(19)日本国特許庁(JP)　(12)特　許　公　報(B2)　(11)特許番号
特許第6691896号
(P6691896)
(45)発行日　令和2年5月13日(2020.5.13)　(24)登録日　令和2年4月15日(2020.4.15)

(51)Int.Cl.　F I
B64D 1/02 (2006.01)　B64D 1/02

請求項の数 6　(全 16 頁)

(21)出願番号　特願2017-162493(P2017-162493)
(22)出願日　平成29年8月25日(2017.8.25)
(65)公開番号　特開2019-38409(P2019-38409A)
(43)公開日　平成31年3月14日(2019.3.14)
審査請求日　平成31年2月19日(2019.2.19)

(73)特許権者　000006208
三菱重工業株式会社
東京都千代田区丸の内三丁目２番３号
(74)代理人　110002147
特許業務法人酒井国際特許事務所
(72)発明者　吉本　稔
東京都港区港南二丁目１６番５号　三菱重工業株式会社内

審査官　長谷井　雅昭

最終頁に続く

(54)【発明の名称】航空機

(57)【特許請求の範囲】
【請求項１】
投下物を投下可能な航空機であって、
筐体と、
前記筐体の内部に設けられ前記筐体の底面側に開口するキャビティと、
前記キャビティ内に着脱可能に取り付けられる前記投下物に対し、前記投下物の重心よりも前記航空機の機首側の位置である吹き当て位置に、鉛直方向上方から気体を吹き当てる気体供給部と、
を有し、
前記気体供給部は、
前記キャビティよりも前記航空機の機首方向側に入口開口部が開口し、前記キャビティ内であって前記キャビティ内の投下物よりも鉛直方向上方に出口開口部が開口し、前記入口開口部から前記出口開口部まで連通する気体供給流路を有し、
前記筐体の外側を流れる空気を前記入口開口部から取り込み、取り込んだ空気を前記出口開口部から前記投下物に向かって吹き当てる、航空機。
【請求項２】
前記気体供給部は、前記投下物を前記キャビティ内から鉛直方向下方に投下する際に、前記投下物に対して鉛直方向下向き成分を持つ気流を吹き当てる、請求項１に記載の航空機。
【請求項３】

前記入口開口部は、前記キャビティよりも前記航空機の機首方向側の前記筐体の底面に開口し、前記底面に沿って流れる空気を取り込む、請求項１又は請求項２に記載の航空機。

【請求項４】

前記気体供給部は、前記入口開口部と前記キャビティとの間に設けられ、前記筐体の底面から突出する入口壁部を更に有する、請求項１から請求項３のいずれか１項に記載の航空機。

【請求項５】

前記入口壁部は、開閉可能であり、閉じている際に、前記入口開口部を覆い、開いている際に、前記入口開口部を開放して、前記筐体の底面から突出する、請求項４に記載の航空機。

【請求項６】

前記気体供給部は、前記キャビティ内に設けられ、前記出口開口部から吹き出された空気を受けて、受けた空気を前記投下物の前記吹き当て位置に向けて流す出口壁部を更に有する、請求項１から請求項５のいずれか１項に記載の航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、航空機に関する。

【背景技術】

【０００２】

航空機は、飛行中に投下物を投下する場合がある。この投下物は、飛行機の底面に設けられたキャビティ（収納室）に収納されている場合がある。このキャビティは、通常時には開閉扉で塞がれており、投下物を投下する際に、開閉扉が開くことで、外部に露出する。そして、キャビティが外部に露出した状態で、投下物を投下する。

【０００３】

この際、航空機は飛行しているため、航空機の底面に沿って気流が生じている。キャビティが外部に露出している場合、この気流は、キャビティの入口付近に沿って流れる。気流がキャビティ付近を流れることにより、キャビティ付近の空気の圧力や流速を乱れさせることがある。例えば特許文献１には、気流によるキャビティの圧力変動などを抑制するため、キャビティの形状を工夫したり、気流に沿って壁を設けたりする構造が記載されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【０００４】

【特許文献１】特許第４９８２８４６号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【０００５】

ところで、キャビティの入口付近に沿って流れる気流は、一部がキャビティ内部に入り込み、せん断層を発生させる。このせん断層は、キャビティの気流流れの下流側の端面に衝突し、音響振動を発生させ、構造部材の振動が過大となる場合がある。また、キャビティの入口付近を流れる気流により、キャビティ内の気流流れの下流側の領域が高圧領域となる場合もある。キャビティ内の下流側の領域が高圧になると、投下物に対して、投下物の末尾側（下流側の高圧領域に近い側）を鉛直方向下方に押し下げる力が作用する。従って、投下物を投下するために航空機から切り離した際、投下物は、末尾側が押し下げされ、先頭側が押し上げられるモーメントが作用することで相対的に先頭側が末尾側に対し上方になる姿勢となる。このような姿勢の場合、外部の気流あるいはキャビティ入口付近の気流により、投下物には上向きの空気力が発生するため投下物が機体に衝突し、機体や投下物を損傷する場合がある。特許文献１の構造では、このような、せん断層がキャビティ

の下流側の端面に当たることによる構造部材の振動と、投下物が機体に衝突することによる損傷とを、抑制できないおそれがあり、これらの両方を抑制することが求められている。

【０００６】

本発明は、上述した課題を解決するものであり、キャビティ内の投下物を投下する航空機において、せん断層がキャビティの下流側の端面に当たることによる構造部材の振動と、投下物が機体に衝突することによる損傷とを抑制する航空機を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【０００７】

上述した課題を解決し、目的を達成するために、本開示に係る航空機は、投下物を投下可能な航空機であって、筐体と、前記筐体の内部に設けられ前記筐体の底面側に開口するキャビティと、前記キャビティ内に着脱可能に取り付けられる前記投下物に対し、前記投下物の重心よりも前記航空機の機首側の位置である吹き当て位置に、鉛直方向上方から気体を吹き当てる気体供給部と、を有する。

【０００８】

この航空機は、吹き当て位置に気体を吹き当てることで、せん断層がキャビティの下流側の端面に当たることによる構造部材の振動と、投下物が機体に衝突することによる損傷との両方を抑制することができる。

【０００９】

前記気体供給部は、前記投下物を前記キャビティ内から鉛直方向下方に投下する際に、前記投下物に対して鉛直方向下向き成分を持つ気流を吹き当てることが好ましい。この気流により、せん断層が機体から離れると共に、投下物の先頭側が末尾側に対し下がる方向のモーメントを付与される。従って、この航空機は、せん断層がキャビティの下流側の端面に当たることによる構造部材の振動と投下物が機体に衝突することによる損傷とを適切に抑制することができる。

【００１０】

前記気体供給部は、前記キャビティよりも前記航空機の機首方向側の前記筐体の底面に入口開口部が開口し、前記キャビティ内であって前記キャビティ内の投下物よりも鉛直方向上方に出口開口部が開口し、前記入口開口部から前記出口開口部まで連通する気体供給流路を有し、前記底面に沿って流れる空気を前記入口開口部から取り込み、取り込んだ空気を前記出口開口部から前記投下物に向かって吹き当てることが好ましい。この航空機は、気体を吹き当てる装置を別途設けることなく、構造部材の振動と投下物の衝突による損傷とを適切に抑制することができる。

【００１１】

前記気体供給部は、前記入口開口部と前記キャビティとの間に設けられ、前記筐体の底面から突出する入口壁部を更に有することが好ましい。この航空機は、せん断層をさらに押し下げると共に、そこで発生する高い圧力により気体供給部への空気の供給を促進して、構造部材の振動と投下物の機体への衝突とをより好適に抑制することができる。

【００１２】

前記入口壁部は、開閉可能であり、閉じている際に、前記入口開口部を覆い、開いている際に、前記入口開口部を開放して、前記筐体の底面から突出することが好ましい。この航空機は、航空機が投下物を投下するタイミングにない間は、入口開口部を閉じると共に入口壁部が突出しない状態にすることができ、無用の空気抵抗を発生させない形態とすることができる。

【００１３】

前記気体供給部は、前記キャビティ内に設けられ、前記出口開口部から吹き出された空

気を受けて、受けた空気を前記投下物の前記吹き当て位置に向けて流す出口壁部を更に有することが好ましい。この航空機は、出口壁部によって吹き当て位置に適切に吹き当てることができるため、構造部材の振動と投下物の機体への衝突とをより適切に行うことができる。

【発明の効果】

【００１４】

本発明によれば、キャビティ内の投下物を投下する航空機において、せん断層がキャビティの下流側の端面に当たることによる構造部材の振動と、投下物が機体に衝突することによる損傷とを抑制することができる。

【図面の簡単な説明】

【００１５】

【図１】図１は、本実施形態に係る航空機の模式図である。
【図２】図２は、投下物の投下を説明するための模式図である。
【図３】図３は、投下物の投下を説明するための模式図である。
【図４】図４は、比較例において発生する気流を説明する模式図である。
【図５】図５は、本実施形態に係るキャビティの模式的な拡大図である。
【図６】図６は、本実施形態に係るキャビティの模式的な拡大図である。
【図７】図７は、気体供給部の他の例を示す模式図である。
【図８】図８は、気体供給流路の他の例を示す模式図である。
【図９】図９は、気体供給部の他の例を示す模式図である。
【図１０】図１０は、圧力分布を示すシミュレーション結果の図である。
【図１１】図１１は、速度分布を示すシミュレーション結果の図である。
【図１２】図１２は、頭上げモーメントを比較したグラフである。

【発明を実施するための形態】

【００１６】

以下に添付図面を参照して、本発明の好適な実施形態を詳細に説明する。なお、この実施形態により本発明が限定されるものではなく、また、実施形態が複数ある場合には、各実施形態を組み合わせて構成するものも含むものである。

【００１７】

図１は、本実施形態に係る航空機の模式図である。図１に示すように、本実施形態に係る航空機１は、筐体１０を有する。筐体１０は、航空機１の胴体部であり、内部にキャビティ２０が設けられている。ただし、筐体１０は、内部にキャビティ２０が設けられていれば、胴体部に限られず、例えば主翼部などであってもよい。キャビティ２０は、筐体１０の内部に設けられた空間であり、筐体１０の底面１２側に開口している。キャビティ２０の内部には、投下物３０が設けられている。投下物３０は、航空機１から投下される物体である。なお、底面１２は、筐体１０の上面１３とは反対側の面である。航空機１は、陸上に配置されている場合や水平飛行している場合に、上面１３が、筐体１０の鉛直方向上側の表面となり、底面１２が、筐体１０の鉛直方向下側の表面となる。

【００１８】

以下、航空機１の機尾１５から機首１４に向かう方向を、方向Ｘ１とし、航空機１の機首１４から機尾１５に向かう方向を、方向Ｘ２とする。方向Ｘ１は、航空機１の進行方向であり、方向Ｘ２は、方向Ｘ１の反対方向である。また、方向Ｘ１と方向Ｘ２とを互いに区別しない場合は、方向Ｘと記載する。方向Ｘは、ロール軸に沿っている。また、底面１２から上面１３に向かう方向を、方向Ｚ１とし、上面１３から底面１２に向かう方向を、方向Ｚ２とする。航空機１が水平飛行している場合において、方向Ｚ１は、鉛直方向上方（地表から離れる方向）に向かう方向であり、方向Ｚ２は、鉛直方向下方（地表に近づく方向）に向かう方向である。また、方向Ｚ１と方向Ｚ２とを互いに区別しない場合は、方向Ｚと記載する。方向Ｚは、ヨー軸に沿っている。方向Ｚは、方向Ｘに直交している。また、方向Ｘ及び方向Ｚに直交する方向を、方向Ｙとする。方向Ｙは、ピッチ軸に沿っている。

【００１９】
また、筐体１０内には、制御部１６が備えられている。制御部１６は、例えばパイロットの操作により、キャビティ２０内から投下物３０を投下させる。図２及び図３は、投下物の投下を説明するための模式図である。図２及び図３は、筐体１０を方向Ｘ側から見た模式的な断面図である。
【００２０】
図２に示すように、本実施形態において、キャビティ２０は、筐体１０内に複数（図２の例では２つ）設けられている。キャビティ２０は、筐体１０の底面１２から筐体１０の内部に設けられた底面２２まで貫通している開口（くぼみ）である。キャビティ２０には、開閉扉２５と、支持部３２とが取り付けられている。開閉扉２５は、筐体１０の開口２４に設けられている。開口２４は、キャビティ２０の底面１２側の開口である。開閉扉２５は、方向Ｘを回転軸として回転することで開閉する。開閉扉２５は、開閉することにより、キャビティ２０を、閉状態と開状態とに切り替える。図２は、閉状態を示している。図２に示すように、キャビティ２０は、閉状態において、開口２４が開閉扉２５により覆われており、外部に露出していない。図３は、開状態を示している。図３に示すように、キャビティ２０は、開状態において、開閉扉２５が開くことで、開口２４が開閉扉２５に覆われない。キャビティ２０は、開状態において、外部に露出している。また、支持部３２は、キャビティ２０の底面２２に取付けられている。支持部３２は、投下物３０を着脱可能に支持している。投下物３０は、長軸方向が方向Ｘに沿うように、支持部３２によって支持されている。また、投下物３０は、重心位置が、支持部３２に支持されている。
【００２１】
図２に示すように投下物３０を投下しない場合、航空機１は、制御部１６の制御により、開閉扉２５を閉じて、キャビティ２０を閉状態にしている。そして、航空機１は、支持部３２で投下物３０を支持（固定）している。すなわち、投下物３０を投下しない場合は、キャビティ２０は外部に露出しておらず、投下物３０は、キャビティ２０内で保持されている。一方、図３に示すように投下物３０を投下する場合、航空機１は、制御部１６の制御により、開閉扉２５を開いて、キャビティ２０を開状態にする。その後、航空機１は、制御部１６の制御により、支持部３２から投下物３０を切り離す。投下物３０を投下する場合、航空機１は、底面１２を鉛直方向下方に向けた状態であるため、支持部３２から切り離された投下物３０は、重力により、キャビティ２０内からキャビティ２０外へ投下される（方向Ｚ２側に移動する）。また、支持部３２は、投下物３０を切り離す際、投下物３０に対し方向Ｚ２側への力を作用させてもよい。この場合、投下物３０は、この支持部３２からの力と重力とにより、キャビティ２０内からキャビティ２０外へ投下される。投下物３０は、このまま重力により地表に落下してもよいし、制御部１６の制御により、目的地へ向けて移動してもよい。
【００２２】
このように、投下物３０を投下する際には、開閉扉２５を開いてキャビティ２０を外部に露出する。この場合、底面１２付近を流れる気流により、キャビティ２０近傍に圧力分布の偏りが発生し、音響振動及び投下物３０の機体への衝突を発生させる場合がある。音響振動及び投下物３０の機体への衝突のメカニズムを、比較例を用いて説明する。
【００２３】
図４は、比較例において発生する気流を説明する模式図である。比較例に係る航空機１Ｘは、本実施形態と同様に、筐体１０Ｘ内に設けられ底面１２Ｘに開口するキャビティ２０Ｘを有している。ただし、航空機１Ｘは、後述する気体供給部を有していない。図４に示すように、投下物３０Ｘを投下する際、航空機１Ｘは、方向Ｘ１に沿って飛行している。従って、航空機１Ｘには、底面１２Ｘに沿って、気流Ａが発生している。気流Ａは、底面１２Ｘに沿って、航空機１Ｘに対して相対的に方向Ｘ２側に向かって流れる気流である。また、投下物３０Ｘを投下する際、キャビティ２０Ｘは、開口２４Ｘが外部に露出している。従って、気流Ａは、開口２４Ｘに沿って流れる際に、一部がキャビティ２０Ｘの内部に進入し、せん断層ＳＸを発生させる。すなわち、せん断層ＳＸは、開口２４Ｘに沿っ

て方向Ｘ２側に流れる気流であり、一部がキャビティ２０Ｘ内に進入している。従って、せん断層ＳＸは、キャビティ２０Ｘの後端面２６Ｘと衝突する。後端面２６Ｘは、キャビティ２０Ｘの方向Ｘ２側の面である。せん断層ＳＸは、後端面２６Ｘと衝突することで、方向Ｘ１側への反射波を発生させる。このせん断層ＳＸと反射波によって、音響振動、すなわち航空機１Ｘの構造部材の振動が発生する。

【００２４】

また、このせん断層ＳＸによって、キャビティ２０Ｘ内には、圧力分布の偏りが発生する。すなわち、キャビティ２０Ｘ内では、領域Ａｒ１が低圧の領域となり、領域Ａｒ２が高圧の領域となる。領域Ａｒ１は、キャビティ２０Ｘ内の底面２２Ｘ近傍の領域であって、方向Ｘ１側の領域である。領域Ａｒ２は、キャビティ２０Ｘ内の底面２２Ｘ近傍の領域であって、方向Ｘ２側の領域である。キャビティ２０Ｘ内の投下物３０Ｘは、領域Ａｒ２の高圧により、方向Ｘ２側の端部である末尾部３０ＸＢが、方向Ｚ２側（鉛直方向下側）へ押される方向の力を受ける。従って、投下物３０Ｘは、方向ＭＸへのモーメントを受ける。方向ＭＸは、投下物３０Ｘの末尾部３０ＸＢが方向Ｚ２側（鉛直方向下方側）へ移動する向きの回転方向であり、図４の例では、時計回り方向である。従って、投下物３０Ｘを支持部３２Ｘから切り離した際に、投下物３０Ｘは、方向ＭＸへのモーメントにより、先頭部３０ＸＡが方向Ｚ１側（鉛直方向上方）へ持ち上がり、キャビティ２０Ｘの底面２２Ｘや投下後の底面１２Ｘなど（航空機１の機体）に衝突し、航空機１Ｘや投下物３０Ｘの損傷が発生するおそれがある。なお、先頭部３０ＸＡは、投下物３０Ｘの方向Ｘ１側の端部である。

【００２５】

ここで、長さＢ１を、キャビティ２０Ｘの深さ、すなわち開口２４Ｘから底面２２Ｘまでの方向Ｚに沿った距離とする。また、長さＢ２を、キャビティ２０Ｘの方向Ｘに沿った距離とする。この場合、長さＢ１に対する長さＢ２の比が大きい場合、音響振動は小さくなるが、投下物３０Ｘの先頭部３０ＸＡの衝突による損傷のリスクは大きくなる。一方、長さＢ１に対する長さＢ２の比が小さい場合、先頭部３０ＸＡの衝突による損傷のリスクは小さくなるが、音響振動は大きくなる。また、長さＢ１と長さＢ２との比率によっては、音響振動と先頭部３０ＸＡの衝突との両方が発生する場合もある。従って、音響振動と先頭部３０ＸＡの衝突との両方を抑制することが適切である。本実施形態では、後述する気体供給部を設けることで、音響振動と先頭部の衝突との両方を抑制している。以下、具体的に説明する。

【００２６】

図５及び図６は、本実施形態に係るキャビティの模式的な拡大図である。図５は、方向Ｙから見たキャビティ２０の断面図であり、図６は、方向Ｘから見たキャビティ２０の断面図である。図５に示すように、本実施形態に係る航空機１は、キャビティ２０と、投下物３０と、気体供給流路４０と、入口壁部４６と、出口壁部４８とを有する。気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とは、気体供給部を構成する。

【００２７】

図５に示すように、気体供給流路４０は、筐体１０内に設けられた穴（管路）であり、筐体１０の底面１２からキャビティ２０内までを連通する。気体供給流路４０は、入口開口部４２と出口開口部４４とが設けられている。入口開口部４２は、筐体１０の底面１２に設けられた開口である。さらに詳しくは、入口開口部４２は、キャビティ２０の開口２４よりも、方向Ｘ１側（航空機１の機首１４側）に開口している。出口開口部４４は、キャビティ２０の前端面２５Ａに開口している。前端面２５Ａは、キャビティ２０の方向Ｘ１側の面である。さらに詳しくは、出口開口部４４は、投下物３０よりも方向Ｚ１側、すなわち投下物３０の投下時において投下物３０よりも鉛直方向上方側に開口している。気体供給流路４０は、入口開口部４２から出口開口部４４まで連通している。ここで、気体供給流路４０の入口開口部４２と出口開口部４４との間の位置を、中間位置４５とする。気体供給流路４０は、入口開口部４２から中間位置４５まで、方向Ｚに沿っている。そして、気体供給流路４０は、中間位置４５において方向Ｘに向けて湾曲し、中間位置４５か

ら出口開口部４４まで、方向Ｘに沿っている。ただし、気体供給流路４０は、入口開口部４２から中間位置４５まで連通するものであれば、このような方向に沿って延在していなくてもよい。

【００２８】

また、図６に示すように、気体供給流路４０は、キャビティ２０の方向Ｙに沿った幅に対応して、各断面において、方向Ｙに沿った長さが、方向Ｘ又は方向Ｚに沿った長さよりも長く形成されている。例えば、気体供給流路４０は、入口開口部４２から中間位置４５において、方向Ｙに沿った長さが、方向Ｘに沿った長さより長い。また、気体供給流路４０は、中間位置４５から出口開口部４４までにおいて、方向Ｙに沿った長さが、方向Ｚに沿った長さより長い。また、気体供給流路４０は、出口開口部４４における方向Ｙに沿った長さが、投下物３０の方向Ｙに沿った長さより長い。気体供給流路４０は、出口開口部４４の方向Ｘに沿った投影領域４４Ａが、投下物３０に重畳し、より詳しくは、投影領域４４Ａ内に、投下物３０が位置している。ただし、気体供給流路４０の形状は、図６で説明したものに限られない。

【００２９】

図５に示すように、入口壁部４６は、入口開口部４２に取付けられた板状の部材である。入口壁部４６は、制御部１６の制御により、方向Ｙを回転軸として回転することにより開閉し、入口開口部４２を、閉状態と開状態とに切り替える。入口壁部４６は、表面が底面１２に沿う方向に傾斜する向きに回転することにより閉じて（図５の点線）、入口開口部４２を覆い、入口開口部４２を閉状態とする。また、入口壁部４６は、表面が底面１２に交差する方向に傾斜する向きに回転することにより開いて（図５の実線）、入口開口部４２を外部に開放して、入口開口部４２を開状態とする。入口壁部４６は、開いている状態において、方向Ｘに沿って入口開口部４２とキャビティ２０の開口２４との間に位置しており、その位置において、筐体１０の底面１２から方向Ｚ２に向かって突出している。なお、入口壁部４６は、開いている状態において、表面が底面１２に交差する方向に傾斜していれば、その傾斜角度は任意である。また、入口壁部４６は、入口開口部４２とキャビティ２０の開口２４との間に設けられ、筐体１０の底面１２から方向Ｚ２に向かって突出していれば、入口開口部４２を開閉するように動作しなくてもよい。入口壁部４６は、例えば入口開口部４２とキャビティ２０の開口２４との間に固定されていてもよい。また、入口壁部４６は、必ずしも設けられてなくてもよい。

【００３０】

図５に示すように、出口壁部４８は、キャビティ２０内であって、キャビティ２０の底面２２に取付けられる板状の部材である。出口壁部４８は、キャビティ２０内において、投下物３０よりも方向Ｚ１側、すなわち投下物３０の投下時において投下物３０よりも鉛直方向上方に設けられている。また、出口壁部４８は、キャビティ２０内において、投下物３０の重心位置、すなわち支持部３２に支持されている箇所よりも、方向Ｘ１側（出口開口部４４側）に設けられている。また、出口壁部４８は、端部４８Ａから端部４８Ｂに向けて、方向Ｘ２に向けて延在しているが、端部４８Ａから端部４８Ｂに向かうに従って、方向Ｘ２側に傾斜している。端部４８Ａは、底面２２に取付けられた出口壁部４８の端部であり、端部４８Ｂは、端部４８Ａと反対側の端部である。なお、出口壁部４８は、キャビティ２０の底面２２に固定されており可動しない。また、出口壁部４８は、必ずしも設けられていなくてもよい。

【００３１】

気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とは、以上説明したような構造となっている。以下、本実施形態におけるキャビティ２０付近の気流について説明する。図５に示すように、投下物３０を投下する際、航空機１は、方向Ｘ１に沿って飛行している。従って、航空機１には、底面１２に沿って、気流Ａが発生している。また、投下物３０を投下する際、キャビティ２０は、外部に露出している。また、投下物３０を投下する際、入口壁部４６は、制御部１６の制御により開き、入口開口部４２を開放（外部に露出）させている。この際、投下物３０は、まだ支持部３２に支持された状態となっている。なお、

投下物３０を投下しない際は、入口壁部４６は、制御部１６の制御により閉じており、入口開口部４２を覆っている。

【００３２】

底面１２に沿って流れる気流Ａは、開いている入口壁部４６に衝突し、気流Ａ１として、入口壁部４６に沿って方向Ｚ２側に流れる。そして、方向Ｚ２側に流れた気流Ａ１は、入口壁部４６の先端４６Ａよりも方向Ｚ２側に到達すると、その位置から方向Ｘ２に向けて、開口２４に沿って流れる。この気流Ａ１は、せん断層Ｓを形成する。気流Ａ１は、入口壁部４６との衝突により、方向Ｚ２側に押し下げられているため、せん断層Ｓも、比較例に係るせん断層ＳＸよりも、方向Ｚ２側に押し下げられている。

【００３３】

また、気流Ａの一部は、気流Ａ２として、開放されている入口開口部４２から、気体供給流路４０内に取り込まれる。気体供給流路４０内に取り込まれた気流Ａ２は、気体供給流路４０内を通って、出口開口部４４から、キャビティ２０内に放出される。出口開口部４４から放出された気流Ａ２は、出口壁部４８に衝突し、出口壁部４８の表面に沿って流れ、投下物３０の吹き当て位置３４に吹き当てられる。吹き当て位置３４とは、出口開口部４４からの気流Ａ２が吹き当てられる投下物３０の表面の位置である。吹き当て位置３４は、投下物３０の方向Ｚ１側（鉛直方向上側）の表面上の位置であり、投下物３０の重心位置（支持部３２に支持されている位置）よりも、方向Ｘ１側（航空機１の機首１４側）の位置である。

【００３４】

ここで、出口開口部４４及び出口壁部４８は、投下物３０よりも方向Ｚ１側に位置している。従って、気流Ａ２は、方向Ｚ１側（鉛直方向上方側）から、方向Ｚ２（鉛直方向下向き）の成分を持つ気流として、投下物３０の吹き当て位置３４に吹き当てられる。従って、キャビティ２０内の投下物３０は、気流Ａ２により、先頭部３０Ａが方向Ｚ２（鉛直方向下方）へ押される方向の力を受けて、方向Ｍへのモーメントを受ける。先頭部３０Ａは、投下物３０の方向Ｘ１側の端部である。方向Ｍは、投下物３０の先頭部３０Ａが方向Ｚ２側（鉛直方向下方側）へ移動する向きの回転方向であり、図５の例では、反時計回り方向である。従って、投下物３０を支持部３２から切り離した際に、投下物３０は、方向Ｍへのモーメントにより、先頭部３０Ａが方向Ｚ１側（鉛直方向上方）へ持ち上がる向きのモーメントが打ち消され、キャビティ２０の底面２２や投下後の底面１２などの航空機１の機体への、投下物３０の衝突が抑制される。これにより、本実施形態においては、先頭部３０Ａの底面２２への衝突による損傷が抑制される。なお、吹き当て位置３４は、先頭部３０Ａであることが好ましい。吹き当て位置３４を先頭部３０Ａとすることで、重心から作用点までの距離が長くなり、方向Ｍのモーメントを大きくして、衝突をより好適に抑制する。

【００３５】

また、吹き当て位置３４に当たった後の気流Ａ２と、吹き当て位置３４に当たらなかった気流Ａ２とは、気流Ａ３として、キャビティ２０内を方向Ｚ２側に流れる。従って、この気流Ａ３は、開口２４に沿って流れるせん断層Ｓを、さらに方向Ｚ２側に押し下げる。従って、せん断層Ｓは、キャビティ２０内への進入が抑制されて、キャビティ２０の後端面２６への衝突が抑制される。後端面２６は、キャビティ２０の方向Ｘ２側（気流Ａの下流側）の端面である。これにより、後端面２６と衝突することによって発生する反射波が抑えられ、音響振動が抑制される。

【００３６】

このように、本実施形態においては、投下物３０の吹き当て位置３４に、方向Ｚ１側から気流Ａ２（気体）を噴き当てることで、投下物３０に方向Ｍへのモーメントを作用させて、航空機１の機体への投下物３０の衝突による損傷を抑制している。また、気流Ａを入口壁部４６で方向Ｚ２に押し下げつつ、気流Ａ３でせん断層Ｓを方向Ｚ２に押し下げることで、音響振動を抑制している。このように、本実施形態によると、気体供給部（気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８と）により、航空機１の機体への投下物３０の

衝突による損傷と、音響振動との双方を適切に抑制することが可能となる。

【００３７】

なお、本実施形態においては、気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とで気体供給部を構成していた。ただし、気体供給部は、キャビティ２０内の投下物３０の吹き当て位置３４に、方向Ｚ１側（鉛直方向上方）から気体を吹き当てることが可能であれば、その構造は気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とに限られない。図７は、気体供給部の他の例を示す模式図である。図７に示すように、例えば、気体供給部は、キャビティ２０内に設けられた気体噴出装置１００であってもよい。気体噴出装置１００は、タンク部１０２と気体噴出部１０４とを有し、タンク部１０２内に貯留された高圧の気体を、気体噴出部１０４から吹き当て位置３４に吹き当てる。このような構造であっても、吹き当て位置３４に気体を吹き当てることで、投下物３０に方向Ｍへのモーメントを作用させ、吹き当てた後の気体によりせん断層Ｓを方向Ｚ２に押し下げることが可能である。従って、このような構造であっても、航空機１の機体への投下物３０の衝突と音響振動との双方を適切に抑制することができる。なお、気体噴出装置１００は、図７の例ではキャビティ２０内に設けられたが、航空機１内のキャビティ２０以外に設けられ、気体噴出部１０４からの気体を例えば気体供給流路４０のような通路からキャビティ２０内に導いて、吹き当て位置３４に吹き当てるものであってもよい。

【００３８】

また、図６の例では、気体供給流路４０は、方向Ｙに沿った長さが、各位置で一定であった。ただし、上述のように、気体供給流路４０の形状は、図６で説明したものに限られない。図８は、気体供給流路の他の例を示す模式図である。例えば、気体供給流路４０は、図８に示すように、出口開口部４４において、方向Ｙに沿った長さを短くしてもよい。より詳しくは、図８の例では、出口開口部４４の方向Ｙに沿った長さは、入口開口部４２（及び中間位置４５）における方向Ｙに沿った長さより短くなっている。また、出口開口部４４の方向Ｙに沿った長さは、投下物３０の方向Ｙに沿った長さより短くなっている。そして、出口開口部４４の方向Ｘに沿った投影領域４４Ａは、投下物３０に重畳している。また、図８の例では、気体供給流路４０は、出口開口部４４に向かうに従って、方向Ｙに沿った長さが短くなるように、開口面積が小さくなっている。

【００３９】

気体供給流路４０の形状を図８に示すものにした場合、気体供給流路４０を通る気体Ａ２は、出口開口部４４から、投下物３０の吹き当て位置３４に集中して吹き当てられる。従って、この場合、航空機１は、投下物３０に対する方向Ｍへのモーメントをより強く付加することが可能となり、音響振動や投下物３０の衝突をより好適に抑制できる。

【００４０】

以上説明したように、本実施形態に係る航空機１は、投下物３０を投下可能な航空機である。航空機１は、筐体１０と、キャビティ２０と、投下物３０と、気体供給部とを有する。キャビティ２０は、筐体１０の内部に設けられ、筐体１０の底面１２側に開口する。投下物３０は、キャビティ２０内に着脱可能に取り付けられている。気体供給部は、キャビティ２０内の投下物３０に対し、吹き当て位置３４に、鉛直方向上方（方向Ｚ１）から気体（気流Ａ２）を吹き当てる。吹き当て位置３４は、投下物３０上の位置であり、投下物３０の重心よりも航空機１の機首１４側（方向Ｘ１側）の位置である。

【００４１】

本実施形態に係る航空機１は、気体供給部により、キャビティ２０内の投下物３０の吹き当て位置３４に、鉛直方向上方から気体を吹き当てる。この航空機１は、吹き当て位置３４に気体を吹き当てることで、投下物３０に方向Ｍへのモーメントを作用させることで、投下物３０の投下時に、航空機１の機体への投下物３０の衝突を抑制する。また、この航空機１は、吹き当てた後の気体によりせん断層Ｓを方向Ｚ２に押し下げて、せん断層Ｓの音響振動を抑制する。従って、この航空機１によると、せん断層Ｓがキャビティ２０の下流側の端面（後端面２６）に当たることによる音響振動（構造部材の振動)と、航空機１の機体への投下物３０の衝突による損傷との両方を抑制することができる。

【００４２】
また、気体供給部は、投下物３０をキャビティ２０内から鉛直方向下方（方向Ｚ２）に投下する際、すなわち投下物３０の支持部３２からの切り離し時に、投下物３０に対して鉛直方向下向き成分を持つ気流（気流Ａ２）を吹き当てる。この航空機１は、この気流Ａ２により、せん断層Ｓが機体から離れると共に、投下物３０の先頭部３０Ａが末尾側に対し下がる方向のモーメントを付与される。従って、この航空機１は、せん断層がキャビティ２０の下流側の端面に当たることによる構造部材の振動（音響振動）と投下物３０が機体に衝突することによる損傷とを適切に抑制することができる。また、この航空機１は、投下物３０の投下時に開閉扉２５を開いてキャビティ２０を外部に露出する。音響振動は、キャビティ２０を露出した際に発生するため、この際に気体を吹き当てることで、音響振動が発生するおそれのある時に、適切に音響振動を抑制することができる。

【００４３】
また、気体供給部は、気体供給流路４０を有する。気体供給流路４０は、キャビティ２０よりも航空機１の機首１４方向側（方向Ｘ１側）の筐体１０の底面１２に入口開口部４２が開口する。また、気体供給流路４０は、キャビティ２０内であってキャビティ２０内の投下物３０よりも鉛直方向上方（方向Ｚ１側）に出口開口部４４が開口し、入口開口部４２から出口開口部４４まで連通する。そして、気体供給流路４０は、航空機１の底面１２に沿って流れる空気（気流Ａ）を入口開口部４２から取り込み、取り込んだ空気を出口開口部４４から投下物３０の吹き当て位置３４に向かって吹き当てる。この航空機１は、底面１２に沿って流れる気流の一部を気体供給流路４０に取り込み、取り込んだ気流を投下物３０に吹き当てることで、気体を吹き当てる装置を別途設けることなく、構造部材の振動（音響振動）と投下物３０の衝突による損傷とを適切に抑制することができる。

【００４４】
また、気体供給部は、入口開口部４２とキャビティ２０（の開口２４）との間に設けられ、筐体１０の底面１２から突出する入口壁部４６を更に有する。この航空機１は、底面１２に沿って流れる気流を入口壁部４６で押し下げることで、せん断層Ｓをさらに方向Ｚ２側に押し下げると共に、そこで発生する高い圧力により気体供給部への空気の供給を促進して、構造部材の振動（音響振動）と投下物３０の衝突とをより好適に抑制することができる。ただし、航空機１は、気体供給流路４０が設けられていれば、投下物３０の吹き当て位置３４に気流を吹き当てることができるため、入口壁部４６は必ずしも設けられていなくてもよい。

【００４５】
また、入口壁部４６は、開閉可能であり、閉じている際に入口開口部４２を覆う。また、入口壁部４６は、開いている際に入口開口部４２を開放して、筐体１０の底面１２から突出する。この入口壁部４６は、閉じている際に入口開口部４２を覆うことで、投下物３０を投下せず、音響振動や投下物３０の衝突が発生するおそれが少ない状態においてキャビティ２０内への気流の進入を抑制する。また、この入口壁部４６は、開いている際に入口開口部４２を開放しつつ、自身は突出する。従って、入口壁部４６の上流、すなわち入口開口部４２付近を高圧にして、キャビティ２０内に気流を適切に取り込ませつつ、せん断層Ｓをさらに方向Ｚ２側に押し下げることが可能となる。この航空機１は、航空機１が投下物３０を投下するタイミングにない間は、入口開口部４２を閉じると共に入口壁部４６が突出しない状態にすることができ、無用の空気抵抗を発生させない形態にできる。

【００４６】
また、気体供給部は、キャビティ２０内に設けられた出口壁部４８を更に有する。出口壁部４８は、出口開口部４４から吹き出された空気（気流Ａ２）を受けて、受けた空気を投下物３０の吹き当て位置３４に向けて流す。この航空機１は、出口開口部４４から吹き出された空気を、出口壁部４８によって吹き当て位置３４に適切に吹き当てることができるため、構造部材の振動（音響振動）と投下物３０の衝突との抑制をより適切に行うことができる。ただし、航空機１は、例えば気体供給流路４０の出口開口部４４を吹き当て位置３４に向ける位置にするなどすれば、投下物３０の吹き当て位置３４に気流を吹き当て

ることができるため、必ずしも出口壁部４８を有さなくてもよい。

【００４７】

図９は、気体供給部の他の例を示す模式図である。本実施形態では、底面１２に沿って流れる気流Ａを取り込んで、気流Ａ２として、投下物３０の吹き当て位置３４に吹き当てていた。ただし、気流Ａ２とするための気流は、航空機１の近くの気流であれば、底面１２に沿って流れる気流Ａに限られない。例えば、図９の航空機１ａは、ダイバータ１１２内に取り込まれる気流Ａａの一部を、気流Ａ２としてキャビティ２０内に導入している。

【００４８】

より詳しくは、図９の例における航空機１ａは、インテークダクト１１０と、ダイバータ１１２とを有する。インテークダクト１１０は、筐体１０に設けられ、航空機１ａのエンジンが取り込む空気を取り込むダクトである。ダイバータ１１２は、インテークダクト１１０に隣接するように、インテークダクト１１０よりも筐体１０側に設けられた隙間（空間）である。すなわち、インテークダクト１１０は、ダイバータ１１２を介して筐体１０に取付けられている。ダイバータ１１２は、底面１２側と機首１４側とが開放された溝であり、機尾１５側には底面１１２Ａを有している。

【００４９】

航空機１ａは、飛行中に、インテークダクト１１０から空気を取り込む。この場合、インテークダクト１１０の機首１４側では、筐体１０の表面近傍で、気流の境界層が発達する。この気流の境界層は、機体表面との摩擦によりエネルギーを損失しているため、その境界層をインテークダクト１１０に取り込ませないことが望ましい。従って、航空機１ａは、インテークダクト１１０よりも機体表面側にダイバータ１１２を設け、この境界層を、気流Ａａとして、機首１４側の開放箇所から、ダイバータ１１２の内部に取り込ませている。

【００５０】

図９の例では、ダイバータ１１２には、気体供給流路４０ａが接続されている。気体供給流路４０ａは、ダイバータ１１２の底面１１２Ａとキャビティ２０とを接続する通路（穴）である。ダイバータ１１２に取り込まれた気流Ａａは、底面１２側の開放箇所から、ダイバータ１１２の外部に排出される（通り抜ける）が、ダイバータ１１２の底面１１２Ａ近傍は、気流Ａａによる空気で、高圧となる。図９の例では、気体供給流路４０ａが底面１１２Ａに接続されているため、この高圧となった空気を取り込み、気流Ａ２として、キャビティ２０に供給することができる。このように気体供給流路４０ａから取り込まれた気流Ａ２は、例えば図５の例のように、投下物３０の吹き当て位置３４に吹き当てられる。従って、図９のようにダイバータ１１２からの気流Ａａを用いた場合においても、気流Ａを用いた図５の例と同様に、音響振動（構造部材の振動)と、投下物３０の先頭部３０Ａが機体に衝突することによる損傷との両方を抑制することができる。なお、この気体供給流路４０ａは、図５の気体供給流路４０と同様に、入口壁部４６を設けてもよい。

【００５１】

（実施例）

次に、本実施形態の実施例について説明する。実施例においては、本実施形態に係るキャビティ２０と投下物３０と気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とを設けたモデルを用いて、気流Ａを流すシミュレーションを行った。また、比較例として、キャビティ２０Ｘと投下物３０Ｘとを設けたモデルを用いて、実施例と同様のシミュレーションを行った。比較例のモデルは、気体供給流路４０と入口壁部４６と出口壁部４８とを有しない以外は、実施例のモデルと同じである。

【００５２】

図１０は、圧力分布を示すシミュレーション結果の図である。図１０に示すように、比較例のシミュレーションでは、キャビティ２０Ｘの後端部の位置Ｄ１Ｘと、キャビティ２０Ｘ内の後端部付近の領域Ｄ２Ｘに、高圧領域が発生している。比較例においては、位置Ｄ１Ｘが高圧であることから、せん断層がキャビティ２０Ｘの後端部に衝突していることが分かる。また、比較例においては、位置Ｄ２Ｘが高圧であることから、投下物３０Ｘの

先頭部を上に持ち上げるモーメントが強くなっていることが分かる。一方、実施例のシミュレーションでは、キャビティ２０の後端部の位置Ｄ１と、キャビティ２０内の後端部付近の領域Ｄ２とにおいて、比較例よりも圧力が下がっていることが分かる。従って、実施例においては、せん断層のキャビティ２０の後端部への衝突が抑制され、投下物３０の先頭部を上に持ち上げるモーメントが抑制されていることが分かる。従って、このシミュレーション結果から、実施例において、投下物３０の衝突による損傷が抑制されていることが分かる。

【００５３】

図１１は、速度分布を示すシミュレーション結果の図である。図１１に示すように、比較例のシミュレーションでは、キャビティ２０Ｘの開口に沿った位置ＥＸに、高速のせん断層が発生していることが分かる。一方、実施例においては、キャビティ２０の開口に沿った位置Ｅに、高速のせん断層が発生していることが分かる。ただし、実施例の位置Ｅは、比較例の位置ＥＸに対し、キャビティ２０の開口からより離れていることが分かる。従って、実施例においては、せん断層Ｓがより押し下げられて、構造部材の振動（音響振動）が抑制されていることが分かる。

【００５４】

図１２は、頭上げモーメントを比較したグラフである。図１２の縦軸は、頭上げモーメント、すなわち投下物の先頭部を鉛直方向上方に押し上げるモーメントである。この頭上げモーメントは、図１０の圧力分布を積分して算出した値を、比較例と実施例とで比較した比率に換算したものである。図１２に示すように、比較例のシミュレーションにおける頭上げモーメントを１．０とすると、実施例のシミュレーションにおける頭上げモーメントは、０．６となっている。このように、実施例においては、頭上げモーメントが抑制され、投下物３０の先頭部の衝突を抑制していることが分かる。

【００５５】

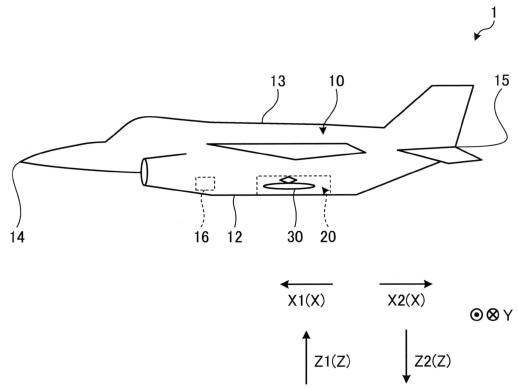
以上、本発明の実施形態を説明したが、この実施形態の内容により実施形態が限定されるものではない。また、前述した構成要素には、当業者が容易に想定できるもの、実質的に同一のもの、いわゆる均等の範囲のものが含まれる。さらに、前述した構成要素は適宜組み合わせることが可能である。さらに、前述した実施形態の要旨を逸脱しない範囲で構成要素の種々の省略、置換又は変更を行うことができる。

【符号の説明】

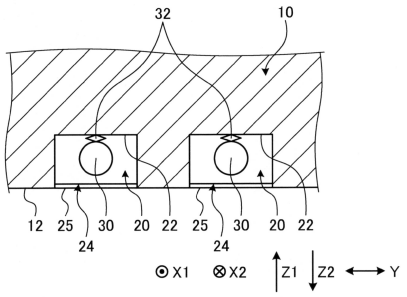
【００５６】

１　航空機
１０　筐体
１２、２２　底面
１３　上面
１４　機首
１５　機尾
２０　キャビティ
２４　開口
３０　投下物
３４　吹き当て位置
４０　気体供給流路
４２　入口開口部
４４　出口開口部
４６　入口壁部
４８　出口壁部

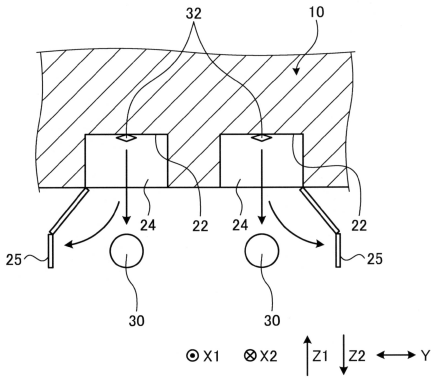
【図１】


1
13
10
15
14
16
12
30
20
X1(X)
X2(X)
⊙⊗Y
Z1(Z)
Z2(Z)

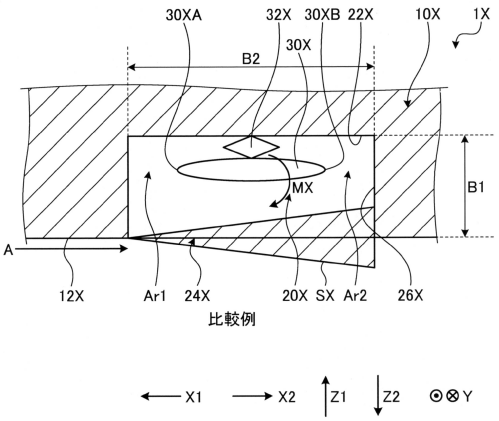
【図２】


32
10
12
25
30
20
22
25
30
20
22
24
24
⊙X1
⊗X2
Z1
Z2
Y

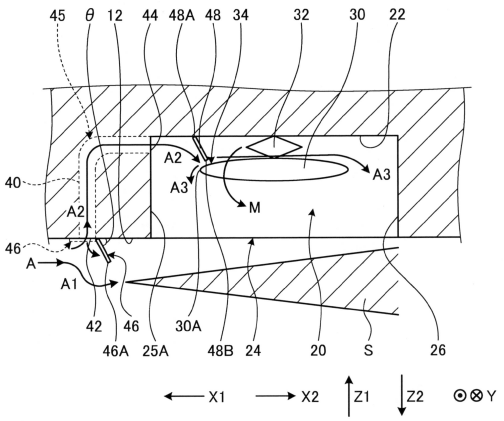
【図３】


32
10
24
22
24
22
25
25
30
30
⊙X1
⊗X2
Z1
Z2
Y

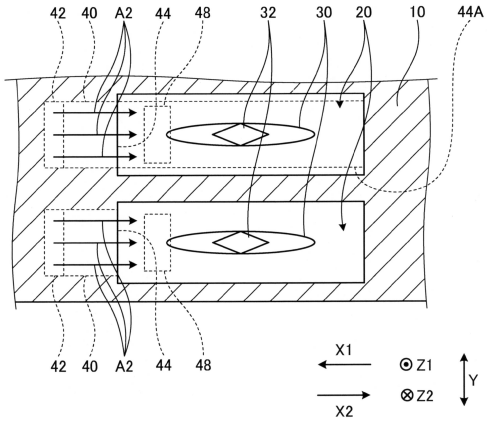
【図４】


30XA
32X
30XB
22X
10X
1X
B2
30X
MX
B1
A
12X
Ar1
24X
20X
SX
Ar2
26X
比較例
X1
X2
Z1
Z2
⊙⊗Y

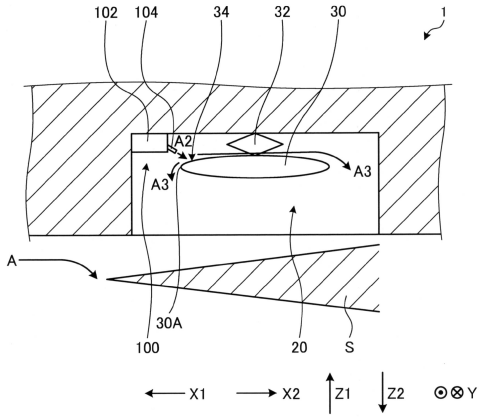
【図５】


45
θ
12
44
48A
48
34
32
30
22
A2
A3
A3
M
40
A2
46
A
A1
42
46
30A
46A
25A
48B
24
20
S
26
X1
X2
Z1
Z2
⊙⊗Y

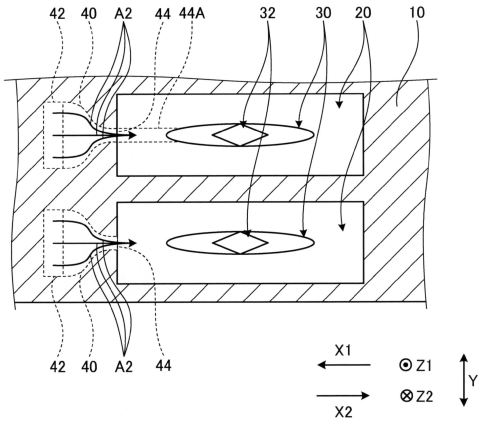
【図６】


42 40 A2 44 48 32 30 20 10 44A
42 40 A2 44 48
X1
X2
Z1
Z2
Y

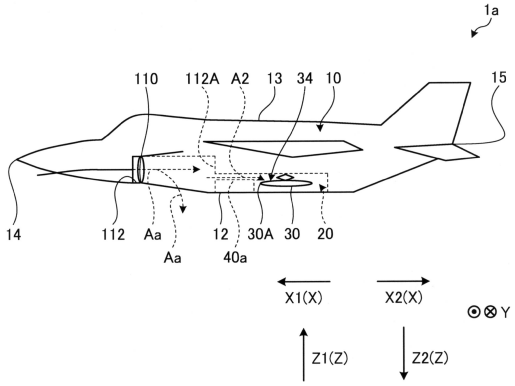
【図７】


102 104 34 32 30 1
A2
A3
A3
A
30A
100
20
S
X1
X2
Z1
Z2
Y

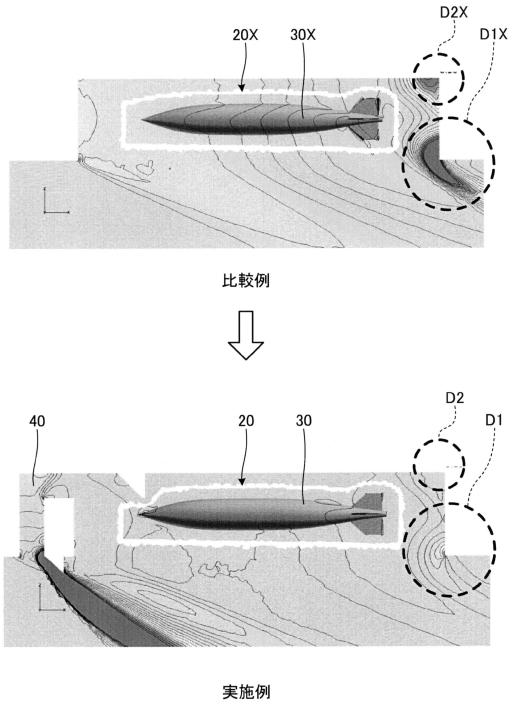
【図８】


42 40 A2 44 44A 32 30 20 10
42 40 A2 44
X1
X2
Z1
Z2
Y

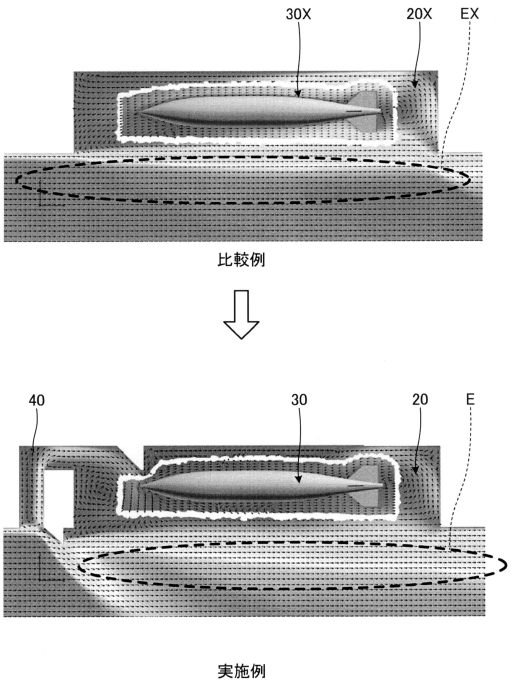
【図９】


1a
110 112A A2 13 34 10 15
14 112 Aa Aa 12 40a 30A 30 20
X1(X)
X2(X)
Z1(Z)
Z2(Z)
Y

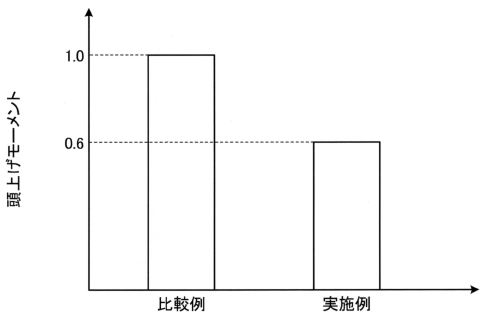
【図１０】


D2X
20X
30X
D1X
比較例
D2
40
20
30
D1
実施例

【図１１】


30X
20X
EX
比較例
40
30
20
E
実施例

【図１２】


1.0
0.6
頭上げモーメント
比較例
実施例

フロントページの続き

(56)参考文献 特開平０３－２８７４９５（ＪＰ，Ａ）
米国特許第０２７４９０６４（ＵＳ，Ａ）
特表２００９－５１４７３２（ＪＰ，Ａ）
特開平０３－２９２２９７（ＪＰ，Ａ）
米国特許第０６０９８９２５（ＵＳ，Ａ）
米国特許出願公開第２０１６／０１２１９９６（ＵＳ，Ａ１）
特開２００８－２９０７１１（ＪＰ，Ａ）
特許第４９８２８４６（ＪＰ，Ｂ２）
独国特許出願公開第０３４４６４５２（ＤＥ，Ａ１）

(58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)
Ｂ６４Ｄ　　１／０２