

---

**DEFENSIVE DISCLOSURE – INTENDED AS PRIOR ART**  
**DESCRIPTION AS OF January 19, 2026**

---

**TITLE : SUBSONIC RAMJET**

**Inventor : MAUDET Virgil – virgilmaudet@gmail.com**

**Invention version as of september 7, 2022**

**ABSTRACT**

*The invention relates to a subsonic static engine having an inlet flow zone (E), an outlet flow zone (S), a compression zone comprising a first body (15, 19, 21), a second body (16, 18, 22) which separate the zone with an upstream flow chamber (6A, 6B, 6C), a downstream flow chamber (10A, 10B, 10C) of which arrangement characterizing a compression stage (3A, 3B, 3C), wherein the first body (15, 19, 21) and the second body (16, 18, 22) are peripherically linked with a throat shaped structure (6A, 6B, 6C), the first body presenting a centered orifice (13, 19, 23), the second body (16, 18, 22) presenting an off-axis orifice (14, 20, 8), the compression stage (3A, 3B, 3C) being arranged into a cylindrical carter (2) defining an annular peripheral flow dilution channel (4) defined between the inlet flow zone (E) and the downstream flow chamber (10A, 10B) of compression stages (3A, 3B), the compression stage defined as the specific volume of the upstream flow chamber (9A, 9B, 9C) is higher than the specific volume of the downstream flow chamber (10A, 10B, 10C).*

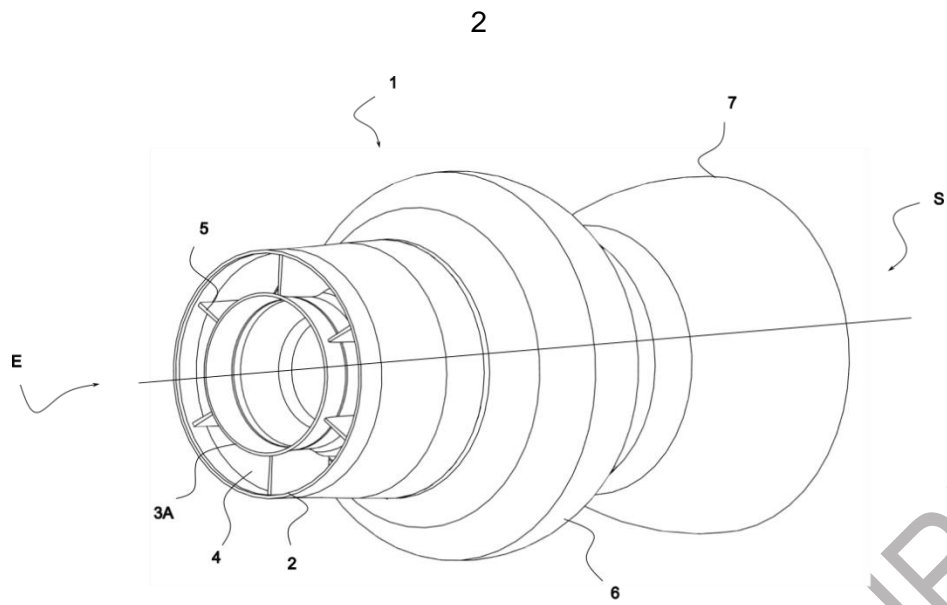


FIG. 1

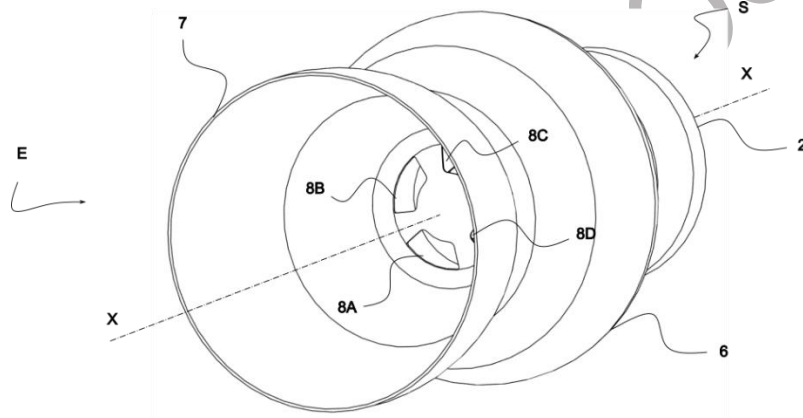
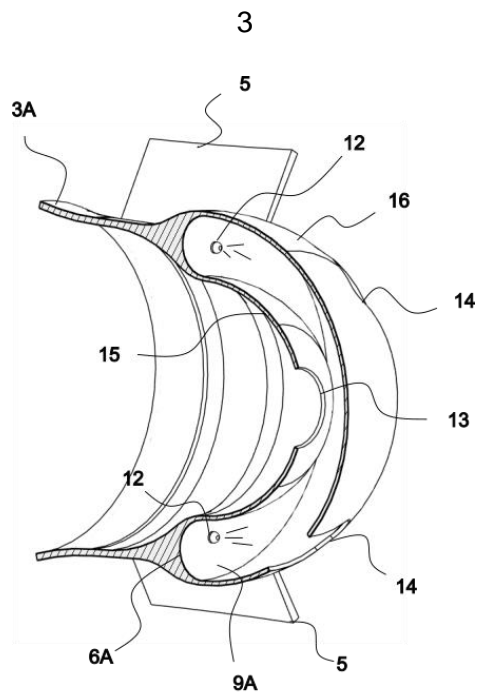
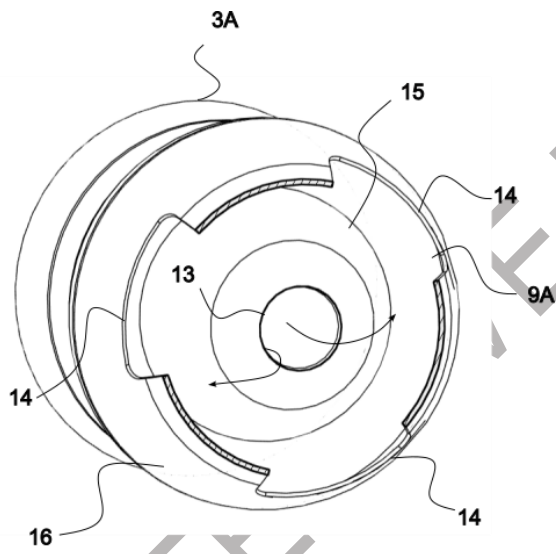


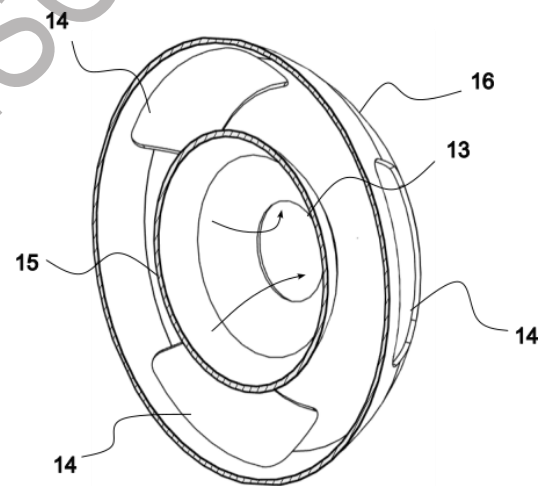
FIG. 2



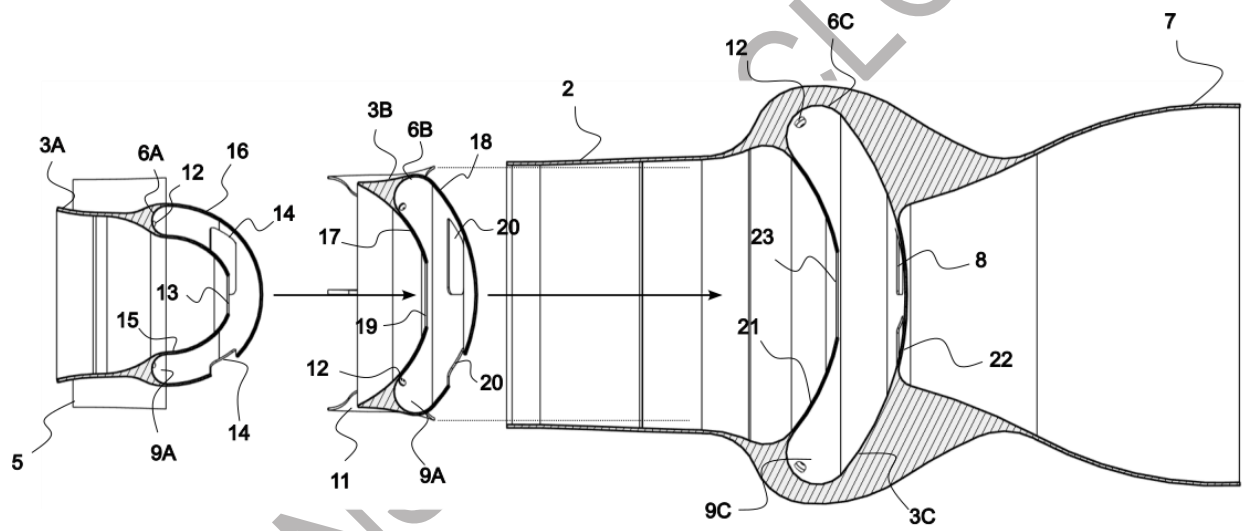
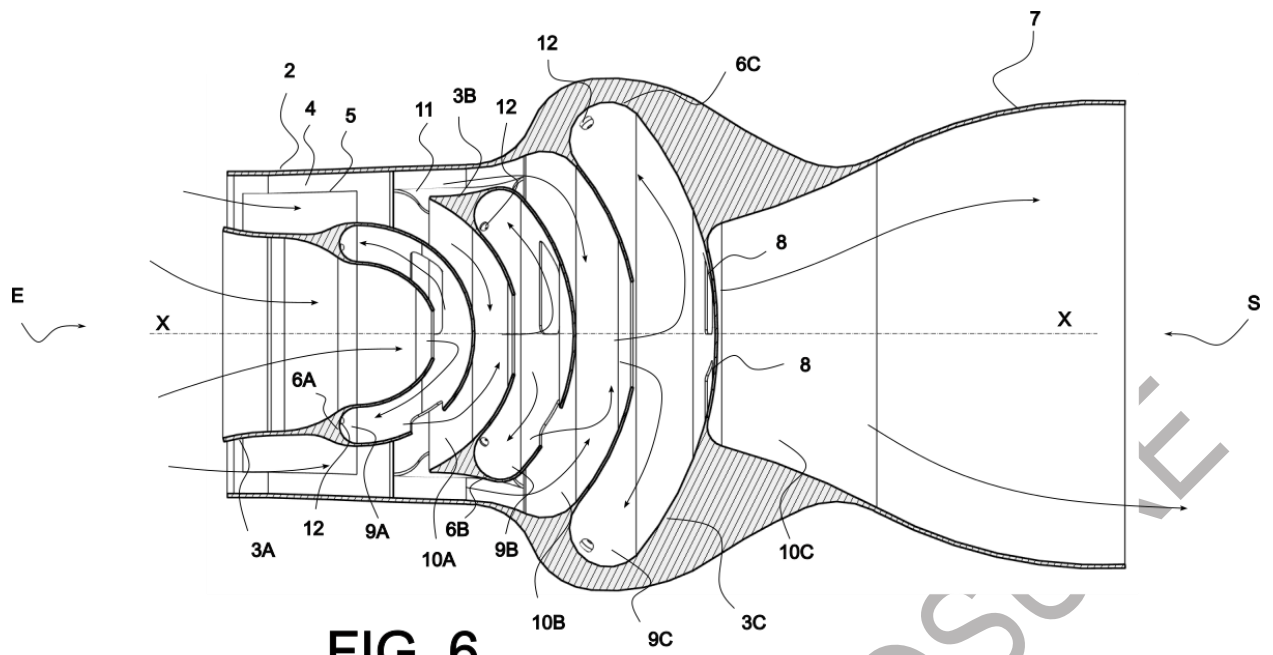
**FIG. 3**



**FIG. 4**



**FIG. 5**



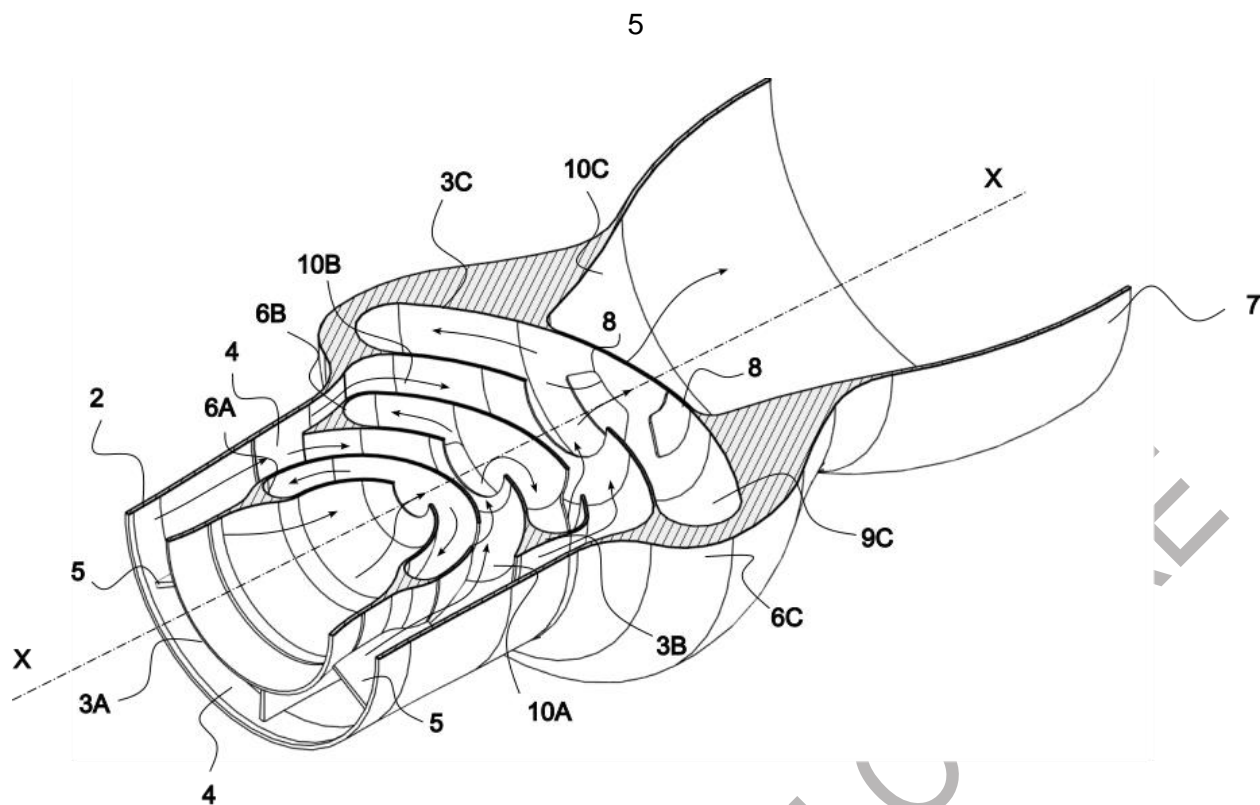


FIG. 8

## TECHNICAL FIELD

The invention relates to a static engine, similar to a ramjet engine.

According to the invention, the engine is more generally a continuous-flow jet engine having no moving components especially required to compress the working fluid.

Such engines are operated into the aerospace industry for propulsion of aircrafts, missiles or any flying object into the atmosphere.

## BACKGROUND

The invention aims to disclose an engine similar to ramjet engine but operating with subsonic flow regimes.

The invention is consequently positioned between ramjet and turbojet engines technologies.

The object of the invention is motivated through the numbered advantages a static engine technology should provide by the absence of moving components.

A turbojet engine having no moving components could have a lot of technical and commercial advantages ranging from mass reduction, engine's size dimension to the reduction of conception, manufacturing and systems equilibrium design issues.

Additionally, maintenance should be easier and cheaper to perform.

The absence of a compressor rotor means with the absence of expansion and power turbines which are into the prior art characterized with important mechanical and thermal stress of which technical solutions decreases the overall efficiency of the engine.

To reach this object of the invention, it is necessary to define a technical solution to transfer mechanical power to the compressor of the engine and especially to transfer mechanical power locally where compression process takes place into the engine.

According to the well-known engines architectures of the prior art, the compression process is usually done upstream the engine and the expansion process is realized downstream, implying in addition with the operational constraints to mechanical energy harvesting for the compressor to drive the energy upstream the engine.

In the prior art, a lot of technologies have proposed technical solutions to suppress the expansion turbine of turbojet-like engines and some are still in investigation through energy hybridation of modern engines.

For example, moto-reactors technologies propose to provide energy to the compressor from a dedicated power source, a fuel being still burnt downstream.

Beyond these intermediary technical solutions to suppress moving components into turbojet engines, other technical disclosures were made to perform a compression without the use of a rotating compressor.

The document US2663142 discloses a solution to directly take advantage of the compression process to generate a working flow through the engine, exploiting the pressure field associated to such process.

The document US2920448 provide a solution to exploit the kinetic energy of several working flow channels substituting to moving components operation.

As a more interesting disclosure regarding to the object of the invention, the document US6981366 provides a turbineless jet engine. The compression is done according to a specific geometrical flow channel arrangement, the exhaust fluid being recycled as power source for compression.

The document US9021784 discloses also a static jet engine. Into this engine, burnt gases are mixed with fresh admitted gases allowing to reach the compression object at the exhaust.

The document US2011/0146286 provide a quite similar solution.

All of these elements of the prior art provide technical solutions to design fully static jet-like engines exploiting the interaction of several flow channel and the interaction of hot and cold flow channels.

As of Sadi Carnot's fundamental definition of work engine cycle, the fundamental issue here is the possibility to provide mechanical energy to the engine to perform a compression process and to do it with cold gases.

Several technical issues remained to be solved in this scope.

## **SUMMARY OF THE INVENTION**

The stato-engine according to the invention provides a technical solution to supply mechanical energy at the inlet of the engine in subsonic flow regime, in order to compress fluid from the inlet without the use of moving components.

The stato-engine operates similarly as in the prior art to compress a continuous working flow. The specific volume of the fluid is progressively decreased as flow velocity is conserved.

An object of the invention is to provide a technical solution to reach this compression principle.

In a first embodiment of the invention, the stato-engine presents two flow chambers arranged in parallel according to the axis of the engine being traversed by the continuous flow of the engine.

As working flow is compressed into the first flow chamber, heat transfer is realised and an expansion process takes place into the second flow chamber, transferring mechanical energy this chamber.

In order to manage the technical issues associated to the transfer of hot gases from the first flow chamber to the second flow chamber which should consequently decreases the efficiency of a new compression process, the second chamber is linked to a dilution flow channel of similar design and principle as in the prior art of bypass turbofan engines.

According to this arrangement, when the working fluid is expanded into the second flow chamber, fresh air is admitted from the dilution flow channel implying the cooling of the flow channel in expansion.

In this first embodiment of the invention, the stato-engine presents an inlet flow zone, a outlet flow zone and a working flow zone arranged between said inlet flow zone and outlet flow zone.

The working flow zone contains a compression zone and an expansion zone arranged according to the engine's axis.

The fluid coming from the inlet flow zone of the engine flows to the outlet flow zone of the engine, passing through the compression and the expansion zone, characterizing the continuous flow design of the engine.

The compression zone contains a first disk-shaped body, a second disk-shaped body arranged in parallel and both orthogonal to the continuous flow of the engine.

This assembly characterizes a compression stage arranged into a cylindrical carter containing the compression zone. Said carter is contained into a second coaxial cylindrical carter, which arrangement characterizes an annular dilution flow channel established between the inlet flow zone and the expansion zone of the compression stage.

The compression stage presents an upstream flow chamber, a downstream flow chamber separated by the second disk-shaped body.



The first disk-shaped body separates the upstream flow chamber from the inlet flow zone of the stato-engine, the downstream flow chamber is limited downstream by the outlet flow zone of the stato-engine.

The first disk-shaped body presents a centered orifice through which the fluid passes from the inlet flow zone of the engine to the upstream flow chamber. The fluid can then flow to the downstream flow chamber through at least one off-axis orifice arranged on the second disk-shaped body.

The downstream flow chamber is peripherally connected to the dilution flow channel allowing the dilution fluid to flow to the said downstream flow chamber and finally to the outlet flow zone of the engine.

Additionally, the first disk-shaped body and the second disk-shaped body are peripherally joined characterizing a peripheral closing of the upstream flow chamber in which the fluid can then only flow axially.

The first disk-shaped body and the second disk-shaped body are axially arranged such as the specific volume of the upstream flow chamber is lower than the downstream flow chamber allowing the fluid to expand when flowing into said downstream flow chamber.

In a particular embodiment of the invention, the fluid at the admission from the inlet flow zone of the engine flows to the upstream flow chamber through the centered orifice arranged on the first disk-shaped body.

The flow collides with the upstream side of the second disk-shaped body, generating a local static pressure field which helps to radially direct the flow to the peripheral closing of the upstream flow channel in which flow velocity rapidly decreases.

The peripheral closing of the upstream flow chamber establishes a mechanical constraint into said chamber which generates a mechanical resultant at the inlet of said upstream chamber.

Consequently, the velocity of the inlet flow passing through the centered orifice of the first disk-shaped body which should increase because of the reduction of the available volume for the fluid, is conserved.

Downstream, the mechanical constraint established into the upstream flow chamber generates a flow into the downstream flow channel, passing through the off-axis orifice arranged on the second disk-shaped body.

To reach an effective increasing of static pressure into the upstream flow chamber it is necessary the velocity of the flow penetrating into the downstream chamber does not increase too much. In order to manage this, a mechanical constraint should be established downstream.

The fluid flowing into the downstream flow chamber generates a lower pressure field which peripherically admit fresh air from the dilution flow channel, implying a mixing with the flow channel in expansion. As a consequence, the mass flow increase into the downstream flow chamber.

Advantageously, the first disk-shaped and the second disk-shaped body of the compression stage can present a concave curve such as the convexity is oriented to the inlet flow zone of the engine.

The first disk-shaped body presents a stronger curvature as of the second disk-shaped body, allowing to axially transfer mechanical energy to the flow.

The peripheral joinging of the first disk-shaped body and the second disk-shaped body can presents a throat shape characterizing the confinement toroidal-shaped zone arranged at the bottom of the curvature of the first disk-shaped body and of the second disk-shaped body.

Into the upstream flow chamber, the stato-engine according to the invention can presents at least one fuel injector arranged into the convexity of the throat of said chamber, which can vaporize fuel into the chamber.

From the operation of a spark plug, the air-fuel mixture can burn impying a significative heat transfer into the upstream flow chamber.

Compressed and hot gases flows then into the downstream flow chamber through an expansion process consecutive to the increase of available volume for the fluid into said chamber.

This expansion process develops mechanical work into the downstream flow chamber which characterizes an aerodynamic thrust.

In a particular embodiment of the invention, the stato-engine can presents at least one additional compression stage arrange downstream the first compression stage.

The additional compression stage is arranged downstream such as the specific volume of the upstream flow chamber of said compression stage is higher than the specific volume of the downstream flow chamber of the first compression stage.

According to this arrangement, the fluid in expansion into the downstream flow chamber of the first stage is mixed with the admitted dilution flow. This mixing implies the cooling and the increase of mass of the flow with conserved kinetic energy.

This flow get into the upstream flow chamber of the additional compression stage in each the kinetic energy of the fluid is partially used to compress the flow into this chamber.

A second heat transfer is realized into the upstream flow chamber of the additional compression stage and the fluid flows into the downstream flow chamber of the stage throughout an expansion process.

In a particular embodiment of the invention, the quantity of thermal energy transfered to a compression stage can be lower than the quantity transfered into the following downstream compression stage, characterizing staged heating into the stato-engine.

Additionally, in regard of the difference of the specific volume of the downstream flow chamber of the first compression stage and of the second flow chamber, the quantity of matter transfered by the dilution flow channel into the downstream flow chamber of the additional compression stage is higher as the quantity of matter transfered into the first compression stage from the dilution flow channel.

As a consequence, the main working flow mass flow increases progressively from a compression stage to the following allowing a progressive increase of internal energy of the flow.

The first disk-shaped of the additional compression stage can presents a lower curvature as the curvature of the second disk-shaped of the first compression stage characterizing the reduction of the curvature of the upstream and downstream flow chambers of the additional compression stage.

According to this arrangement, the dilution flow channel can be linked to the downstream flow chamber of the additional compression stage and to the first compression stage such as the said dilution channel provide matter to the first compression stage and to the additional compression stage toward the outlet flow zone of the stato-engine.

Regarding to the difference of specific volume of the downstream flow chamber of the first compression stage and of the second flow chamber, the peripheral flow section of the dilution channel to said downstream flow chambers is higher into the additional compression stage allowing higher mass flow transfer.

### **BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS**

A more detailed and developed description of the invention is given into the following description of the invention with which are attached drawings, on which :

- Figure 1 is a schematic perspective view of the stato-engine from the inlet flow zone ;
- Figure 2 is a schematic perspective view of the stato-engine from the outlet flow zone ;
- Figure 3 is a perspective view of a cross section of the first compression stage of the stato-engine ;
- Figure 4 is a downstream perspective with a normal section of the second disk-shaped body of the compression stage of the stato-engine ;
- Figure 5 is an upstream perspective view of the first compression stage with a normal section of the first and the second disk-shaped bodies ;
- Figure 6 is a general cross-section view of the stato-engine, representating its architecture and components ;
- Figure 7 is a general cross-section view of the stato-engine representating compression stages separately and their assembly into the stato-engine ;
- Figure 8 is an upstream perspective view of a cross-section of the stato-engine

## DESCRIPTION OF THE INVENTION

Figure 1 is a perspective view of the stato-engine 1 according to the invention from the inlet flow zone E of stato-engine 1.

Figure 2 is a similar view as of figure 1 from the outlet flow zone S of stato-engine 1.

The stato-engine 1 presents a working zone with continuous flow established between the inlet flow zone E and the outlet flow zone S of stato-engine 1. The working zone contains a compression zone and an expansion zone arranged longitudinally according the X-X axis of the engine 1.

The compression zone contains a compression stage 3A represented by the figure 3, characterized by a first disk-shaped body 15, a second disk-shaped body 16 arranged in parallel and orthogonally to the continuous flow of the engine 1 according to axis X-X.

The compression stage 3A is contained in a cylindrical carter 2 through strut 5 which attach said compression stage 3A to the cylindrical carter 2. The arrangement of the compression stage 3A into the cylindrical carter 2 define an annular peripheral dilution flow channel 4, established between the inlet flow zone E of the engine 1 and the compression stage 3A.

The compression stage 3A presents an upstream flow chamber 9A, a downstream flow chamber 10A separated by the second disk-shaped body 16.

The disk-shaped body 16 presents at least one excentered orifice 14 arranged on its surface allowing the fluid into the upstream flow chamber 9A to flows to the downstream flow chamber 10A.

Upstream the engine, the first disk-shaped body 15 separate the inlet flow zone E of the engine 1 of the upstream flow chamber 9A, presenting a centered orifice 13 throughout which the fluid can flow to the upstream flow chamber 9A.

According to the arrangement of the first body 15 and the second body 16 into the cylindrical carter 2 containing the compression stage 3A, the dilution flow channel 4 is arranged between the inlet flow zone E and the downstream flow chamber 10A, in which the dilution fluid can peripherically flow.

Into the compression stage 3A, the first disk-shaped 15 and the second disk-shaped body 16 are peripherically joined closing the upstream flow chamber 9A, characterizing a confinement zone into said upstream flow chamber 9A.

The arrangement of the first body 15 and the second body 16 is such as the upstream flow chamber 9A presents a specific volume lower than the specific volume of the downstream flow chamber 10A.

The first body 15 and the second body 16 presents a concave shape oriented such as the convexity is toward the inlet flow zone E of the engine 1 and as the concavity of the first body 15 is stronger than the concavity of the second body 16.

The peripheral junction 6A of the first body 15 and of the second body 16 present a throat shape such as the confinement zone is toroidal shaped and agenced upstream at the bottom of the curvature of the first body 15 and of the second body 16 of the compression stage 3A.

In the concavity of the closing throat 6A of the upstream flow chamber 9A of the compression stage 3A, at least one fuel injector 12 is arranged and configured to vaporize fuel into the chamber 9A.

Figures 4 and 5 are a perspective representation of the compression stage 3A according to two orthogonal cross sections of the engine 1.

Figure 4 presents the compression stage 3A from downstream the downstream flow chamber 10A, presenting the off-axis orifice 14 arranged on the second disk-shaped body 15 and the centered orifice 13 of the first disk-shaped body 15.

Figure 5 is a similar representation but from upstream the upstream flow chamber 9A of the compression stage 3A.

According to these figures, the fluid admitted from the inlet flow zone E of the engine 1 flows into the upstream flow chamber 9A through the centered orifice 13 of the first body 15 and collide with the upstream face of the second disk-shaped body 16.

From the concave shape of the second body 16, collision of fluid at the inlet with said body 16, the flow velocity decreases generating a local increasing of static pressure of the fluid.

As a consequence, the flow is radially directed with a symmetrical distribution around the axis X-X of the engine 1 toward the confinement zone to the throat 6A into the upstream flow chamber 9A of the compression stage 3A.

An additionnal descreasing of the flow velocity take place into the throat 6A of the upstream flow chamber 6A of the compression stage 3A.

The mechanical stress resultant associated with this flow velocity decreasing into the confinement zone, establish a symmetrical mechanical stress resultant into the upstream flow chamber 9A of the compression stage 3A.

This mechanical stress is transferred to the inlet orifice 13 of the upstream flow chamber 9A and to the excentered orifice 14 arranged on the second body 15.

The inlet fluid from the inlet flow zone E of the engine 1 into the compression stage 3A flows into the upstream flow chamber 9A and its velocity is conserved because of the mechanical constraint established in the chamber 9A. The fluid then gets into the chamber 9A through the reduction of its specific volume and consequently the increasing of its static pressure.

When the static pressure has increased, the fuel injector 12 arranged into the throat 6A of the upstream flow chamber 9A vaporize fuel and through the operating of a spark plug (not represented in the figures), a combustion process of the air-fuel mixture burn generating a significative heat release into the upstream flow chamber 9A.

The compressed and burnt flow is then exhaust through the off-axis orifice 14 of the second body 16, flowing to the downstream flow chamber 10A of higher specific volume than of the upstream flow chamber 9A.

Into the downstream flow chamber 10A, the fluid expands, its velocity increases and its static pressure decreases.

It is necessary that the downstream flow chamber 10A presents a sufficient length according to the axis X-X of the engine 1 such as the fluid in expansion into the chamber 10A have enough time for expansion, acceleration and for its pressure to decrease below the pressure of the dilution flow channel 4.

When the static pressure into the downstream flow chamber 10A decreases sufficiently, the dilution flow channel 4 provide fresh fluid into the chamber 10A from relative influence pressure gradient.

This admission of fresh air imply the mixing of air flow into the downstream flow chamber 10A allowing to cool the temperature of gases into expansion and to increase the mass flow by still conserving the kinetic energy of the flow in expansion into said downstream flow chamber 10A of the compression stage 3A of engine 1.

Figure 6 is a representation of a general cross-view of the engine 1 presenting the first stage of compression 3A arranged into the cylindrical carter 2 and the dilution flow channel 4 arranged between said compression stage 3A and cylindrical carter 2.



The engine 1 according to the invention presents at least on additional compression stage 3B agenced downstream the first compression stage 3A.

Figure 6 shows the assembly of the first compression stage 3A and the additional compression stage 3B with a third compression stage 3C.

The assembly of the additional compression stage 3B downstream the first compression stage 3A is such as the specific volume of the upstream flow chamber 9B of the additional compression stage 3B is higher than the specific volume of the downstream flow chamber 10A of the compression stage 3A.

Also, the upstream flow chamber 9C of the compression stage 3C is of higher specific volume as in the downstream flow chamber 10B of the additional compression stage 9B.

According to this arrangement there is a continuous increasing according to axis X-X of engine 1 of the upstream flow chamber 9B regarding to downstream flow chamber 10A and of the upstream flow chamber 9C regarding the downstream flow chamber 10B of compression stages 3A, 3B, 3C.

The progressive increasing of working flow volumes is a solution to follow the progressive increasing of matter of the working flow from a compression stage to the following allowing an expansion in each downstream flow chamber 10A, 10B, 10C of compression stages 3A, 3B, 3C of engine 1.

Figure 7 is a general cross-section view of engine 1 presenting the first compression stage 3A, the additional compression stage 3B and the third compression stage 3C separately according to their integration principle into the cylindrical carter 2.

The curvature of the first body 17 of the additional compression stage 3B presents a shape lower than the curvature of the second body 16 of the first compression stage 3A, lowering the axial strength of mechanical resultant of the second compression stage 3B regarding the first compression stage 3A and of the third compression stage 3C regarding compression stage 3B.

The lower axial mechanical resultant strength into the additional compression stage 3B regarding into the first compression stage 3A and into the third compression stage 3C allow to amplify an axial flow collision point at the axis X-X of the engine 1, enhancing the acceleration and rapid expansion of gases at the exhaust.



The assembly of the first compression stage 3A and of the second compression stage 3B is as the dilution flow channel 4 is arranged peripherically between the inlet flow zone E of the engine 1 to the downstream flow chamber 10B of the additional compression stage 9B, in which the fluid can flows the downstream flow chamber 10C of the third compression stage 9C from the peripheral admission to said downstream flow chamber 10C.

Additionally, the dilution flow channel 4 is periphecally linked to the downstream flow chamber 10A of the compression stage 3A.

According to this arrangement, the dilution flow channel 4 feed matter both to the downstream flow chamber 10A and to the downstream flow chamber 10B of compression stages 3A and 3B.

The fluid of dilution admitted into the downstream flow chamber 10B of the compression stage 3B flow to the upstream flow chamber 9C of the compression stage 3C and the downstream flow chamber 10C of the compression stage 3C in which it expands.

The downstream flow chamber 10C of compression stage 3C is agenced into an expansion nozzle which contains said downstream flow chamber 10C and the outlet flow zone S of engine 1.

Figure 8 gives a perspective cross-view of the engine 1 from the inlet flow zone E of the engine 1.

The engine 1 operates similarly of the turbojet engines of continuous flow of the priori art.

The fluid is admitted from the inlet flow zone E of the engin 1 and is exhausted into an outlet flow zone S through an expansion process of hot gases developing useful aerodynamic thrust.

The continuous working flow throughout the engine 1 from the inlet flow zone E to the outlet flow zone S is compressed at conserved velocity as the specific volume of the fluid decreases.

The heating of the fluid following its compression is realized into a free-surface volume, thus at constant pressure.

According to the invention, the fluid at the admission in the inlet flow zone E of the engine 1 flows into the first compression stage 3A and flows also peripherally into the dilution flow channel 4.

The fluids get into the upstream flow chamber 9A of the first compression stage 3A and collide with the upstream face of the second disk-shaped body 16 of the compression stage 3A.

As the fluid is directed peripherally, it flows to the confinement zone into the throat 6A of the upstream flow zone 9A, where flow velocity decreases.

The mechanical stress thus established into the upstream flow chamber 9A avoids the fluid at the admission to accelerate and its static pressure then increases by its flowing into the volume of the upstream flow channel 9A of compression stage 3A.

From the operation of fuel injectors 12 actuated on the throat 6A of the compression stage 3A and by the operation of an ignition system (not represented on figures), the fluid after is heated and expanded into the downstream flow chamber 10A of the compression stage 3A, exhausting through the off-axis orifices 14 of the second body 16 of the stage.

The expansion of the hot gases into the downstream flow chamber 10A peripherally admits dilution fresh air from the dilution flow channel 4, from pressure relative gradient influence.

The flow in expansion is mixed with the dilution fluid implying the addition of matter and its cooling, necessary to realize a new compression process into the following compression stage 3B.

Into the downstream flow chamber 10A of the compression stage 3A, the cooled flow having conserved its kinetic energy flows into the upstream flow chamber 9B of the compression stage 3B.

The same inlet, heating, expansion and mixing process is then realized into the upstream flow chamber 9B of the second compression stage 3B which presents as well at least one fuel injector arranged into the throat 6B of the compression stage 3B.

According to this embodiment of the invention, this process will again be executed into the third compression stage 3C.

The expanding fluid in the downstream flow chamber 10B of the compression stage 3B will generate admission by influence of pressure gradient to the dilution flow channel 4 of dilution flow into the downstream flow chamber 10B.

Regarding to the specific volume of the downstream flow chamber 10B in comparison with the specific volume of the downstream flow chamber 10A of the first compression stage 3A, the quantity of matter of dilution admitted from the dilution flow channel 4 into the downstream flow chamber 10B is higher as the quantity of matter transmitted into the downstream flow chamber 10B of the compression stage 9B.

The mixed, cooled and of high mass fluid flows then into the upstream flow chamber 9C of the compression stage 3C through the centered orifice 23 of the first disk-shaped body 21 of the compression stage 3C.

Similarly into the previous compression stages 3A, 3B the flow is peripherically directed after colliding on the upstream side of the second disk-shaped body 22 and flow to the confinement zone into the throat 6C of the upstream flow chamber 9C of the compression stage 3C.

As fuel injectors 12 arranged into the throat 6C injected vaporize fuel into the upstream flow chamber 9C, the fluid expands into the downstream flow chamber 10C, developing an useful aerodynamic thrust.

The exhaust of the fluid downstream the engine 1, establish longitudinally on axis X-X of engine 1 a pressure gradient which allows to admit fresh air upstream the engine 1 into the inlet flow zone E of engine 1.

Advantageously, according to this embodiment of the invention, the engine 1 can be operated with a staged heating process of the working fluid flowing through the compression stages 3A, 3B and 3C.

This staged heating is added to the increase of matter into the second compression stage 3B and into the third compression stage 3C, allowing to efficiently cool the fluid from the compression stage 3A to the compression stage 3B and from the compression stage 3B to the compression stage 3C.

The engine can consequently operate without the use of moving components, especially a compressor rotor or a fan which could transfer to the fluid kinetic energy ; the working flow being progressively heated and of higher internal energy.

The starting of the engine 1 can be done similarly as in the priori art concerning pneumatic starting of turbojet engines, thus through the injection of an energetic air flow into a compression stage of the engine.

The engine 1 according to the invention operating with subsonic flow regimes, it is possible to start the engine by the use of an auxiliary power unit, which supply the engine with air flow.

For example, the starting air flow from the power unit can be directly injected into the dilution flow channel 4 to supply the second compression stage 3B until a pressure field is reached into the upstream flow chamber 9B of the said compression stage 3B, allowing an expansion process to develop sufficiently mechanical energy to provide to the compression stage 3C.

Operating of the engine 1 according to the invention should also present well-known means into the prior art to manage the thermal stress of the first disk-shaped bodies 15, 17, 21 and the second disk-shaped bodies 16, 18, 22 of the first compression stage 3A, of the second compression stage 3B and of the third compression stage 3C.

It is possible to design said bodies according to the combustion chamber design operated into turbojet engines of the prior art.

It is also possible to design internal flow channel into the bodies 15, 17, 21 and 16, 18, 22 ; which could follow the curvature of said bodies, allowing an integrated convective air-cooling as it is realized in the prior art to cool power turbines' blades.

If the thermal stress is so high, it is possible regarding to characteristics of the bodies 15, 17, 21 and 16, 18, 22 to design integrated flow channels for a liquid cooling fluid, as it is done to cool in the prior art the expansion nozzles of rocket-engines.

DEFENSIVE DISCLOSURE

---

**DIVULGATION DEFENSIVE – ART ANTERIEUR**  
**DESCRIPTION DU 19 Janvier 2026**

---

**DESCRIPTION**

**TITRE : Stato-réacteur subsonique**

**Inventeur : MAUDET Virgil – virgilmaudet@gmail.com**

**Version d'invention du 7 septembre 2022**

**ABSTRACT**

*L'invention vise en un stato-moteur subsonique présentant une zone d'entrée de fluide (E), une zone de sortie de fluide (S), une zone de compression comprenant un premier plan (15, 19, 21), un second plan (16, 18, 22) séparant la zone en une chambre amont (6A, 6B, 6C), une chambre avale (10A, 10B, 10C) dont l'agencement caractérise un étage de compression (3A, 3B, 3C) caractérisé en ce que le premier plan (15, 19, 21) et le second plan (16, 18, 22) sont liés périphériquement par une structure en col (6A, 6B, 6C), the premier plan présentant un orifice centré (13, 19, 23), le second plan présentant au moins un orifice décentré (14, 20, 8), l'étage de compression (3A, 3B, 3C) étant arrangé dans un carter cylindrique (2) définissant un canal annulaire périphérique de dilution (4) entre la zone d'entrée de fluide (E) et la chambre avale (10A, 10B) des étages de compression (3A, 3B), l'étage de compression étant tel que le volume spécifique de la chambre amont (9A, 9B, 9C) soit plus petit que le volume spécifique de la chambre avale (10A, 10B, 10C).*

**Domaine Technique**

L'invention vise en un moteur statique, du type stato-moteur à flux continu, c'est à dire se rapportant aux stato-réacteurs traversé par une veine fluide de travail continue.

A ce titre, l'invention se rapporte aux moteurs à flux continu dépourvus de composants en mouvement pour opérer en particulier vis-à-vis du développement de puissance utile et du processus de compression.

De tels moteurs sont mis en oeuvre dans l'industrie aérospatiale pour la propulsion d'aéronefs, de missile ou de tout objet volant dans l'atmosphère.

### **Technique antérieure**

La présente invention vise à fournir un moteur de type stato-réacteur opérant avec des régimes d'écoulement subsoniques.

A ce titre, l'invention se place entre les technologies connues de stato-réacteur et de turbomachines.

L'invention est motivée par les avantages nombreux qu'une turbomachine statique, c'est-à-dire dépourvue de composants en mouvement, pourrait apporter.

En effet, une turbomachine dépourvue de composants en mouvement caractérise une nombre considérable d'avantages techniques et commerciaux tel que la réduction de masse, la réduction de la taille du moteur, la réduction des problématiques de conception, d'usinage, d'équilibrage.

La maintenance de la machine serait également plus aisée.

En outre, la disparition d'un rotor de compresseur suggère la disparition d'une turbine de détente et de puissance, qui sont le siège, dans l'état de l'art de contraintes mécaniques et thermiques très importantes dont les solutions ont tendance à dégrader les performances de la turbomachine.

Pour atteindre cet objectif, il est nécessaire de trouver une solution technique pour transférer de l'énergie mécanique à l'organe de compression du moteur et en particulier au lieu où la compression prend place dans le moteur.

Au titre des architectures courantes de l'art antérieur, la compression a généralement lieu en amont du moteur et la détente a lieu en aval, ce qui nécessite en plus des contraintes opérationnelles de la récupération d'énergie mécanique pour la compression de la mener en amont du moteur.

Dans l'art antérieur, beaucoup de technologies de suppression des turbines de détente ont été envisagées et sont actuellement envisagées, l'hybridation énergétique des turbomachines ayant tendance à motiver la suppression, à termes, desdites turbines.

En particulier, l'on trouve dans la littérature les technologies de moto-réacteur qui consiste à alimenter le compresseur rotatif avec un moteur dédié et d'alimenter en aval le compresseur en kerosène.

Au-delà de ces architectures intermédiaires dans la disparition totale de composants en mouvement dans les turbomachines, des travaux ont été proposés pour assurer une compression.

Le document US2663142 propose par exemple d'exploiter directement le processus de combustion pour générer un écoulement au sein d'un moteur, exploitant le champ de pression généré par ledit processus.

Le document US2920448 propose une solution d'exploitation de l'énergie cinétiques de plusieurs veines fluides de travail pour substituer des composants en mouvement.

En outre, le document US6981366 apporte une solution de moteur sans turbine, la compression étant réalisée selon un arrangement géométrique de canaux d'écoulement, le fluide à l'échappement étant réutilisé en tant que source d'énergie pour une nouvelle compression.

Le document US9021784 divulgue également un moteur de type statique. Dans ce moteur, les gaz brûlés sont mélangés avec un gaz frais à l'admission permettant d'atteindre l'objectif de compression des gaz à l'échappement.

Le document US2011/0146286 propose par ailleurs une solution technique générale analogue.

L'ensemble de ces éléments de l'état de l'art apporte des solutions techniques qui vise à concevoir des moteurs à flux continu dépourvus de composants en mouvement en exploitant l'énergie de l'écoulement, l'interaction de veines fluide de travail et l'interaction entre une veine chaude et une veine froide de travail.

Dans le cadre de la définition fondamental du cycle moteur de Sadi Carnot, la problématique réside dans la définition d'une solution technique pour fournir de l'énergie mécanique pour la compression au sein de moteur et de s'assurer que le fluide à l'admission au compresseur est froid.

Dans ce cadre, il reste encore des problématiques techniques à résoudre pour atteindre cet objectif.



## Résumé de l'invention

Le stato-réacteur selon l'invention vise à apporter une solution technique pour fournir de l'énergie mécanique à l'admission du moteur, en régime subsonique, pour réaliser le processus de compression du flux à l'admission sans avoir recours à un composant en mouvement et en particulier à un rotor de compresseur.

A ce titre, le stato-réacteur selon l'invention vise à apporter une solution technique complémentaire à l'art antérieur pour atteindre cet objectif.

Le stato-réacteur opère selon la technique de compression d'une veine fluide à flux continu de l'art antérieur. Le volume spécifique du fluide est progressivement diminué tout en conservant la vitesse du fluide, c'est à dire son énergie cinétique.

Pour ce faire, il est nécessaire que le fluide ait de l'énergie mécanique, pour effectivement réaliser un processus de compression et compenser les pertes mécaniques.

L'invention vise à apporter une solution technique pour atteindre cet objectif.

Selon l'invention, le stato-réacteur présente deux chambres agencées en parallèle longitudinalement traversées consécutivement par le flux continu traversant le moteur.

A l'issue d'un processus de compression réalisé dans la première chambre, suivi d'un transfert de chaleur au sein de ladite chambre, un processus de détente prend place dans la seconde chambre, transférant à cette dernière un travail mécanique utile.

Pour pallier aux problématiques techniques inhérentes au transfert de fluide chaud de la première chambre à la seconde chambre qui aurait pour conséquence de dégrader fortement voire d'empêcher un nouveau processus de compression visé, ladite seconde chambre est liée à un canal de veine de dilution de même principe que dans l'art antérieur de turboréacteurs à double flux.

Au titre de cette architecture, lorsque le fluide est détendu dans la seconde chambre, un appel d'air frais est réalisé depuis la veine de dilution et a pour conséquence de refroidir le flux en phase de détente.

Dans un premier mode de réalisation de l'invention, le stato-réacteur présente une zone d'entrée de fluide, une zone de sortie de fluide et une zone de travail agencée entre ladite zone d'entrée de fluide du moteur et ladite zone de sortie de fluide du moteur.

La zone de travail comprend une zone de compression et une zone de détente agencées longitudinalement.

Le fluide provenant de la zone d'entrée de fluide du moteur rejoint la zone de sortie de fluide du moteur, en traversant la zone de compression puis la zone de détente, caractérisant la veine de flux continu du moteur.

La zone de compression contient un premier plan à géométrie de disque, un second plan à géométrie de disque agencés en parallèle et de manière orthogonale à l'écoulement de flux continu du moteur.

Cet assemblage caractérise un étage de compression qui est contenu dans un premier carter cylindrique contenant ladite zone de compression, ledit carter est contenu dans un second carter cylindrique coaxial dont l'agencement forme une veine annulaire de dilution établie entre la zone d'entrée de fluide du moteur et la zone de détente.

L'étage de compression présente une chambre amont, une chambre aval séparées par le second plan en forme de disque.

Le premier plan en forme de disque sépare la chambre amont de la zone d'entrée de fluide du moteur, en outre la chambre aval est délimitée par la zone de sortie de fluide du moteur.

Le premier plan présente un orifice centré permettant au fluide provenant de la zone d'entrée de fluide du moteur de pénétrer dans la chambre amont. Ce fluide peut rejoindre ensuite la chambre aval par au moins un orifice excentré agencé sur le second plan en forme de disque.

La chambre aval est liée périphériquement à la veine de dilution permettant à la veine de dilution de rejoindre ladite chambre aval pour rejoindre la zone de sortie de fluide du moteur.

En outre, le premier plan et le second plan en forme de disque sont liés périphériquement caractérisant une fermeture périphérique de la chambre amont en laquelle le fluide ne peut donc évoluer que longitudinalement.

Le premier plan et le second plan en forme de disque sont agencés de manière à ce que le volume de la chambre amont soit plus faible que le volume de la chambre aval, permettant au fluide pénétrant dans ladite chambre aval de se détendre.

Dans un mode particulier de l'invention, le fluide à l'admission depuis la zone d'entrée de fluide du moteur pénètre dans la chambre amont en traversant l'orifice centré du premier plan en forme de disque.

L'écoulement entre en collision avec la face amont du second plan en forme de disque, générant un champ de pression statique local, qui redirige l'écoulement périphériquement vers la zone de fermeture de la chambre amont, en laquelle la vitesse du fluide décroît rapidement.

La fermeture périphérique de chambre amont établit une contrainte mécanique au sein de la chambre amont qui communique une résultante mécanique au fluide à l'admission depuis la zone d'entrée de fluide du moteur.

En conséquence, la vitesse de l'écoulement traversant l'orifice central du plan de disque amont qui aurait tendance à croître en raison de la réduction du volume disponible pour le fluide, est conservée.

En aval, la contrainte mécanique établie dans la chambre amont génère un écoulement vers la chambre avale, au travers de l'orifice excentré agencé sur le second plan en forme de disque.

Pour assurer l'augmentation effective de la pression statique du fluide dans la chambre amont, il est nécessaire que la vitesse du fluide pénétrant dans la chambre avale ne croît pas également. Pour ce faire, il est nécessaire qu'en aval une contrainte mécanique soit établie.

Le fluide à l'admission dans la chambre avale rejoint le centre de ladite chambre, provoquant un effet d'appel d'air depuis la veine de dilution, impliquant le mélange du fluide la chambre avale. Il résulte également de cette admission une augmentation de la quantité de matière de la veine fluide.

Avantageusement, le premier plan en forme de disque et le second plan en forme de disque de l'étage de compression peuvent présenter une courbure de manière à ce que lesdits plans ait une forme concave telle que la convexité soit orientée vers la zone d'entrée de fluide du moteur.

Le premier plan en forme de disque présentent une concavité plus forte que la concavité du second plan, permettant de transférer d'avantage d'énergie au fluide selon l'axe longitudinal du moteur.

En outre, la jonction périphérique du premier plan et du second plan peut présenter une forme en col, caractérisant la zone d'arrêt de géométrie torique, agencée au pied de la courbure du premier plan en disque et du second plan en forme de disque.

Au sein de la chambre amont, le moteur selon l'invention peut présenter au moins un injecteur de carburant agencé au niveau de la convexité de la liaison en forme de col, de manière à injecter du carburant tangentielllement à la courbure locale desdits plans en forme de disque.

Par l'action d'un système d'allumage, le mélange carburé peut s'enflammer provoquant un transfert important de chaleur dans la chambre amont.

Le fluide chaud et sous pression pénètre alors dans la chambre avale dans le cadre d'un processus de détente consécutif à l'augmentation du volume disponible de la chambre avale.

Ce processus de détente développe du travail mécanique au sein de ladite chambre avale qui permet de développer une poussée aérodynamique.

Dans un mode particulier de l'invention, le stato-réacteur peut présenter au moins un étage de compression supplémentaire agencé en aval du premier étage de compression.

L'étage de compression supplémentaire est agencé de manière à ce que le volume de la chambre amont dudit étage supplémentaire soit de volume plus grand que le volume de la chambre avale du premier étage de compression.

Au titre de cet arrangement, le fluide en détente au sein de la chambre avale du premier étage est mélangé avec le fluide aspiré de la veine de dilution. L'admission provoque un refroidissement du fluide tout en conservant son énergie cinétique et en augmentant son débit massique.

Cet écoulement pénètre ensuite dans la chambre amont de l'étage de compression supplémentaire au sein de laquelle l'énergie cinétique du fluide est partiellement exploité pour provoquer l'admission et la compression dudit fluide.

Un nouveau transfert de chaleur est communiqué au fluide dans l'étage de compression supplémentaire et le fluide se détend dans la chambre avale dudit étage de supplémentaire.

Dans un mode particulier de l'invention, la quantité d'énergie thermique communiquée dans un étage de compression peut être plus faible par rapport à l'étage de compression supplémentaire au sein duquel la quantité d'énergie transférée est plus importante, caractérisant un étagement du transfert de chaleur au stato-réacteur.

De même, en raison de la différence des volumes des chambres avales du premier étage de compression et du second étage de compression, la quantité de matière transférée par la veine de dilution au sein de la chambre avale de l'étage de compression

supplémentaire est plus importante que celle transférée au premier étage de compression.

Selon cet effet recherché, la veine fluide du moteur acquiert de plus en plus de matière selon les étages de compression qu'elle traverse, permettant ainsi d'augmenter progressivement son énergie interne.

Le premier plan en forme de disque de l'étage supplémentaire peut en outre présenter une courbure plus faible que la courbure du second plan du premier étage caractérisant la réduction de la courbure des chambres amont et aval dudit étage supplémentaire.

Selon cet arrangement, la veine de dilution peut être liée à la chambre avale de l'étage de compression supplémentaire et du premier étage de compression de sorte que la veine de dilution alimente le premier étage puis la chambre avale du second étage vers la zone de sortie de fluide du moteur.

Au regard de la différence du volume spécifique des chambres avales du premier étage et de l'étage de compression supplémentaire, la section de passage périphérique de la veine de dilution vers lesdites chambres avales est plus grande au niveau de l'étage supplémentaire permettant un transfert plus important de matière.

### **Brève description des figures**

Les caractéristiques, subtilités et détails de l'invention seront développés dans le cadre de la description d'un mode particulier d'application de l'invention auquel sont rattachés les dessins qui illustrent l'invention de manière non limitative, tels que :

- La figure 1 est une vue en perspective du stato-réacteur selon l'invention depuis la zone d'entrée de fluide du moteur,
- La figure 2 est une vue en perspective de stato-réacteur selon l'invention depuis la zone de sortie de fluide du moteur,
- La figure 3 est une vue en perspective d'une coupe du premier étage de compression du moteur,
- La figure 4 est une vue en perspective de l'aval du premier étage de compression selon une section du second plan en disque dudit étage, illustrant le détail de la chambre amont de l'étage de compression,

- La figure 5 est une vue en perspective de l'amont du premier étage de compression selon une section du premier plan et du second plan en forme de disque dudit étage, illustrant le détail de la chambre amont de l'étage de compression,
- La figure 6 est une vue en coupe générale du stato-réacteur, représentant en particulier l'architecture et l'agencement des composants du stato-réacteur,
- La figure 7 est une vue en coupe générale du moteur illustrant séparément dans leur assemblage le premier étage et le second étage de compression.
- La figure 8 est une vue en perspective de la coupe générale du stato-réacteur depuis la zone de sortie de fluide du moteur,

## **Description détaillée de l'invention**

La figure 1 est une représentation du stato-réacteur 1 selon l'invention en perspective depuis une zone d'entrée de fluide E du moteur 1.

La figure 2 est une représentation similaire depuis une sortie de fluide S du moteur 1.

Le moteur 1 présente une zone de travail à flux continu établi entre lesdites zones d'entrée de fluide E et de sortie S du moteur 1. La zone de travail contient une zone de compression et une zone de détente agencées longitudinalement selon l'axe longitudinal X-X du moteur 1.

La zone de compression contient un étage de compression 3A représenté par la figure 3, caractérisé par un premier plan en forme de disque 15, un second plan en forme de disque 16 agencés en parallèle selon l'axe longitudinal X-X du moteur 1 et normaux à écoulement de flux continu établi entre la zone d'entrée E de fluide et la zone de sortie S de fluide du moteur 1.

L'étage de compression 3A est contenu dans un carter cylindrique 2 par l'intermédiaire d'entretoises 5 qui lient ledit étage de compression 3A au carter cylindrique 2. L'agencement de l'étage de compression 3A dans le carter cylindrique 2 forme un canal annulaire périphérique de veine de dilution 4, établit entre la zone d'entrée de fluide du moteur E et l'étage de compression 3A.

L'étage de compression 3A présente une chambre amont 9A, une chambre avale 10A séparées par le plan en forme de disque 16.

Le plan en forme de disque 16 présente en outre au moins un orifice excentré 14 sur sa surface permettant au fluide présent dans la chambre amont 9A de passer dans la chambre avale 10A.

A l'amont un plan de disque 15 sépare la zone d'entrée de fluide E du moteur 1 de la chambre amont 9A, présentant un orifice centré 13 au travers duquel le fluide peut pénétrer dans ladite chambre amont 9A.

Au regard de l'agencement du premier plan 15 et du second plan 16, leur agencement dans le carter cylindrique 2 contenant l'étage de compression 3A est tel que la veine de dilution 4 est agencée entre la zone d'entrée de fluide du moteur E et de la chambre avale 10A, au sein de laquelle le fluide de dilution peut pénétrer périphériquement.

Au sein de l'étage de compression 3A, le plan en forme de disque 15 et le plan en forme de disque 16 sont liés fermant périphériquement la chambre amont 9A, formant une zone d'arrêt de fluide dans la chambre amont 9A.

L'agencement du premier plan 15 et du second plan en forme de disque 16 est tel que la chambre amont 9A présente un volume spécifique plus faible que le volume spécifique de la chambre avale 10A.

Le premier plan 15 et le second plan 16 présentent une forme concave orientée de manière à ce que leur convexité soit en vis-à-vis avec la zone d'entrée de fluide E du moteur 1.

Au titre de leur agencement, le premier plan 15 présente une concavité de courbure plus forte que la concavité du second plan 16.

La jonction 6A périphérique du premier plan 15 et du second plan 16 présente une forme en col tel que la zone d'arrêt soit de géométrie torique agencée en amont au pied de la courbure desdits plans amont 15 et du plan aval 16 de l'étage de compression 3A.

Dans le creux de la concavité 6A du col de la chambre amont 9A du moteur 1, au moins un injecteur 12 est configuré pour injecter du carburant dans la chambre amont 9A de l'étage de compression 3A.

Les figures 4 et 5 donnent une présentation en perspective de l'étage de compression 3A selon deux plan de coupe normaux à l'écoulement de flux continu du moteur 1.

La figure 4 présente le premier étage de compression 3A depuis l'aval de la chambre avale 10A présentant l'orifice excentré 10A du second plan en disque 16, ainsi que l'orifice central du premier plan 15.

La figure 5 est une représentation analogue mais par symétrie, depuis l'amont de la chambre amont 9A de l'étage de compression 3A.

Au titre de ces figures le fluide admis depuis la zone d'entrée de fluide du moteur E, pénètre dans la chambre amont 9A par le biais de l'orifice central 13 du premier plan 15 et entre en collision avec la face amont du second plan 16.

En raison de la forme convexe du second plan 16, la collision du fluide à l'admission avec ledit plan 16, la vitesse de l'écoulement s'annule localement générant une légère élévation locale de la pression statique du fluide.

Il résulte la déviation de l'écoulement radialement à symétrie cylindrique autour de l'axe longitudinal X-X du moteur 1.

L'écoulement dévié rejoint la zone de confinement radiale de la chambre amont 9A de l'étage de compression 3A.

Il résulte pour l'écoulement une nouvelle décroissance de la vitesse de l'écoulement, en raison de l'arrêt de la vitesse au sein de convexité du col 6A de la zone d'arrêt de la chambre amont 9A de l'étage de compression 3A.

La résultante mécanique associée à l'annulation de la vitesse d'écoulement dans la zone d'arrêt, une contrainte mécanique radiale à symétrie cylindrique est établie dans la chambre amont 9A de l'étage de compression 3.

La résultante mécanique est reportée jusqu'au plan de surface de l'orifice d'admission 13 de l'étage de compression 3A, et du plan de surface de l'orifice excentré 14 du second plan 16 de l'étage de compression 3A.

Le fluide à l'admission dans l'étage de compression 3A depuis la zone d'entrée de fluide E du moteur 1 pénètre dans la chambre amont 9A et sa vitesse se conserve en raison de la contrainte mécanique établie dans ladite chambre amont 9A. Le fluide pénètre alors dans la chambre provoquant une réduction de son volume spécifique et ainsi une élévation de sa pression statique.

Lorsque la pression a suffisamment crû, l'injecteur 12 agencé dans la concavité de la zone d'arrêt 6A pulvérise du carburant dans la chambre amont 9A et l'opération d'une bougie (non représentée) provoque par un phénomène de combustion



du mélange carburé air-carburant une élévation importante de la température du fluide dans la chambre amont 9A.

En complément de la résultante mécanique appliquée par la zone d'arrêt 6A de l'étage de compression 3A, le fluide sous pression et brûlé s'évacue par l'orifice excentré 14 du second plan 16, rejoignant la chambre avale 10A de volume spécifique plus grand que le volume spécifique de la chambre amont 9A.

Au sein de la chambre de détente avale 10A, le fluide se détend rapidement, sa vitesse croît et en conséquence, sa pression statique décroît.

Il est nécessaire en particulier que la chambre avale 10A soit d'une longueur suffisamment importante selon l'axe longitudinal X-X du moteur 1 de manière à ce que le fluide en détente dans la chambre avale 10A ait le temps de se détendre, d'accélérer et que sa pression décroît en deçà de la pression atmosphérique établie dans la veine de dilution 4.

Lorsque la pression statique de la veine en détente dans la chambre avale 10A de l'étage de compression 3A décroît suffisamment, le fluide de la veine de dilution 4 est admis dans ladite chambre avale 10A, par influence du gradient de pression relatif.

Cette admission provoque un mélange de matière au sein de la chambre avale 10A permettant de réduire la température du fluide en détente et d'augmenter le débit massique, tout en conservant autant que possible l'énergie cinétique de la veine fluide en détente dans ladite chambre avale 10A de l'étage de compression 3A du moteur 1.

La figure 6 est une représentation d'une coupe générale du moteur 1 présentant le premier étage de compression 3A agencé dans le carter cylindrique 2 et la veine de dilution 4 agencée entre ledit étage de compression 3A et le carter cylindrique 2.

Le moteur 1 selon l'invention présente au moins un étage de compression 3B agencé en aval du premier étage de compression 3A.

La figure 6 présente en outre l'assemblage du premier étage de compression 3A et du second étage de compression 3B avec un troisième étage de compression 3C.

L'agencement du second étage de compression 3B en aval du premier étage de compression 3A est tel que le volume de la chambre amont 9B du second étage de compression 3B présente un volume spécifique plus grand que le volume spécifique de la chambre avale 10A de l'étage de compression 3A.

De même, la chambre amont 9C de l'étage de compression 3C est de volume spécifique de la chambre avale 10B de l'étage de compression 9B.

Il résulte de cet arrangement une croissance continue, selon l'axe longitudinal X-X du moteur 1 de la chambre amant 9B par rapport à la chambre avale 10A et de la chambre amont 9C par rapport à la chambre avale 10B des étages de compression 3A, 3B, 3C.

La croissance progressive des volumes de travail permet d'accompagner l'accumulation de matière de l'étage au suivant et de permettre une détente dans chaque chambre 10A, 10B, 10C de chaque étage de compression 3A, 3B, 3C du moteur 1.

La figure 7 donne une vue en coupe générale du moteur 1 présentant le premier étage de compression 3A, le second étage de compression 3B et le troisième étage de compression 3C séparément et selon leur logique d'intégration dans le carter cylindrique 2.

La courbure du premier plan 17 de l'étage de compression supplémentaire 3B présente une courbure plus faible que la courbure du second plan 16 du premier étage de compression 3A, réduisant la composante axiale des résultantes mécaniques du second étage 3B par rapport au premier étage 3A et du troisième étage 3C par rapport au second étage 3B.

La réduction de la composante axiale des résultantes de pression dans le second étage de compression 3B par rapport au premier étage de compression 3A et dans le troisième étage de compression 3C par rapport au second étage de compression 3B permet d'amplifier le point de rencontre du flux au niveau de l'axe longitudinale X-X du moteur 1, favorisant l'accélération et la détente rapide des gaz à l'échappement d'un étage donné.

L'agencement du premier étage de compression 3A et du second étage de compression 3B est tel que la veine de dilution 4 est agencée périphériquement entre la zone d'entrée de fluide E du moteur 1 à la chambre avale 10B du second étage de compression 9B, au sein de laquelle le fluide peut rejoindre la chambre avale 10C de l'étage de compression 9C par admission périphérique à ladite chambre avale 10C.

Ladite veine de dilution 4 est en outre liée périphérique à la chambre avale 10A du premier étage 3A.

Selon cet arrangement, la veine de dilution 4 transmet périphériquement de la matière à la chambre avale 10A et à la chambre avale 10B des étages de compression 3A et 3B.

Le fluide de dilution ayant été admis dans la chambre avale 10B de l'étage de compression 3B rejoint la chambre amont 9C de l'étage de compression 3C puis la chambre avale 10C de l'étage de compression 3C en laquelle il se détend.

Ladite chambre avale 10C de l'étage de compression 3C est agencée dans une tuyère de détente qui contient ladite chambre avale 10C et la zone de sortie de fluide du moteur 1.

La figure 8 représente une vue en perspective de la coupe générale du moteur 1 selon la zone d'entrée de fluide du moteur.

Le moteur 1 fonctionne selon la même logique que les moteurs à flux continu de l'art antérieur.

Le fluide est admis depuis la zone d'entrée de fluide du moteur E et est libéré dans le cadre d'une détente qui développe une poussée aérodynamique dans une zone de sortie de fluide S du moteur 1.

L'écoulement fluide est une veine fluide continue qui est comprimé à vitesse continue selon la réduction du volume spécifique dudit fluide.

En outre, le processus de chauffage du fluide consécutif de la compression est réalisé dans un volume à surface libre, c'est à dire à pression constante.

Au titre de l'invention, le fluide à l'admission dans la zone d'entrée de fluide E du moteur 1 pénètre dans le premier étage de compression 3A et périphériquement dans la veine de dilution 4.

Le fluide pénètre dans la chambre amont 9A du premier étage de compression 3A et entre en collision avec la face amont du second plan 16 dudit étage de compression 3A.

Le fluide étant dévié périphériquement, il rejoint la zone d'arrêt 6A périphérique de la chambre amont 9A en laquelle la vitesse décroît.

La contrainte mécanique ainsi établie dans la chambre amont 9A empêche le fluide à l'admission d'accélérer et est ainsi comprimé par admission dans le volume de la chambre amont 9A de l'étage de compression 3A.

Par l'opération des injecteurs 12 agencés dans la concavité de la zone d'arrêt 6A de l'étage de compression 3A et par un système d'allumage non représenté, le fluide comprimé est chauffé puis détendu dans la chambre avale 10A de l'étage de compression 3A.

La détente des gaz chauds dans la chambre avale 10A admet périphériquement du fluide de dilution depuis la veine de dilution 4, par influence de pression hydrostatique.

La veine fluide en détente est mélangée avec le fluide de dilution provoquant une croissance de la quantité de matière de la veine fluide en détente et le refroidissement du fluide, nécessaire pour réaliser une nouvelle compression dans l'étage de compression suivant 3B.

A ce titre, au sein de la chambre avale 10A de l'étage de compression 3A, la veine fluide refroidie et ayant conservée son énergie cinétique pénètre dans la chambre amont 9B de l'étage de compression 3B.

Le même processus de déviation, de chauffage et de détente que réalisé dans le premier étage de compression 3A est ainsi réalisé, la chambre amont 9B du second étage de compression 3B présentant également au moins un injecteur 12 de carburant agencés dans le creux de la zone d'arrêt 6B.

Au titre du présent mode d'application de l'invention, le processus se réalisera encore dans le troisième étage de compression 3C.

Le fluide en détente dans la chambre avale 10B de l'étage de compression 3C va générer l'admission par effet d'influence hydrostatique de la veine de dilution 4 au sein de ladite chambre avale 10B.

Au titre du volume spécifique de la chambre avale 10B par rapport à la chambre avale 10A du premier étage de compression 3A, la quantité de matière de dilution admise depuis la veine de dilution 4 dans la chambre avale 10B est plus importante que la quantité de matière admise dans la chambre avale 10B de l'étage de compression 9B.

Le fluide mélangé, refroidi et de quantité de matière plus importante pénètre ensuite dans la chambre amont 9C de l'étage de compression 3C par le biais de l'orifice central 23 du plan amont 21 dudit étage de compression 3C.

De la même manière que dans les étages de compression 3A, 3B l'écoulement est redirigé lorsque qu'il rencontre la face amont du plan aval 22 et rejoint la zone d'arrêt 9C de l'étage de compression 3C.

Après que les injecteurs 12 agencés dans la concavité du col de la zone d'arrêt 6C aient injecté du carburant dans la chambre amont 9C, le fluide se détend dans la chambre avale 10C, développant une poussée aérodynamique utile au titre de l'objet de la présente invention. [rajouter ici les plans amont, aval et injecteur de l'étage 3C]

L'échappement de fluide en aval du moteur 1, établit longitudinalement selon l'axe X-X du moteur 1 un gradient de pression qui admet de l'air frais à l'admission au sein de la zone d'entrée de fluide E du moteur 1.

Avantageusement, selon ce mode d'application de l'invention, le moteur 1 peut être opéré selon un principe de chauffage étagé du fluide moteur traversant les étages de compression 3A, 3B et 3C.

Ce chauffage étagé est accompagné de l'accumulation de matière dans le second étage de compression 3B et le troisième étage de compression 3C, qui permet effectivement de refroidir correctement le fluide de l'étage de compression 3A à l'étage de compression 3B et de l'étage de compression 3B à l'étage de compression 3C.

A ce titre, le moteur peut opérer sans avoir recours à un composant en mouvement, en particulier d'un rotor de compresseur ou d'un fan qui transmettrait de l'énergie cinétique au fluide de travail ; la veine fluide du moteur travaillant dans un premier temps avec un petit volume de matière qui croît au fur et à mesure que l'énergie interne de la veine fluide croît.

Le démarrage du moteur peut être opéré comme dans l'état de l'art concernant le démarrage de turbomachines par un processus pneumatique, c'est à dire en alimentant le moteur par une veine fluide sous énergétique cinétique et pression donnée.

Le moteur 1 selon l'invention pouvant opérer avec un régime d'écoulement subsonique, c'est à dire à énergétique cinétique raisonnable, il est possible de démarrer le moteur en l'alimentant par une unité auxiliaire de puissance aérodynamique, qui alimente le moteur en flux aérodynamique.

A ce titre, le flux admis peut être injecté directement dans la veine de dilution 4 pour alimenter le second étage de compression 3B jusqu'à atteindre un champ de

pression au sein de la chambre amont 9B dudit étage de compression 3B permettant la réalisation d'une détente qui développe suffisamment de travail mécanique utile pour le troisième étage de compression 3C.

L'opération du moteur 1 selon l'invention doit en outre présenter des moyens connus dans l'art antérieur pour contenir les contraintes thermiques que le premier plan 15, 17, 21 et le second plan 16, 18, 22 du premier étage 3A, du second étage de compression 3B et du troisième étage de compression 3C.

A ce titre, il est possible de concevoir lesdits plans selon l'art antérieur des tubes à flammes de chambres annulaires de turbomachines.

Il est également possible de concevoir des canaux internes au seins desdits plans 15, 17, 21 et 16, 18, 22 ; qui suivent la courbure et permettent ainsi un refroidissement convectif intégré, tel est-il réalisé pour refroidir des aubes de turbines de puissance dans l'art antérieur.

De manière plus ambitieuse et selon les contraintes de fonctionnement, au regard de la conception du moteur 1 selon l'invention, des canaux internes de circulation de fluide caloporteur de refroidissement au sein des plans 15,17, 21 et 16,18, 22 peuvent être conçus de la même manière que dans l'état de l'art pour le refroidissement de jupes de tuyères de détentes de moteurs fusées.

L'invention ne se limite pas à l'exemple donné dans cette description.

