

(19)



(11)

EP 1 738 112 B1

(12)

EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des
Hinweises auf die Patenterteilung:
03.07.2019 Patentblatt 2019/27

(51) Int Cl.:
F23M 20/00 ^(2014.01) **F02K 1/82** ^(2006.01)
F02K 9/62 ^(2006.01) **G10K 11/172** ^(2006.01)
F23R 3/28 ^(2006.01)

(21) Anmeldenummer: **05732027.7**

(86) Internationale Anmeldenummer:
PCT/DE2005/000622

(22) Anmeldetag: **07.04.2005**

(87) Internationale Veröffentlichungsnummer:
WO 2005/100858 (27.10.2005 Gazette 2005/43)

(54) **RAKETENTRIEBWERK MIT DÄMPFUNG VON SCHWINGUNGEN DER BRENNKAMMER DURCH
RESONATOREN**

ROCKET ENGINE WITH DAMPING OF VIBRATION OF THE COMBUSTION CHAMBER BY
RESONATORS

MOTEUR DE FUSÉE AVEC AMORTISSEMENT DE VIBRATIONS DE LA CHAMBRE DE
COMBUSTION AU MOYEN DE RESONATEURS

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR
HU IE IS IT LI LT LU MC NL PL PT RO SE SI SK TR**

(72) Erfinder: **MÄDING, Chris**
85716 Unterschleissheim (DE)

(30) Priorität: **17.04.2004 DE 102004018725**

(74) Vertreter: **Schicker, Silvia**
Wuesthoff & Wuesthoff
Patentanwälte PartG mbB
Schweigerstraße 2
81541 München (DE)

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
03.01.2007 Patentblatt 2007/01

(73) Patentinhaber: **ArianeGroup GmbH**
82024 Taufkirchen (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
DE-A1- 3 432 607 DE-A1- 10 163 561
US-A- 5 353 598 US-A- 5 685 157

EP 1 738 112 B1

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents im Europäischen Patentblatt kann jedermann nach Maßgabe der Ausführungsordnung beim Europäischen Patentamt gegen dieses Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

Beschreibung

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft ein Raketen-
triebwerk mit einer Einrichtung zum Dämpfen von
Schwingungen einer Brennkammer, wobei mindestens
ein Resonator schwingungstechnisch mit der Brennkam-
mer verbunden ist.

[0002] Solche Einrichtungen sind grundsätzlich aus
dem Stand der Technik bekannt. Sowohl DE 34 32 607
A1 als auch US 5,353,598 A beschreiben Einrichtungen
zum Dämpfen von Schwingungen einer Brennkammer,
wobei mindestens ein Resonator bzw. eine Dämpfungs-
kammer unmittelbar oder über Durchtrittskanäle mit der
Brennkammer eines Raketen-triebwerkes verbunden ist.

[0003] Nachteilig an den Einrichtungen nach US
5,353,598 A ist jedoch, dass die Resonatoren direkt mit
der Brennkammer des Raketen-triebwerkes verbunden
sind. Damit kann es zu einer Überhitzung der Resona-
toren aufgrund von eintretenden heißen Verbrennungs-
gasen aus dem Brennkammeraum kommen. Die Folge
ist, dass die Resonatoren ihre Resonanzwirkung verlie-
ren und entsprechend nicht mehr zur Dämpfung von
Schwingungen der Brennkammer beitragen können.

[0004] Bei der DE 34 32 607 A1 sind Dämpfungskam-
mern im Bereich des Einspritzkopfes in einem Treibstoff-
verteilteraum angeordnet und über Durchtrittskanäle mit
der Brennkammer schwingungstechnisch verbunden.
Durch die Anordnung im Treibstoffverteilteraum, der bei-
spielsweise zur Verteilung von Wasserstoff dient, wird
zwar eine Aktivkühlung der Dämpfungskammern ge-
währleistet. Hierzu sind aber relativ aufwändige kon-
struktive Maßnahmen notwendig. Es kann trotzdem nicht
ausgeschlossen werden, dass heiße Brennkammer-Ver-
brennungsgase über die Durchtrittskanäle unmittelbar in
die Dämpfungskammern eindringen und zu einer Beein-
trächtigung oder gar Zerstörung der Dämpfungskam-
mern führen.

[0005] Aus der US 5,685,157 B ist eine Vorrichtung
zur Schwingungsdämpfung von Druckstößen in einem
Verbrenner einer Gasturbine gezeigt. Die Vorrichtung
umfasst einen Resonator, der zwischen einem Diffuso-
rauslass und im Innern des Verbrenners angeordneten
Treibstoff-Luftmischern positioniert ist. Der Resonator ist
durch eine Vielzahl von Resonatorröhren gebildet, die
um den Verbrenner herum angeordnet sind und jeweils
ein zum Innern des Verbrenners hin offenes Ende auf-
weisen.

[0006] DE 101 63 561 A1 offenbart ein Raketen-trieb-
werk, das eine Brennkammer, eine Einrichtung zum
Dämpfen von Schwingungen der Brennkammer und eine
Vorkammer umfasst, wobei die Einrichtung zum Dämp-
fen von Schwingungen mindestens einen Resonator auf-
weist, der schwingungstechnisch mit der Brennkammer
verbunden ist, wobei die Brennkammer stromaufwärts
an einen Einspritzkopf angrenzt, wobei in dem Einspritz-
kopf mindestens ein Einspritzelement zum Einleiten ei-
ner Treibstoffströmung in die Brennkammer vorgesehen
ist, und wobei die Vorkammer über mindestens einen

Durchtrittskanal mit der Brennkammer schwingungs-
technisch verbunden ist. Aufgabe der vorliegenden Er-
findung ist daher die Bereitstellung einer verbesserten
Möglichkeit zum Dämpfen von Schwingungen einer
Brennkammer mit Hilfe von Resonatoren.

[0007] Diese Aufgabe wird mit den Merkmalen von An-
spruch 1 und von Anspruch 2 gelöst.

[0008] Gegenstand der Erfindung ist eine Einrichtung
zum Dämpfen von Schwingungen einer Brennkammer,
wobei mindestens ein Resonator schwingungstechnisch
mit der Brennkammer verbunden ist. Gemäß der Erfin-
dung ist vorgesehen, dass der mindestens eine Reso-
nator mit einer Vorkammer schwingungstechnisch ver-
bunden ist und die Vorkammer über mindestens einen
Durchtrittskanal mit der Brennkammer schwingungs-
technisch verbunden ist. Damit wird erreicht, dass der
oder die Resonatoren, die zur Dämpfung der Schwin-
gungen verwendet werden, nicht mehr unmittelbar mit
der Brennkammer, bzw. mit dem Innenraum der Brenn-
kammer, in Verbindung stehen. Vielmehr besteht nur ei-
ne mittelbare Verbindung über die zwischengeschaltete
Vorkammer. Damit können die Resonatoren in Berei-
chen angeordnet werden, die einer geringeren Tempe-
raturbelastung bzw. geringeren Temperaturänderungen
unterworfen sind. Trotzdem können die Schwingungen
der Brennkammer über den Durchtrittskanal und die Vor-
kammer bis zu den Resonatoren gelangen und damit die
Schwingungen der Brennkammer effektiv gedämpft wer-
den.

[0009] Ein erstes Ausführungsbeispiel der Erfindung
sieht vor, dass die Brennkammer an einen Einspritzkopf
mit mindestens einem Einspritzelement angrenzt, der
zum Einleiten einer gasförmigen Treibstoffströmung in
die Brennkammer ausgebildet ist, und die Vorkammer
strömungstechnisch vor dem mindestens einen Einsprit-
zelement angeordnet ist. Es kann dabei ein einziger
Treibstoffstrom vorgesehen sein, der der Brennkammer
zugeführt wird. Es können auch zwei oder mehrere Treib-
stoffströme vorgesehen sein, die durch die Einspritzele-
mente der Brennkammer zugeführt werden und ggf. be-
reits in oder unmittelbar nach den Einspritzelementen
vermischt werden. Die Vorkammer ist bei dieser Alter-
native in einem Bereich angeordnet, den mindestens ei-
ner der Treibstoffströme passiert, bevor er das oder die
Einspritzelemente durchströmt. Damit liegen also die
Einspritzelemente zwischen der Brennkammer bzw.
dem Innenraum der Brennkammer und der Vorkammer.

[0010] Alternativ dazu kann aber auch vorgesehen
werden, dass die Brennkammer an einen Einspritzkopf
mit mindestens einem Einspritzelement angrenzt, der
zum Einleiten einer Treibstoffströmung in die Brennkam-
mer ausgebildet ist, und die Vorkammer strömungstech-
nisch im Bereich des mindestens einen Einspritzele-
ments angeordnet ist. Damit liegt die Vorkammer in ei-
nem Bereich, den mindestens einer der Treibstoffströme
passiert, während er das oder die Einspritzelemente
durchströmt. Damit sind also die Einspritzelemente und
die Vorkammer strömungstechnisch nebeneinander vor

der Brennkammer bzw. dem Innenraum der Brennkammer angeordnet.

[0011] In beiden Fällen kann mindestens einer der Treibstoffströme dazu dienen, durch eine Aktivkühlung der Resonatoren die Temperatur der Resonatoren weitgehend konstant zu halten. Hierfür kann insbesondere die Vorkammer strömungstechnisch mit einer Treibstoffströmung in Verbindung stehen, bevor diese den Innenraum der Brennkammer erreicht. Die Treibstoffströmung wird dabei nicht lediglich um einen Resonator herumgeleitet wie beispielsweise im Fall der DE 34 32 607 A1, sondern sie erreicht den Innenraum des Resonators, so dass das Resonanzvolumen des Resonators selbst weitgehend konstant auf der Temperatur der Treibstoffströmung gehalten werden kann. Idealerweise steht der Resonator wie auch die Vorkammer mit einer gasförmigen Treibstoffströmung in Verbindung, da dann über die Treibstoffströmung eine besonders gute schwingungstechnische Verbindung zwischen Resonator und Brennkammer gewährleistet werden kann.

[0012] Bevorzugt wird vorgesehen, dass der Durchtrittskanal als Teil eines Einspritzelements ausgebildet ist. Es können grundsätzlich aber auch separate Durchtrittskanäle vorgesehen sein, die eine schwingungstechnische Verbindung zwischen dem Innenraum der Brennkammer und der Vorkammer garantieren.

[0013] Die Resonatoren können beispielsweise als Helmholtz-Resonatoren oder als $\lambda/4$ -Resonatoren ausgebildet sein. Solche Resonatoren sind grundsätzlich aus dem Stand der Technik hinreichend bekannt.

[0014] Ein spezielles Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung wird nachfolgend anhand der Figuren 1 bis 4 am Beispiel eines Raketentriebwerkes erläutert. Es zeigen:

- Fig. 1: Raketentriebwerk mit Helmholtz-Resonator vor dem Einspritzkopf
- Fig. 2: Raketentriebwerk mit $\lambda/4$ -Resonatoren in einer Einspritzkopf-Deckplatte
- Fig. 3: Raketentriebwerk mit zweireihigen $\lambda/4$ -Resonatoren vor dem Einspritzkopf
- Fig. 4: Raketentriebwerk mit $\lambda/4$ -Resonatoren im Einspritzkopf

[0015] Bei der Verbrennung von Treibstoffen in Raketentriebkammern kommt es häufig während des Betriebes zur Ausbildung von unterschiedlichen hochfrequenten Schwingungen. Aufgrund der hohen thermischen und mechanischen Belastung führen derartige Schwingungen zu Schäden oder sogar zur Zerstörung der Raketentriebwerkes, wenn diese nicht rechtzeitig gedämpft werden.

[0016] Eine Methode zur Dämpfung solcher Schwingungen ist die aus dem eingangs zitierten Stand der Technik bekannte Verwendung von akustischen Resonatoren. Hierbei unterscheidet man zwischen Helmholtz-Resonatoren und $\lambda/4$ -Resonatoren. Beide Resonatortypen bestehen aus kleinen Volumen, welche bei

den Einrichtungen nach dem Stand der Technik direkt mit der Kammer verbunden sind. In diesen Resonatoren findet eine Dissipation der Schwingungsenergie statt, wenn die angeregte Frequenz der Kammer mit der Eigenfrequenz des Resonators übereinstimmt. Resonatoren sind schmalbandige Absorber und müssen aus diesem Grunde auf die zu dämpfende Frequenz abgestimmt werden. Helmholtz-Resonatoren dienen der Dämpfung in einem weiteren Frequenzbereich im Vergleich zu den $\lambda/4$ -Resonatoren, welche auf eine diskrete Frequenz abgestimmt werden müssen. In beiden Fällen liegt neben der Abhängigkeit von den geometrischen Abmessungen eine starke Abhängigkeit von der Schallgeschwindigkeit und somit von der Temperatur vor. Somit besteht die Gefahr einer Verschiebung der Dämpfungsfrequenz durch die Aufheizung des Gases in den Resonatoren. Außerdem ist die genaue Abstimmung besonders der effektiveren $\lambda/4$ -Resonatoren aufwendiger, da die Temperaturverhältnisse in den Resonatoren nur experimentell bestimmt werden können und somit eine Neuabstimmung in den meisten Fällen erforderlich ist. Außerdem sind derartige Systeme mit zusätzlichem konstruktivem Aufwand verbunden, aufgrund der ohnehin vorhandenen Kühlproblematik der Brennkammer in diesem Bereich. Axial von der Brennkammer nach oben, d.h. entgegen der Strömungsrichtung, angeordnete Resonatoren im Bereich des Einspritzkopfes bilden unerwünschte Rückströmzonen in diesem Bereich, wodurch ein zusätzlicher Wärmeffluss in Richtung des Einspritzkopfes entsteht, was die Stabilität des Einspritzkopfes beeinflussen kann.

[0017] Die vorliegende Erfindung bietet eine Resonatorenanordnung welche von den heißen Verbrennungsgasen und damit der Temperatur in der Brennkammer unabhängig ist. Gleichzeitig wird eine negative Beeinflussung der Anordnung der Einspritzelemente und der Brennkammerkühlung vermieden. Die Erfindung ist insbesondere bei Hauptstrom-Triebwerken sowie anderen Triebwerken mit gasförmiger Einspritzung einer von zwei oder mehreren Treibstoffkomponenten anwendbar. Bei Hauptstrom-Triebwerken werden gasförmige Abgase einer Treibstoffturbine wieder einem Treibstoffstrom (Hauptstrom) zugeführt und zusammen mit dem Treibstoffstrom in die Brennkammer geleitet. Eine weitere Anwendungsmöglichkeit stellen Expander-Cycle-Triebwerke dar, in denen der Antrieb der Treibstoffturbine mit einem gasförmigen Treibstoff wie Wasserstoff erfolgt. Zuvor wird der Treibstoff in flüssiger Form durch Kühlkanäle des Raketentriebwerkes geleitet und aufgrund der Wärmeaufnahme in gasförmigen Zustand überführt. Bei beiden Arten von Triebwerken liegen also gasförmige Treibstoffströme vor, die über Einspritzelemente in den Innenraum einer Brennkammer geleitet und dort verbrannt werden.

[0018] Fig. 1 bis 3 zeigen Beispiele eines Hauptstrom-Raketentriebwerkes. Das Triebwerk weist jeweils eine Brennkammer 1 auf, die stromaufwärts durch eine Einspritzplatte 2 eines Einspritzkopfes 3 begrenzt wird. In diesem Einspritzkopf 3 sind Einspritzelemente 4 ange-

ordnet, die dazu dienen, eine oder mehrere Treibstoffströmungen in den Innenraum 9 der Brennkammer 1 zu leiten. Der Einspritzkopf 3 wird stromaufwärts durch eine Deckplatte 6 begrenzt. Die Einspritzelemente 4 sind entweder rohrförmig ausgebildet, sie können aber auch durch eine Kombination von Rohren und einer oder mehreren coaxialen Hülsen gebildet werden. Die Einspritzelemente 4 bzw. die Rohre oder Hülsen sind mit der Einspritzplatte 2 und/oder der Deckplatte 6 verbunden. Der Hauptstrom eines gasförmigen Treibstoffes sowie Turbinenabgase (Gas) gelangen in eine Vorkammer 7 vor dem Einspritzkopf und werden dann durch die Einspritzelemente 4 in den Innenraum 9 der Brennkammer 1 geleitet.

[0019] Fig. 4 zeigt dagegen ein Expander-Cycle-Triebwerk, bei dem ein gasförmiger Treibstoffstrom wie Wasserstoff (gH₂) in eine Vorkammer 17 geleitet wird und von dort über ringförmige Spalte 8 zwischen einem Rohr 28 und einer Hülse eines coaxialen Einspritzelements 4 in den Innenraum 9 der Brennkammer gelangt. Über eine weitere Kammer 27 und das Rohr 28 gelangt ein weiterer, beispielsweise flüssiger Treibstoffstrom wie flüssiger Sauerstoff in den Innenraum 9 der Brennkammer 1.

[0020] Hochfrequente Schwingungen, die in der Brennkammer 1 bei der Verbrennung des oder der Treibstoffe entstehen, pflanzen sich über Treibstoff-Gasströme, die durch die Einspritzelemente 4 strömen, stromaufwärts bis in eine Vorkammer 7, 17 fort. Daher kann eine Dämpfung der Schwingungen der Brennkammer 1 gemäß der Erfindung auch dadurch erfolgen, dass Resonatoren 5, 5a, 5b im Bereich der Vorkammern 7, 17 angeordnet werden, so dass sie strömungstechnisch mit der Vorkammer 7, 17 kommunizieren.

[0021] Fig. 1 zeigt eine Anordnung eines Helmholtz-Resonators 5 in der Wand der Vorkammer 7. Dabei kann der Helmholtz-Resonator 5 als ringförmig umlaufende Kammer in der Wand der Vorkammer 7 ausgebildet sein, die über einen ringförmigen Durchtrittsspalt mit der Vorkammer 7 verbunden ist, wie in Fig. 1 dargestellt.

[0022] Fig. 2 zeigt eine alternative Ausführungsform, wobei $\lambda/4$ -Resonatoren 5 in Form von einseitig offenen Zylindern in der Deckplatte 6 des Einspritzkopfes 3 angeordnet sind. Wie in Fig. 2 dargestellt, können mehrere $\lambda/4$ -Resonatoren 5 gleichförmig verteilt angeordnet sein. Im Fall der Fig. 2 sind die $\lambda/4$ -Resonatoren 5 ringförmig um die Mittelachse der Deckplatte 6 angeordnet.

[0023] In Fig. 3 ist eine Anordnung von $\lambda/4$ -Resonatoren 5a, 5b in der Wand der Vorkammer 7 vorgesehen. Die $\lambda/4$ -Resonatoren 5a, 5b sind dabei als Bohrungen in der Wand der Vorkammer 7 ausgebildet. Auch diese $\lambda/4$ -Resonatoren 5a, 5b können gleichförmig verteilt angeordnet sein. Im Fall der Fig. 3 sind die $\lambda/4$ -Resonatoren 5a, 5b in zwei übereinander liegenden Ringen in der Wand der Vorkammer 7 angeordnet.

[0024] Es können im Fall der Figuren 2 und 3 alle $\lambda/4$ -Resonatoren 5, 5a, 5b grundsätzlich identisch ausgebildet sein, um genau eine definierte Schwingungsfrequenz zu dämpfen. Bevorzugt können aber die $\lambda/4$ -Resonato-

ren 5, 5a, 5b unterschiedlich ausgebildet sein, so dass jeweils eine Gruppe von $\lambda/4$ -Resonatoren 5, 5a, 5b an eine bestimmte Schwingungsfrequenz angepasst wird. Im Fall der Fig. 3 sind die unteren $\lambda/4$ -Resonatoren 5a als kürzere Bohrungen ausgebildet und damit an höhere Schwingungsfrequenzen angepasst als die oberen $\lambda/4$ -Resonatoren 5b, die als längere Bohrungen ausgebildet sind.

[0025] Bei der Verwendung einer derartigen Resonatoren-Anordnung erfolgt die Abstimmung auf die jeweilig zu dämpfende Frequenz, d.h. $f_{(Kammer)} = f_{(Resonator)}$. Die Bestimmung der geometrischen Abmessungen hat unter Berücksichtigung der jeweiligen Temperaturverhältnisse des Gases im Bereich der Resonatoren zu erfolgen, da dieses einen direkten Einfluss auf die Schallgeschwindigkeit und somit auch auf die Frequenz hat.

[0026] Gleiches gilt grundsätzlich für das Ausführungsbeispiel nach Fig. 4. Hier sind $\lambda/4$ -Resonatoren 5 als Bohrungen in der Wand des Einspritzkopfes 3 in dem Bereich einer Vorkammer 17 vorgesehen, welche die Einspritzelemente 4 umschließt. Auch hier können also die $\lambda/4$ -Resonatoren 5 gleichförmig verteilt, beispielsweise ringförmig, in der Wand des Einspritzkopfes 3 angeordnet sein und es können auch hier mehrere Gruppen von $\lambda/4$ -Resonatoren 5 mit unterschiedlicher Anpassung an unterschiedliche Schwingungsfrequenzen vorliegen. Wie bereits beschrieben tritt gasförmiger Treibstoff wie gH₂ in die Vorkammer 17 ein und wird über Ringspalte 8 in den Innenraum 9 der Brennkammer 1 eingeleitet. Dieser Strömungsweg des gasförmigen Treibstoffes stellt eine schwingungstechnische Verbindung zwischen dem Innenraum 9 der Brennkammer 1 und der Vorkammer 17 dar, analog zu den obigen Ausführungen zu den Figuren 1 bis 3. Damit gelangen diese Schwingungen bis zu den $\lambda/4$ -Resonatoren 5 in der Wand der Vorkammer 17 und können dort durch die Resonatorwirkung der $\lambda/4$ -Resonatoren 5 effektiv gedämpft werden.

[0027] Der wesentliche Vorteil der Erfindung besteht in der weitgehend konstanten Temperatur des Gases in den Resonatoren 5, 5a, 5b während der gesamten Dauer des Betriebes des Triebwerkes. Weiterhin ergibt sich eine Vereinfachung der Konstruktion in dem Hochtemperaturbereich der Brennkammer 1, da im Bereich der Wand der Brennkammer 1 sowie in der Einspritzplatte außer der üblichen Kühlung keine weiteren Anordnungen wie Resonatoren mehr vorgesehen werden müssen. Außerdem ermöglicht die Bauweise nach der vorliegenden Erfindung die Unterbringung einer wesentlich höheren Anzahl von Resonatorebeispielen, da die einzelnen Ausführungsbeispiele nach den Figuren 1 bis 3 auch kombiniert werden können, so dass Helmholtz-Resonatoren 5 und/oder $\lambda/4$ -Resonatoren 5a, 5b in der Wand der Vorkammer 7 und/oder $\lambda/4$ -Resonatoren 5 in der Deckplatte 6 vorgesehen werden können.

Patentansprüche

1. Raketentriebwerk, umfassend eine Brennkammer (1), eine Einrichtung zum Dämpfen von Schwingungen der Brennkammer (1), und eine Vorkammer (7), wobei die Einrichtung zum Dämpfen von Schwingungen mindestens einen Resonator (5, 5a, 5b) aufweist, der schwingungstechnisch mit der Brennkammer (1) verbunden ist, wobei die Brennkammer (1) stromaufwärts an eine Einspritzplatte (2) eines Einspritzkopfes (3) angrenzt, wobei in dem Einspritzkopf (3) mindestens ein Einspritzelement (4) zum Einleiten einer gasförmigen Treibstoffströmung in die Brennkammer (1) vorgesehen ist, wobei der mindestens eine Resonator (5, 5a, 5b) in fluidischer Verbindung mit der Vorkammer (7) angeordnet ist und mit der Vorkammer (7) schwingungstechnisch verbunden ist, und wobei die Vorkammer (7) über mindestens einen Durchtrittskanal (8) mit der Brennkammer (1) schwingungstechnisch verbunden ist, wobei in Strömungsrichtung vor dem mindestens einen Einspritzelement (4) die Vorkammer (7) vorgesehen ist, die strömungstechnisch mit der gasförmigen Treibstoffströmung in Verbindung steht und von der aus die gasförmige Treibstoffströmung in die Brennkammer (1) geleitet wird.
2. Raketentriebwerk, umfassend eine Brennkammer (1), eine Vorkammer (17), eine weitere Kammer (27) und eine Einrichtung zum Dämpfen von Schwingungen der Brennkammer (1), wobei die Einrichtung zum Dämpfen von Schwingungen mindestens einen Resonator (5) aufweist, der schwingungstechnisch mit der Brennkammer (1) verbunden ist, wobei die Brennkammer (1) stromaufwärts an einen Einspritzkopf (3) angrenzt, der mindestens ein Einspritzelement (4) zum Einleiten einer ersten Treibstoffströmung in die Brennkammer (1) aufweist, wobei die weitere Kammer (27) über das Einspritzelement (4) mit der Brennkammer (1) verbunden ist, um die erste Treibstoffströmung in die Brennkammer zu leiten, wobei der mindestens eine Resonator (5) in fluidischer Verbindung mit der Vorkammer (17) angeordnet ist und mit der Vorkammer (17) schwingungstechnisch verbunden ist, und wobei die Vorkammer (17) über mindestens einen Durchtrittskanal (18) mit der Brennkammer (1) schwingungstechnisch verbunden ist, wobei das mindestens eine Einspritzelement (4) und die Vorkammer (17) strömungstechnisch nebeneinander vor der Brennkammer (1) angeordnet sind und von der Vorkammer (17) aus eine zweite, gasförmige Treibstoffströmung in die Brennkammer (1) geleitet wird.

3. Raketentriebwerk nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Durchtrittskanal (8, 18) als Teil eines Einspritzelements (4) ausgebildet ist.

Claims

1. Rocket engine, comprising a combustion chamber (1), a device for damping oscillations of the combustion chamber (1) and a pre-chamber (7), wherein the device for damping oscillations comprises at least one resonator (5, 5a, 5b) which is vibrationally connected to the combustion chamber (1), wherein the combustion chamber (1) is arranged upstream and adjacent to an injection plate (2) of an injection head (3), wherein at least one injection element (4) for introducing a gaseous fuel stream into the combustion chamber (1) is provided in the injection head (3), wherein the at least one resonator (5, 5a, 5b) is in fluid connection with the pre-chamber (7) and is vibrationally connected to the pre-chamber (7), and wherein the pre-chamber (7) is vibrationally connected to the combustion via at least one through channel (8), wherein the pre-chamber (7), which is fluidically connected to the gaseous fuel stream and from which the gaseous fluid stream is directed into the combustion chamber (1), in the direction of flow, is provided in front of the at least one injection element (4).
2. Rocket engine, comprising a combustion chamber (1), a pre-chamber (17), a further chamber (27) and a device for damping oscillations of the combustion chamber (1), wherein the device for damping oscillations comprises at least one resonator (5) which is vibrationally connected to the combustion chamber (1), wherein the combustion chamber (1) is arranged upstream and adjacent to an injection head (3) which comprises at least one injection element (4) for introducing a first fuel stream into the combustion chamber (1), wherein the further chamber (27) is connected to the combustion chamber (1) via the injection element (4) so as to direct the first fuel stream into the combustion chamber, wherein the at least one resonator (5) is in fluid connection with the pre-chamber (17) and is vibrationally connected to the pre-chamber (17), and wherein the pre-chamber (17) is vibrationally connected to the combustion via at least one through channel (8), wherein the at least one injection element (4) and the pre-chamber (17) are fluidically arranged in parallel in front of the combustion chamber (1) and a second gaseous fluid stream is directed from the pre-

chamber (17) into the combustion chamber (1).

3. Rocket engine according to claim 1 or 2, **characterized in that** through channel (8, 18) is formed as a part of an injection element (4). an opening communicating with an open area of the injection head.

Revendications

1. Moteur de fusée, comprenant une chambre de combustion (1), un moyen pour amortir les vibrations de la chambre de combustion (1) et une préchambre (7), dans lequel le moyen pour amortir les vibrations comprend au moins un résonateur (5, 5a, 5b) relié de manière vibratoire à la chambre de combustion (1), dans lequel la chambre de combustion (1) est contiguë, du côté amont, à une plaque d'injection (2) d'une tête d'injection (3), au moins un élément d'injection (4) étant prévu dans la tête d'injection (3) pour introduire un flux de combustible gazeux dans la chambre de combustion (1), dans lequel ledit au moins un résonateur (5, 5a, 5b) est disposé en liaison fluïdique avec la préchambre (7) et relié de manière vibratoire à la préchambre (7), et dans lequel la préchambre (7) est reliée de manière vibratoire à la chambre de combustion (1) par au moins un canal de passage (8), dans lequel la préchambre (7) qui est reliée fluidiquement au flux de combustible gazeux et à partir de laquelle le flux de combustible gazeux est conduit dans la chambre de combustion (1), est prévue en amont dudit au moins un élément d'injection (4) dans la direction du flux.
2. Moteur de fusée, comprenant une chambre de combustion (1), une préchambre (17), une autre chambre (27) et un moyen pour amortir les vibrations de la chambre de combustion (1), dans lequel le moyen pour amortir les vibrations comprend au moins un résonateur (5) relié de manière vibratoire à la chambre de combustion (1), dans lequel la chambre de combustion (1) est contiguë, du côté amont, à une tête d'injection (3) qui comprend au moins un élément d'injection (4) pour introduire un premier flux de combustible dans la chambre de combustion (1), dans lequel l'autre chambre (27) est reliée à la chambre de combustion (1) par l'élément d'injection (4) pour conduire le premier flux de combustible dans la chambre de combustion, dans lequel ledit au moins un résonateur (5) est disposé en liaison fluïdique avec la préchambre (17) et relié de manière vibratoire à la préchambre (17), et dans lequel la préchambre (17) est reliée de ma-

nière vibratoire à la chambre de combustion (1) par au moins un canal de passage (18), dans lequel ledit au moins un élément d'injection (4) et la préchambre (17) sont disposés fluidiquement l'un à côté de l'autre en amont de la chambre de combustion (1), et un second flux de combustible gazeux est conduit à partir de la préchambre (17) dans la chambre de combustion (1).

3. Moteur de fusée selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que** le canal de passage (8, 18) est conçu comme une partie d'un élément d'injection (4).

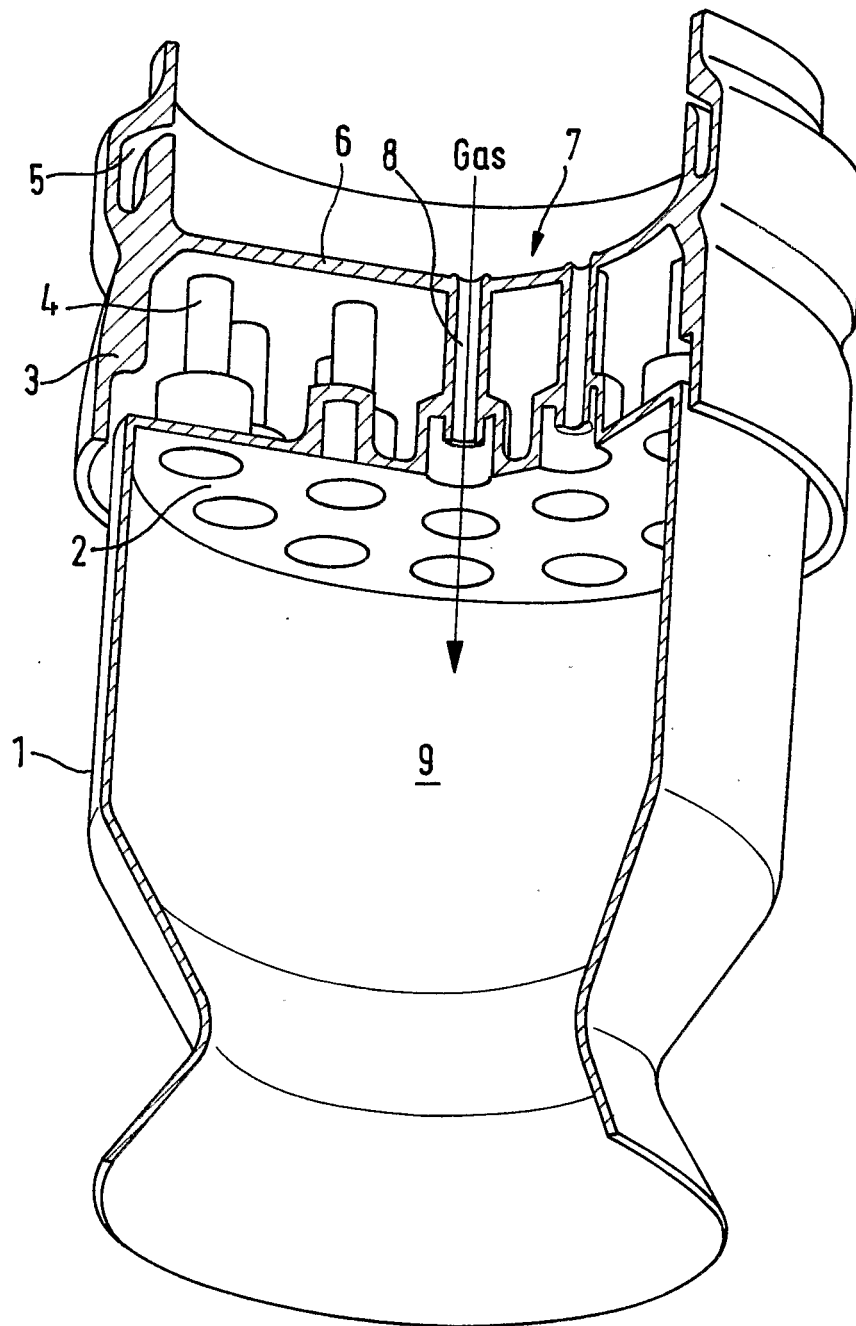


FIG.1

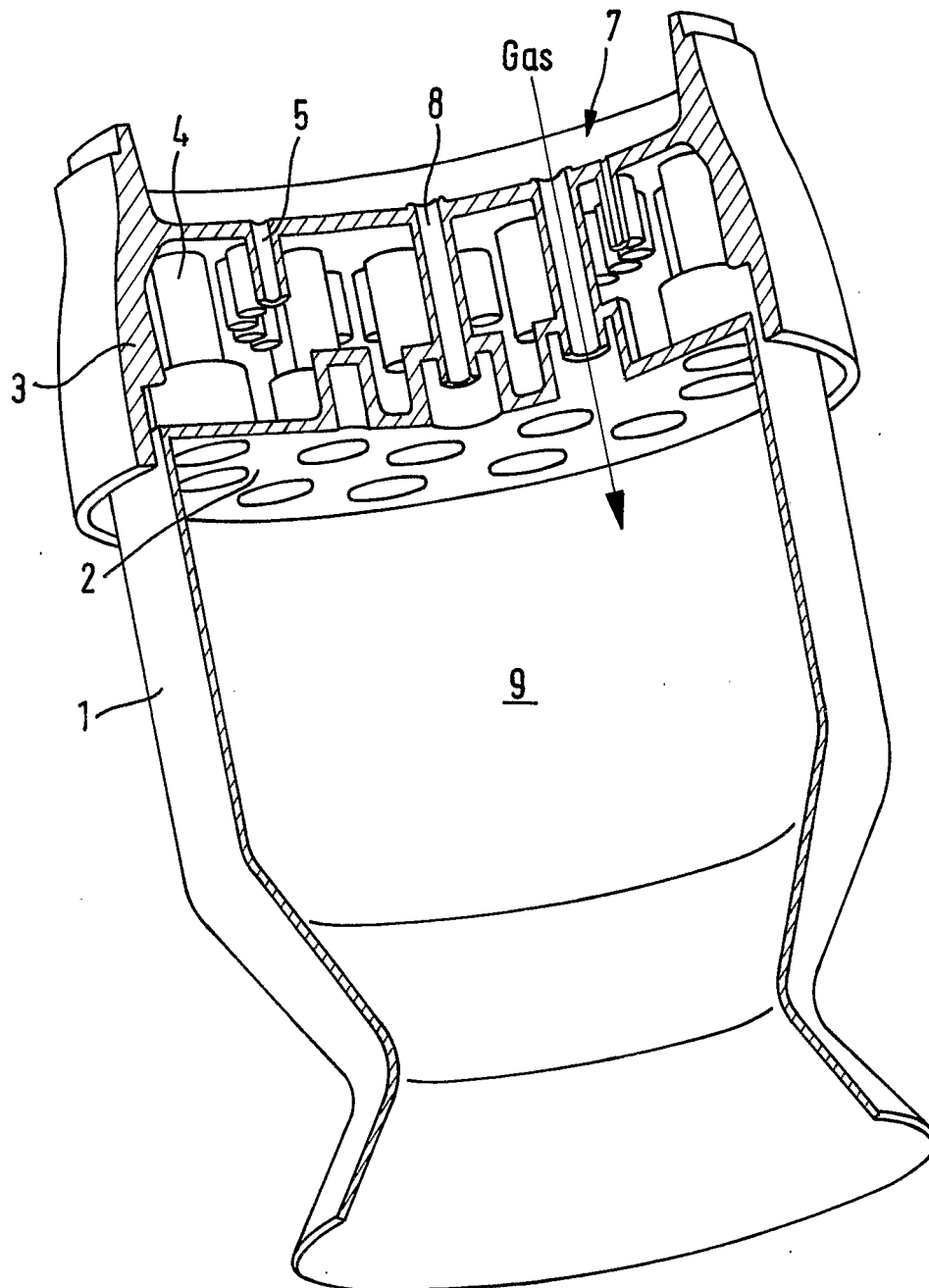


FIG.2

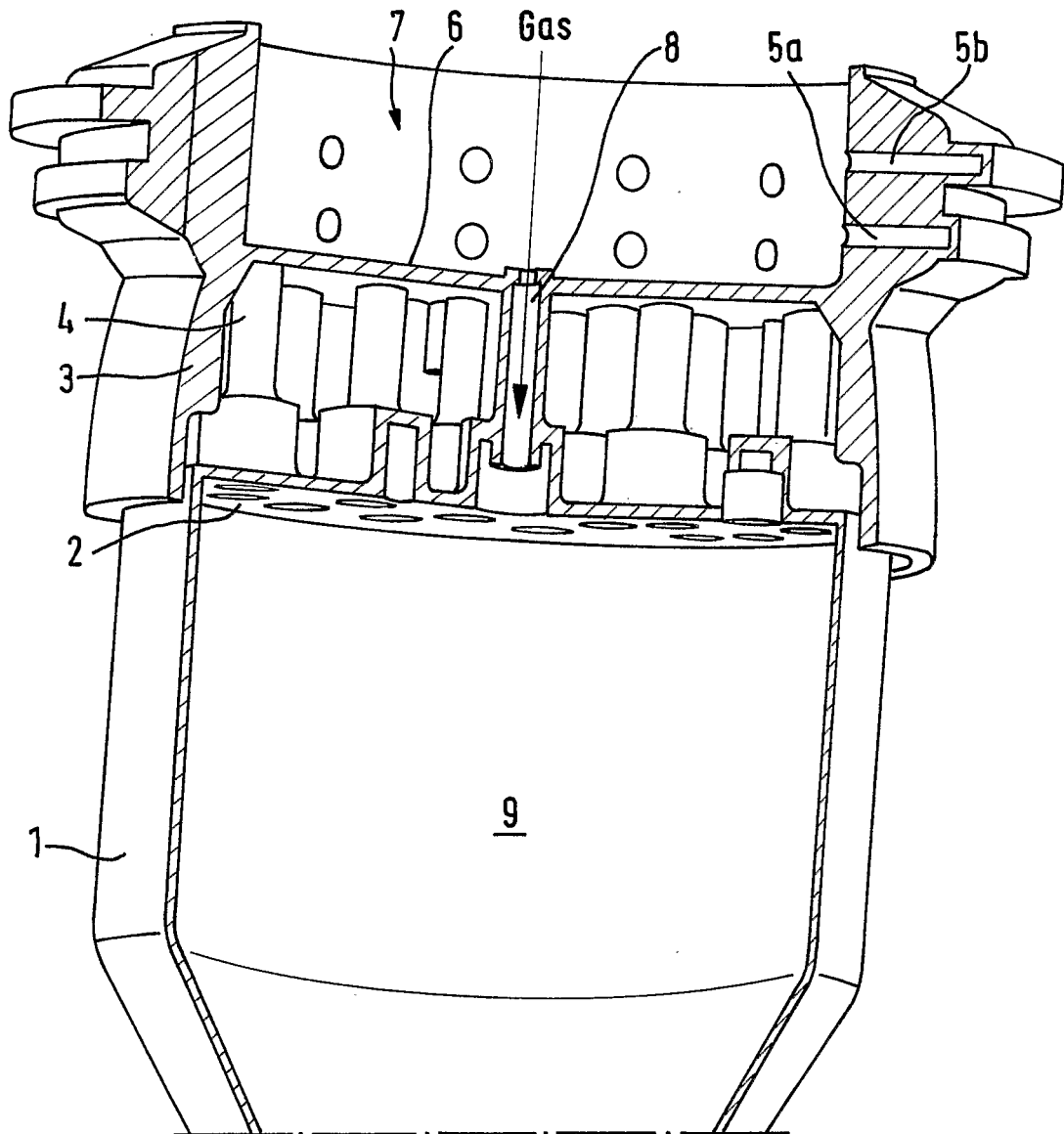


FIG. 3

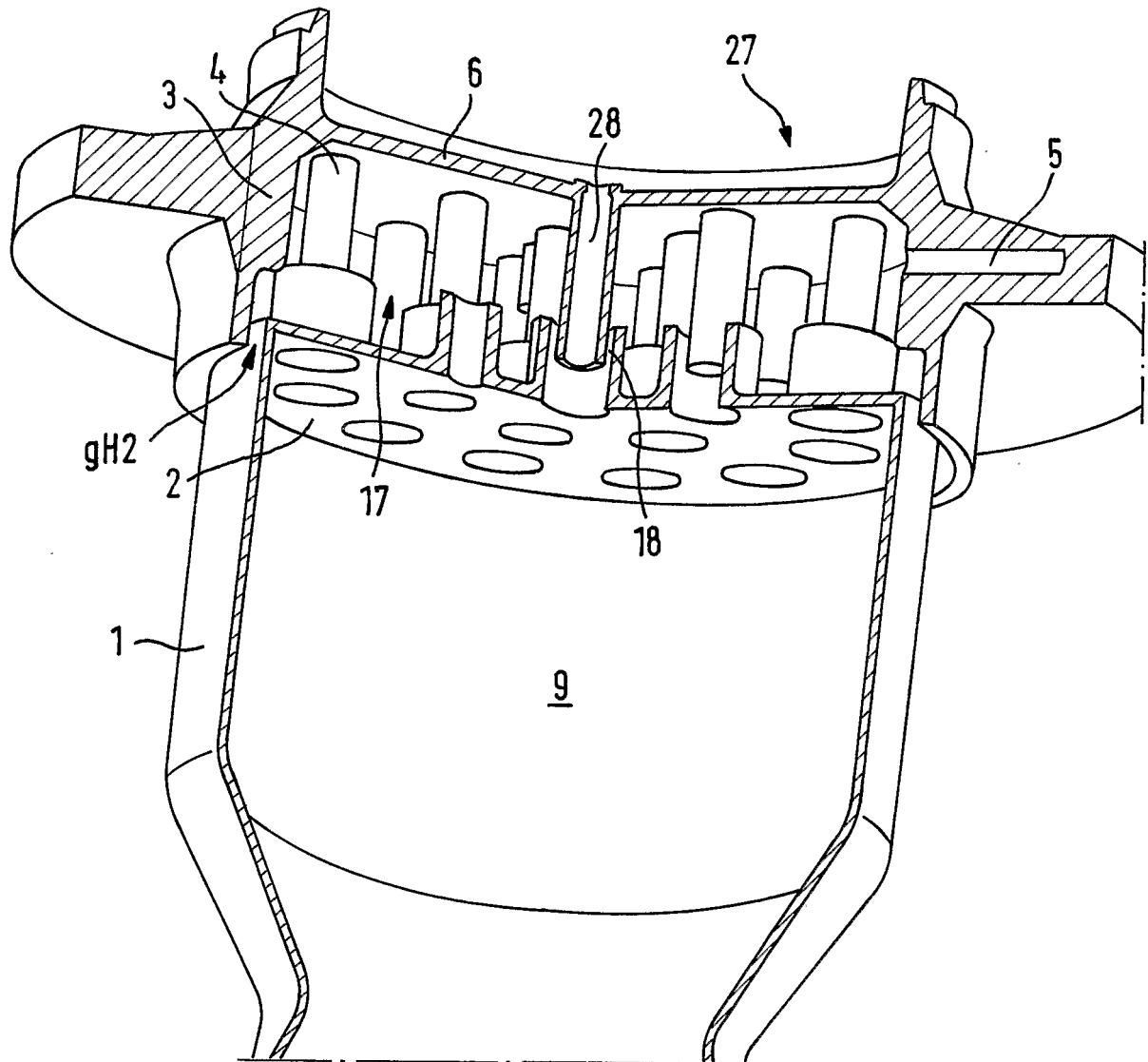


FIG. 4

IN DER BESCHREIBUNG AUFGEFÜHRTE DOKUMENTE

Diese Liste der vom Anmelder aufgeführten Dokumente wurde ausschließlich zur Information des Lesers aufgenommen und ist nicht Bestandteil des europäischen Patentdokumentes. Sie wurde mit größter Sorgfalt zusammengestellt; das EPA übernimmt jedoch keinerlei Haftung für etwaige Fehler oder Auslassungen.

In der Beschreibung aufgeführte Patentdokumente

- DE 3432607 A1 [0002] [0004] [0011]
- US 5353598 A [0002] [0003]
- US 5685157 A [0005]
- DE 10163561 A1 [0006]