расхода воздушного потока через отверстия 20 в наружной продольной боковой стенке 2 взлетной головки (а в случае наличия отверстий 20' в наружной продольной боковой стенке 6 - суммарный поток через отверстия 20 и 20') может лежать в диапазоне от 4% до 10%, предпочтительно в диапазоне от 6% до 8% общего расхода потока. Расход потока через отверстия во внутренней боковой стенке может лежать в диапазоне от 2% до 8%, предпочтительно в диапазоне от 4% до 6% этого же общего расхода потока.

Остальная часть расхода воздушного потока предназначена для охлаждения продольных боковых стенок и торцевых стенок камеры 1 сгорания. Для этой цели продольные боковые стенки 2, 4 и 6 камеры охлаждаются известным образом посредством того, что они выполнены с перфорацией или оснащены устройствами с теплоизоляционными плитками или пленочными устройствами.

Дополнительно, в том случае если зажигание в камере обеспечивается с помощью известного устройства полупроводникового типа или свечи зажигания (на чертеже не показано), оно может быть размещено, например, на оси одной из форсуночных систем 16 пусковой головки 12.

В оптимальном примере выполнения торцевые стенки 8, 10 камеры 1 сгорания и проходящие через них форсуночные системы 16, 18 расположены таким образом, что оси систем ориентированы в направлении общей кольцевой зоны для выпуска генерируемых при сгорании газов. Для этой цели на фиг.1 показаны два возможных варианта расположения торцевых стенок камеры и соответствующих форсуночных систем. В изображенном сплошными линиями варианте торцевые стенки 8 и 10 по существу перпендикулярны оси X-X двигателя. В изображенном штриховыми линиями варианте они образуют поверхности усеченных конусов. В первом случае оси Y, Z форсуночных систем 16, 18 могут быть расположены наклонно к нормальям к торцевым стенкам 8 и 10, а во втором случае они могут быть перпендикулярны торцевым стенкам камеры.

Приведенные примеры направлены на снижение до возможного минимума общего объема камеры сгорания, улучшение рабочих параметров, таких как температура, коэффициент полноты сгорания, и снижение загрязняющих выбросов. Сходимость осей форсуночных систем служит для повышения скорости смешивания и интенсивности сгорания топлива в камере, способствуя полному сгоранию топлива в небольшом объеме. Поскольку образование оксидов азота является функцией времени прохождения горючих газов через камеру сгорания, высокая скорость сгорания обеспечивает значительное уменьшение загрязняющих выбросов.

На фиг.3 показан пример выполнения форсуночной системы. Она содержит топливную форсунку 24, в которую подается топливо. Первичный и вторичный завихрители 26 и 28 воздуха расположены таким образом, чтобы обеспечивать подачу воздуха в форсуночную систему в радиальном направлении. Сопло 30 Вентури, расположенное на оси 24 между первичным и вторичным завихрителями, обеспечивает распыление топлива в мелкодисперсную распыленную массу. Вентиляционные отверстия 32, выходы которых расположены вокруг наконечника форсунки 24 вблизи него, служат для ограничения или даже предотвращения риска закоксовывания наконечника.

Комплект форсуночных систем на пусковой головке может быть также оснащен обтекателем, который в обычном случае образован двумя крышками 34a и 34b. Обтекатель служит для снижения до минимума потерь напора воздуха, который обтекает пусковую головку, и служит для обеспечения хорошей подачи воздуха к торцевой стенке взлетной

головки.

Следует отметить, что камера сгорания может быть выполнена из композитного материала с керамической матрицей (КМК). Благодаря своей стойкости к высоким температурам этот материал обеспечивает экономичное охлаждение в аспекте расхода охлаждающего воздуха.

Камера сгорания с двумя головками, которые смещены по отношению друг к другу и оснащены форсуночными системами в соответствии с изобретением, может работать в следующих режимах.

Режим холостого хода (режим N/0). Топливо впрыскивается только через пусковую головку, которая оснащена количеством N форсуночных систем с суммарной пропускной способностью PA. Этот режим предназначен специально для запуска двигателя и для его работы на скоростях, близких к холостому ходу.

Режим полного газа (режим FT или N/2N). Топливо впрыскивается через все форсуночные системы, причем имеется возможность изменения распределения подачи топлива между пусковой и взлетной головками. Этот режим предназначен для охвата большинства режимов работы камеры сгорания и обеспечивает улучшенные рабочие параметры в отношении температуры, эффективности и снижения загрязняющих выбросов.

Режим секторного сгорания (режим SB или N/N). Топливо подается ко всем форсуночным системам пусковой головки и, в общем случае, к каждой второй форсуночной системе взлетной головки. При этом режиме легче осуществляется переключение между пусковой и взлетной головками, в особенности если торцевые стенки камеры сгорания имеют высокую пропускную способность.

Расположение форсуночных систем дает возможность получить значительно расширенный рабочий диапазон камеры сгорания, а также добиться характеристик зажигания и стабильности, которые эквивалентны или лучше характеристик обычной камеры сгорания. Кроме того, переход между режимами SB и FT может производиться на низкой скорости. Все взлетные топливные форсунки имеют одинаковую индивидуальную пропускную способность, так что переключение с режима SB (N/N) на режим FT (N/2N) осуществляется легче, чем в двигателе по упомянутому документу FR 2727193, в котором n дополнительных взлетных форсунок имеет суммарную пропускную способность значительно больше, чем n первых топливных форсунок.

Число N форсуночных систем в пусковой головке оптимизировано таким образом, чтобы обеспечить требуемые рабочие характеристики запуска, стабильности и воспламенения при обеспечении возможности установки числа 2N форсуночных систем во взлетной головке. Так, пусковая и взлетные головки могут быть оснащены соответственно 16 и 32 форсуночными системами.

Формула изобретения

1. Кольцевая камера (1) сгорания для авиационного газотурбинного двигателя, оснащенная двумя головками, которые смещены по отношению одна к другой, содержащая пусковую головку (12), имеющую несколько форсуночных систем (16), распределенных на принадлежащей камере пусковой головки торцевой стенке (8), которая соединяет внутреннюю продольную боковую стенку (4) камеры с наружной продольной боковой стенкой (6) пусковой головки, и взлетную головку (14), которая смещена радиально и по оси от пусковой головки (12) и содержит несколько форсуночных систем (18), распределенных на принадлежащей камере взлетной головки торцевой стенке (10), которая соединяет наружную продольную боковую стенку (6) пусковой головки и наружную продольную боковую стенку (2) взлетной головки, причем пусковая головка (12) снабжена, по меньшей мере, числом N по существу идентичных форсуночных систем (16) суммарной пропускной способностью PA, составляющей не менее 10% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания, и предназначена для режима запуска и скоростей, близких к скоростям холостого хода, а взлетная головка (14) снабжена, по

меньшей мере, числом 2N по существу идентичных форсуночных систем (18) суммарной пропускной способностью PV, составляющей не менее 30% указанного общего расхода воздушного потока, отличающаяся тем, что все взлетные топливные форсунки выполнены с одинаковой индивидуальной пропускной способностью, причем суммарная пропускная

5 способность пусковых топливных форсунок лежит в диапазоне от $10\% \leq PA \leq 40\%$ общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания, а суммарная пропускная способность взлетных топливных форсунок лежит в диапазоне от $30\% \leq PV \leq 70\%$ общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания.

2. Камера сгорания по п.1, отличающийся тем, что пропускная способность PA лежит в

10 диапазоне 17-21% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания.

3. Камера сгорания по п.1 или 2, отличающаяся тем, что пропускная способность PV лежит в диапазоне 36-45% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания.

4. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что она

15 дополнительно содержит несколько наружных отверстий (20) разбавления, проходящих по меньшей мере через наружную продольную боковую стенку (2) взлетной головки.

5. Камера сгорания по п.4, отличающаяся тем, что она содержит по меньшей мере один ряд, насчитывающий 2N наружных отверстий (20) разбавления, проходящих по существу перпендикулярно к наружной продольной боковой стенке (2) взлетной головки.

6. Камера сгорания по п.4 или 5, отличающаяся тем, что расход воздушного потока, проходящего через наружные отверстия разбавления, лежит в диапазоне 4-10% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру сгорания.

7. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что она содержит несколько внутренних отверстий (22) разбавления, проходящих через

25 внутреннюю продольную боковую стенку (4) камеры.

8. Камера сгорания по п.7, отличающаяся тем, что расход воздушного потока, проходящего через внутренние отверстия разбавления, лежит в диапазоне 2-8% общего расхода воздушного потока, поступающего в камеру.

9. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что форсуночные системы (16, 18) пусковой головки (12) и взлетной головки (14)

30 расположены по существу по шахматной схеме.

10. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что оси форсуночных систем (16, 18) пусковой головки (12) и взлетной головки (14) направлены к общей кольцевой зоне для выпуска генерируемых при сгорании газов.

11. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что торцевые стенки (8, 10) пусковой и взлетной головок размещены перпендикулярно оси двигателя.

12. Камера сгорания по любому из пп.1-10, отличающаяся тем, что торцевые стенки (8, 10) пусковой и взлетной головок выполнены в виде стенок, образующих поверхности

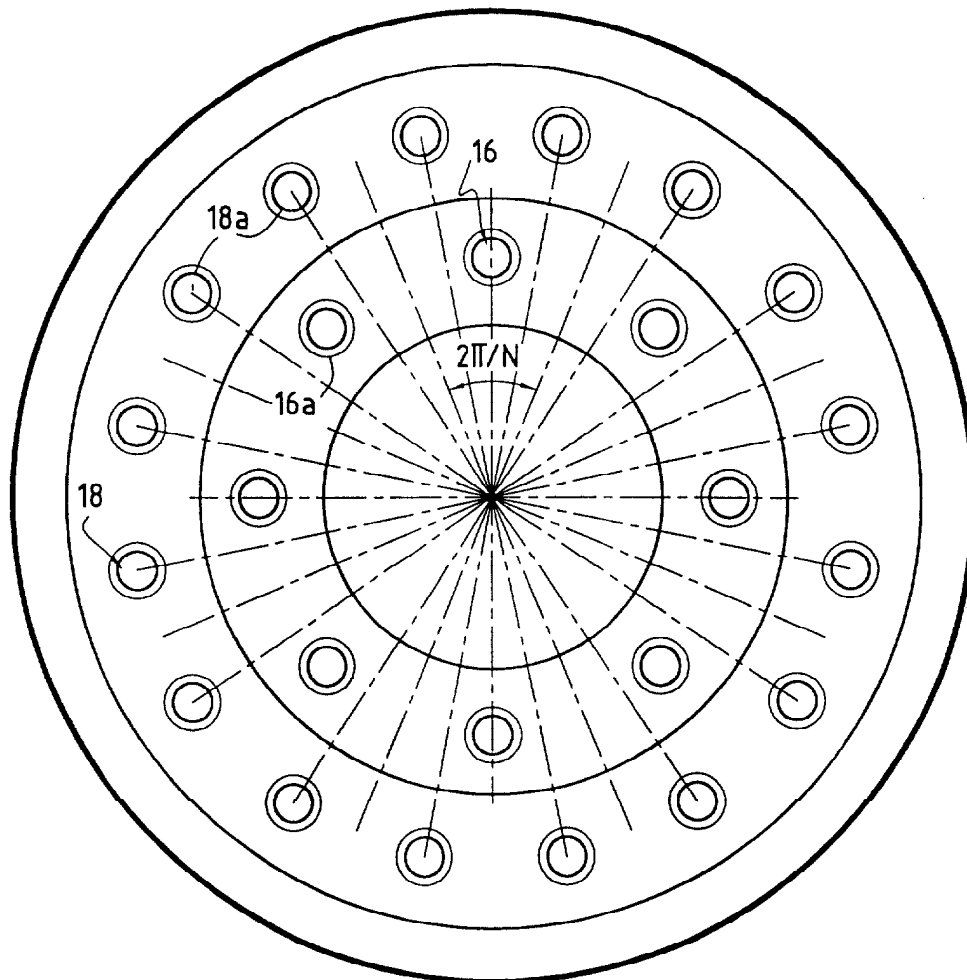
40 усеченного конуса.

13. Камера сгорания по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что каждая форсуночная система (16, 18) пусковой и взлетной головок содержит топливную форсунку (24), первичный завихритель (26) воздуха и вторичный завихритель (28) воздуха с радиальным питанием, сопло (30) Вентури, расположенное на оси топливной форсунки

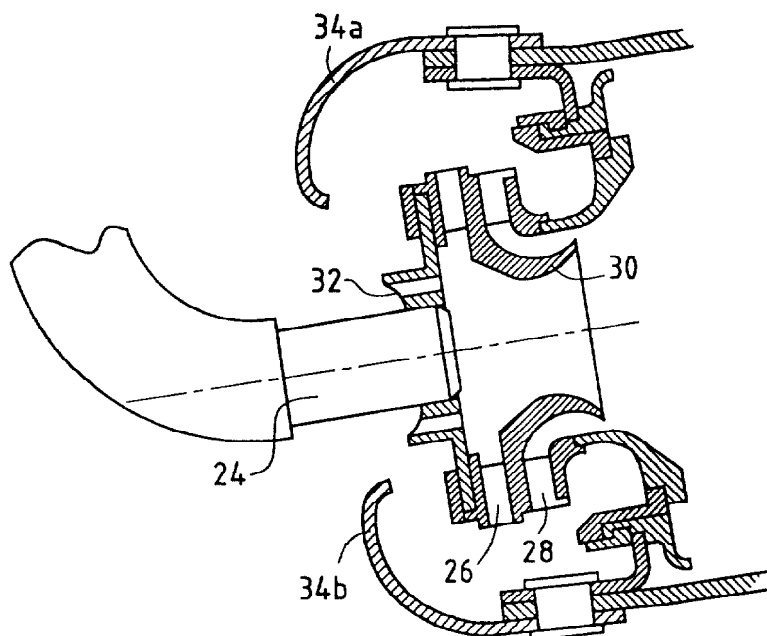
45 между первичным и вторичным завихрителями для содействия распылению топлива на мелкие капли, и вентиляционные отверстия (32), выходы которых расположены вблизи наконечника топливной форсунки.

14. Камера сгорания по п.13, отличающаяся тем, что комплект форсуночных систем пусковой головки снабжен обтекателем (34a, 34b) для снижения до минимума потерь

50 напора воздуха, который обтекает пусковую головку.



ФИГ. 2



ФИГ. 3