

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 03.02.17.

③⑦ Priorité : 05.02.16 DE 102016102104.0.

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 11.08.17 Bulletin 17/32.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.

⑥⑦ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : BAYERN-CHEMIE GESELLSCHAFT
FUR FLUGCHEMISCHE ANTRIEBE MBH Société à
responsabilité limitée — DE.

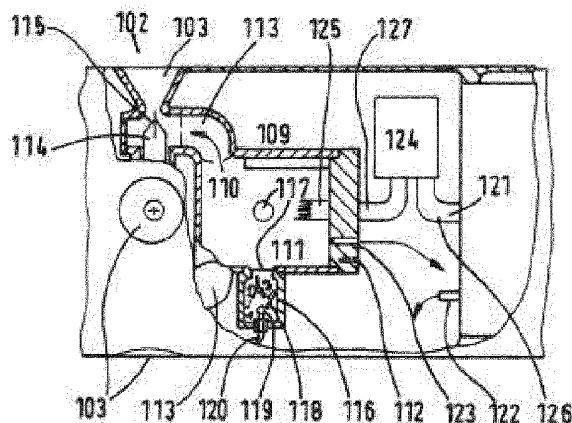
⑦② Inventeur(s) : RAMSEL JURGEN, CALDAS-PINTO
PEDRO, NAUMANN KARL WIELAND, NIEDERMAIER
HELMUT, MEYER TOBIAS, THUMANN ALBERT et
RISSE SUSANNE.

⑦③ Titulaire(s) : BAYERN-CHEMIE GESELLSCHAFT
FUR FLUGCHEMISCHE ANTRIEBE MBH Société à
responsabilité limitée.

⑦④ Mandataire(s) : JACOBACCI & CORALIS.

⑤④ DISPOSITIF ET SYSTEME POUR COMMANDER DES MISSILES ET DES ORGANES DE DESTRUCTION ("KILL
VEHICLES"), UTILISES AVEC UN COMBUSTIBLE SOUS FORME DE GEL.

⑤⑦ Dispositif de contrôle de trajectoire et/ou de contrôle
d'attitude d'un missile (99) comprenant un générateur de
gaz réglable (109, 200) avec une vanne de régulation de dé-
bit de combustible (124, 213), une tête d'injecteur (112,
202), une chambre de combustion (111) et au moins une
tuyère d'écoulement (103, 204) ou au moins un étrangleur.



DESCRIPTION

La prolifération continue d'armes de destruction massive et de leurs
5 moyens de support volants balistiques et aérodynamiques nécessite toujours plus
de défense aérienne et de boucliers anti-missiles. Il doit par conséquent être fourni
aux forces armées des moyens qui protègent efficacement contre de telles
menaces.

ETAT ACTUEL DE LA TECHNIQUE :

10 Les systèmes de missiles aériens et terrestres destinés à se défendre
contre les avions, les engins atmosphériques, les missiles balistiques tactiques ou
autres corps volants revêtent par conséquent une importance croissante.

Ainsi, il a été conçu par exemple le missile téléguidé PAC-3 pour lutter
contre les missiles balistiques les plus développés, lequel est toutefois également
15 utilisé pour les cibles aériennes conventionnelles. Le missile téléguidé PAC-3 est
destiné à détruire les missiles primaires hostiles par un impact direct (« Hit-to-
Kill ») dans la mesure où un tel impact permet de garantir une destruction sûre de
l'ogive. Le missile téléguidé PAC-3 permet également de garantir une destruction
de la cible (« Kill ») à l'aide d'une ogive à éclats avec fusée détonnatrice de
20 proximité et ce, même lors de survols très courts. Il s'agit ici d'une ogive
relativement petite, également appelée « Lethality Enhancer ». Cette dernière doit
garantir avant tout l'effet d'un impact direct, par exemple au niveau de cibles
importantes (porte-avions) ou de cibles fortement structurées (par exemple
agencement de réservoirs contenant des substances chimiques ou biologiques).
25 Lors d'un survol, l'effet reste faible. Pour garantir la précision nécessaire d'une
manœuvre d'interception directe, il a été intégré une tête chercheuse active à
radar Doppler à impulsions ainsi que des tuyères de poussée transversale.

Sur des missiles de ce type, le système ACS également utilisé dans la
langue allemande (pour « Attitude-Control-System », ou en français « Système de
30 Contrôle d'Attitude »), joue un rôle important. Il s'agit là d'une désignation
courante dans l'aéronautique pour désigner le système de contrôle d'attitude d'un
engin spatial. Un tel système se compose habituellement de capteurs, par
exemple de capteurs solaires ou de capteurs d'étoiles, de l'ordinateur de contrôle
d'attitude ainsi que d'actionneurs, notamment par exemple des roues à réaction

ou des propulseurs. Il peut également être ajouté des récepteurs GPS ou des systèmes de navigation embarqués.

Les systèmes de contrôle de trajectoire sont désignés par la notion de « Divert Control System » (DCS) également utilisée dans la langue allemande, en français « Système de Contrôle de Déroutement ».

En conséquence, les systèmes de contrôle de trajectoire et d'attitude sont désignés par l'expression Divert and Attitude Control System (DACS), ou « Système de Contrôle d'Attitude et de Déroutement » en français.

Les systèmes ACS et les propulseurs de fusées sont décrits dans les brevets US 5 098 041 A, US 8 242 422 B2, US 8 113 468 B2 ou WO 2008/048702 A2.

Sur les systèmes de missiles téléguidés, comme par exemple le PAC-3, il est réparti sur le pourtour du missile plusieurs petites cartouches de combustible avec comme condition la possibilité d'allumage individuel et avec des missiles en roulis. Il est supposé un missile en roulis de sorte que les cartouches pouvant encore être allumées se trouvent temporairement dans la bonne fenêtre angulaire. Cela aboutit à des exigences particulières au niveau de la commande et aux vibrations inhérentes de la cellule du missile ainsi qu'à des restrictions quant au choix de la tête chercheuse (« Seeker »). Les missiles en roulis génèrent une rotation de l'image du paysage de la zone visée ou de la cible sur le détecteur d'une tête chercheuse. Un procédé pour diriger de manière autonome un missile, qui tourne autour de son axe longitudinal ou axe de roulis, est décrit dans la publication DE 39 41 389 A1.

On connaît également dans l'état actuel de la technique les systèmes d'armes appelés « Terminal High Altitude Area Defense » (THAAD) (ou « défense anti-missile à haute altitude » en français) qui, en liaison avec les systèmes « Divert and Attitude-Control » (DACS) constituent l'organe de destruction (Kill Vehicle) endo-atmosphérique (ogive cinétique) avec combustible liquide. Ces systèmes d'armes sont destinés en particulier à lutter contre des missiles balistiques à courte et moyenne portée et doivent par conséquent servir à détruire ces missiles à une distance considérable de l'objectif et à une altitude élevée. Le système DACS (Système de Contrôle d'Attitude et de Déroutement) fonctionnant en continu utilisé à cette occasion prévoit une propulsion plus rapide capable de commander le missile THAAD et son véhicule tueur de sorte qu'il puisse

intercepter l'objet attaquant. Le système DACS prévoit pour ce faire deux types de propulsion, à savoir une propulsion pour ledit contrôle d'attitude et l'autre pour le contrôle de trajectoire de l'agent actif (l'organe de destruction « Kill Vehicle »).

On connaît également les systèmes porteurs maritimes des missiles SM-
5 3 (Standard Missile 3) qui utilisent une ogive exo-atmosphérique (« Kill Vehicle ») avec système DACS fonctionnant en continu et avec un combustible solide.

Les missiles prévus en particulier pour les interceptions en altitude comprennent souvent deux ou plusieurs étages et comprennent habituellement un étage de propulsion et un étage d'agent actif, également appelé organe de
10 destruction (ou « Kill Vehicle »). Après séparation du propulseur, l'organe de destruction est guidé avec des tuyères de poussée transversale (DACS pour « Divert and Attitude-Control-System », en français, « Système de Contrôle d'Attitude et de Déroutement ») sur l'objet visé. Un système DACS avec tuyères de poussée transversale est souvent composé de quatre tuyères au niveau du
15 centre de gravité du missile, lesquelles tuyères appliquent l'accélération transversale nécessaire. En outre, au moins quatre tuyères sont régulièrement disposées à l'arrière ou également à la tête de l'organe de destruction « Kill Vehicle » pour contrôler la position de l'organe de destruction « Kill Vehicle ». Les systèmes DACS sont donc utilisés pour guider un missile sur une cible lors d'une
20 phase terminale (Endgame).

Sur le missile téléguidé sol-air désigné Aster, il est utilisé quatre tuyères aux extrémités des ailes avec effet continu en direction du centre de gravité et un propergol solide. La stabilisation se fait ici de façon aérodynamique.

Les systèmes ACS et DACS sont utilisés dans l'état actuel de la
25 technique pour soutenir la commande aérodynamique des missiles, en particulier lorsque l'effet aérodynamique des surfaces de contrôle est réduit. Cela peut se produire par exemple à très hautes altitudes ou à des vitesses faibles.

On utilise également les systèmes ACS et DACS lorsqu'il n'est prévu aucune surface de contrôle aérodynamique, par exemple lors d'un vol exo-
30 atmosphérique ou lorsque l'agilité du missile est trop faible, par exemple en phase terminale pour les impacts directs (Endgame).

Dans la phase dite terminale (Endgame), il faut procéder à des changements de trajectoire rapides qui nécessitent d'importantes forces de poussée transversale. On différencie deux types de forces de poussée

transversale :

En premier lieu, on peut utiliser la poussée par le centre de gravité du missile pour opérer un changement de trajectoire direct. Ensuite, on peut utiliser la poussée en-dehors du centre de gravité pour modifier la position du missile en vue
5 de favoriser les forces aérodynamiques.

Suivant l'état actuel de la technique, on utilise les systèmes susmentionnés aussi bien comme systèmes discrets que comme systèmes à fonctionnement continu.

Il est supposé en partie, comme représenté, un missile en roulis, de sorte
10 que les cartouches pouvant encore être allumées passent par la bonne fenêtre angulaire. Cela a des conséquences sur la conception des cartouches au niveau de l'impulsion et de la durée de combustion, ainsi que sur la logique de guidage du missile. Cela entraîne en outre certaines exigences au niveau de la commande en ce qui concerne le comportement d'oscillation de la cellule du missile, ainsi que
15 des restrictions quant au choix du viseur.

Les systèmes développés jusqu'ici dans l'état de la technique sont adaptés à des missiles et à des générateurs de gaz bien spécifiques ou sont directement associés à ces derniers, et ne peuvent pas être utilisés dans tous les systèmes. On a besoin en partie de générateurs de gaz à propergol solide,
20 comme dans le système Aster. D'autres systèmes fonctionnent avec des générateurs de gaz à propergol liquide, comme dans le système d'organe de destruction « Kill Vehicule » THAAD endo-, exo-atmosphérique avec DACS.

Les systèmes connus sont en partie équipés de nombreux petits propulseurs à impulsions solides, parmi lesquels en règle générale plusieurs sont
25 allumés en même temps ou les uns après les autres avec une orientation azimutale adaptée pour produire une impulsion transversalement à l'axe du missile, par exemple dans le système ACS (Attitude Control System) PAC 3 mentionné.

D'autres configurations sont équipées d'un générateur de gaz-solide et
30 d'un ensemble de soupapes qui répartit le gaz en continu sur les tuyères de poussée conformément aux exigences de poussée, et produit ainsi une impulsion, par exemple sur les systèmes DCS (Divert Control System) : Aster ; sur les systèmes DACS (Divert-and Attitude Control System) : Standard Missiles SM-3.

D'autres configurations encore présentent des générateurs de gaz

fonctionnant avec un combustible liquide (hydrazine ou MMH) qui produisent du gaz pour les tuyères de poussée transversale avec les soupapes, comme par exemple le DCS dans THAAD.

Il est également utilisé des systèmes de propulsion avec des propulseurs à une ou deux substances (hydrazine, tétr oxyde d'azote, mélanges d'oxyde d'azote, acide nitrique) connus de par la technique de commande satellite.

Inconvénients de l'état actuel de la technique et objectifs de l'invention :

L'état actuel de la technique présente de nombreux inconvénients.

D'une part, les systèmes comprenant de nombreux petits propulseurs à impulsions se caractérisent par un très mauvais rapport de la masse de combustible et de l'impulsion globale par rapport à la masse totale et au volume total. On ne dispose alors que d'une poussée globale maximale très limitée en fonction du nombre de propulseurs situés dans le même azimut. Une poussée de type impulsion peut alors entraîner des oscillations au niveau du missile. De telles configurations nécessitent des missiles en roulis.

La capacité limitée à influencer la production de gaz (et donc la poussée et le recours à la marche à vide) en utilisant la dépendance de la pression sur la vitesse de combustion du propergol solide est également un inconvénient.

Une large plage de réglage d'un générateur de gaz à propergol solide impose une pression de travail maximale très élevée, et par conséquent une capacité élevée de la chambre de combustion et du système de commande de soupapes.

Le fait que la vitesse de combustion et donc la vitesse de production de gaz soient fortement dépendantes de la température est également préjudiciable. Sur de longs brûleurs frontaux, on obtient une surface de combustion conique, en particulier par apport de chaleur sur les parois latérales pour une durée de combustion longue.

Les agencements utilisant les générateurs de gaz à propergol solide susmentionnés ne sont pas stables, en particulier sur une durée de fonctionnement totale de plus de 10 secondes environ.

Sur une longue durée de combustion et avec des exigences de poussée variant fortement, on a besoin en règle générale de plusieurs charges de propulsion ou de plusieurs cartouches de charge propulsive, ce qui suppose des interfaces supplémentaires qui, de leur côté, augmentent la complexité.

Elles présupposent en outre une isolation thermique considérable et augmentent la masse à transporter qui, de ce fait, diminue la maniabilité du missile.

5 Les propergols liquides qui s'écoulent en cas d'avarie, s'évaporent légèrement et produisent avec l'air des mélanges hautement inflammables, ce qui donne lieu en règle générale à une combustion violente. Les restes de propergol qui n'ont pas brûlés doivent en outre être éliminés de façon assez coûteuse.

Les propergols liquides sont très toxiques, cancérigènes, mutagènes et ne peuvent être manipulés qu'en prenant des précautions particulières.

10 En principe, la même chose s'applique aux oxydants qui, en plus, doivent être séparés minutieusement des propergols. Les oxydants des systèmes à combustion interne, N_2O_4 , H_2NO_3 et les mélanges de N_2O_4 et NO sont des substances critiques à manipuler et à utiliser.

15 Les propergols liquides sont par conséquent dangereux pour l'environnement ; cela vaut en particulier pour l'hydrazine classée à de multiples reprises comme substance critique, et les dérivés de cette dernière.

Les propergols liquides engendrent en outre des exigences considérables en termes d'étanchéité des joints et des raccords.

20 Les mélanges de combustible utilisés jusqu'ici, du fait de leur composition chimique agressive, ne sont pas compatibles avec bon nombre de matériaux.

En partant de ces inconvénients de l'état actuel de la technique, il se pose par conséquent, entre autres, les problèmes suivants :

25 L'invention a pour objet de mettre en place un dispositif et un système en utilisant des combustibles respectueux de l'environnement, en particulier en utilisant un combustible qui pourrait remplacer l'hydrazine, classée comme substance critique suivant REACH, et les dérivés de cette dernière, sans perte de performance.

30 Le combustible à utiliser doit permettre un stockage du dispositif sur de longues périodes tout en entraînant le moins d'exigences possible quant à l'étanchéité des joints et des raccords.

Le combustible doit en outre être compatible avec de nombreux matériaux.

En outre, on doit pouvoir obtenir, via une large plage de pression de

combustion du combustible à utiliser, et en choisissant des composants et une configuration constructive de ces derniers, une commande qui est largement indépendante du débit massique du combustible et de la pression de la chambre de combustion et qui peut fournir un degré de réglage de poussée, ce qui va bien
5 au-delà des possibilités offertes par l'état actuel de la technique.

L'efficacité du système doit en outre rester élevée par une utilisation optimale du combustible.

L'efficacité volumétrique au niveau du système doit être améliorée par rapport au niveau de performance de l'état actuel de la technique.

10 On vise en outre un déploiement en douceur de la poussée.

L'installation doit être nettement supérieure aux systèmes utilisés dans l'état actuel de la technique, en particulier sur une durée de fonctionnement de plus de 10 secondes environ.

L'invention a également pour objet d'obtenir des avantages techniques et
15 de performances, en particulier au niveau des systèmes de commande de trajectoire et/ou d'attitude pour les missiles par rapport à l'état actuel de la technique. Les systèmes de commande de trajectoire et/ou d'attitude sont principalement activés par les missiles lorsque la commande aérodynamique ne produit pas de forces suffisamment élevées, par exemple au repos ou à faible
20 vitesse, en vol à une altitude élevée à basse pression ou en-dehors de l'atmosphère, ou lors de manœuvres très rapides qui nécessitent des puissances très élevées. Il en va de même lorsque la commande aérodynamique agit trop lentement, par exemple en cas d'exigence élevée en termes d'agilité, dans le cas où des impacts directs doivent être opérés sur des petites cibles ou nécessitant
25 des manœuvres, ou lorsqu'elle n'est tout simplement pas possible dans la mesure où les surfaces de commande aérodynamiques ne peuvent pas être intégrées ou sont indésirables.

Le contrôle de trajectoire se rapporte, pour exprimer les choses simplement, à la trajectoire de vol réelle du missile, tandis que le contrôle
30 d'attitude, pour dire les choses simplement, doit respecter ou viser une position particulière du missile ou des organes de destruction (« Kill Vehicles ») dans l'espace. Les perturbations à compenser peuvent provenir de l'extérieur, ou bien de l'effet du DCS.

L'invention doit tout particulièrement pouvoir être utilisée pour un

système de poussée transversale, comme le système ACS (« Attitude Control System », en français « Système de Contrôle d'Attitude ») ou le DACS (« Divert and Attitude-Control-System », en français « Système de Contrôle d'Attitude et Déroutement »), avec et sans organe de destruction, pour un système de contrôle
5 de trajectoire, un système de contrôle d'attitude et la combinaison de ces derniers à faibles ou grandes altitudes, à faibles ou grandes vitesses du missile, avec une réactivité rapide dans la phase terminale (Endgame).

La conception thermique du groupe propulseur doit être améliorée.

L'invention a également pour objectif de réduire la masse nécessaire
10 pour une isolation thermique par rapport aux générateurs de gaz à propergol solide.

La forme des principaux organes d'entraînement du réservoir et de la chambre de combustion doit pouvoir être choisie librement et ne doit par conséquent, contrairement à l'état actuel de la technique, pas être déterminée
15 pour les générateurs de gaz à combustible solide par les propriétés du combustible ni par la géométrie du propergol.

Les composants des chambres de combustion, des systèmes de tuyères, du réservoir et du système de pressurisation nécessaires aux satellites, engins spatiaux, missiles et avions, doivent pouvoir en général, en particulier sur
20 le ACS/DACS, être agencés librement suivant les exigences du système.

Un autre problème résulte du fait que la technologie utilisée dans l'aviation et dans l'aéronautique est caractérisée par une orientation très ciblée sur les projets individuels, ce qui entraîne un éclatement des solutions techniques utilisées, avec pour conséquence qu'on ne dispose pas, de façon générale, d'une
25 technique compatible avec plusieurs systèmes.

Cela tient aux différentes exigences et conditions que l'on trouve dans l'aviation et dans l'aéronautique.

Les satellites et autres engins spatiaux sont soumis à d'autres conditions de fonctionnement que les missiles et avions.

L'utilisation la plus répandue de systèmes de contrôle de trajectoire et d'attitude intervient dans le domaine aéronautique, que ce soit sur les satellites ou autres engins spatiaux.
30

Les systèmes établis dans le domaine spatial se distinguent par les caractéristiques suivantes :

- très souvent une très petite poussée dans la plage de 0,5 à 20 N pour le contrôle d'attitude ;

- faible poussée de 200 à 400 N pour le contrôle de trajectoire ;

- utilisation de propulseurs liquides à une seule substance qui sont utilisés avec de l'hydrazine ou des dérivés de cette dernière ; pour les propulseurs à partir d'une poussée de 10 N, on utilise aussi des propulseurs à deux substances qui utilisent de préférence comme oxydant N_2O_4 ; l'efficacité spécifique de propulseur mise ici à disposition, c'est-à-dire l'impulsion spécifique à la masse, est supérieure, le système à deux substances étant de ce fait plus complexe que le système à une seule substance ;

- les propulseurs de contrôle d'attitude doivent produire sur de nombreuses années de très nombreuses petites impulsions ; les systèmes à une seule substance fonctionnent avec une décomposition catalytique de l'hydrazine, les propulseurs à deux substances fonctionnent, eux, en mode hypergolique, c'est-à-dire à combustion interne ;

- le réglage de la poussée s'effectue la plupart du temps par la longueur d'impulsions à une poussée nominale, dans certains systèmes, la poussée nominale diminuant à mesure que la réserve de combustible diminue en raison de la chute de pression dans le réservoir de combustible / d'oxydant.

Pour les missiles, les conditions d'utilisation sont toutes autres. Pour les missiles, dont le contrôle aérodynamique suffit à la fois pour la stabilisation, le contrôle d'attitude et le contrôle de trajectoire dans de nombreux domaines, il peut s'avérer nécessaire, dans la dernière partie d'une rencontre avec un objet volant, en règle générale au cours des dernières secondes, de procéder à une correction de trajectoire, légère mais très rapide, pour obtenir un impact direct. Les principales caractéristiques de ces systèmes sont :

- une poussée très élevée, dans le cas où l'effet de poussée passe par le centre de gravité du missile ;

- effet direct sur la trajectoire de vol sans utilisation de forces aérodynamiques, à l'exception des forces aérodynamiques induites par l'interaction entre le faisceau de commande et le débit incident ;

- poussée modérée à élevée pour une modification rapide de la position du missile, pour que les forces aérodynamiques puissent faire effet plus rapidement ; la force pour la modification de trajectoire est produite de façon

aérodynamique.

Sur les missiles on utilise à la fois des systèmes à fonctionnement continu et des agencements de propulseurs d'impulsion à courtes impulsions :

- 5 - Un système utilise un générateur de gaz à combustible solide, dont le gaz est réparti sur quatre tuyères ; en cas de courte durée de fonctionnement, de l'ordre de quelques secondes, la production de gaz peut rester constante, la consommation d'énergie réactive étant négligeable rapportée à la simplicité du système ; la poussée obtenue est produite par différents niveaux de poussée des différentes tuyères ;
 - 10 - THAAD utilise un système avec un combustible liquide issu de la technologie aéronautique ; un générateur de gaz central alimente quatre tuyères de poussée ; de petits propulseurs agencés en périphérie issus de la technologie aéronautique règlent la position de l'étage supérieur ;
 - 15 - Le système PAC 3 déjà mentionné utilise une pluralité de petits propulseurs agencés sur le pourtour qui peuvent être allumés si besoin lorsque le propulseur est orienté dans le sens inverse du vecteur de poussée souhaité ; pour pouvoir utiliser le plus grand nombre possible de propulseurs, le missile doit rouler ; suivant la vitesse de roulis, la durée de combustion doit par conséquent être de l'ordre de 10 ms de sorte que l'angle d'azimut balayé pendant la
 - 20 combustion reste limité ; cela entraîne une très forte augmentation et diminution de la poussée, ce qui peut entraîner des oscillations du missile et par conséquent altérer le contrôle.
- Les engins volants, qui possèdent à la fois des propriétés des missiles et des engins spatiaux, sont des organes de destruction par collision, également
- 25 appelés « Kill Vehicles », qui rencontrent en atmosphère élevée ou en-dehors de l'atmosphère des ogives balistiques et doivent les détruire. Selon la conception du système, en particulier l'étendue des surfaces à protéger, la durée de fonctionnement requise est de l'ordre de
- 30 - 10 secondes pour des opérations d'interception dans les couches atmosphériques profondes (< 30 km environ) ;
- plusieurs minutes pour des points d'interception dans la partie centrale de la trajectoire balistique de l'ogive attaquante.

Le contrôle de trajectoire doit être réalisé sans soutien aérodynamique et nécessite par conséquent :

- une poussée élevée, en fonction de la masse de l'organe de destruction « Kill Vehicle » ;

- une commande de poussée précise, également en ce qui concerne la montée et la descente de la poussée ;

5 - une combustion stable et un réglage stable de la poussée ;

- une orientation du vecteur de poussée par le centre de gravité de l'organe de destruction « Kill Vehicle » pour pouvoir réduire au minimum les changements de position par l'action des propulseurs de modification de trajectoire.

10 - des systèmes réglables avec une faible consommation d'énergie réactive ou bien des systèmes pouvant être éteints puis rallumés qui permettent de réduire la consommation totale de combustible et par conséquent, de réduire la masse au décollage de l'organe de destruction « Kill Vehicle », dans la mesure où la plupart du temps, la poussée complète du contrôle de trajectoire n'est
15 nécessaire que sur une petite partie de la durée totale de fonctionnement.

Le contrôle d'attitude doit orienter l'organe de destruction « Kill Vehicle » de sorte que les capteurs puissent commander la manœuvre d'interception et que les propulseurs de contrôle de trajectoire soient bien orientés. En règle générale, le contrôle d'attitude nécessite une poussée nettement moindre que le contrôle de
20 trajectoire. Les propulseurs de contrôle d'attitude sont

- agencés autant que possible sur la périphérie pour obtenir un maximum de leviers ;

- repartis sur toute la durée de vol, beaucoup plus souvent en action que les propulseurs de contrôle de trajectoire.

25 Les systèmes connus sont

- Le système dans l'organe de destruction « Kill Vehicle » du missile Standard Missile SM-3 géré par un générateur de gaz à propergol solide et des soupapes et tuyères agencés en aval

- Un organe de destruction « Kill Vehicle » qui utilise des propulseurs
30 individuels fonctionnant à l'hydrazine.

L'état actuel de la technique a essayé, pour toutes ces applications dans le domaine aéronautique, sur les missiles et avions, de développer des solutions avec différents concepts de fonctionnement et de combustible, lesquelles solutions toutefois, individuellement, présentent des faiblesses considérables,

comme déjà indiqué.

L'invention a également pour objet de fournir, pour toutes ces applications et conditions d'utilisation, un dispositif et un système qui fournissent d'une part un contrôle de trajectoire et/ou un contrôle d'attitude pour ces satellites,
5 engins spatiaux, missiles et avions.

D'autre part, ce dispositif et ce système doivent également être en mesure de remplir d'autres finalités ou autres fonctions, comme par exemple la désactivation et réactivation du moteur de fusée, la possibilité d'avoir une poussée très forte variable, le cas échéant avec un système de poussée transversale
10 supplémentaire, un contrôle du vecteur de poussée, une commande aérodynamique, la possibilité d'avoir des générateurs de gaz pour pressuriser les appareils ou pour l'entraînement d'actionneurs, de turbines, de moteurs ou autres machines de travail avec possibilité de désactivation et réactivation, production de gaz très variable et, le cas échéant, en liaison avec un système supplémentaire
15 qui réduit la température de combustion.

RESUME DE L'INVENTION :

Le problème ainsi posé est résolu par un dispositif selon la revendication 1 et par un système selon la revendication 19. Des configurations avantageuses sont expliquées dans les sous-revendications 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13,
20 14, 15, 16, 17, 18, 20, 21, 22, 23 et 24.

L'invention comprend un dispositif et un système avec utilisation d'un combustible sous forme de gel, d'un moteur de missile ou d'un générateur de gaz réglable, ainsi que d'un système de réservoir dont la conception est décrite plus en détails ci-après. L'invention peut être utilisée aussi bien pour le contrôle de
25 trajectoire que pour le contrôle d'attitude de missiles.

Les principaux composants du dispositif suivant l'invention, avec toutes les possibilités de réglage du débit massique de gel et de la poussée, comprennent :

- Au moins un système d'alimentation qui peut présenter un générateur
30 de gaz ou un réservoir de pressurisation,
- Au moins un réservoir, de préférence un réservoir de gel,
- Au moins une vanne de régulation pour régler le débit massique du combustible,
- Au moins une tête d'injection

- Au moins une chambre de combustion
- Au moins une tuyère de poussée qui peut être réglée si besoin.

Le réservoir de gel constitue la majeure partie du propulseur. Une forme de réalisation suivant l'invention présente un réservoir avec un cylindre et un système de piston interne. Le piston est poussé par le gaz et fait avancer le gel dans la chambre de combustion par une vanne de régulation ou un système de vanne de régulation. A cela s'ajoute une tuyère.

Le débit massique de gel dans la chambre de combustion est réglé par une vanne de régulation. Le débit massique dépend toutefois également de la différence de pression entre le réservoir de gel et la chambre de combustion.

Cette forme de réservoir s'impose pour des propulseurs de fusées tels que ACS/DACS. Pour d'autres systèmes de missiles, il est également possible d'avoir des réservoirs de forme sphérique ainsi qu'une pressurisation avec des membranes métalliques.

Les propulseurs à gel permettent d'avoir une vaste plage de réglage (15:1), ces chiffres indiquant, dans l'ordre, le rapport poussée maximale/poussée minimale. La taille des gouttes est un paramètre important pour une combustion stable du gel. Avec le même nombre d'injecteurs et un débit massique moindre, le comportement de pulvérisation se dégrade et une combustion n'est plus possible.

Pour maintenir la vitesse de projection la plus constante possible, il est possible d'utiliser une tête d'injecteur, également appelée tête d'injection, avec des injecteurs activables et désactivables. Comme autre effet, il est possible d'utiliser un tel système pour le contrôle du débit massique de gel.

En ce qui concerne en particulier les systèmes DACS/ACS, il est possible, avec un système de combustible en gel suivant la présente invention, de réaliser un missile très agile avec des temps de réaction courts dans l'espace atmosphérique et exo-atmosphérique.

Les vannes de régulation suivant l'invention permettent, dans la conduite de gel, de répondre de façon optimale aux besoins de combustible pour la poussée nécessaire et ce, sans évacuer le surplus de gaz produit. Cela est par exemple le cas pour les générateurs de gaz solides dans les systèmes tels qu'ils sont conçus suivant l'invention. Il est ainsi possible de réduire au minimum le combustible transporté.

Le fait d'avoir une tuyère réglable, de préférence plusieurs tuyères

réglables, permet de produire un vecteur de poussée dans n'importe quelle direction. Le fait de modifier le débit massique permet d'adapter la force du vecteur de poussée aux conditions. Les sections transversales d'écoulement de chaque tuyère de poussée peuvent être réglées de sorte que les tuyères de
5 poussée fonctionnent toujours avec un rendement élevé.

Le dispositif suivant l'invention utilise de préférence six tuyères de poussée pour effectuer des mouvements de roulis, de tangage et latéraux. Les tuyères de poussée peuvent fonctionner suivant n'importe quelle combinaison pour orienter la tête chercheuse sur la cible et guider le missile sur la cible.

10 La présente invention va toutefois au-delà de l'état de la technique représenté, dans la mesure où le nouveau dispositif et le nouveau système, au-delà de la construction technique,

- créent de nouvelles propriétés et fonctions et élargissent les possibilités d'application,

15 - peuvent être utilisés avec un faible potentiel de dommages en cas d'avaries,

- et le tout, en améliorant considérablement la performance environnementale.

Le dispositif et le système, décrits plus en détails ci-après, permettent
20 d'utiliser des combustibles en gel respectueux de l'environnement qui remplacent notamment l'hydrazine, substance considérée comme critique selon REACH, et les dérivés de cette dernière, sans perte de performance.

La large plage de pression de combustion des combustibles en gel sélectionnés et l'utilisation d'injecteurs réglables, d'une tuyère réglable et/ou
25 ajustable, et d'une commande largement indépendante du débit massique du combustible et de la pression de la chambre de combustion, permettent d'obtenir un niveau de réglage de la poussée qui va bien au-delà des possibilités proposées par l'état actuel de la technique. L'efficacité de ce système par une utilisation optimale du combustible reste de ce fait élevée.

30 Le côté gel du combustible impose également, pour le stockage du dispositif pendant de longues périodes, moins d'exigences quant à l'étanchéité des joints et des raccords.

Le système de chambre de combustion pour combustible, notamment le système de chambre de combustion pour combustible DACS, est hors pression

avant la mise en service. Il en résulte des exigences minimales au niveau des joints de ce système, dans la mesure où le combustible en gel, sans pression intérieure, ne peut pas fuir. On peut utiliser ici par exemple des joints toriques, des joints plats, etc. de conception simple.

5 Dans le cas où il y aurait toutefois une légère fuite, cela ne constituerait un danger ni pour les hommes et l'environnement ni pour l'intégrité du matériau.

Le combustible en gel, au contact de l'atmosphère, ne modifie pas significativement ses propriétés. C'est la raison pour laquelle il n'est pas nécessaire d'avoir un confinement hermétique ou quasi-hermétique du
10 combustible, comme c'est le cas par exemple avec les combustibles solides.

Les mélanges de combustible en gel, en tenant compte du principe à une seule substance, sont bien compatibles avec de nombreux matériaux.

L'efficacité volumétrique sur le plan du système a été améliorée de façon drastique par rapport au niveau de performance de l'état de la technique.

15 A cela s'ajoute le déploiement en douceur de la poussée par un fonctionnement quasi-continu ou par une impulsion de poussée dynamique.

L'invention surpasse nettement les systèmes de combustible solide utilisés dans l'état de la technique, en particulier sur une durée de fonctionnement totale supérieure à environ 10 secondes, ceci étant dû à la séparation du réservoir
20 et de la chambre de combustion.

Elle permet tout particulièrement un réglage très rapide et régulier de la pression de combustion et du niveau de poussée, de sorte que l'invention peut être utilisée en particulier également pour un système de poussée transversale, comme le système ACS (« Attitude Control System » ou « Système de Contrôle
25 d'Attitude » en français) ou le système DACS (Divert and Attitude-Control-System ou « Système de Contrôle d'Attitude et de Déroutement » en français) avec et sans organe de destruction « Kill Vehicle », par conséquent pour un système de contrôle de trajectoire, un système de contrôle d'attitude et la combinaison de ces derniers, à faible ou haute altitude, à faibles vitesses ou vitesses élevées du
30 missile, avec nécessité de réaction rapide en phase finale.

On entend par missile au sens de la présente invention tous les satellites et autres engins spatiaux, fusées, missiles téléguidés, fusées-sondes, fusées-satellites, missiles militaires, drones, aéronefs, avions. Cette liste n'est donnée qu'à titre indicatif. De la même façon, le fait que ces missiles soient basés au sol,

dans l'eau ou sur un navire, sur un véhicule, sur des personnes, dans l'espace ou en orbite ne revêt aucune importance.

La séparation du réservoir et de la chambre de combustion simplifie la conception thermique par rapport au principe de l'état de la technique des systèmes à combustible solide et réduit, voire évite la masse à prendre en compte pour l'isolation thermique. A cela s'ajoute que la forme du réservoir et de la chambre de combustion peut être choisie librement, ce qui veut dire que la forme ne dépend pas, comme dans l'état de la technique des systèmes à combustible solide, des propriétés du combustible et de la géométrie du propulseur.

Les composants suivant l'invention, à savoir la chambre de combustion, les systèmes de tuyères, le réservoir et le système d'alimentation, lequel peut être configuré comme générateur de gaz ou système de pressurisation, peuvent être agencés, dans le ACS/DACS suivant l'invention, totalement librement suivant les besoins du système.

Ils sont conçus de préférence modulaires. Ils sont en outre évolutifs selon les différentes conditions d'utilisation, en particulier selon la taille du missile.

Le dispositif suivant l'invention et le système suivant l'invention dévoilent leurs avantages en particulier dans les systèmes de contrôle de trajectoire et/ou de contrôle d'attitude pour les missiles.

Les systèmes de contrôle de trajectoire et/ou de contrôle d'attitude sont principalement activés par les missiles lorsque le contrôle aérodynamique ne produit pas de forces suffisamment élevées, par exemple au repos ou à faible vitesse, lors de vols en haute altitude à faible pression ou même en-dehors de l'atmosphère, lors de manœuvres de commande très rapides qui nécessitent des forces très élevées. Il en va de même lorsque le contrôle aérodynamique est trop lent, par exemple en cas d'exigence élevée en termes d'agilité, lorsque les impacts directs doivent intervenir sur des petits objectifs ou sur des objectifs nécessitant des manœuvres importantes ou lorsqu'une telle agilité n'est pas possible dans la mesure où les surfaces de contrôle aérodynamiques ne peuvent pas être intégrées ou sont indésirables.

En outre, il va de soi que la technologie présentée dans ce qui suit dans la description détaillée pour l'exemple d'utilisation du contrôle de trajectoire et/ou d'attitude, peut être utilisée à d'autres fins, toute seule ou en association, par exemple sans aucune prétention quant au caractère complet :

Sur les moteurs-fusées à combustible en gel comprenant

- un dispositif pour activer/désactiver le moteur-fusée ;
- une poussée très variable

5 le cas échéant en liaison avec un système de poussée transversale supplémentaire, par exemple pour un changement de direction rapide immédiatement après un décollage non dirigé, par exemple un décollage vertical ;

10 - le cas échéant en liaison avec un contrôle de vecteur de poussée, dans lequel le gaz sortant de la chambre de combustion du moteur-fusée est dévié et insufflé latéralement dans la tuyère de poussée du moteur-fusée pour produire, par séparation d'écoulement, des forces transversales agissant sur la paroi des tuyères ;

15 - le cas échéant en liaison avec un contrôle de vecteur de poussée, dans lequel le gaz du générateur de gaz à combustible solide ou le gaz issu du réservoir de gaz comprimé est dévié et insufflé latéralement dans la tuyère de poussée du moteur-fusée pour produire, par séparation d'écoulement, des forces transversales agissant sur la paroi des tuyères ;

20 - le cas échéant en liaison avec un contrôle de vecteur de poussée ou une commande aérodynamique, dans lequel le gaz issu du réservoir de gaz comprimé ou le gaz du générateur de gaz à combustible solide du réservoir de pressurisation est dévié et est utilisé pour commander les actionneurs pneumatiques ; dans le cas où les systèmes peuvent utiliser des températures de gaz élevées, il est également possible d'utiliser le gaz du moteur-fusée ;

25 - le cas échéant en liaison avec un contrôle de vecteur de poussée ou une commande aérodynamique, dans lequel le gaz issu du réservoir de gaz comprimé ou le gaz du générateur de gaz à combustible solide du réservoir de pressurisation est dévié et est utilisé pour commander les actionneurs hydrauliques ; dans le cas où les systèmes peuvent utiliser des températures de gaz élevées, il est également possible d'utiliser le gaz du moteur-fusée ;

30 - le cas échéant en liaison avec un dispositif qui contient un générateur pour produire un courant électrique, dans lequel le gaz issu du réservoir de gaz comprimé ou le gaz du générateur de gaz à combustible solide de la pressurisation du réservoir est dévié et utilisé pour actionner le générateur, de préférence à l'aide d'une turbine, mais aussi le cas échéant un autre moteur ; dans le cas où les systèmes peuvent être utilisés avec des températures de gaz

Toutes ces fonctions supplémentaires peuvent également être réalisées par les systèmes de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude.

10 - un dispositif pour désactiver et réactiver le moteur-fusée ;
 - une poussée fortement variable ;
 - le cas échéant en liaison avec un système supplémentaire qui fait
baisser la température de combustion par mélange avec l'air ambiant, mélange et
le cas échéant évaporation d'eau ou d'un autre liquide, utilisation d'un puits de
15 chaleur ou transformation de phase endothermique d'un combustible solide, d'un
gel ou d'une boue ou d'une autre substance appropriée ;
 - le cas échéant en liaison avec un système supplémentaire qui fait
baisser la température de combustion par mélange avec une partie du gaz de
pressurisation introduit.

L'invention va maintenant être décrite en s'appuyant sur un système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude utilisé avec un combustible en forme de gel.

25 - au moins un système d'alimentation qui peut présenter un générateur de gaz ou un réservoir de pressurisation,

- au moins un réservoir, de préférence un réservoir de gel

- au moins une vanne de régulation pour réguler le débit massique du combustible

30 - au moins une tête d'injecteur

- au moins une chambre de combustion

- au moins une tuyère de poussée qui peut être réglée et/ou ajustée si besoin.

Il s'agit d'un dispositif conçu pour recevoir et pour brûler un combustible

en forme de gel.

Le principe de construction relève principalement des experts et dépend essentiellement des différentes conditions d'utilisation, comme par exemple, le type de missile, la distance de vol à parcourir, la taille du missile, les conditions spatiales. Des précisions à ce sujet seront données ultérieurement.

Le combustible en gel est conçu de telle sorte que la température de combustion atteinte lors de la combustion sur la durée de fonctionnement des éléments de construction, ne surcharge pas thermiquement les composants structurels, en particulier les éléments de contrôle du débit de gaz. Le combustible en gel est de préférence formulé de sorte que la température de combustion peut être réglée dans une plage très large allant d'environ 1300 à 3000 K.

Le combustible en gel utilisé dans le système suivant l'invention est en outre conçu de préférence de sorte qu'il ne produit que peu de particules et, en particulier aucun dépôt sur les composants structurels et éléments de commande.

On préfère une conception du combustible en gel de sorte qu'il brûle de façon uniforme dans une large plage de pression, c'est-à-dire sans produire d'oscillations de pression dues à la combustion (instabilités de combustion).

Une autre conception préférée du combustible en gel est formulée de façon à permettre un réglage très rapide et uniforme de la pression de combustion et donc du niveau de poussée.

Le combustible en gel à utiliser est écologique et est facile à manier, à stocker, à transporter et à utiliser. Cela comprend aussi la qualité des gaz produits.

Pour la production et la manipulation, aucun équipement de protection individuelle n'est nécessaire au-delà des précautions usuelles.

La constitution est en outre de préférence telle que l'on obtient un niveau suffisamment élevé d'insensibilité en cas d'avarie ou en cas d'endommagement par des attaques.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention ne se limite toutefois pas à la réception et à la combustion d'un combustible à une seule substance (« monopropellant »), en forme de gel. Au contraire, il est également possible d'utiliser des systèmes de combustible sous forme de gel à deux substances ou plus avec des oxydants écologiques ou des systèmes à auto-combustion à deux substances avec des oxydants écologiques. L'utilisation de

tels systèmes à deux substances est tout à fait possible et dépend essentiellement de paramètres, comme la puissance, la masse, la complexité, les coûts.

Le combustible en gel ne contient de préférence aucun ingrédient corrosif ou très toxique par contact.

5 Lorsqu'on introduit le combustible en gel dans un ou plusieurs sacs de combustible, ces derniers sont de préférence en matériau polymère, le cas échéant renforcés par du tissu de fibre, en particulier du textile, de la fibre de carbone, de la fibre aramide ou autres polymères ou fibres minérales, dans le cas où les sacs de combustible ne sont pas conçus extensibles. Les sacs de
10 combustible conçus extensibles sont également possibles ; leur forme lors du vidage est prévisible en associant les forces inertielles du remplissage de combustible lors de l'accélération et les forces de contrainte qui résultent de la déformation élastique du sac de combustible.

Il peut être manipulé comme combustible gélifié avec l'équipement de
15 protection normal courant (pas de scaphandre, pas de protection respiratoire).

Il n'est produit de préférence aucun gaz corrosif qui pourrait endommager les soupapes et les tuyères.

Le combustible en gel est de préférence compatible REACH.

Les systèmes DACS sont utilisés en règle générale dans des appareils
20 qui subissent ou envisagent des accélérations dans toutes les directions, lesquelles accélérations sont fonction de l'utilisation et ne peuvent, en règle générale, pas être prévues. Les combustibles en gel ne débordent pas de-ci, de-là et le déplacement du centre de gravité lors de l'évacuation reste uniformément linéaire et prévisible.

25 Une forme de réalisation du combustible en forme de gel peut comprendre la composition suivante :

Le combustible en forme de gel est constitué sur la base d'un hydrocarbure liquide à température ambiante et contenant au moins un groupe Nitro, le cas échéant aussi sur la base d'un mélange de tels hydrocarbures.

30 Le système d'alimentation pour le combustible en forme de gel peut se composer exclusivement de composants inertes.

Mais il est également possible de prévoir un générateur de gaz à combustible solide à fonctionnement pyrotechnique, ou bien une forme mixte d'un réservoir de gaz haute pression avec un générateur de gaz à fonctionnement

pyrotechnique pour la pressurisation du réservoir.

L'hydrocarbure contenant le au moins un groupe Nitro peut être un hydrocarbure aromatique ou un hydrocarbure aliphatique, par exemple un alcane qui est substitué par un ou plusieurs groupes Nitro. S'est notamment montré
5 approprié le nitroéthane et, en particulier, le nitrométhane.

Pour pouvoir le transformer en gel, l'hydrocarbure liquide à température ambiante est muté avec un agent gélifiant. Cet agent gélifiant peut être un agent gélifiant inorganique, par exemple une silice pyrogénée, telle que Aerosil® ou bien un agent gélifiant organique, par exemple les fameux LMOG (« Low Molecular
10 Mass Organic Gelators », ou « Gélifiant Organique à faible Masse Moléculaire » en français).

Le réacteur peut également être conçu comme un réacteur à deux substances, le cas échéant à plusieurs substances, de préférence avec un gel combustible et un oxydant, là encore de préférence sous la forme de gel.

On utilise par conséquence de préférence comme oxydant un sel hydrosoluble à base de nitramide ou nitrate, le cas échéant également un mélange de ces sels. On utilise de préférence pour former le gel une solution aqueuse de l'un ou de plusieurs de ces sels qui est mélangée à un ou plusieurs agents gélifiants et le cas échéant à d'autres additifs. La concentration du sel ou la
15 20 concentration totale des sels dans la solution aqueuse peut par exemple aller de 20 à 90 % en poids. Au lieu d'eau pure, le sel peut également être dissous dans un mélange d'eau et d'un diluant aqueux, comme par exemple un alcool.

Comme sels hydrosolubles, il est possible d'utiliser par exemple des sels alcalins ou des sels alcalino-terreux, on utilise toutefois de préférence des sels d'ammonium ou d'hydroxylammonium. Le dinitramide d'ammonium et le nitrate d'hydroxylammonium se sont avérés particulièrement adaptés comme oxydants.
25

Le combustible en forme de gel, lequel comprend un combustible sur la base d'un hydrocarbure liquide à température ambiante et contenant au moins un groupe Nitro et un agent gélifiant, n'est pas explosif. Il présente en outre, en cas
30 d'endommagement ou d'accidents, un comportement insensible.

Dans une autre composition, le combustible à une seule substance en forme de gel peut présenter un mélange d'au moins un combustible de base monergol, à savoir un hydrocarbure, lequel contient au moins un groupe Nitro, au moins un agent gélifiant et au moins un oxydant solide.

En ajoutant l'oxydant solide, on augmente à la fois l'impulsion spécifique et la densité et par conséquent en particulier l'impulsion spécifique au volume du combustible, ce qui permet, par rapport aux combustibles en forme de gel connus et en particulier par rapport aux combustibles liquides, de pouvoir avoir des réservoirs de combustible plus petits et par conséquent plus légers et par la même occasion, des systèmes de pressurisation plus petits et plus légers.

L'hydrocarbure contenant le au moins un groupe Nitro qui forme le combustible de base monergol présente au maximum huit atomes de carbone par molécule et est liquide à température ambiante. De préférence, l'hydrocarbure contenant le au moins un groupe Nitro est formé par du nitrométhane ou du nitroéthane.

La part du combustible de base monergol dans le combustible en forme de gel représente de préférence au moins 30 % en poids, en particulier au moins 45 % en poids.

Pour pouvoir former un gel à partir du combustible de base monergol liquide, on procède à un mélange avec un agent gélifiant. Il est possible d'utiliser comme agent gélifiant de la silice, en particulier de la silice pyrogénée, par exemple Aerosil®. De façon particulièrement préférée, on utilise des agents gélifiants organiques ou des agents gélifiants à base de carbone. Les agents gélifiants organiques peuvent être des agents gélifiants LMOG (low molecular mass organic gelators). Les agents gélifiants composés de carbone peuvent être composés de particules de carbone ou de nanotubes de carbone.

L'oxydant formé par une substance solide est composé de préférence d'au moins une liaison des groupes : perchlorate d'ammonium, nitrate d'ammonium, dinitranamide d'ammonium, et une matière hautement explosive. La matière hautement explosive est de préférence l'octogène (HMX), l'hexogène (RDX) et/ou le diaminodinitroéthylène (FOX-7).

La part de l'oxydant dans le combustible en forme de gel représente de préférence au moins 1% en poids, en particulier au moins 20 % en poids, et de préférence au maximum 70 % en poids, en particulier au maximum 30 % en poids.

Pour que l'oxydant soit bien miscible avec le combustible de base monergol et qu'il ne sédimente pas dans le combustible en forme de gel même après une longue période de stockage, ce dernier présente une taille de particules moyenne de préférence de maximum 0,4 millimètre, en particulier de maximum

0,09 millimètre. Les fines particules d'oxydant sont ainsi conservées très longtemps en suspension dans la structure de gel du combustible.

L'oxydant en forme de particules peut également contribuer à réduire la quantité nécessaire d'agent gélifiant inerte. L'oxydant oxyde une partie des fractions d'hydrocarbures du combustible de base monergol et, si l'agent gélifiant est un agent gélifiant organique ou un agent gélifiant à base de carbone, l'agent gélifiant lui-même.

Le rapport de mélange de l'oxydant par rapport à l'hydrocarbure contenant le au moins un groupe Nitro, dans la mesure où l'agent gélifiant est un agent gélifiant organique ou un agent gélifiant à base de carbone, est choisi de sorte que les gaz qui se dégagent de la réaction sont peu nombreux, c'est-à-dire légèrement riches en combustible, et donc réducteurs, dans la mesure où ces gaz n'oxydent pas la structure par exemple de la chambre de combustion ni les tuyères d'un missile et qu'il en résulte une meilleure résistance de ces structures.

Le combustible en forme de gel et chargé de particules d'oxydant suivant l'invention peut être amené, injecté ou brûlé comme un combustible en forme de gel normal.

Cette forme de réalisation d'un combustible en forme de gel permet également d'obtenir une nette amélioration de l'impulsion spécifique. Il est ainsi possible de réaliser des propulseurs à une seule substance ou « monopropellants », lesquels, par rapport aux propulseurs à deux substances ou « bipropellants » établis, présentent une impulsion spécifique légèrement réduite, tout en ayant une architecture de système plus simple et un combustible beaucoup plus facile à manier et respectueux de l'environnement. La densité du combustible suivant l'invention est 1,15 à 1,2 fois meilleure par rapport à celle d'un « monopropellant » classique, pour un propulseur à une seule substance. Par rapport aux « bipropellants » établis pour les propulseurs à deux substances, la densité du combustible suivant l'invention est supérieure d'un facteur de 1,15 à 1,2, ce qui permet des volumes de réservoir plus petits.

Dans une autre composition, il est ajouté au combustible en forme de gel un additif pour faire baisser la température de combustion élevée du combustible monergol en forme de gel, cet additif est oxydé lors de la combustion du carbone du combustible en monoxyde de carbone (CO), et pour l'oxydation de l'hydrogène (H₂) en eau (H₂O) et du monoxyde de carbone en dioxyde de carbone (CO₂)

aucun oxygène n'est mis à disposition ou bien, l'additif se décompose avec la formation d'azote.

Cela signifie que l'additif influe sur la combustion du combustible et qu'il en résulte du monoxyde de carbone et de l'hydrogène à la place de dioxyde de carbone et d'eau. Ainsi, suivant l'invention, sur le combustible monergol, au moins
5 une partie du carbone et de l'hydrogène qui, sans l'additif, aurait brûlé pour donner du dioxyde de carbone et de l'eau, brûle ici de façon incomplète pour donner du monoxyde de carbone et de l'hydrogène. L'additif provoque donc un déficit en oxygène si bien que lors de la combustion par exemple un hydrocarbure ou un
10 groupe hydrocarboné est transformé uniquement en monoxyde de carbone et en hydrogène et n'est pas brûlé complètement en dioxyde de carbone et eau.

Il résulte ainsi du gaz de combustion du combustible monergol un mélange gazeux qui permet d'une part de faire considérablement baisser la température par la combustion incomplète du combustible, cette combustion
15 incomplète étant due à l'additif, et qui contient d'autre part, une part élevée de monoxyde de carbone (CO), d'hydrogène (H₂) et d'azote (N₂), donc des gaz qui, de par leurs propriétés se rapprochent d'un gaz idéal et qui ne condensent pas sur une large plage de température et de pression, tandis que la part d'eau (H₂O) et de dioxyde de carbone (CO₂) qui, de par leurs propriétés se différencient
20 substantiellement des gaz idéaux et qui condensent à forte pression et à des températures nettement inférieures, est faible.

On utilise ici de préférence comme combustible monergol un combustible qui contient au moins un hydrocarbure liquide à la température ambiante et contenant au moins un groupe nitro, par exemple du nitrométhane ou du
25 nitroéthane. L'agent gélifiant peut par exemple être une silice pyrogénée ou un LMOG (low molecular mass organic gelator) ou bien être formé par des nanotubes de carbone. Le combustible en gel peut en outre contenir des particules métalliques, de préférence de l'aluminium ou du magnésium, pour augmenter le niveau d'énergie, puis également des particules issues de matériaux
30 énergétiques.

La part de l'additif peut par exemple être comprise entre 5 et 30 % en poids du combustible pour le générateur de gaz.

L'additif peut être une substance liquide à température ambiante, c'est-à-dire à la température de fonctionnement du générateur de gaz, par exemple de 0

à 40°C, ou bien une substance solide particulière.

L'additif peut être un composé organique, notamment un composé carboné liquide ou solide. Même s'il est plus facile d'utiliser un additif liquide au niveau du processus de fabrication, il est possible, avec un additif particulaire
5 solide, d'accroître la densité du combustible, ce qui permet d'avoir des volumes de réservoir plus petits pour des rendements gazeux identiques.

L'additif peut être un hydrocarbure ou un composé organique contenant du carbone, de l'hydrogène et de l'oxygène et/ou de l'azote. L'hydrocarbure peut par exemple contenir de 5 à 12 atomes de carbone par molécule. L'hydrocarbure
10 peut être un hydrocarbure saturé ou insaturé, droit ou ramifié, cyclique ou polycyclique, comme par exemple l'heptane, l'octane, l'isooctane ou le cyclohexane.

Le composé organique contenant le carbone, l'hydrogène et l'oxygène peut être un composé présentant un groupe alcool, éther, ester, cétone, aldéhyde
15 ou carboxyle, ou bien un composé hétérocyclique.

Le composé organique contenant le carbone, l'hydrogène et l'oxygène peut être un composé hétérocyclique ou un composé contenant au moins un groupe nitro ou au moins un groupe amino. Le composé contenant le groupe amino peut être de l'urée.

20 A la place ou en plus de l'additif qui, lors de la combustion, transforme au moins partiellement le combustible monergol en monoxyde de carbone et en hydrogène, l'additif peut également être une substance qui, lors de la combustion du combustible monergol, se décompose en azote, en particulier un azide, par exemple un azide de sodium.

25 L'additif est de préférence ajouté au combustible en forme de gel et mélangé avec ce dernier. Pour améliorer la réaction de combustion, l'additif peut également être mis en contact, totalement ou partiellement, avec le gaz de combustion qui est dans un premier temps chaud, dans une zone ou chambre de postcombustion, lequel gaz de combustion est formé par combustion du
30 combustible en forme de gel conservé dans un récipient séparé. Le gaz de combustion chaud réagit ensuite dans la zone ou chambre de postcombustion dans laquelle l'additif est amené, de sorte qu'il en résulte ici du gaz avec une température abaissée.

Cela signifie que le dioxyde de carbone (CO₂) et l'eau (H₂O) formés

dans le gaz de combustion lors de la combustion du combustible monergol sont transformés ou réduits dans la zone ou chambre de postcombustion, au moins partiellement, par réaction endothermique en monoxyde de carbone (CO) et en hydrogène (H₂).

5 Plusieurs procédés sont alors possibles, notamment : les systèmes à un, deux ou plusieurs combustibles, l'intégration totale ou partielle de l'additif dans le combustible, les combustibles ou oxydants qui brûlent dans la première zone de combustion, ou bien l'ajout total ou partiel de l'additif sous forme pure ou mélangée dans une zone après la première zone de combustion où se déroule
10 une réaction postérieure.

 L'apport du combustible peut se faire à l'aide d'un générateur de gaz ou d'un système de pressurisation de réservoir, par exemple par pressurisation au gaz ou bien avec un piston mécanique dans le réservoir de stockage du combustible. De ce fait, le générateur de gaz et le système de pressurisation du
15 réservoir ne doivent pas nécessairement être interprétés comme des composants indépendants l'un de l'autre sur le plan fonctionnel, mais ils peuvent coopérer.

 Les notions de générateur de gaz et de pressurisation de réservoir concernent en outre le système d'alimentation avec un regard sur l'acheminement du combustible dans le dispositif suivant l'invention et s'entendent comme des
20 synonymes.

 La combustion du combustible peut se faire à l'aide d'injecteurs dans une chambre de combustion.

 Le combustible en forme de gel peut, en plus de l'additif, contenir encore d'autres adjuvants liquides et solides. L'avantage d'adjuvants solides, y compris
25 de l'additif qui transforme lors de la combustion du combustible monergol, par réaction endothermique, le dioxyde de carbone et l'eau en monoxyde de carbone et en hydrogène, réside dans le fait qu'il n'est pas nécessaire de le mélanger au combustible monergol ou au combustible en forme de gel.

 La sous-comptabilisation nette du combustible de cette composition fait
30 que les gaz de combustion n'agissent pas comme oxydants sur les structures des machines de travail, des réservoirs et des conduites, ce qui améliore leur durée de vie et leur résistance.

 Le combustible suivant l'invention permet, grâce à la diminution de la température de combustion, d'obtenir une résistance nettement accrue des

machines de travail, récipients et conduites soumis au gaz de combustion. Le rendement est en outre amélioré grâce à des produits de réaction qui se comportent comme des gaz idéaux sur de larges plages de température et de pression. La densité du combustible peut être accrue en ajoutant un additif
5 particulaire. Il est également possible, même avec le combustible monergol, d'utiliser des substances non miscibles en les introduisant sous forme particulaire solide. Le combustible peut être utilisé pour générer une poussée sur des dispositifs de commande à rayonnement transversal d'appareils aériens et aéronautiques.

10 Dans une forme de réalisation de cette autre composition décrite ci-dessus, il a été produit un combustible à partir de nitrométhane avec des nanotubes de carbone comme agent gélifiant et 10 pour cent en poids d'heptane. D'après le calcul avec le code thermodynamique ECT de l'Institut Fraunhofer pour la technologie chimique ICT (« Institute for Chemical Technology »), à une
15 pression constante de 100 bar, la température de combustion diminue et passe de 2197 à 1450 K, la part de dioxyde de carbone (CO₂) et d'eau (H₂O) diminuant d'environ 50 % avec une augmentation d'environ 50 % de la part de monoxyde de carbone (CO) et d'hydrogène (H₂), avec une part d'azote constante.

Les trois compositions de combustible en gel ci-dessus peuvent
20 également être combinées entre elles.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention présente comme autre composant un moteur-fusée ou un générateur de gaz réglable.

Ce dernier présente de préférence une vanne de régulation de débit de
25 combustible, une tête d'injecteur avec de préférence des injecteurs variables, une chambre de combustion ainsi qu'une ou plusieurs tuyères d'éjection avec de préférence une section de col de tuyère variable.

Ces éléments peuvent composer tous les éléments du moteur réglable ou, selon les exigences d'application, être des composants séparés du moteur
30 réglable.

Ils sont décrits ci-dessous :

La vanne de régulation de débit de combustible est fermée avant le démarrage du moteur et s'ouvre dès que le combustible en gel doit être amené dans la chambre de combustion.

La conception de la vanne de régulation de débit de combustible incombe à l'homme du métier et dépend des propriétés, fonctions et délimitations du type de ce procédé.

5 La vanne de régulation de débit de combustible est de préférence conçue de façon à répondre aux exigences dynamiques les plus élevées en termes de régulation de débit. Dans une forme de réalisation possible, elle présente une vanne proportionnelle à une ou plusieurs voies, hautement dynamique et actionnée directement, ainsi qu'une unité de commande qui renferme l'ensemble de l'électronique de régulation et le système de capteurs. La
10 vanne de régulation de débit de combustible règle le débit de façon exacte et réagit dans des délais très courts aux perturbations provenant de l'extérieur. On obtient cette précision élevée par exemple par la détection interne du débit à l'aide de capteurs. Le débit volumétrique réel peut être réglé de préférence directement et être adapté rapidement aux changements.

15 L'utilisation d'une électronique de régulation et d'une interface de préférence entièrement numériques permet d'adapter la vanne de régulation de débit de combustible aux différentes applications. Un logiciel permet une mise en service confortable. Il est également possible d'établir un diagnostic de la vanne de régulation de débit de combustible, notamment par le biais des LED intégrées
20 ou de logiciels.

L'état « fermé » peut être obtenu par la vanne de régulation de débit de combustible elle-même. Cet état peut également être assuré par une vanne supplémentaire, par exemple une pyrovanne avec une membrane d'éclatement, ou par une autre vanne. L'utilisation d'une telle vanne supplémentaire permet de
25 réduire les exigences d'étanchéité de la vanne de régulation de débit de combustible. Il convient toutefois de noter que, pendant le stockage et jusqu'au lancement du processus de démarrage, le réservoir du combustible est hors pression et le combustible en gel n'est pas liquide.

La vanne de régulation de débit est en outre conçue de préférence de
30 sorte qu'elle possède une caractéristique linéaire et un comportement de régulation précis sur toute la plage de débit massique.

La conception préférée de la vanne possède une caractéristique de commande linéaire.

D'autres conceptions envisagées sont les vannes à pointeau, les vannes

à manchon déformable, les poussoirs à piston et les vannes à double siège.

Toutefois, il est tout à fait possible d'utiliser un simple robinet à boisseau sphérique pour des applications plus simples.

La régulation de débit peut également se faire au moyen de deux ou
5 plusieurs vannes montées en parallèle, qui ouvrent et ferment simplement. Il peut alors être envisagé des vannes d'arrêt ou des vannes de fermeture.

La commande peut aussi bien être électrique, hydraulique, pneumatique, mixte, par servomoteur ou bien de toute autre façon adaptée, selon ce qui est le plus avantageux du point de vue du système.

10 On utilise de préférence le gaz issu du système de pressurisation du réservoir.

Dans un système à deux substances, ce qui est expliqué plus haut s'applique de la même façon pour la vanne d'oxydant.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention,
15 avec son moteur-fusée ou son générateur de gaz, présente en outre de préférence une tête d'injecteur.

La conception de la tête d'injecteur incombe à l'homme du métier et dépend des propriétés, fonctions et délimitations du type de ce dispositif.

La tête d'injecteur comprend de préférence un ou deux éléments
20 d'injecteur. Les tentatives antérieures ont révélé que la poussée était bien liée au nombre d'éléments d'injecteur et par conséquent au débit massique du combustible. Aux conditions nominales, un élément d'injecteur dans la conception préférée est traversé par un combustible en gel d'environ 130 g, ce qui produit, en fonction du combustible en gel, une poussée d'environ 300 N ou plus.

25 Des injecteurs à percussion adaptés à la nature du combustible en gel constituent la solution préférée.

Les combustibles en forme de gel se comportent, au repos, comme des substances solides. Sous l'influence de contraintes de cisaillement, ils deviennent, à mesure que la contrainte de cisaillement augmente, de plus en plus fluides au
30 sens d'un fluide non newtonien qui se dilue difficilement. Leur comportement de pulvérisation est en grande partie similaire à celui des combustibles liquides. Le processus de chambre de combustion présente des similitudes avec le processus avec les combustibles liquides. La pulvérisation peut se faire à l'aide d'un injecteur à percussion.

D'autres propriétés, fonctions et composants de la tête d'injecteur comprennent de préférence la présence d'éléments d'injecteurs solides qui injectent le débit massique minimum requis en combustible pour la charge de base.

5 On privilégie également des éléments d'injecteur qui peuvent être ouverts et fermés. Avec un débit massique de combustible global faible, l'ensemble de ces éléments, ou bien certains éléments sont fermés de sorte que, malgré un débit massique de combustible faible, les conditions d'injection des injecteurs actifs permettent toujours une bonne pulvérisation et une bonne
10 nébulisation.

Il est également possible de configurer les canaux d'injection des éléments d'injecteur de sorte que le débit massique de combustible puisse être réglé de façon continue. La variante préférée se concentre toutefois sur la commande allumé/éteint car la pulvérisation en position partiellement ouverte
15 n'est pas optimale – cela doit être assuré par les éléments d'injecteur verrouillables pour les éléments d'injecteur actifs – et le réglage de débit peut se faire à l'aide de la vanne de régulation de débit de combustible dans la mesure où la variation de pression préalable qui en résulte peut déjà être donnée en plus.

Différentes conceptions des éléments d'injecteur variables sont
20 possibles.

De même, il est également possible d'utiliser différentes variantes et combinaisons de robinets, de vannes d'arrêt, de vannes rotatives, de robinets à piston, de soupapes à membrane, à cylindre de fermeture, à pointeau, à double siège, à boisseau sphérique ou à piston.

25 L'effet de base est le rétrécissement de la section d'écoulement ou, de façon préférée, la fermeture d'un canal conformément aux considérations susmentionnées.

Pour modifier et/ou pour fermer le canal d'écoulement du combustible, il est possible d'utiliser des robinets à déplacement latéral ou rotatif, des robinets à
30 piston, des mandrins ou des étranglements à déplacement axial, des canaux dont la section se modifie par déformations ou autres procédés – voir les types de vannes ci-dessus.

On utilise de préférence des éléments d'injecteur qui permettent de fermer et d'ouvrir complètement les différents canaux des injecteurs.

La commande peut être aussi bien électrique, hydraulique, pneumatique, mécanique ou mixte ou se faire par servocommande ou de toute autre façon adaptée, selon ce qui est le plus avantageux du point de vue du système. De préférence, on utilise le gaz issu du système de pressurisation du réservoir.

- 5 Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention dispose en outre d'une chambre de combustion.

La chambre de combustion peut être réalisée de différentes façons en ce qui concerne la forme et le matériau.

- 10 La chambre de combustion peut également être réalisée dans un matériau résistant à la chaleur sans isolation thermique intérieure ou bien dans un matériau métallique courant, de préférence de l'acier, avec isolation thermique. Il peut s'agir par exemple de céramique avec ou sans matière de remplissage ou un polymère avec ou sans matière de remplissage, de préférence un polymère de la catégorie des « silice-phénol », qui est collé ou enfoncé dans la structure
- 15 métallique.

La chambre de combustion dans la conception comme chambre de combustion métallique présente de préférence des alliages à point de fusion élevé.

- 20 Les matériaux préférés sont des alliages d'acier et de Ti. Les alliages métalliques à haut point de fusion, comme par exemple les alliages de molybdène (TZM) ou autres conviennent parfaitement d'un point de vue thermique, mais sont très difficiles à manier, en particulier à une pression élevée de fonctionnement.

- 25 Pour les matériaux de structure qui ne résistent pas à la température de combustion, il est possible d'utiliser une protection thermique qui est réalisée de préférence à partir de céramique, par exemple des oxydes céramiques, des nitrures, des carbures ou des matières céramiques renforcées par des fibres.

- 30 Selon l'application, si par exemple l'éjection de particules, en particulier de particules de suie devait être autorisée, il est également possible d'utiliser des matières ablatives, par exemple des thermoplastiques remplis ou non remplis, le KFK, le silice-phénol, le CKF, S-5000® ou des mélanges de ces matières, Dow-Corning 93-104® ou matières analogues.

La chambre de combustion décrite peut en outre être renforcée avec un matériau composite à base de fibres, de préférence un plastique renforcé par des fibres de carbone, dans le cas où il règne des charges particulièrement élevées,

en particulier une pression de chambre de combustion élevée.

La chambre de combustion peut également être réalisée en tant que chambre de combustion céramique sans bouclier thermique intérieur, de préférence en matière céramique composite renforcée de fibres, avec une couche
5 intérieure dans une autre matière, par exemple des oxydes céramiques, des nitrures, des carbures ou des matières céramiques renforcées par des fibres ou des matières ablatives comme décrit plus haut.

La chambre de combustion céramique décrite peut en outre être renforcée avec une matière renforcée par des fibres de carbone, dans le cas où il
10 y règne des charges particulièrement élevées, en particulier une pression de chambre de combustion élevée.

Dans le cas où il n'est pas nécessaire d'utiliser une tuyère variable et qu'une tuyère avec un col de tuyère fixe suffit pour les conditions, la structure de la chambre de combustion peut alors renfermer la tuyère.

15 Dans le cas où il est nécessaire d'utiliser une matière de col de tuyère spécifiquement résistante, le graphite, la céramique de types différents, en particulier la céramique composite renforcée de fibres, ou des alliages métalliques à haut point de fusion constituent un excellent choix. Entre par exemple en considération l'alliage titane-zirconium-molybdène, TZM, lequel dispose d'un point
20 de fusion élevé, d'une résistance thermique élevée, d'une faible dilatation thermique, d'une bonne conductivité et d'une bonne résistance chimique.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention dispose en outre de une à plusieurs tuyères d'éjection.

La tuyère réglable et/ou ajustable, de préférence les tuyères réglables
25 et/ou ajustables, permettent de produire un vecteur de poussée dans n'importe quelle direction. Le simple fait de modifier le débit massique adapte la force du vecteur de poussée selon les besoins. Les sections d'écoulement de chaque tuyère de poussée peuvent être réglées de sorte que les tuyères de poussée fonctionnent toujours avec un rendement élevé.

30 Le dispositif suivant l'invention utilise de préférence six tuyères de poussée pour pouvoir effectuer des mouvements de roulis, de tangage et latéraux. Les tuyères de poussée peuvent être utilisées dans toutes les combinaisons pour diriger la tête chercheuse sur l'objectif et guider le missile sur l'objectif.

La tuyère/les tuyères est/sont munie(s) d'une section de col de tuyère de

préférence variable.

Les tuyères variables sont conçues de sorte que la section la plus étroite puisse varier et passer d'une ouverture maximale à une ouverture minimale ou qu'elle puisse être complètement fermée.

- 5 Sur les systèmes de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude, la section la plus étroite des tuyères variables est commandée de façon active.

En principe, les tuyères variables peuvent également être conçues comme un élément passif, entraîné de préférence par la différence de pression chambre de combustion/pression ambiante, de sorte que la pression de la
10 chambre de combustion reste approximativement constante, ce qui ne serait toutefois judicieux qu'avec un dispositif de vecteur de poussée constant, avec de ce fait une seule tuyère par chambre de combustion et un moteur-fusée, bien que dans ce cas il soit également en principe possible d'utiliser plusieurs tuyères, cela pouvant s'avérer avantageux pour des conditions d'assemblage exigus.

- 15 Dans le cas où la section minimale la plus étroite des tuyères n'est pas égale à zéro, on applique le débit massique de combustible le plus petit possible avec une pression inférieure à la pression nominale, avec également une pression de combustion minimale pour le combustible en question.

Les conceptions possibles sont les suivantes :

- 20 - Tuyères avec un corps central pouvant être déplacé axialement sous la forme de mandrins, de tuyères à pointe ;
- Tuyères avec un col de tuyère pouvant être déplacé axialement sur un mandrin central fixe, également avec l'effet d'une tuyère « oignon » ;
- Tuyères plates avec insert pouvant être déplacé latéralement dans le
25 col de tuyère ou avec col de tuyère fixe et tuyère divergente mobile latéralement ;
- Tuyères avec insert pouvant être déplacé en rotation dans le col de tuyère ou avec col de tuyère fixe et tuyère divergente mobile en rotation ;
- Tuyères avec col de tuyère variable de type cache ;
- Tuyères avec col de tuyère dans une conception qui modifie la section
30 la plus étroite par déformation ;
- Tuyères avec insufflation de gaz dans le col de tuyère ou à proximité de ce dernier pour obtenir par la mécanique des fluides un rétrécissement du col de tuyère ;
- Tuyères avec injection d'un liquide qui s'évapore ou d'un gel ou d'une

suspension dans le col de tuyère ou à proximité de ce dernier pour obtenir au niveau de la section la plus étroite, par la mécanique des fluides, un rétrécissement du col de tuyère.

Dans certains cas il peut également s'avérer judicieux d'avoir des sorties
5 de gaz qui ne sont pas conçues comme des tuyères de poussée ; même si cela n'est pas une conception préférée.

Une autre conception consiste à installer un étrangleur avec section variable entre la chambre de combustion et les tuyères. Un tel agencement est
10 avantageux si la pression de la chambre de pression doit être maintenue à un niveau plus élevé que la pression souhaitée pour le fonctionnement des tuyères de poussée.

Dans le cas où les tuyères de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude sont alimentées en gaz par le même générateur de gaz, une conception possible comprend des tuyères de contrôle de trajectoire (plus grosses) qui peuvent être de
15 préférence totalement fermées lorsqu'aucune poussée n'est nécessaire pour le contrôle de trajectoire, et des tuyères de contrôle d'attitude qu'on peut fermer partiellement et dont la section transversale minimale est dimensionnée de sorte qu'elle correspond au débit massique de combustible en gel minimal à la pression de combustion souhaitée.

20 De préférence, on peut utiliser des actionneurs pour la commande active des tuyères mécaniques. Ils peuvent être électriques, hydrauliques, mécaniques, pneumatiques, mixtes ou commandés par servomoteurs ou de toute sorte adaptée, selon ce qui est le plus avantageux du point de vue du système.

De façon avantageuse, on utilise le gaz issu du système de
25 pressurisation du réservoir. Si le gaz de pressurisation du réservoir est également utilisé pour entraîner le système hydraulique des actionneurs, cela pouvant entraîner une certaine augmentation de la complexité : pour ce faire, le système hydraulique fonctionne avec un fluide quasi-incompressible et est de ce fait plus agile et plus rapide.

30 Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention présente donc un moteur-fusée ou un générateur de gaz qui peut être réglé et commandé, de préférence, d'un système de commande, comprenant une partie matérielle et une partie logicielle.

Les algorithmes de contrôle servent à contrôler et à réguler le débit

massique de combustible, la pression de la chambre de pression et la section d'écoulement des tuyères, tout ceci en fonction des besoins de poussée.

Ils garantissent une pression la plus constante possible avec un débit de combustible variable.

- 5 En outre, ils ajustent la pression de fonctionnement sur la pression ambiante dans une proportion appropriée, en particulier lors de changements de la pression ambiante.

Ils sont en outre en charge des aspects dynamiques du système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention.

- 10 Si le dispositif suivant l'invention est en liaison avec un système de poussée transversale supplémentaire, par exemple pour un changement de direction rapide immédiatement après un décollage non dirigé, par exemple un décollage vertical, le système de tuyères peut alors présenter, dans cette forme de réalisation préférée, des tuyères de poussée transversale. Cette forme de
15 réalisation est décrite ci-après.

Sur la base des commandes de manœuvre, les tuyères de poussée transversale fournissent la force nécessaire pour un positionnement précis du missile en vue d'une collision avec l'objet volant ennemi.

- 20 En liaison avec le système de tuyères, on utilise de préférence des actionneurs qui permettent un réglage rapide et régulier de la direction de poussée.

Selon les exigences en termes de temps de positionnement, on peut utiliser des actionneurs électromécaniques, hydrauliques, pneumatiques ou commandés par servomoteur.

- 25 Un système pneumatique à gaz chaud est également avantageux, ce dernier étant alimenté en pression à partir de la chambre d'expansion (ACS) de la poussée transversale.

- 30 Le mode de fonctionnement des actionneurs dépend de ce fait du générateur de gaz utilisé pour l'unité de poussée transversale (ACS). Les actionneurs sont reliés directement aux tuyères de gaz chaud, lesquelles sont réalisées de préférence sous la forme de pointeau (pintle), et règlent le sens de poussée de l'ACS. Ils sont également reliés en fonctionnement aux vannes de gaz chaud pouvant également être utilisées.

Les actionneurs permettent de garantir un réglage continu des forces de

poussée obtenues.

Le sens de poussée du missile est influencé par les tuyères et par le gaz qui s'y écoule. Le changement de missile n'est de ce fait visiblement pas influencé par l'actionneur, mais uniquement de façon implicite. Implicite parce que
5 l'actionneur est chargé de veiller à ce que le gaz sorte de la « bonne » tuyère parmi la multitude des tuyères pour ainsi influencer le sens de poussée sous la forme souhaitée.

Lorsque le générateur de gaz, par exemple un générateur de gaz à combustible solide, produit un débit massique constant, le sens de poussée de
10 l'unité de poussée transversale peut alors être réglé par les actionneurs, lesquels commandent des tuyères à pointe opposées.

Si on utilise un générateur de gaz à débit massique variable, par exemple un générateur de gaz de combustible en gel, le réglage de la position et de la trajectoire s'effectue par commande individuelle des différentes tuyères,
15 selon le temps de fonctionnement, du combustible supplémentaire étant en outre économisé. On obtient cet effet dans la mesure où sont ouvertes uniquement les tuyères ACS nécessaires pour fournir la poussée requise. Toutes les autres tuyères restent fermées pour ainsi empêcher la perte de gaz qui s'écoulerait inutilement. Il est également possible de régler le sens de poussée et le niveau de
20 pression dans le plénum pour pouvoir obtenir des durées de fonctionnement longues.

L'unité de poussée transversale est par conséquent alimentée par un générateur de gaz réglable à fonctionnement discret ou continu, lequel générateur alimente le plénum (décrit ci-après) et les tuyères en gaz produit, lequel gaz
25 assure le sens de poussée nécessaire.

La construction présente, outre les tuyères qui viennent d'être expliquées et les actionneurs, également ce que l'on appelle un plénum. Ce plénum rassemble le débit massique total provenant d'un ou de plusieurs générateurs de gaz, lequel débit est ensuite réparti sur toutes les tuyères. Ces différents
30 pointeaux à gaz chaud ou soupapes à gaz chaud règlent ensuite leurs débits massiques correspondants.

L'interface entre le missile et l'unité de poussée transversale (ACS) constitue par conséquent le plénum.

Le plénum est un corps fermé excepté au niveau de son entrée et sortie

qui peut présenter différentes formes géométriques. Le plénum peut par exemple être de forme cylindrique ou avoir la forme d'une casserole. La matière peut être choisie librement en tenant compte de l'utilisation.

5 Le plénum et sa construction sont totalement indépendants du système de production de gaz utilisé ou devant être utilisé dans le missile. Le plénum peut par conséquent être utilisé avec tous les types de générateurs de gaz. Pour ce faire, il suffit d'utiliser des raccords et adaptateurs correspondants.

10 La configuration suivant l'invention des tuyères, actionneurs et du plénum permet une séparation de l'unité de poussée transversale (ACS) et de l'organe de destruction « Kill Vehicle » avec les tuyères de poussée transversale (DACS) d'un côté, et le générateur de gaz de l'autre côté. Cela signifie qu'une telle construction permet une utilisation modulaire dans différents concepts de missiles, ainsi qu'un élargissement du système ACS dans un système DACS dans un organe de destruction « Kill Vehicle ».

15 Les composants du système ACS/DACS peuvent être utilisés comme concepts individuels pour une intégration dans des missiles de ce type avec des systèmes spécifiques, tout en choisissant librement le générateur de gaz.

20 Les algorithmes de contrôle opèrent la commande des actionneurs et tuyères à pointeau ou les soupapes de gaz chaud. En utilisant des générateurs de gaz réglables dans le missile, un réglage supplémentaire du débit massique du générateur de gaz est avantageusement possible afin de réduire la consommation de combustible pendant les longues périodes de fonctionnement ainsi que pendant les phases où les exigences de poussée ACS sont moindres.

25 Le système de poussée de l'ACS met également à disposition de façon avantageuse un contrôle du tangage (« Pitch » en anglais) et du lacet (« Yaw » en anglais) pour l'interception.

30 Le système de contrôle de trajectoire et d'attitude décrit précédemment amène le missile, en cas de besoin, sur une période prédéterminée dans une position commandée et le maintient dans cette position avec une précision définie du système.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention présente donc un moteur-fusée ou un générateur de gaz qui dispose du système de réservoir décrit ci-après.

Une forme de réalisation suivant l'invention présente au moins un

réservoir. Ce réservoir peut être équipé d'un vérin avec à l'intérieur un système de piston. Le piston est pressurisé par le gaz et distribue le gel dans la chambre de combustion par une vanne de régulation ou un système de vanne de régulation.

- 5 Le débit massique de gel dans la chambre de combustion est réglé par une vanne de régulation. Le débit massique dépend également toutefois de la différence de pression entre le réservoir de gel et la chambre de combustion.

 Cette forme de réservoir s'impose pour les moteurs-fusées tels que ACS/DACS. Pour les autres systèmes de missiles, il est également possible
10 d'utiliser des réservoirs de forme sphérique et une pressurisation avec des membranes métalliques.

 Le système de réservoir se compose d'un ou plusieurs réservoirs de combustible en gel qui, suivant les besoins du système, peuvent être disposés dans l'espace indépendamment de la chambre de combustion.

- 15 Etant donné que les combustibles en gel ne peuvent pas être aspirés par le biais de pompes, ces derniers doivent de préférence sortir du réservoir par pression et être amenés dans la chambre de combustion par pression également ; le cas échéant la pressurisation du réservoir peut également permettre d'amener le combustible en gel vers une pompe montée en aval.

- 20 Le combustible est de préférence injecté au niveau de la paroi opposée aux orifices de sortie (côté frontal). Il peut toutefois être également injecté côté fond ou sur le côté ou depuis une autre direction.

 Une alimentation par pression pure ne constitue pas un inconvénient majeur par rapport aux systèmes avec propulsion liquide, dans la mesure où en
25 cas de fortes accélérations du missile, les liquides doivent également être acheminés au niveau de l'entrée d'une pompe par application de pression. Et sur les systèmes comparativement petits comme les systèmes de contrôle de trajectoire et d'attitude, les combustibles liquides sont également amenés du réservoir dans la chambre de combustion en supprimant les pompes complexes et
30 coûteuses, directement par pression. Le rapport entre pression de réservoir/pression de chambre de combustion est quasi-identique entre les moteurs à combustible en gel et les moteurs à combustible liquide, dans la mesure où il n'est pas déterminé en premier lieu par une résistance à l'écoulement de l'injecteur, mais à la demande, de sorte que les oscillations de pression dans la

chambre de combustion ne se propagent pas le long des conduites de combustible, ce qui pourrait renforcer les oscillations de pression dans la chambre de pression par des oscillations synchrones de l'apport de combustible.

Les conceptions préférées de réservoir sont les suivantes :

- 5 - Réservoirs avec apport par piston, de préférence sur des réservoirs présentant un rapport longueur/diamètre élevé ;
 - Réservoirs avec apport par membrane, de préférence sur des réservoirs avec un petit rapport longueur/diamètre. Plusieurs conceptions sont ici possibles :
- 10 - Une ou plusieurs membranes sont fixées le long du pourtour du réservoir et le divisent en deux chambres pour le combustible et le gaz comprimé ; la sortie du combustible en gel se fait sur un côté par la paroi de réservoir, de préférence par une ouverture aménagée sur le dessus ; une sortie à un autre endroit ou à travers la membrane, également par plusieurs ouvertures, est en
- 15 principe également possible si cela s'avère nécessaire du point de vue du système ;
 - Une ou plusieurs membranes peuvent en outre être fixées à l'intérieur du réservoir, au niveau d'une structure support de préférence centrale, mais également modulaire, et être alimentées en gaz comprimé depuis l'extérieur ; la
 - 20 sortie du combustible en gel se fait alors par la structure support centrale.
 - Une ou plusieurs membranes peuvent en outre être fixées à l'intérieur du réservoir, au niveau d'une structure support de préférence centrale, le cas échéant également modulaire, et être alimentées en gaz comprimé depuis l'intérieur ; la sortie du combustible en gel se fait dans ce cas par une ou plusieurs
 - 25 sorties dans la paroi de réservoir.

Le choix de la conception du réservoir tient bien plus de l'exigence du système, par exemple la forme du réservoir et le déplacement autorisé du centre de gravité, que de la nature du combustible.

En particulier les « monopropellants » en gel s'accordent bien avec les

30 matières métalliques. Selon les exigences du système, les réservoirs de combustible en gel peuvent être fabriqués en alliages métalliques ou en matière composite renforcée par des fibres avec un liner intérieur adapté ou un revêtement intérieur adapté.

Si l'on utilise pour la pressurisation du réservoir le gaz issus des

générateurs de gaz solide, on ajoute, si nécessaire, une couche de protection thermique intérieure ou bien c'est le liner intérieur qui endosse cette fonction.

Les pistons d'alimentation servent à séparer physiquement le gaz de pressurisation et le combustible en gel, tandis que la transmission de force est
5 négligeable ; enfin, la différence de pression entre le côté gaz et le côté combustible en gel du piston correspond approximativement à la force de frottement sur les joints divisée par la section transversale du piston. Le piston peut alors être d'un concept léger s'il est entraîné par du gaz comprimé.

10 Outre un actionnement par gaz comprimé, les pistons peuvent également être déplacés de façon mécanique, par exemple par une broche ou un autre dispositif mécanique.

Si l'on considère le piston à utiliser, le contour de piston est de préférence identique au contour du fond du réservoir pour pouvoir réduire au minimum les quantités restantes dans le réservoir.

15 Une étanchéité le cas échéant nécessaire entre le volume de gaz et le volume de combustible en gel peut être obtenue à l'aide d'une garniture en labyrinthe, d'anneaux racleurs, de joints d'étanchéité à lèvres, de préférence des joints d'étanchéité à lèvres avec mise sous pression avec du gaz chaud à partir du générateur de gaz de combustible solide, et d'anneaux racleurs lors d'une
20 pressurisation avec du gaz comprimé « froid ».

La conception du piston, notamment au niveau du choix de la matière et de la forme, est de préférence telle que le piston suive l'augmentation de diamètre du réservoir de combustible en gel lors de la pressurisation.

Pour la pressurisation au gaz chaud, il est avantageux que le piston soit
25 muni, côté gaz, d'une couche d'isolation thermique, par exemple une peinture de protection thermique qui gonfle lors d'un réchauffement, de polymères chargés et non chargés, de mousses de polymère, des mousses minérales ou de laine, de préférence des polymères chargés.

Il est envisagé comme entraînement des entraînements électriques,
30 hydrauliques et pneumatiques ou bien des formes mixtes, même si l'injection directe avec du gaz comprimé constitue la solution davantage préférée, dans la mesure où ces entraînements sont plus complexes et plus difficiles à construire que l'entraînement par gaz comprimé.

Une membrane peut également être utilisée pour séparer physiquement

le gaz et le combustible en gel. Cette membrane a également une différence de pression infiniment faible entre le côté gaz et le côté combustible en gel et peut par conséquent être réalisée simplement tout en garantissant l'étanchéité.

5 Dans la mesure où il est utilisé dans la présente invention une ou plusieurs membranes, des membranes en métal, matériau polymère ou matériau composite de ces derniers, le cas échéant renforcées par un tissu de fibres, par exemple textile, fibre de carbone, fibre aramide, autres polymères ou fibres minérales, conviennent parfaitement. Le cas échéant il est possible d'utiliser, côté combustible, un revêtement, dans le cas où le matériau polymère devait s'avérer
10 incompatible avec le combustible ; par exemple vaporisation de métal, application de feuille de métal, ou équivalent.

Le système de contrôle de trajectoire et/ou d'attitude suivant l'invention présente un moteur-fusée ou un générateur de gaz qui dispose de préférence d'un système de pressurisation du réservoir expliqué ci-après.

15 La conception du système de pressurisation du réservoir relève des connaissances de l'homme du métier et dépend des propriétés, fonctions et délimitations du type de ce procédé.

Pour le système de pressurisation du réservoir, on envisage les possibilités techniques suivantes :

20 Suivant l'invention, il s'agit d'une pressurisation avec un gaz inerte provenant d'un réservoir de gaz comprimé. Dans une conception préférée, un réducteur de pression fait entrer dans le réservoir de combustible en gel exactement la quantité pour que la pression du réservoir n'excède pas la pression de conception. Une vanne, par exemple une pyrovanne, ouvre au début la
25 conduite de gaz. Jusqu'à cet instant, le réservoir de combustible en gel est hors pression. Une réalisation avec une vanne commandée est également possible. Dans une autre réalisation, une telle vanne peut également prendre en charge la fonction de fermeture pour le réservoir de gaz comprimé pendant la période de stockage.

30 Suivant l'invention, une pressurisation avec du gaz qui est produit par un générateur de gaz à combustible solide, est également possible. Ce générateur de gaz est allumé en début de fonctionnement. Jusqu'à cet instant, le réservoir de combustible en gel est hors pression. Le gaz du générateur de gaz est toutefois relativement chaud, même si la température de combustion est nettement

inférieure à celle des combustibles solides de missiles. Le réservoir nécessite par conséquent une protection thermique. En revanche, un générateur de gaz à combustible solide est nettement plus compact qu'un réservoir de gaz inerte.

5 Il est également possible de faire baisser la température du gaz en utilisant des mesures de réduction de température spécifiques, par exemple en mélangeant le gaz chaud avec des substances qui dégagent du gaz par absorption de chaleur, ou bien par des générateurs de gaz hybride, donc en combinant le générateur de gaz à combustible solide avec un réservoir de gaz inerte.

10 La configuration appropriée du générateur de gaz à combustible solide par le choix d'une configuration appropriée de propulseur, également à l'aide de segments de vitesse de combustion différente et de différentes surfaces de combustion, permet, dans certaines limites, de couvrir également, avec un propergol solide, différents profils possibles de sortie de combustible en gel selon
15 l'utilisation au moyen d'un générateur de gaz à combustible solide. Ce procédé a été prouvé expérimentalement.

Une autre solution consiste à utiliser un ensemble de plusieurs générateurs de gaz à combustible solide qui sont brûlés selon les besoins, dès que la pression de gaz dans le réservoir de combustible descend en-dessous
20 d'une valeur seuil. Cette valeur seuil peut également être déterminée et adaptée en cours d'utilisation en fonction de la mission. Etant donné que le débit massique du combustible en gel entre le réservoir et l'injecteur est réglé par l'unité de vanne de débit, et/ou par l'ouverture ou par la fermeture et ouverture d'éléments d'injecteur variables, la pression du réservoir ne nécessite pas d'être réglée dans
25 une plage étroite, les fluctuations étant admises. Le critère principal est que la pression du réservoir soit toujours supérieure d'un facteur donné à la pression de la chambre de combustion.

La variante de pressurisation du réservoir la plus appropriée dépend des paramètres du système, comme le volume disponible, la durée de fonctionnement
30 et la masse autorisée.

Les propriétés susmentionnées du système de propulsion au combustible en gel et de ses composants en lien avec le générateur de gaz permettent d'adapter dans une large mesure la conception aux exigences du système complet, dans la mesure où ce dernier doit être conçu pour les satellites,

les engins spatiaux, les missiles et les avions et les composants nécessaires à la chambre de combustion, aux systèmes de tuyères, au réservoir et au système de pressurisation en général, en particulier pour les systèmes ACS/DACS suivant les exigences du système.

5 Un exemple de réalisation de l'invention va être décrit ci-après. Les figures montrent :

- La figure 1 montre un schéma de principe d'un contrôle de trajectoire d'un missile endo-atmosphérique

- La figure 2 montre une représentation détaillée des composants du
10 générateur de gaz suivant l'invention suivant la figure 1

- La figure 3 montre un schéma de principe d'un contrôle de trajectoire d'un organe de destruction « Kill Vehicle » exo-atmosphérique

- La figure 4 montre un schéma de principe du dispositif suivant l'invention avec réglage du débit massique de gel et de la pression de la chambre
15 de combustion avec une tuyère de contrôle de trajectoire

- La figure 5 montre un schéma de principe suivant la figure 4 à la différence qu'il est montré un plénum avec deux tuyères de poussée transversale.

Ces exemples montrent la façon dont on peut concevoir un tel dispositif pour le contrôle de trajectoire et/ou d'attitude selon des exigences données et des
20 conditions d'interception particulières.

Les figures 4 et 5 montrent une conception du dispositif suivant l'invention avec les principaux composants de la propulsion et avec toutes les possibilités pour régler le débit massique de gel et par conséquent la poussée. Les composants sont constitués d'un système d'alimentation 222 sous la forme
25 d'un générateur de gaz 109. Comme décrit, la notion de générateur de gaz doit être comprise à cet égard pars pro toto pour le système d'alimentation 222, lequel peut également présenter un réservoir de pressurisation.

On peut également voir les composants du réservoir, lequel est réalisé sous la forme d'un réservoir de gel 121, 209. Dans la forme de réalisation
30 représentée, le réservoir présente une forme cylindrique avec un système de piston à l'intérieur 224. Le piston 224 est, par le biais d'un piston correspondant 223, pressurisé par un gaz et amène le gel dans la chambre de combustion 111. Cela se fait par le biais d'une vanne de régulation 226 ou d'un système de vanne de régulation correspondant. La vanne de régulation sert à réguler le débit

massique.

Il peut être prévu plusieurs réservoirs. On peut voir, à la suite de la vanne de régulation 226, la tête d'injecteur 112, 202. Les flèches et les bulles dans la chambre de combustion 111 indiquent que le combustible en gel est injecté, dans
5 cette forme de réalisation, dans la chambre de combustion 111.

A la suite de la chambre de combustion, sur la figure 4, on peut voir la tuyère de contrôle de trajectoire ou la tuyère de poussée 204. A l'inverse, la figure 5 montre la conception particulière d'un système de tuyères de poussée transversale représentant le plénum 221 avec, comme exemple, uniquement deux
10 tuyères de poussée transversale 103.

La figure 1 montre un schéma pour un contrôle de trajectoire d'un missile endo-atmosphérique 99. Sur l'utilisation décrite ici, le dispositif 100 suivant l'invention sert à produire rapidement un angle d'attaque du missile 99 qui vole dans l'atmosphère. La stabilisation aérodynamique et la commande 101, 102 sont
15 en principe efficaces mais pas suffisamment pour créer une agilité nécessaire à un impact direct.

Dans le cas où immédiatement après le décollage, un changement de direction rapide du missile devait s'avérer nécessaire dans la direction du point de collision, on pourrait alors aussi utiliser le dispositif de contrôle de trajectoire.
20

La figure 2 montre une conception avec rallumage unique. Cela permet de laisser le dispositif de contrôle de trajectoire inactif entre les phases « changement de direction de début » et « approche de l'objectif » et d'économiser ainsi la consommation réactive pendant cette phase, aussi faible soit cette économie.
25

Comme le montre la figure 1, il est utilisé quatre tuyères de poussée transversale 103 suivant un agencement cartésien. Ces dernières sont agencées avant le centre de gravité 104. La poussée 106 de la tuyère active engendre un angle d'attaque 105 par rapport à l'écoulement 107. La poussée renforce en outre la force transversale aérodynamique 108.
30

Les quatre tuyères 103 sont alimentées en gaz 110 depuis un générateur de gaz en gel central 109. Le générateur de gaz 109 présente une chambre de combustion 111 avec tête d'injecteur 112 et conduites de gaz 113.

La variation de la section transversale du col de tuyère d'une tuyère 103 se fait en décalant un mandrin conique 114 qui rentre et sort du col de tuyère 115

(l'actionneur du mandrin n'est pas représenté). L'un des deux allumeurs 116 est représenté en coupe pendant que l'autre se trouve, sur le côté opposé de la chambre de combustion derrière la paroi intérieure 117. Cela condamne les allumeurs 116 et empêche le deuxième allumeur d'être allumé par les gaz produits dans le générateur de gaz avant l'allumage pendant la première phase d'opération. L'allumeur contient une charge de mise à feu 118. Il est représenté ici une décharge à partir de grains de poudre ; des propergols solides dans une autre configuration et conception (monolithique, en tablettes, en barres, etc.) sont également possibles. La charge propulsive de l'allumeur 118 est allumée par une amorce 119 qui est excitée par le biais de la ligne électrique 120. Dès que la charge d'amorçage brûle, la pression de gaz détruit la membrane et le gaz produit par l'allumeur 116 s'écoule dans la chambre de combustion 111.

Le processus de démarrage commence avec la pressurisation du réservoir de combustible en gel 121. Dès que le capteur de pression 122 détecte qu'une valeur-seuil donnée est dépassée, l'allumage peut intervenir librement (non représenté sur la figure). Le générateur de gaz se déclenche avec l'allumage du premier allumeur 116.

Comme décrit plus haut, le gaz produit par le propergol 118 s'écoule dans la chambre de combustion 111. Dès que le capteur de pression 123 détecte qu'une valeur-seuil donnée est dépassée, l'apport en combustible en gel se déclenche. La vanne 124 s'ouvre et le combustible en gel 125 s'écoule hors du réservoir 121, passe par les conduites de combustible en gel 126 et 127 dans la tête d'injecteur 112 et est ensuite injecté dans la chambre de combustion. Les mandrins coniques 114, pendant le processus de démarrage, sont amenés dans une position qui garantit d'une part un tamponnage suffisant et, d'autre part, n'engendre pas de pics de pression pendant la phase de démarrage.

Le gaz qui en résulte dans la chambre de combustion 111 s'écoule librement à travers les tuyères 103 et produit une force de réaction. Les quatre forces de réaction obtenues forment ensuite la force transversale souhaitée.

La régulation du débit de combustible en gel peut se faire à l'aide des vannes 124 dans la mesure où les conditions d'écoulement dans l'injecteur permettent une combustion. La commande indépendante des mandrins 114 permet d'adapter les sections transversales communes de sortie de sorte que la pression de la chambre de combustion soit dans une bonne plage pour la qualité

de combustion et d'écoulement.

Lorsque le débit massique du combustible en gel est faible, de sorte que les injecteurs ne fonctionnent plus correctement, il convient alors d'utiliser des éléments d'injecteur pouvant être fermés. Si entre-temps il est nécessaire
5 d'éteindre le générateur de gaz à combustible en gel, tous les éléments d'injecteur devront être réalisés de façon avantageuse comme des éléments d'injecteur pouvant être désactivés.

La figure 3 montre le schéma de principe d'un contrôle de trajectoire d'un organe de destruction « Kill Vehicle » exo-atmosphérique.

10 Dans cette application, les tuyères de poussée les plus puissantes orientées par le centre de gravité produisent la modification de trajectoire et les tuyères plus petites en périphérie produisent la modification d'attitude ou la stabilisation. La figure 3 montre, à titre d'illustration, l'agencement de quelques composants essentiels pour un tel appareil de collision.

15 Il est monté ici un générateur de gaz central 200, en principe comme le générateur de gaz central 109 de la figure 2.

Il en est de même pour la tête d'injecteur 202 (112) avec la commande pour les injecteurs variables 215 et le système de vanne de régulation 203 avec les tuyères de contrôle de trajectoire 204.

20 Le gaz est en outre conduit depuis le générateur de gaz central 200 par la conduite 205 vers le système de vanne de régulation 206 pour les tuyères de contrôle d'attitude 207 et 208. Les deux tuyères 208 sont orientées perpendiculairement par rapport au plan du dessin pour permettre une commande de roulement ou une stabilisation.

25 Les réservoirs de combustible 209 et 210 sont agencés de façon symétrique par rapport au centre de gravité et sont orientés de sorte que la sortie du combustible en gel se fasse également de façon symétrique. L'avantage d'un combustible en forme de gel se fait sentir ici par le fait qu'il se comporte en grande partie comme un combustible solide et qu'il ne déborde pas, de sorte que la
30 position du centre de gravité n'en est pas affectée, est reste au contraire stable. Le combustible en gel est conduit jusqu'au dispositif de contrôle de débit 213 par les conduites 211 et 212. De là, le combustible en gel est acheminé vers la tête d'injecteur par la conduite 214.

Le gaz comprimé pour l'apport de combustible est transporté dans le

réservoir de gaz 216. Il peut être possible, pour des raisons de symétrie, d'utiliser deux réservoirs de gaz agencés de façon symétrique par rapport au centre de gravité, dans le cas où la masse de gaz nécessaire est importante ou qu'il est utilisé un gaz lourd, tel que l'azote ou l'argon. Toutefois, on utilise de préférence l'hélium ; pour les périodes de stockage assez courtes, il est également recommandé l'hydrogène. Le gaz de pressurisation s'écoule à travers la vanne de fermeture 219 et la conduite 217 pour atteindre le réducteur de pression 218. La conduite de gaz 220 transporte ensuite le gaz de pressurisation vers les réservoirs de combustible en gel 209 et 210.

10 Pour tous les composants montrés sur les figures 1, 2 et 3, il est possible d'utiliser les variantes décrites précédemment si cela s'avère avantageux pour le cas d'application en question.

Il est également possible d'ajouter aux composants montrés sur les figures 1, 2 et 3 d'autres composants parmi ceux décrits précédemment. Les réservoirs 209 et 210 peuvent par exemple également contenir le combustible et l'oxydant d'un système à deux substances. Le rapport des distances des différents réservoirs par rapport au centre de gravité de l'organe de destruction « Kill Vehicle » doit être choisi inversement selon le rapport de masse du combustible et de l'oxydant.

20 Une autre variante prévoit des générateurs de gaz séparés de puissance différente pour les propulseurs de contrôle de trajectoire et de contrôle d'attitude. Cela accroît la complexité du dispositif mais est toutefois une solution lorsque l'on ne peut pas utiliser de conduite de gaz 205. L'inconvénient réside dans le fait que, avec un générateur de gaz 200 qui ne peut pas être rallumé, il faut purger le flux de gaz inutilisé, tandis que dans la variante montrée sur la figure 3 ce gaz est utilisé au moins en partie pour le contrôle de position. Dans un générateur de gaz pouvant être rallumé 200 cette consommation d'énergie réactive n'est pas prévue, au prix d'une plus grande complexité du dispositif.

30 Une autre variante prévoit que les buses de contrôle d'attitude sont utilisées avec un gaz inerte issu du réservoir de gaz comprimé 217 de l'alimentation en gaz comprimé déjà existante pour l'apport de combustible en gel. Cela réduit la complexité du dispositif et est judicieux lorsque l'impulsion totale nécessaire pour le contrôle de position est relativement faible, ou surtout lorsqu'on utilise un gaz comprimé avec une masse molaire faible et donc avec une

impulsion spécifique à la masse relativement bonne.

LISTE DES RÉFÉRENCES NUMÉRIQUES

99	Missile
100	Dispositif d'angle d'attaque
101	Surface de contrôle aérodynamique
102	Surface de contrôle aérodynamique
103	Tuyère de poussée transversale
104	Centre de gravité
105	Angle d'attaque
106	Poussée
107	Ecoulement
108	Force transversale aérodynamique
109	Générateur de gaz
110	Gaz
111	Chambre de combustion
112	Tête d'injecteur
113	Conduite de gaz
114	Mandrin conique
115	Col de tuyère
116	Allumeur
117	Paroi intérieure
118	Charge propulsive / propulseur
119	Amorce
120	Conduite électrique
121	Réservoir de combustible en gel
122	Capteur de pression
123	Capteur de pression
124	Vanne
125	Combustible en gel
126	Conduite de combustible en gel
127	Conduite de combustible en gel
200	Générateur de gaz
202	Tête d'injecteur
203	Système de vanne de régulation

204	Tuyère de contrôle de trajectoire
205	Conduite
206	Système de réglage
207	Tuyère de contrôle d'attitude
208	Tuyère de contrôle d'attitude
209	Réservoir de combustible
210	Réservoir de combustible
211	Conduite
212	Conduite
213	Dispositif de contrôle de débit
214	Conduite
215	Injecteur
216	Réservoir de gaz
217	Conduite
218	Réducteur de pression
219	Vanne de fermeture
220	Conduite de gaz
221	Plénum
222	Système d'alimentation
223	Piston
224	Piston
225	Conduite
226	Vanne

REVENDICATIONS

1. Dispositif pour contrôler la trajectoire et/ou l'attitude d'un missile (99) comprenant un générateur de gaz réglable (109, 200), avec une vanne de régulation de débit de combustible (124, 213), une tête d'injecteur (112, 202), une chambre de combustion (111) et au moins une tuyère d'écoulement (103, 204) ou au moins un étrangleur.
5
2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que le dispositif est conçu de sorte à pouvoir fonctionner avec un combustible en gel (125).
10
3. Dispositif selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que le dispositif comprend un système de réservoir (121, 209, 210) qui est agencé séparé de la chambre de combustion (111).
15
4. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la tête d'injecteur (112, 202) présente des injecteurs (215) variables.
15
5. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la tête d'injecteur (112, 202) présente des injecteurs (215) pouvant être activés et désactivés.
20
6. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que les éléments d'injecteur de la tête d'injecteur (112, 202) sont conçus sous la forme d'un injecteur à percussion.
20
7. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il présente un ou plusieurs éléments d'injecteur.
25
8. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la au moins une tuyère d'écoulement (103, 204) présente une section transversale de col de tuyère variable (115).
25
9. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la au moins une tuyère d'écoulement (103, 204) présente une section transversale de col de tuyère (115) réglable de façon progressive.
30
10. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la chambre de combustion (111) est conçue comme une chambre de combustion métallique à partir d'au moins un alliage à haut point de fusion.

11. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la chambre de combustion (111) est conçue comme une chambre de combustion céramique.

5 12. Dispositif selon la revendication 11, caractérisé en ce que la chambre de combustion céramique est conçue en matériau céramique composite renforcé par des fibres, sans bouclier thermique intérieur.

13. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce que la chambre de combustion (111) présente un bouclier thermique en matériau céramique ou ablatif.

10 14. Dispositif selon la revendication 8, caractérisé en ce que la section transversale la plus étroite de la section transversale du col de tuyère variable (105) peut passer d'une ouverture maximale à une ouverture minimale ou être totalement fermée.

15 15. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que l'étrangleur présente une section transversale variable.

16. Dispositif selon la revendication, caractérisé en ce que l'étrangleur présente une section transversale réglable de façon progressive.

20 17. Dispositif selon une ou plusieurs des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il présente un dispositif pour contrôler et réguler le débit massique de combustible, la pression de la chambre de combustion et la section transversale de sortie de la tuyère.

18. Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce qu'il présente un dispositif pour pressuriser le réservoir.

25 19. Système de contrôle de trajectoire et/ou de contrôle d'attitude d'un missile (99) comprenant un dispositif avec un générateur de gaz réglable (109, 200), une vanne de régulation de débit de combustible (124, 213), une tête d'injecteur (112, 202), une chambre de combustion (111) et au moins une tuyère d'écoulement (103, 204) ou au moins un étrangleur ainsi qu'un système de réservoir (121) qui est agencé séparé de la chambre de combustion (111), et un
30 combustible en gel comme fluide d'entraînement.

20. Système selon la revendication 19, caractérisé en ce que le dispositif est conçu modulaire et/ou évolutif.

21. Système selon la revendication 19 ou 20, caractérisé en ce que le dispositif ou les parties de ce dernier peuvent être agencés librement suivant les

exigences du système ACS (Attitude Control System) et/ou du système DCAS (Divert and Attitude Control System).

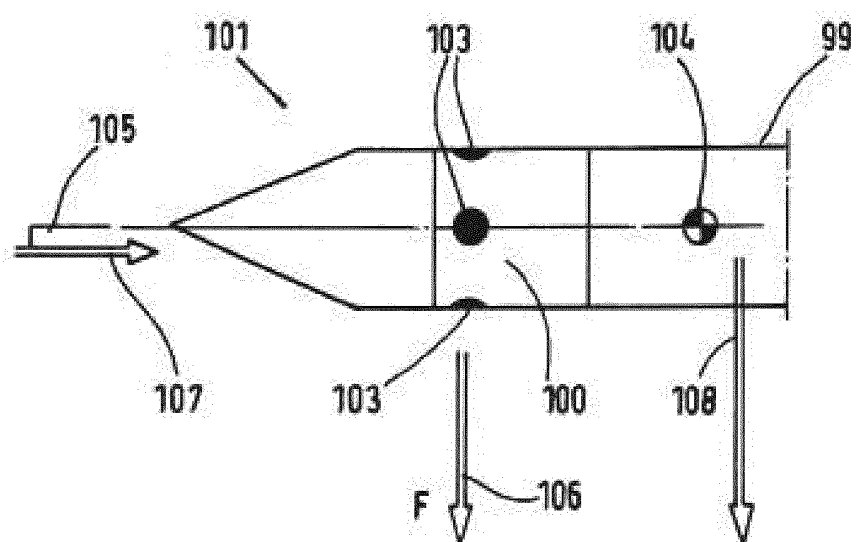
22. Système selon la revendication 19, caractérisé en ce que le dispositif et le combustible en gel peuvent être utilisés avec un dispositif pour désactiver et
5 réactiver le générateur de gaz (109, 200).

23. Système selon la revendication 22, caractérisé en ce que le système dispose d'un système de poussée transversale supplémentaire et d'un contrôle de vecteur de poussée.

24. Système selon la revendication 20, caractérisé en ce que le
10 générateur de gaz est conçu en outre pour pressuriser des dispositifs ou pour actionner des actionneurs, des turbines, des moteurs ou autres machines de travail avec un dispositif de désactivation et de rallumage.

1/5

FIG. 1



2/5

FIG. 2

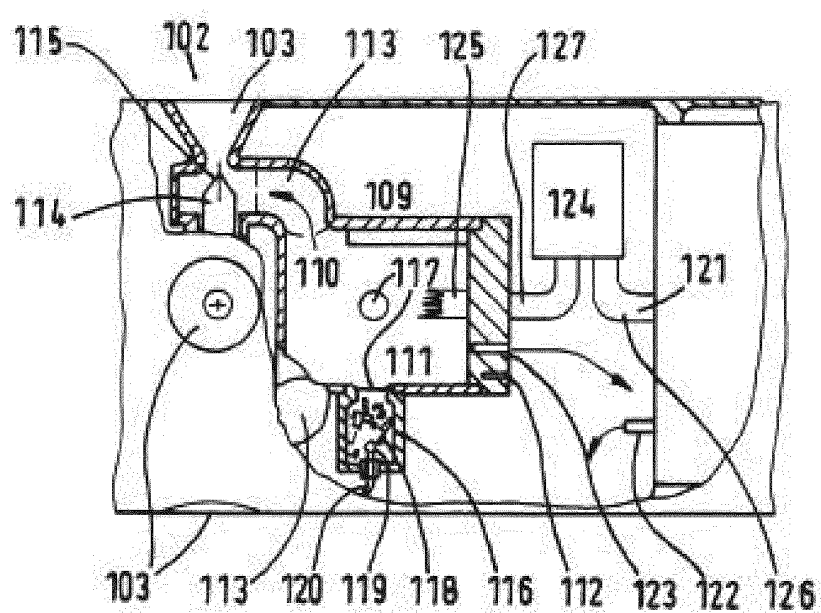
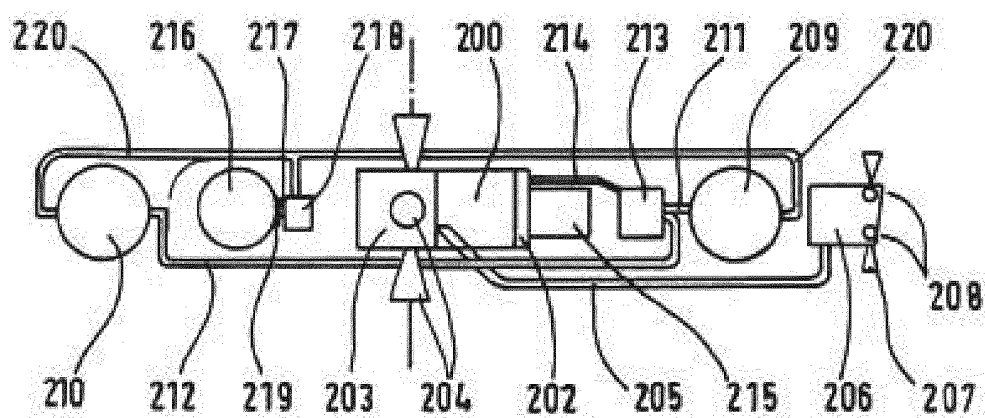
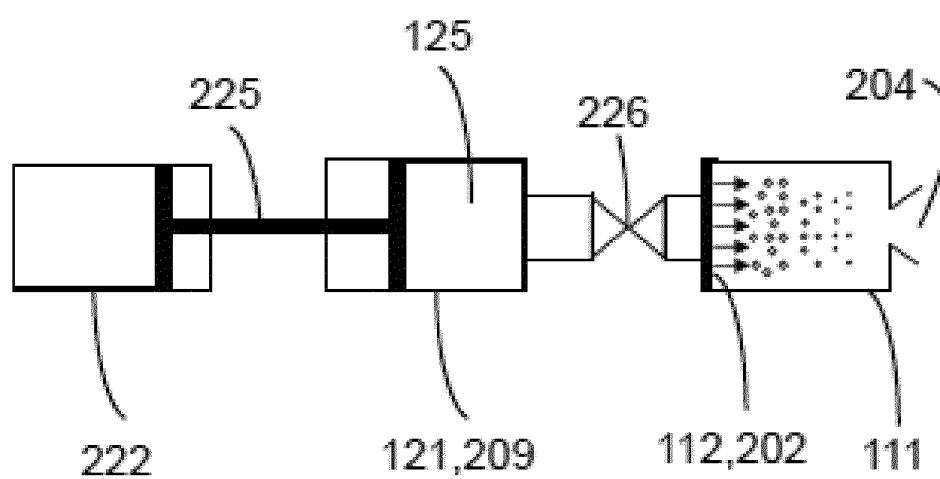


FIG. 3



4/5

FIG. 4



5/5

FIG. 5

