



SCHWEIZERISCHE EIDGENOSSENSCHAFT
BUNDESAMT FÜR GEISTIGES EIGENTUM

(51) Int. Cl.³: F 42 C 11/00
F 01 D 15/10
F 01 D 17/08

Erfindungspatent für die Schweiz und Liechtenstein

Schweizerisch-liechtensteinischer Patentschutzvertrag vom 22. Dezember 1978



(12) PATENTSCHRIFT A5

633 365

(21) Gesuchsnummer: 11233/78

(22) Anmeldungsdatum: 01.11.1978

(30) Priorität(en): 02.11.1977 NO 773755

(24) Patent erteilt: 30.11.1982

(45) Patentschrift
veröffentlicht: 30.11.1982

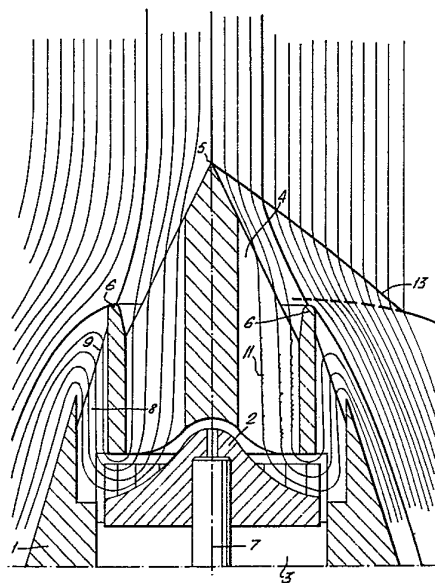
(73) Inhaber:
A/S Kongsberg Vapenfabrikk, Kongsberg (NO)

(72) Erfinder:
Kyrre Sjøtun, Kongsberg (NO)
Tore Rognmo, Kongsberg (NO)

(74) Vertreter:
Patentanwälte W.F. Schaad, V. Balass, E.E.
Sandmeier, Zürich

(54) Staudruckturbine zum Antrieb eines elektrischen Generators in einem Flugkörper.

(57) Die Nase eines Flugkörpers mit einer Staudruck-Turbine zum Antrieb eines elektrischen Generators (3) zwecks Erzeugung elektrischer Leistung für die elektrischen Schaltungen und Geräte des Flugkörpers, insbesondere seines Zünders, ist so ausgeführt, dass bei hohen Flugkörpergeschwindigkeiten eine Drosselung des Luftstromes durch die Turbine erreicht und dadurch die Turbinendrehzahl innerhalb vernünftiger Grenzen gehalten wird. Der Lufteinlass ist in mehrere einzelne Einlasskanäle (4) aufgeteilt, die kranzförmig um das vordere Ende des Flugkörpers liegen. Weiterhin sind die Auslassöffnungen (9) nach vorn gerichtet und wirken mit den Stosswellen von der vorderen Spitze (5) des Flugkörpers und von einem ringförmigen Kragen (6) zusammen, der den Kranz der Einlasskanäle (4) umgibt und radial zwischen den Einlasskanälen (4) und den Auslasskanälen (9) liegt.



PATENTANSPRUCH

Staudruckturbine zum Antrieb eines elektrischen Generators (3) in einem Flugkörper, wobei Staudruckluft einem Turbinenlaufrad (2) durch einen Einlass in axialer Richtung zuströmt, der am vorderen Ende des Flugkörpers angeordnet und von einem ringförmigen, nach vorn überstehenden Kragen (6) umgeben ist, und den Flugkörper an seinem Umfang ausserhalb des Ringkragens (6) verlässt, und wobei das Vorderende des Flugkörpers innerhalb des Ringkragens (6) konisch ausgebildet ist und die Spitze (5) des Konus über den Ringkragen (6) nach vorn vorsteht, dadurch gekennzeichnet, dass der Einlass in mehrere Einlasskanäle (4) aufgeteilt ist, die kranzförmig um das konische Vorderende angeordnet sind, und dass die Auslassöffnungen (9) nach vorn gerichtet und zum Ringkragen benachbart angeordnet sind.

Die Erfindung bezieht sich auf eine Staudruckturbine zum Antrieb eines elektrischen Generators in einem Flugkörper nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs.

In bekannter Weise soll unter Flugkörpern jedes angetriebene oder nicht angetriebene fliegende Objekt verstanden werden; beispielsweise bezieht sich die Erfindung auf Vorrichtungen an angetriebenen oder ballistischen Fernlenkgeschossen und Raketen.

Eine typische Eigenschaft ballistischer Flugkörper ist diejenige, dass die Geschwindigkeit des Fluges sehr stark vom Abschusswinkel abhängen kann. Bei anderen besonderen Arten von Flugkörpern tritt weiterhin eine Geschwindigkeitsänderung auf, die von der entsprechenden Abschussgeschwindigkeit abhängt. Die gesamte Geschwindigkeitsänderung solcher Arten von Flugkörpern kann demgemäss sehr gross sein.

Wenn man zur kontinuierlichen Erzeugung elektrischer Energie in solchen Flugkörpern Generatoren verwendet, die von Staudruck-Luft angetrieben sind, so stellt die beschriebene Veränderlichkeit der Geschwindigkeit des Flugkörpers auf seiner Flugbahn eine Schwierigkeit dar, insbesondere wenn das Verhältnis zwischen der höchsten und niedrigsten Geschwindigkeit grösser als 4:1 sowie die Höchstgeschwindigkeit gross ist. Es kann beispielsweise erwünscht sein, eine zufriedenstellende Elektrizitätserzeugung in Flugkörpern zu gewährleisten, die sich mit Geschwindigkeiten im Gebiet von 150 bis 1000 m/s bewegen. Einerseits ist es bei der niedrigsten Flugkörpergeschwindigkeit erwünscht, so viel elektrische Energie zu erzeugen, die zur Speisung der elektrischen Schaltungen und Geräte im Flugkörper ausreicht. Um dies zu erreichen, muss die Turbine so schnell wie möglich auf eine bestimmte Mindestdrehzahl kommen. Andererseits darf die Drehzahl bei der höchsten Flugkörpergeschwindigkeit nicht zu hoch werden. Da die aerodynamische Aufheizung bei Überschallgeschwindigkeiten relativ gross ist, ist es erwünscht, die Drehzahl der Turbine durch Regelung des Luftstromes durch die Turbine zu begrenzen.

Es ist bekannt, die Strömung von Staudruck-Luft durch Turbinenaggregate automatisch zu regeln. Die Regelungseinrichtung sollte vorzugsweise keine bewegten Teile aufweisen.

Gemäss US-PS-2 701 526 hat man bereits versucht, dieses Problem zu lösen, indem man die Staudruck-Luft der Turbine durch einen Kanal mit biegsamen Wandungen zuführt. Dabei ist der Kanal von einer Kammer mit einer Anzahl von Öffnungen umgeben, welche den Luftdruck in der Kammer ausgleichen sollen. Die Idee beruht auf dem Benoulli-Effekt, nach dem ein Anstieg der Luftgeschwindigkeit längs einer Fläche zu einer Verminderung des statischen Druckes auf die Fläche führt. Wenn nun die Geschwindigkeit des Flugkörpers und dadurch die Geschwindigkeit der Staudruck-Luft ansteigt, so vermindert sich der Querschnitt der Kanäle, durch welche die Staudruck-Luft der Turbine zuströmt, weil sich die Wandungen des Kana-

les nach innen ausbauchen. Diese Lösung ist bei rotierenden Flugkörpern nicht zufriedenstellend, da die Zentrifugalkraft der genannten Kraft entgegenwirkt, wodurch bei Abwesenheit der Zentrifugalkraft eine Erhöhung der Flugkörpergeschwindigkeit zur Verminderung des Kanalquerschnittes führt. Weiterhin ist es schwierig, ein völlig geeignetes Material für die biegsamen Kanäle zu finden, bei dem eine ausreichende Biegsamkeit in einem vernünftigen Temperaturbereich gegeben ist.

Die US-PS-2 804 824 veranschaulicht eine durch Staudruck-Luft angetriebene Turbine, bei der die Austrittsöffnung einen kleineren Querschnitt als die Einlassöffnung besitzt. Dadurch soll erreicht werden, dass der Staudruck bei einer Überschallgeschwindigkeit des Flugkörpers die Geschwindigkeit der Luft an der Austrittsöffnung auf Schallgeschwindigkeit begrenzt. Da die Geschwindigkeit der Luft nicht grösser sein kann als die Schallgeschwindigkeit wird beabsichtigt, dass ein weiterer Anstieg der Geschwindigkeit des Flugkörpers nicht zu einer erhöhten Turbinendrehzahl führt. Bei diesem Konzept wurde jedoch nicht berücksichtigt, dass die Dichte der durchquerten Luft ansteigt, wenn sich die Geschwindigkeit über die Schallgeschwindigkeit erhöht. Daraus ergibt sich, dass die Drehzahl der Turbine relativ stark ansteigt, auch wenn die Schallgeschwindigkeit vom Flugkörper überschritten wird, und diese Tatsache macht den beschriebenen Vorschlag wertlos. Dies trifft um so mehr in denjenigen Fällen zu, wenn die Turbine schon bei geringen Geschwindigkeiten der Staudruck-Luft eine ausreichende Drehzahl erhalten soll.

In der US-PS-2 468 120 ist ein Turbinengenerator für Flugkörper beschrieben, bei dem das Laufrad der Turbine relativ weit hinten im Flugkörper angeordnet ist. Dadurch werden vergleichsweise lange Wege für die Strömung der Staudruck-Luft zur Turbine und zurück zum Auslass erhalten, wobei die Luft nach Verlassen des Turbinenlaufrades um etwa 180° abgelenkt und axial nach vorne durch den Flugkörper geleitet wird, wo sie wiederum um 180° umgelenkt und durch nach hinten gerichtete Öffnungen abgegeben wird. Die ausserhalb des Flugkörpers freiströmende Luft strömt an diesen Austrittsöffnungen vorbei und erzeugt eine Saugwirkung nach Art einer Saugstrahlpumpe. Bei steigenden Flugkörper-Geschwindigkeiten erhöht sich der Unterdruck an den Austrittsöffnungen, wodurch mehr Luft durch die Turbine gesaugt wird. Demgemäss beruhen die Konstruktionsmerkmale in dieser Patentschrift nicht darauf, eine Drosselung des Luftstromes bei hohen Geschwindigkeiten zu erreichen, sondern vorwiegend auf dem Wunsch, die Turbine und den Generator gut geschützt innerhalb des Flugkörpers und hinter den elektrischen Vorrichtungen anzuordnen, die von einer Haube am Vorderende geschützt werden.

Als Beispiel, wie es möglich ist, die Drehzahl einer Turbine mit Hilfe beweglicher Teile zu steuern, wird auf die US-PS-3 382 805 verwiesen.

Aufgabe der vorliegenden Erfindung war es, den Einlass und auch den Auslass der Staudruck-Luft derart auszugestalten, dass ohne Zuhilfenahme beweglicher Teile die gewünschte Mindestdrehzahl der Turbine schon bei kleinen Flugkörpergeschwindigkeiten erreicht wird und die Drehzahl bei sehr grossen Flugkörpergeschwindigkeiten trotzdem nicht unzulässig hoch wird.

Diese Aufgabe wird durch die erfindungsgemässe Vorrichtung gelöst. Diese ist dadurch gekennzeichnet, dass der Einlass in mehrere Einlasskanäle aufgeteilt ist, die kranzförmig um das konische Vorderende angeordnet sind, und dass die Auslassöffnungen nach vorn gerichtet und zum Ringkragen benachbart angeordnet sind.

Zur weiteren Erläuterung wird nachfolgend ein Ausführungsbeispiel der erfindungsgemässen Vorrichtung unter Bezugnahme auf die Zeichnung beschrieben.

In der Zeichnung stellen dar:

Fig. 1 einen Längsschnitt durch das Vorderteil einer Rakete,

wobei Strömungslinien angegeben sind, und Fig. 2 eine Vorderansicht des in Fig. 1 gezeigten Vorderendes.

Die Nase der in der Zeichnung dargestellten Rakete besteht aus einer Aussenschale 1, welche ein von Staudruck-Luft angetriebenes Turbinenlaufrad 2 umschliesst. Das Laufrad 2 treibt einen elektrischen Generator 3 an, der nicht weiter beschrieben werden soll, da er bekannt ist, beliebig ausgeführt werden kann und nicht zur Erfindung gehört. Die Nase der Rakete ist kegelförmig mit einer Vorderspitze 5, um welche sechs Einlasskanäle 4 für die Stauluft kranzförmig in axialer Richtung angeordnet sind. Die Einlasskanäle 4 sind von einem Ringkragen 6 umgeben, der nach vorn, in Bewegungsrichtung des Flugkörpers gesehen, übersteht und konzentrisch zur Längsachse 7 des Flugkörpers liegt. Dieser Ringkragen fängt die Stauluft auf und leitet sie zu den Einlasskanälen 4. Radial ausserhalb des Raumes der Einlasskanäle 4 befinden sich Auslasskanäle 8, die sich ebenfalls axial erstrecken und in nach vorn gerichteten Auslassöffnungen 9 enden.

In Fig. 1 sind ebenfalls einige Strömungslinien angegeben, die weiter unten zusammen mit der Arbeitsweise der erfindungsgemässen Vorrichtung erläutert werden.

Wie erwähnt wurde, wird die Staudruck-Luft durch den Ringkragen 6 abgefangen und gelangt durch die Einlasskanäle 4 zum Turbinenlaufrad. Der Querschnitt der Kanäle 4 ist gegenüber dem Querschnitt der Austrittsöffnungen 9 so angepasst, dass sich schon bei niedrigen Geschwindigkeiten der Stauluft eine ausreichende Drehzahl der Turbine ergibt. Die Strömungslinien links von der Achse 7 des Flugkörpers veranschaulichen die Luftströmung bei einer niedrigen, unter der Schallgrenze liegenden Geschwindigkeit des Flugkörpers.

Schon bei mittleren Geschwindigkeiten der Staudruck-Luft bildet sich in den Einlasskanälen 4 eine beabsichtigte Turbulenz, die mit 11 bezeichnet ist, und diese Turbulenz vermindert die Menge an einströmender Luft. Eine derartige Turbulenz tritt früher, d.h. bei niedrigeren Luftgeschwindigkeiten in einem Kranz von Kanälen 4 als in einem einzigen Eintrittskanal auf, beispielsweise einem solchen Kanal, wie er in der US-PS-2 468 120 beschrieben ist. Dies beruht darauf, dass die Reynold's Zahl einer Strömung durch einen Kanal 4 gemäss Fig. 2 höher ist als diejenige einer Strömung durch einen Ringkanal mit der gleichen Querschnittsfläche und ungefähr der gleichen begrenzenden Fläche und demgemäss ungefähr bei der gleichen Strömungsgeschwindigkeit bei niedrigen Geschwindigkeiten. Dies trifft ganz besonders für Geschwindigkeiten zu, bei denen die Strömung in den Kanälen gemäss Fig. 2 turbulent wird, wogegen die Strömung in einem Ringkanal immer noch laminar ist. Es ist bekannt, dass die Reibungsverluste einer Strömung mit turbulenten Grenzschichten bedeutend höher als solche mit laminaren Grenzschichten sind. Da die turbulenten Grenzschichten auch dicker als laminare Grenzschichten sind, tritt eine Drosselung am Einlass früher auf, wenn die Einlasskanäle gemäss Fig. 2 ausgebildet sind. Früher oder später wird eine maximale Einlassgeschwindigkeit erreicht, die sich nicht weiter erhöht, wodurch man eine obere Drehzahlgrenze der Turbine erhält. Zusätzlich hat die grössere Berührungsfläche der Ein-

trittskanäle eine Kühlwirkung, wodurch der gesamte Wärmestrom vermindert wird.

Die Austrittskanäle 8 sind so geformt, dass die abströmende Luft nach vorn in Richtung der freiströmenden Stauluft ausserhalb des Flugkörpers geleitet wird. Die Abluft muss dann in einem Winkel abgelenkt werden, der durch die Geschwindigkeit der freiströmenden Luft bestimmt wird. Diese Ablenkung führt zu einem Anstieg des Druckes im Auslass und demgemäss zur Verminderung des Verhältnisses zwischen dem Druck am Einlass und dem Druck am Auslass, wodurch die Menge der Luft, welche durch die Turbine strömt nach und nach dank der Drosselung am Auslass vermindert wird. Dieser Effekt wird bei Überschallgeschwindigkeiten weiter verstärkt, da die Schockwelle vom Ringkragen 6 und die Schockwelle 13 von der Spitze 5 sich der Nasenhülle nähern, wenn die Geschwindigkeit ansteigt. Dadurch wird eine weitere Drosselung am Auslass erzielt, wodurch wiederum eine vollständige Abflachung der charakteristischen Kurve der Turbinendrehzahl erreicht wird. Die Strömungslinien rechts der Achse in Fig. 1 zeigen die Strömungsbildung bei einer hohen Überschallgeschwindigkeit des Flugkörpers.

Die erfindungsgemässe Vorrichtung gestattet die Erzielung einer beträchtlichen niedrigeren Drehzahl der Turbine bei den höchsten Geschwindigkeiten des Flugkörpers gegenüber nicht erfindungsgemäss ausgebildeten Vorrichtungen, wobei eine weitere Steigerung der Flugkörper-Geschwindigkeit nicht zu einer merklichen Erhöhung der Turbinendrehzahl führt. Auf diese Weise kann die Höchstdrehzahl der Turbine bei etwa 270 000 min^{-1} gehalten werden, während mit der Ausbildung des Auslasses und Einlasses gemäss US-PS-2 468 120 eine Drehzahl von ungefähr 450 000 min^{-1} erwartet werden muss.

Ausser der Ausbildung der Einlass- und Auslasskanäle ist die Geometrie der übrigen Teile der Nase wichtig. Die Spitze 5 erzeugt eine für die Zwecke der Erfindung günstige Stossstelle 13, während gleichzeitig die Temperatur und Dichte der Luft bei Überschallgeschwindigkeiten vermindert werden. Die Spitze 5, die in Fig. 1 als relativ weit über den Ringkragen vorstehend dargestellt ist, kann kürzer oder länger sein, wenn sich die Höchstgeschwindigkeit des Flugkörpers ändert. Der Ringkragen 6 fängt die Luft über einer relativ grossen Fläche ab und stellt eine ausreichende Luftzufuhr zum Turbinenlaufrad auch bei niedrigen Geschwindigkeiten sicher. Die Schaffung mehrerer getrennter Öffnungen und Kanäle 4 anstelle einer einzigen Öffnung ergibt eine grössere Drosselwirkung bei höheren Luftgeschwindigkeiten als eine einzige Öffnung mit der gleichen Querschnittsfläche. Gleichzeitig führt die Aufteilung des Einlasses, wie sie die Erfindung vorschlägt, eine bessere Kühlung der Luft. Die nach vorn gerichteten Auslassöffnungen 9 bewirken, dass die Luftströmung bei sehr kleinen sowie hohen Geschwindigkeiten nach und nach begrenzt wird. Schliesslich ist die Lage der nach vorn gerichteten Abströmöffnungen 9 gegenüber dem Ringkragen 6 und die Stossstelle bei Überschallgeschwindigkeiten günstig, da diese Eigenschaften zu einer weiteren Drosselung des Luftstromes beitragen.

Fig. 1.

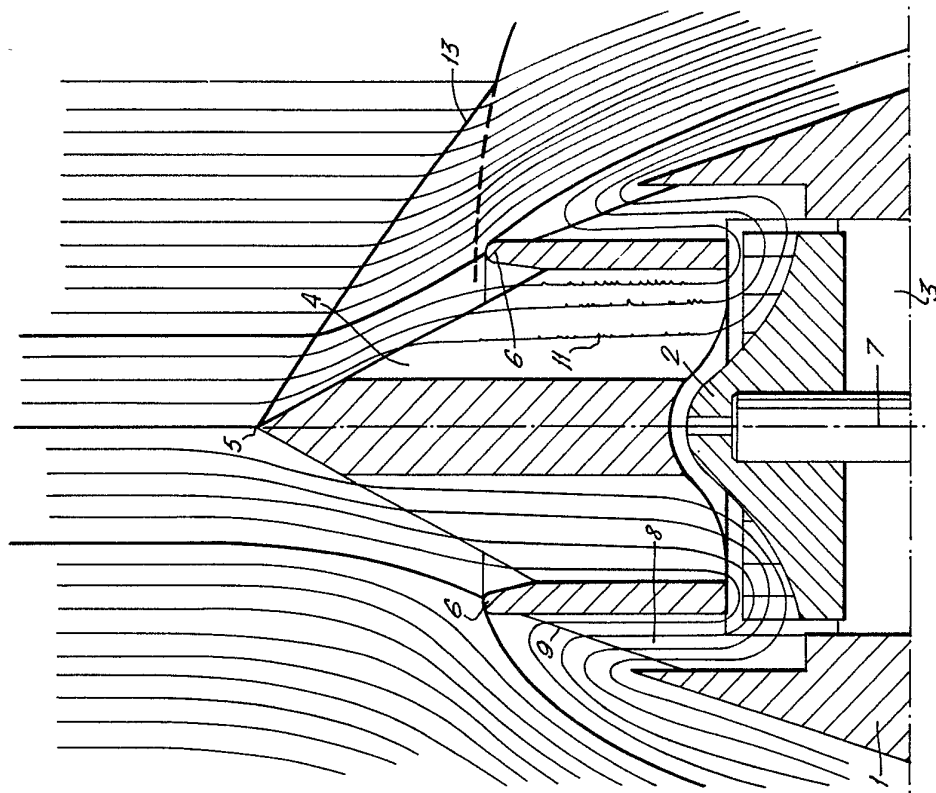


Fig. 2.

