(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2012 年 7 月 26 日(26.07.2012)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2012/098809 A1

(51) 国際特許分類:
B64D 15/00 (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2011/080044

(22) 国際出願日: 2011 年 12 月 26 日(26.12.2011)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(26) 国際公開の言語: 日本語

(30) 優先権データ:
特願 2011-010093 2011 年 1 月 20 日(20.01.2011) JP

(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 三菱重工業株式会社 (**MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.**) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目１６番５号 Tokyo (JP).

(72) 発明者; および

(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 井上 信夫 (**INOUE, Nobuo**) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目１６番５号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP).

(74) 代理人: 藤田 考晴, 外 (**FUJITA, Takaharu** et al.); 〒2208137 神奈川県横浜市西区みなとみらい２－２－１ 横浜ランドマークタワー３７Ｆ Kanagawa (JP).

(81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

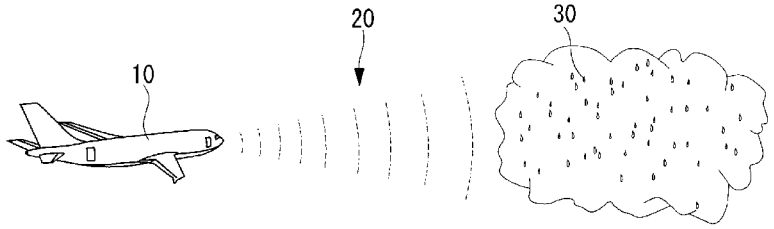
(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR),

[続葉有]

(54) **Title**: ANTI-ICE DEVICE, WING, AIRCRAFT, AND ANTI-ICE METHOD

(54) 発明の名称 : 防氷装置、翼、航空機および防氷方法

[図9]



(57) **Abstract**: The purpose of the present invention is to provide an anti-ice device, a wing, an aircraft, and an anti-ice method which prevent, with a simple structure, icing on the aircraft which flies in a flying environment under an icing condition. The anti-ice device according to the present invention outputs pressure waves to water drops that float in air in a supercooled state which exists in a traveling direction of the aircraft (10) to change the water drops into ice by the pressure waves. The pressure waves have 0.9 to 3.3 [Pa] on a predetermined position in consideration of attenuation in the case where an acceleration of, for example, 10 G is given to the water drops.

(57) 要約: 簡易な構成で、着氷条件下にある飛行環境を飛行する航空機への着氷を防止する防氷装置、翼、航空機および防氷方法を提供することを目的とする。本発明に係る防氷装置は、航空機（１０）の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力し、前記圧力波によって前記水滴を氷に変化させる。圧力波は例えば１０Ｇの加速度を水滴に与える場合、減衰を考慮し所定の位置で０．９～３．３［Ｐａ］である。

WO 2012/098809 A1

OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告（条約第 21 条(3)）

明　細　書

発明の名称 ： 防氷装置、翼、航空機および防氷方法

技術分野

[0001] 本発明は、着氷条件下にある飛行環境を飛行する航空機への着氷を防止する防氷装置、翼、航空機および防氷方法に関するものである。

背景技術

[0002] 航空機は、駐機時には機体に積もった雪が一度溶けてから機体にくっついたり、雨から雪に変わり気温が下がって機体に氷がこびりついたりする事象がある。この場合は、機体側ではなく、地上装備として８０［℃］程度に暖めたエチレングリコールやイソプロピルアルコールを機体に振りかけ溶かす設備があり、機体側はさほど問題とならない。

[0003] 一方、飛行時には機体側で対処が求められる。機体が水滴を含む雲の中や雨の中を飛行する際に機体は濡れるものの機速による空気圧により水滴は吹き飛ばされ、たとえ気化熱が奪われて零下になったとしても問題となることはない。

[0004] 着氷が問題となるのは、雲を形成する微小水滴が零下にもかかわらず液体の状態で存在する過冷却水の条件下を、航空機が飛行しなくてはならなくなった時である。この場合、微小水滴は空気流により機体を避ける方向に移動するものの、機速や微小水滴の大きさによっては避けきれずに機体にぶつかり、その時の衝撃で過冷却水が固体化して氷となり機体の前方、特に翼前縁に氷が付着・発達する。そうなると、翼形状が変化し航空機の揚力が減少するとともに、舵の効きを妨げ、不安定な飛行を招くおそれがある。

[0005] 翼への着氷を防止するため、防氷・除氷装置が着氷の可能性がある翼前方部やエンジンの空気取り入れ口に装備される。防氷・除氷装置には、ヒータやブリード・エアの熱を利用するもの、ゴム製のブーツや電磁コイルにより翼や空気取り入れ口の外部形状の変形を利用するもの、除氷液を滲出させるもの等がある。特許文献１では、エンジンからの高温空気によって航空機防

氷表面を加熱し着氷を防止する技術が開示されている。

先行技術文献

特許文献

[0006] 特許文献1：特開昭６１－１６０３９５号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0007] 従来の防氷・除氷装置は、主翼等の着氷防止対象とする部分の面積が大きいことから、大型化すると共に、必要とするエネルギーが大きく、重量が増加するという問題があった。そのため、防氷・除氷装置を装着できる機体は大型機が主流であり、軽量の小型機等は防氷・除氷装置がないため、安全上、着氷環境下において飛行できない。戦闘機はその高運動性を維持する目的から、翼厚さが薄く、且つ軽量を追求する結果、通常エンジン廻りの着氷防止装置はあるもののその他の部分には装備されていない。そのため、戦闘機は上空に上がった後、着陸予定地の基地上空が強い着氷環境下になると、着陸予定地の変更を余儀なくされる。

[0008] 本発明は、このような事情に鑑みてなされたものであって、簡易な構成で、着氷条件下にある飛行環境を飛行する航空機への着氷を防止する防氷装置、翼、航空機および防氷方法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

[0009] 上記課題を解決するために、本発明の防氷装置、翼、航空機および防氷方法は以下の手段を採用する。

すなわち、本発明の第１の態様に係る防氷装置は、航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力し、前記圧力波によって前記水滴を氷に変化させる。

[0010] 前記第１の態様によれば、航空機の進行方向において、空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴が存在するとき、航空機の翼が水滴に接触する前に圧力波を出力することによって水滴を氷に変化させることができ、航空機の翼へ

の着氷を防止できる。すなわち、過冷却状態にある水滴は不安定な状態にあるため、水滴に衝撃が加わると安定化のため氷となるが、本発明では、水滴が翼に衝突することで翼に氷が付着する前に、圧力波が積極的に水滴を氷に変化させて、水滴を進行方向の空気中から排除できるため、翼に氷が付着することはない。ここで、圧力波は、例えば音波である。

[0011] また、本発明の第２の態様に係る防氷装置は、航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて機体よりも前方の所定位置において０．９～３．３［Ｐａ］の範囲にある圧力波を発生させる。

[0012] 前記第２の態様によれば、航空機の進行方向において、空気中に浮遊し過冷却状態にある１５～５０μｍの水滴が存在するとき、航空機の翼が水滴に接触する前に圧力波を出力することによって０．９～３．３［Ｐａ］の圧力場を作り出した場合、水滴に加速度１０Ｇを与えることができる。このように水滴に加速度を加えることにより、水滴を氷に変化させることができ、航空機の翼への着氷を防止できる。

[0013] さらに、本発明の第３の態様に係る翼は、上記の防氷装置が設けられる。

前記第３の態様によれば、航空機が飛行している際に、翼に設けられた防氷装置が航空機の進行方向に存在する過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力することで、予め水滴を氷に変化させることができ、翼等への着氷を防止できる。

[0014] またさらに、本発明の第４の態様に係る航空機は、防氷装置が設けられる。

前記第４の態様によれば、航空機に設けられた防氷装置が、該航空機の翼に衝突する可能性のある空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力することで、航空機の翼への着氷を防止できる。ここで、航空機は固定翼を有する航空機と回転翼を有する航空機の両方を含む。

[0015] また、本発明の第５の態様に係る防氷方法は、航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力し、前記圧力波によって前記水滴を氷に変化させる。

[0016] 前記第５の態様によれば、航空機の進行方向において、空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴が存在するとき、航空機の翼が水滴に接触する前に圧力波を出力することによって水滴を氷に変化させて、水滴を進行方向の空気中から排除できるため、航空機の翼への着氷を防止できる。

[0017] 前記第５の態様において、前記圧力波の出力は火薬の爆発によって実現されてもよい。

前記第５の態様によれば、飛行機の進行方向において、予め火薬を爆発させて圧力波を出力することで、水滴が翼に衝突することで翼に氷が付着する前に、圧力波が積極的に水滴を氷に変化させて、水滴を進行方向の空気中から排除できるため、航空機の翼に氷が付着することはない。

発明の効果

[0018] 本発明によれば、簡易な構成で、着氷条件下にある飛行環境を飛行する航空機への着氷を防止することができる。

図面の簡単な説明

[0019] [図1]本発明の音波発生装置を備える航空機を示す斜視図である。

[図2]本発明の音波発生装置を示す斜視図である。

[図3]図２のＡ－Ａ線で切断した断面図である。

[図4]本発明の音波発生装置を示す斜視図である。

[図5]着氷領域「連続」における水滴含有量［ｇｒ／ｍ^3］と水滴径［μｍ］の関係を示すグラフである。

[図6]着氷領域「連続」における大気温度［°Ｆ］と気圧高度［1000Ft］の関係を示すグラフである。

[図7]着氷領域「間欠」における水滴含有量［ｇｒ／ｍ^3］と水滴径［μｍ］の関係を示すグラフである。

[図8]着氷領域「間欠」における大気温度［°Ｆ］と気圧高度［1000Ft］の関係を示すグラフである。

[図9]飛行中の航空機と飛行環境中の過冷却水を示す説明図である。

[図10]飛行中の航空機と飛行環境中の氷を示す説明図である。

発明を実施するための形態

[0020] 以下、本発明に係る防氷装置、防氷方法の実施形態について説明する。

本発明は、航空機の機体に接触する前に広範囲にわたって過冷却水を固体化させ、飛行環境を乾燥状態とするものである。過冷却水は不安定なため、衝撃が加われば、安定化のため氷となる性質がある。本発明はこの性質を利用し、過冷却水を積極的に氷にすることにより、着氷する状態の水を飛行環境から除去し、航空機への着氷を防止することを目的とする。なお、本発明の対象とする航空機は、固定翼を有するものに限定されず、回転翼を有するものを含む。

[0021] ［第１実施形態］

まず、本発明の第１実施形態に係る音波発生装置１について説明する。

音波発生装置１は、音波（圧力波）を活用することで、過冷却水を積極的に氷にすることにより、着氷する状態の水を飛行環境から除去し、航空機への着氷を防止する。

[0022] 音波発生装置１は、図１に示すように、航空機１０の前方部に設置され、機体よりも前方に音波を放射する。ここで、音波は圧力波の一例である。図１は、本発明の音波発生装置１を備える航空機１０を示す斜視図である。図１では、音波発生装置１は、主翼１１に設置する場合について示したが、航空機１０の前方に音波を出射できる位置であれば、本発明の音波発生装置１の設置位置は主翼１１に限定されない。

[0023] 通常、音波は点源の場合、球体状に広がるため、距離の２乗に反比例して減衰する。音波の減衰を改善する方法としては、図２および図３に示すように、音波発生源２を複数配置する方法がある。図２は、本発明の音波発生装置１を示す斜視図である。図３は、図２のＡ－Ａ線で切断した断面図である。

[0024] 音波発生装置１は、機体の主翼１１の前縁内に複数の音波発生源２が並べられたものであり、音波を平面状に放射するようにしたものである。さらに、複数の音波発生源２の周囲や後方にはパラボラ状の反射板３を設置し、音

波が広がるのを防止している。

[0025] 航空機１０の機体形状を保ち空気の流れを維持するために、複数の音波発生源２の前面にはカバーが必要である。なお、実際にはこのカバーのために音波は減衰するが、本明細書では特に言及しない。

[0026] 上述した音波発生装置１は、複数の音波発生源２が並べて構成されており、音波を個々に発射できる。これらの特徴を活用して、複数の音波発生源２が発生する音波の位相を相互に調整することによって、音波放射において強度の高い方向を上下左右に動かすことができる。そして、この強度が高い音波の放射方向を動かす機能を活用することによって、音波を航空機１０の機体が通過する面内で走査する。その結果、航空機１０の機体上で限られた配置の音波発生装置１のみで航空機１０の機体への着氷を防止できる。

[0027] 音波発生装置１が発生する音波は、例えば減衰を考慮し機体よりも前方の所定の位置に音圧３［Ｐａ］、音の強さ１００［ｄＢ］で発生させるものとする。この大きさであれば、以下に説明するとおり、過冷却水に１０Ｇの加速度を与えることができる。このように加速度を与えることにより過冷却水を氷にすることができる。

[0028] すなわち、雲状に空気中に浮遊する過冷却の水滴が氷となる衝撃値については、過冷却水をグラスに注いだり、注ぐ際に手を滑らせたりする等により、容易に固体化していることから、過冷却の水滴についても５Ｇもの加速度が衝撃として加われば固体化する。

[0029] 瓶に収容された状態と空気中に浮遊する状態との違いがあるが、空気中に浮遊する状態の過冷却水は、少なくとも１０Ｇの加速度が作用すれば氷になる。このことを前提に音波により過冷却水を氷にするための音波の音圧、音の強さを算出した。

[0030] 音波の音圧Ｐは正弦波状に変化すると仮定すると、直径Ｄの水滴に作用する力Ｆは下の式１で表される。

$$F = P \cdot (\pi D^2 / 4) \quad \cdots\cdots (式1)$$

ここで、$P = P_{MAX} \sin(\omega t)$、$P_{MAX}$：最大変動圧力、（　）内は水

滴の投影面積である。

[0031] 水滴に発生する加速度をαとすると、加速度αが作用する際の力Ｆは下の式２で表される。

$$F = \rho \alpha (\pi D^3 / 6) \quad \cdots\cdots (式２)$$

ここで、ρ：密度、（ ）内は水滴の体積である。

[0032] 式１及び式２を用いて、これらの力が釣り合うとして必要な音圧のレベルを調べる。

$$P_{MAX} \sin(\omega t) \leqq P_{MAX} = (2/3) \rho D \alpha \quad \cdots\cdots (式３)$$

[0033] 過冷却水の密度ρを、水が０［℃］時の値０．９９８４×１０^3［ｋｇ／ｍ^3］で代用すると、浮遊水滴の直径が１５，２０，３０，４０，５０［μｍ］とした場合、力の釣り合いに必要なそれぞれの音圧［Ｐａ］または音の強さ［ｄＢ］は次表に示す通りで、大きいながらスピーカー等で得られる音圧であることが判る。

[0034]

［表1］

加速度[G] ＼ 水粒子の大きさ［μm］		15	20	30	40	50
1	音圧 [Pa]	0.098	0.131	0.196	0.261	0.327
	音の強さ[dB]	73.8	76.3	79.8	82.3	84.3
5	音圧 [Pa]	0.490	0.654	0.981	1.307	1.634
	音の強さ[dB]	87.8	90.3	93.8	96.3	98.2
10	音圧 [Pa]	0.981	1.307	1.961	2.615	3.268
	音の強さ[dB]	93.8	96.3	99.8	102.3	104.3

［0035］ なお、音圧［Ｐａ］と音の強さ［ｄＢ］の関係は下の式４で表される。

$$L = 20 \log (P / P_0) \quad \cdots\cdots (式4)$$

ここで、Ｌは音の強さ（または音圧レベル）［ｄＢ］、Ｐは音圧［Ｐａ］、P_0は人間に聞こえる最小音圧［Ｐａ］であって、$P_0 = 2 \times 10^{-5}$［Ｐａ］$= 2 \times 10^{-9}$［Ｎ／ｃｍ^2］である。

［0036］ さらに、単位面積当たりに通過するエネルギーは下の式５で得られる。

［単位面積当たりに通過するエネルギー］＝［音圧］^{2}／（［空気密度］

×［音速］）

……（式５）

［0037］ そこで、図５～図８の着氷条件下で、過冷却水を氷にするために必要な音波の単位面積当たりに通過するエネルギー［Ｗ／ｍ^2］を算出した。図５～図８の斜線部分が、ＦＡＲ２５（米国連邦航空局（ＦＡＡ）の米国連邦航空規則（ＦＡＲ）Ｐａｒｔ２５）において、着氷条件として規定されている。図５および図６に示す着氷条件は、雲が広い領域（２０マイル）に拡がっている場合であり、下の表では着氷領域「連続」と表示している。図７および図８に示す着氷条件は、雲のある領域（３マイル）は狭いが、雲中の水滴の量が多い場合であり、下の表では着氷領域「間欠」と表示している。図５および図７は、水滴含有量［ｇｒ／ｍ^3］と水滴径［μｍ］の関係を示すグラフであり、図６および図８は、大気温度［°Ｆ］と気圧高度［1000Ft］の関係を示すグラフである。

［0038］ 図５～図８の着氷条件はモデルではあるが、着氷する高度は通常２０［ｋｆｔ］以下で、高くても３０［ｋｆｔ］以下であることを示している。したがって、航空機１０の飛行速度は、この高度では、音速より遅いと考えられるため、本発明を用いることによって、過冷却水が水滴のまま航空機に接触しないように制御することは可能と判断する。

［0039］ 過冷却水が１Ｇの加速度を得る際の所要音圧［Ｐａ］、音の強さ［ｄＢ］、単位面積当たりに通過するエネルギー［Ｗ／ｍ^2］は下の表の通りとなった。

[表2]

1G の加速度を得る際の音圧、音の強さ、エネルギー

着氷領域	高度		温度		大気圧	空気密度 ρ	音速c	水粒子の大きさ [μm]							
	[kfeet]	[km]	[°F]	[°C]	[psia]	[kg/m^3]	[m/sec]	15	20	30	40	50	所要音圧[Pa]	単位面積エネルギー [W/m^2]
								0.098	0.131	0.196	0.261	0.327		
								73.8	76.3	79.8	82.3	84.3	音の強さ[dB]	
連続	0	0.000	32	0.000	14.696	1.293	331.450	0.002	0.004	0.009	0.015	0.024		
	0	0.000	-22	-30.000	14.696	1.453	312.719	0.002	0.004	0.008	0.014	0.023		
	12	3.658	32	0.000	9.346	0.822	331.450	0.003	0.006	0.014	0.024	0.038		
	12	3.658	-22	-30.000	9.346	0.924	312.719	0.003	0.006	0.013	0.023	0.036		
	22	6.706	-4	-20.000	6.206	0.589	319.085	0.005	0.009	0.020	0.035	0.055		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.005	0.009	0.019	0.034	0.054		
間欠	4	1.219	26	-3.333	12.692	1.131	329.421	0.002	0.004	0.010	0.018	0.028		
	4	1.219	14	-10.000	12.692	1.159	325.326	0.002	0.004	0.010	0.017	0.027		
	12	3.658	26	-3.333	9.346	0.832	329.421	0.003	0.006	0.013	0.024	0.037		
	12	3.658	-15	-26.111	9.346	0.909	315.210	0.003	0.006	0.013	0.023	0.036		
	14	4.267	19	-7.222	8.633	0.780	327.039	0.004	0.006	0.014	0.026	0.040		
	14	4.267	-22	-30.000	8.633	0.854	312.719	0.003	0.006	0.014	0.025	0.038		
	19	5.791	1	-17.222	7.041	0.661	320.831	0.004	0.008	0.017	0.031	0.048		
	19	5.791	-40	-40.000	7.041	0.726	306.221	0.004	0.007	0.017	0.030	0.046		
	22	6.706	-10	-23.333	6.206	0.597	316.977	0.005	0.009	0.020	0.035	0.054		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.005	0.009	0.019	0.034	0.054		
	22	6.706	-40	-40.000	6.206	0.640	306.221	0.005	0.008	0.019	0.034	0.052		
	29.4	8.961	-40	-40.000	4.4852	0.463	306.221	0.007	0.012	0.026	0.046	0.073		

[0040] 過冷却水が５Ｇの加速度を得る際の所要音圧［Ｐａ］、音の強さ［ｄＢ］、単位面積当たりに通過するエネルギー［Ｗ／ｍ^2］は下の表の通りとなった。

[表3]

5G の加速度を得る際の音圧、音の強さ、エネルギー

着氷領域	高度		温度		大気圧	空気密度 ρ	音速c	水粒子の大きさ [μm]							
	[kfeet]	[km]	[°F]	[°C]	[psia]	[kg/m^3]	[m/sec]	15	20	30	40	50	所要音圧 [P]	単位面積エネルギー [W/m^2]
								0.490	0.654	0.981	1.307	1.634		
								87.8	90.3	93.8	96.3	98.2	音の強さ [dB]	
連続	0	0.000	32	0.000	14.696	1.293	331.450	0.054	0.096	0.216	0.384	0.599		
	0	0.000	-22	-30.000	14.696	1.453	312.719	0.051	0.090	0.203	0.362	0.565		
	12	3.658	32	0.000	9.346	0.822	331.450	0.085	0.151	0.339	0.603	0.942		
	12	3.658	-22	-30.000	9.346	0.924	312.719	0.080	0.142	0.320	0.569	0.889		
	22	6.706	-4	-20.000	6.206	0.589	319.085	0.123	0.219	0.492	0.874	1.366		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.120	0.214	0.482	0.857	1.338		
間欠	4	1.219	26	-3.333	12.692	1.131	329.421	0.062	0.110	0.248	0.441	0.690		
	4	1.219	14	-10.000	12.692	1.159	325.326	0.061	0.109	0.245	0.436	0.681		
	12	3.658	26	-3.333	9.346	0.832	329.421	0.084	0.150	0.337	0.599	0.937		
	12	3.658	-15	-26.111	9.346	0.909	315.210	0.081	0.143	0.323	0.573	0.896		
	14	4.267	19	-7.222	8.633	0.780	327.039	0.091	0.161	0.362	0.644	1.007		
	14	4.267	-22	-30.000	8.633	0.854	312.719	0.087	0.154	0.346	0.616	0.962		
	19	5.791	1	-17.222	7.041	0.661	320.831	0.109	0.194	0.436	0.775	1.211		
	19	5.791	-40	-40.000	7.041	0.726	306.221	0.104	0.185	0.416	0.739	1.155		
	22	6.706	-10	-23.333	6.206	0.597	316.977	0.122	0.217	0.488	0.868	1.357		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.120	0.214	0.482	0.857	1.338		
	22	6.706	-40	-40.000	6.206	0.640	306.221	0.118	0.210	0.472	0.839	1.311		
	29.4	8.961	-40	-40.000	4.4852	0.463	306.221	0.163	0.290	0.653	1.161	1.813		

[0041] 過冷却水が１０Ｇの加速度を得る際の所要音圧［Ｐａ］、音の強さ［ｄＢ］、単位面積当たりに通過するエネルギー［Ｗ／ｍ^2］は下の表の通りとなった。

[表4]

10G の加速度を得る際の音圧 、音の強さ、エネルギー

着氷領域	高度		温度		大気圧	空気密度 ρ	音速 c	水粒子の大きさ [μm]						
	[kfeet]	[km]	[°F]	[°C]	[psia]	[kg/m^3]	[m/sec]	15	20	30	40	50	所要音圧[Pa]	単位面積当たりのエネルギー [W/m^2]
								0.981	1.307	1.961	2.615	3.268	音の強さ[dB]	
								93.8	96.3	99.8	102.3	104.3		
連続	0	0.000	32	0.000	14.696	1.293	331.450	0.216	0.384	0.863	1.534	2.397		
	0	0.000	-22	-30.000	14.696	1.453	312.719	0.203	0.362	0.814	1.447	2.261		
	12	3.658	32	0.000	9.346	0.822	331.450	0.339	0.603	1.357	2.412	3.769		
	12	3.658	-22	-30.000	9.346	0.924	312.719	0.320	0.569	1.280	2.275	3.555		
	22	6.706	-4	-20.000	6.206	0.589	319.085	0.492	0.874	1.967	3.497	5.464		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.482	0.857	1.927	3.427	5.354		
間欠	4	1.219	26	-3.333	12.692	1.131	329.421	0.248	0.441	0.993	1.765	2.759		
	4	1.219	14	-10.000	12.692	1.159	325.326	0.245	0.436	0.981	1.743	2.724		
	12	3.658	26	-3.333	9.346	0.832	329.421	0.337	0.599	1.349	2.397	3.746		
	12	3.658	-15	-26.111	9.346	0.909	315.210	0.323	0.573	1.290	2.294	3.584		
	14	4.267	19	-7.222	8.633	0.780	327.039	0.362	0.644	1.449	2.577	4.026		
	14	4.267	-22	-30.000	8.633	0.854	312.719	0.346	0.616	1.386	2.463	3.849		
	19	5.791	1	-17.222	7.041	0.661	320.831	0.436	0.775	1.743	3.099	4.842		
	19	5.791	-40	-40.000	7.041	0.726	306.221	0.416	0.739	1.663	2.957	4.620		
	22	6.706	-10	-23.333	6.206	0.597	316.977	0.488	0.868	1.954	3.473	5.427		
	22	6.706	-22	-30.000	6.206	0.614	312.719	0.482	0.857	1.927	3.427	5.354		
	22	6.706	-40	-40.000	6.206	0.640	306.221	0.472	0.839	1.887	3.355	5.242		
	29.4	8.961	-40	-40.000	4.4852	0.463	306.221	0.653	1.161	2.611	4.642	7.253		

[0042] 上記表より、過冷却水が１０Ｇの加速度を得るのに必要な音圧は、約０．９～３．３［Ｐａ］であり、音の強さは、約９３～１０５［ｄＢ］であり、単位面積当たりに通過するエネルギーは、約０．２～７．５［Ｗ／ｍ^2］であ

るから、減衰を考慮し、音波発生装置１は、目標とする機体よりも前方の領域で約０．９～３．３［Ｐａ］の音波を有する圧力波を発生するとよい。なお、過冷却水が５Ｇの加速度を得るのに必要な音圧は、約０．４～１．７［Ｐａ］であり、音の強さは、約８７～９９［ｄＢ］であり、単位面積当たりに通過するエネルギーは、約０．０５～１．９［Ｗ／ｍ^2］である。

［0043］ 以上より、航空機１０の前方に音波発生装置１が配置されることで、図９に示すように、音波発生装置１が前方の飛行環境、特に過冷却水３０に向けて音波２０を発射する。そして、本発明の音波発生装置１によれば、音波の伝搬した広い領域の過冷却水を氷に変えることができる。したがって、過冷却水３０は氷４０に変化し、飛行環境から過冷却水３０が消滅する。そのため、図１０に示すように、すでに氷４０となった飛行環境に航空機が飛行していっても、航空機１０に着氷することはない。図９は、飛行中の航空機１０と飛行環境中の過冷却水３０を示す説明図であり、図１０は、飛行中の航空機１０と飛行環境中の氷４０を示す説明図である。

［0044］ 次に、本発明の音波発生装置１の変形例である音波発生装置２１について、図４を参照して説明する。図４の音波発生装置２１は、防氷装置の一例であり、複数の音波発生源２２が航空機１０の主翼１１の外板２３の内側に設けられたものである。音波発生装置２１は、機体の外板２３を活用して外板２３から直接音波を出力する。音波発生装置２１は、図１に示す航空機１０の前方部の音波発生装置１と同位置に設置され、機体よりも前方に音波を放射する。ここで、音波は圧力波の一例である。

［0045］ 本変形例において、音波発生装置２１は音波が放射される部分を複数に分けておく。そして、位相制御によって、特定の方向に音波の圧力が強くなるように音波を放射できる。

［0046］ なお、本発明の音波発生装置１，２１をヘリコプターなどの回転翼を有する航空機に設置する場合、音波発生装置１，２１は、例えば機体の胴体前方部や脚部に設置される。

［0047］［第２実施形態］

次に、本発明の第２実施形態に係る防氷方法について説明する。

上記実施例では、航空機１０が防氷装置を装備して、波を前方に放射する場合について説明したが、本発明はこの例に限定されない。例えば、着氷を防止したい航空機１０とは別に防氷装置を備えた施設を地上に設けてもよい。しかし、上記の航空機１０に搭載する防氷装置と同じ装置を地上に装備するとした場合、カバーすべき領域が広すぎるため、現実的ではない。

[0048] そこで、緊急用地上設備からロケットを発射し、過冷却水を含む雲の高度までロケットを到達させた後、火薬の爆発により音波（圧力波）を放射する。これにより、過冷却水として存在する水滴を、航空機に接触する前に広範囲にわたって氷の状態に変え、空港周辺上空の着氷環境を一時的に改善することができる。その結果、航空機への着氷を防止でき、安全な着陸をサポートできる。

[0049] 但し、本装置は近くに航空機がいる場合には火薬の量によっては圧力波が強すぎて航空機を破損させる可能性があり使用できない。そこで、火薬の爆発による音圧で過冷却水が氷になるのに必要なエネルギーが常識的な量の火薬で発生できるかを試算した。

[0050] Ｗｉｋｉｐｅｄｉａの「火薬」には鋳造トリニトロトルエン（ＴＮＴ）の記述があり、下記の値が示されていた。（別資料で、ＴＮＴ火薬について、１ｋｇで約４．２×10^6［Ｊ］の値があったが、ここに示すエネルギーの方が小さく安全側のため、この値を用いて検討する。

半径：１０［ｃｍ］、

重量：６．４９［ｋｇ］、

爆発熱：約１．１７×10^7［Ｊ］、

反応時間：１４．７ｎｓｅｃ、

エネルギーの発生速度：１．１６×10^{12}［Ｊ／ｓｅｃ］（＝［Ｗ］）

[0051] 以下、雲の広がりが２０［ｍｉｌｅ］で、２［Ｗ／m^2］を発生するために必要な火薬の重量を算出する。

２０［ｍｉｌｅ］＝３２，１８６．２［ｍ］

火薬の爆発で圧力波が球状に広がるとして、必要な時間当たりのエネルギーは

$4\pi \times 32,186.2^2 \times 2 = 2.604 \times 10^{10}$ [W]

効率を１０［％］しかないとしても必要な火薬の量は、

$6.49 \times (2.604 \times 10^{10}) / (1.16 \times 10^{12}) / 0.1 = 1.457$［ｋｇ］

となる。

このとき、火薬の半径は、

$10 \times \{1.457 / 6.49\}^{1/3} = 6.1$［ｃｍ］

である。

以上より、大きさの面からは実施可能であることが判る。

[0052] 但し、別途Ｗｉｋｉｐｅｄｉａの「爆風」に構造物の損傷が生じる圧力が示されており、この圧力は過冷却水を氷に変えるのに必要な圧力の約１０００倍以上に達する。これからこの条件に合致する距離を算出すると、２０［ｍｉｌｅ］の範囲の過冷却水を氷に変える条件では、構造物の損傷が生じる圧力の範囲は、約１［ｋｍ］となった。２０［ｍｉｌｅ］の位置で、過冷却水を氷に変えるのに必要な圧力以上の圧力が発生する場合には、構造物の損傷が生じる圧力の範囲は更に広くなる。

[0053] このことから、火薬を用いる防氷方法を実施する場合には、発生する圧力波が安全な大きさとなるよう火薬を十分高い高度に上げてから実施することが望ましい。また、上記の試算では、火薬の量を安全側に検討するために、圧力に変わる火薬のエネルギー効率を１０［％］としており、実際に爆風による安全面からは火薬の量を試験で確認し、減らす必要がある。

[0054] 以上、本発明は従来の方法と全く異なり、着氷の原因である過冷却水自体を環境中から消滅させるものである。本発明の防氷装置、防氷方法は、比較的安く、軽量でかつ他の方法に比べてエネルギーが小さい。また、第１の実施形態に係る音波発生装置１は、装着位置が着氷を防ぎたい位置にある必要がないという利点がある。なお、音波発生装置１を装備している航空機１０

が防除氷装置を装備していない航空機に対して前を飛行することにより安全な着陸をサポートすることもできる。

符号の説明

[0055] １，２１　　音波発生装置

２，２２　　音波発生源

１０　　航空機

１１　　主翼

２３　　外板

請求の範囲

［請求項1］ 航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力し、前記圧力波によって前記水滴を氷に変化させる防氷装置。

［請求項2］ 航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて機体よりも前方の所定位置において０．９～３．３［Ｐａ］の範囲にある圧力波を発生させる防氷装置。

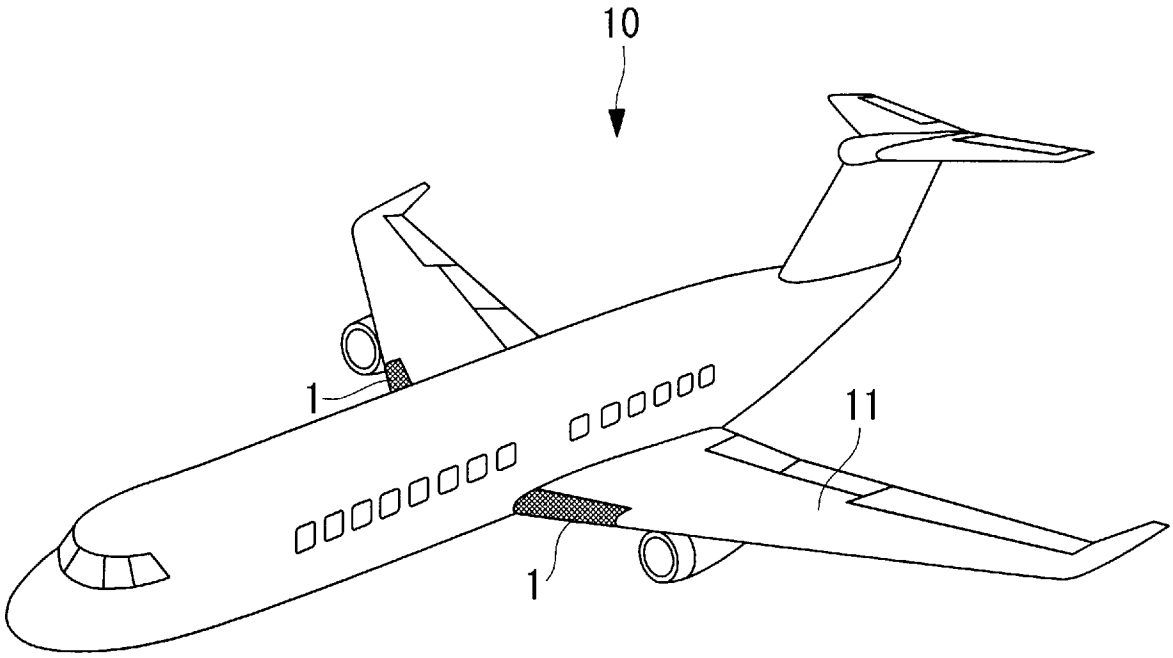
［請求項3］ 請求項１または２に記載の防氷装置が設けられた翼。

［請求項4］ 請求項１または２に記載の防氷装置が設けられた航空機。

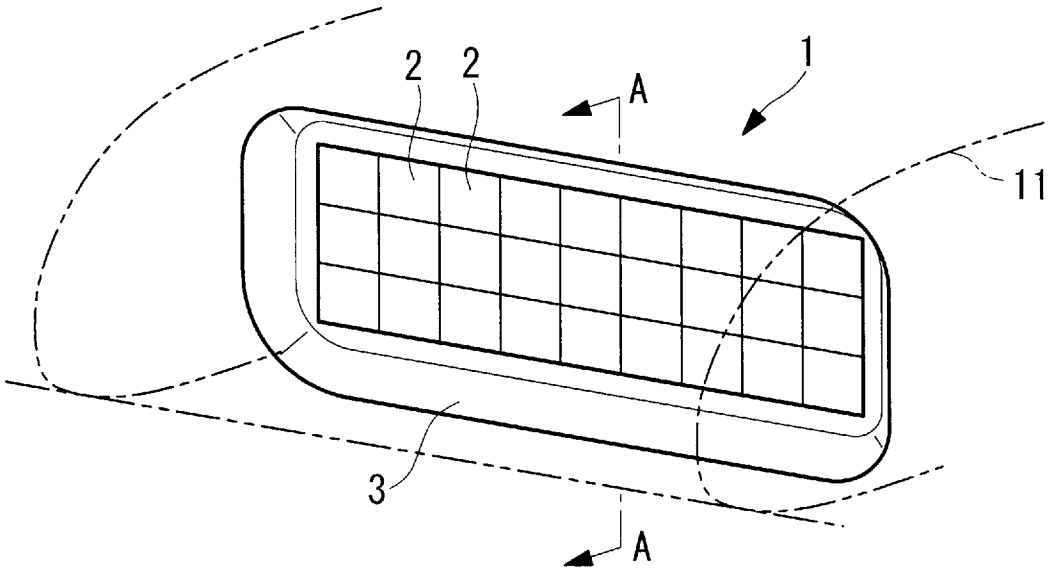
［請求項5］ 航空機の進行方向に存在する空気中に浮遊し過冷却状態にある水滴に向けて圧力波を出力し、前記圧力波によって前記水滴を氷に変化させる防氷方法。

［請求項6］ 前記圧力波の出力は火薬の爆発によって実現される請求項５に記載の防氷方法。

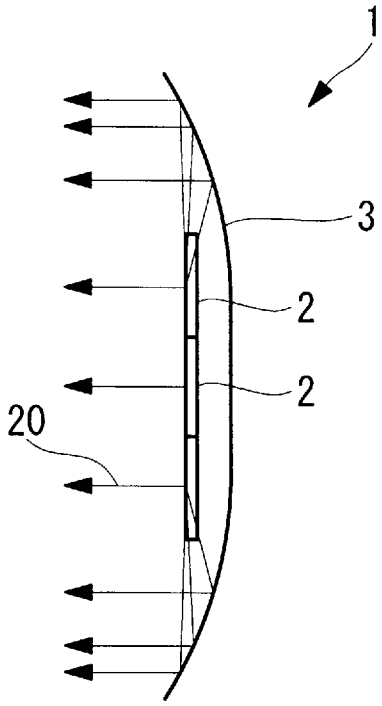
[図1]



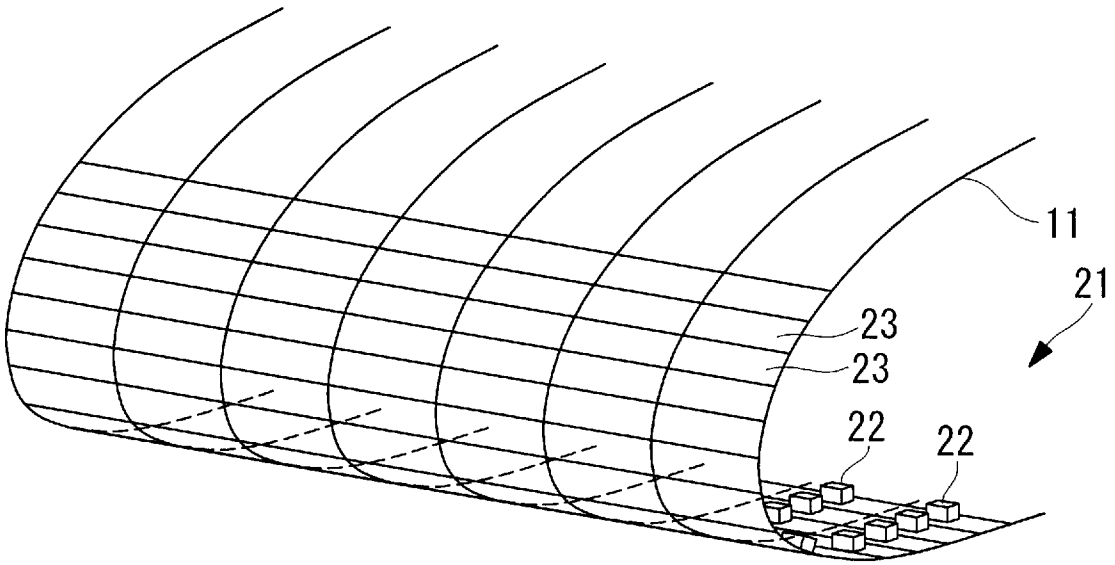
[図2]



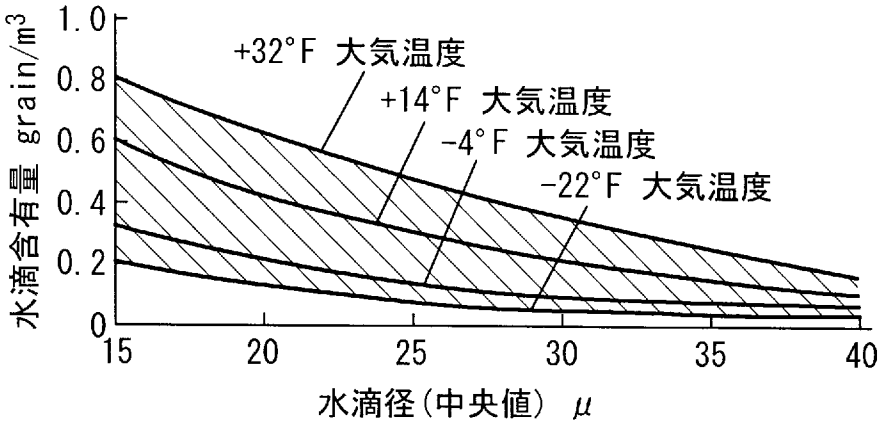
[図3]



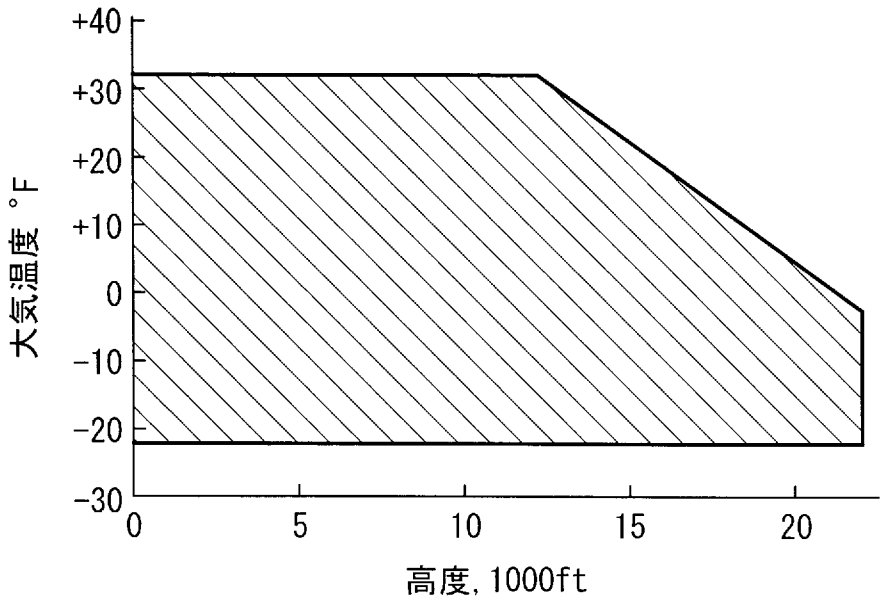
[図4]



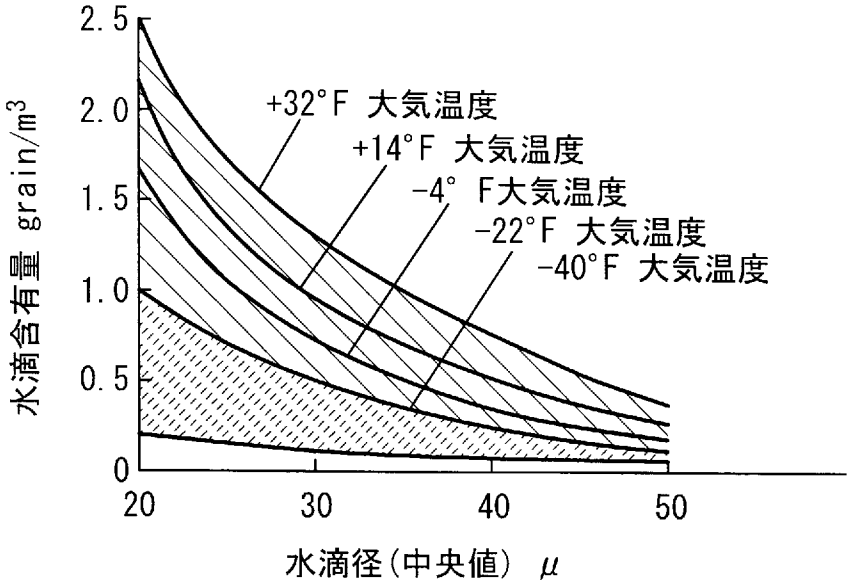
[図5]


水滴含有量 grain/m3
1.0
0.8
0.6
0.4
0.2
0
+32°F 大気温度
+14°F 大気温度
-4°F 大気温度
-22°F 大気温度
15
20
25
30
35
40
水滴径(中央値) μ

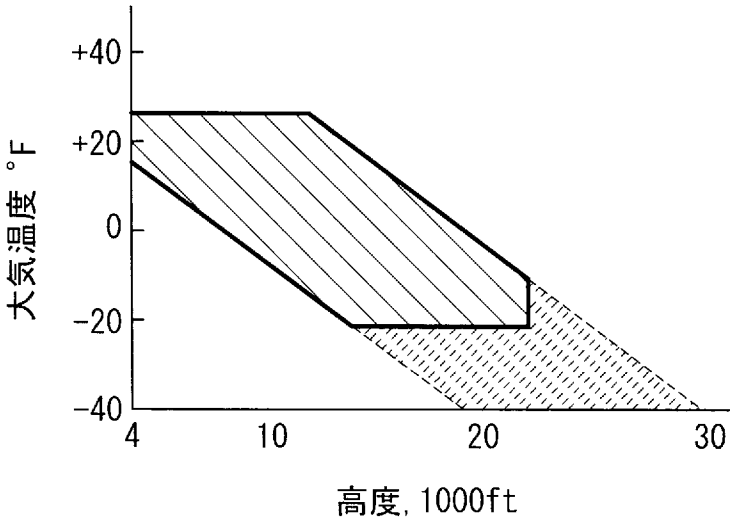
[図6]


大気温度 °F
+40
+30
+20
+10
0
-10
-20
-30
0
5
10
15
20
高度, 1000ft

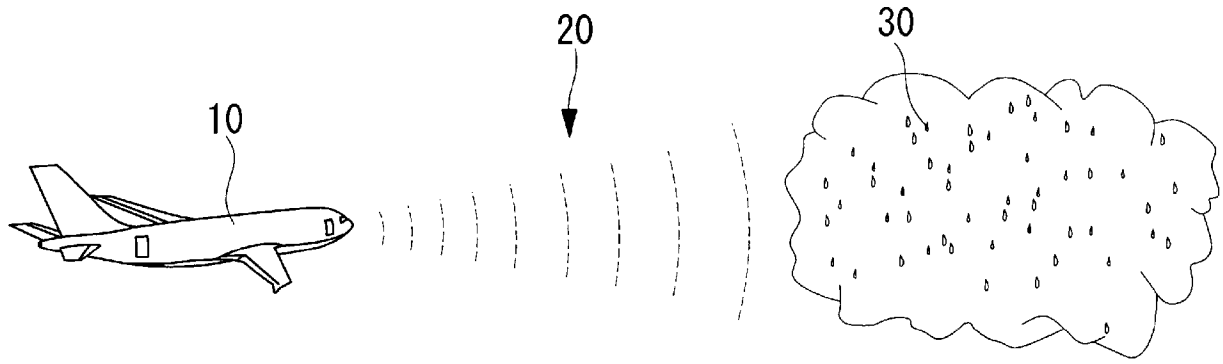
[図7]


2.5
2.0
1.5
1.0
0.5
0
水滴含有量 grain/m3
+32°F 大気温度
+14°F 大気温度
-4° F大気温度
-22°F 大気温度
-40°F 大気温度
20
30
40
50
水滴径(中央値) μ

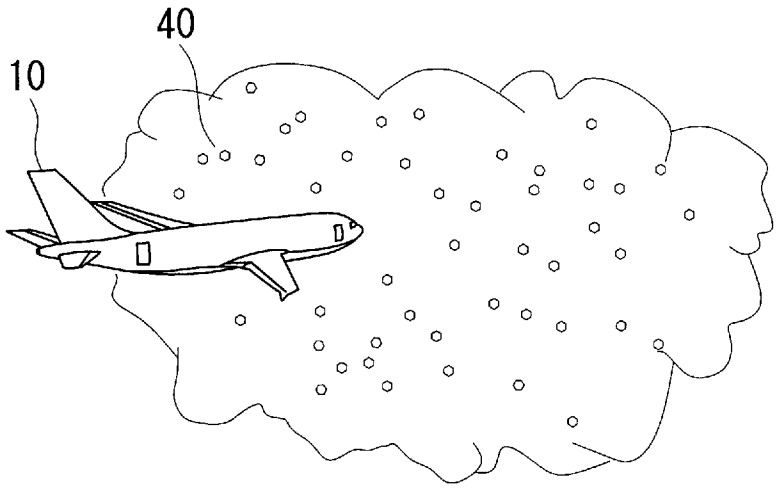
[図8]


+40
+20
0
-20
-40
大気温度 °F
4
10
20
30
高度, 1000ft

[図9]



[図10]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2011/080044

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64D15/00(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
B64D15/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2012
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2012	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2012

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	WO 2010/137596 A1 (National University Corporation Chiba University), 02 December 2010 (02.12.2010), paragraphs [0019] to [0024] (Family: none)	1-4 5,6
X A	JP 3-295797 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 26 December 1991 (26.12.1991), page 3, upper left column, line 2 to lower right column, line 3; fig. 1 (Family: none)	1-4 5,6

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search 27 March, 2012 (27.03.12)	Date of mailing of the international search report 03 April, 2012 (03.04.12)
Name and mailing address of the ISA/ Japanese Patent Office Facsimile No.	Authorized officer Telephone No.

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (July 2009)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2011/080044

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 3-251668 A (NKK Corp.), 11 November 1991 (11.11.1991), page 3, upper left column, lines 4 to 7 & US 5102043 A & DE 4106419 A1 & CA 2037253 A1	1-6
A	JP 2010-504250 A (Rosemount Aerospace Inc.), 12 February 2010 (12.02.2010), paragraph [0003] & US 2010/0206991 A1 & US 2011/0068230 A1 & EP 2066565 A2 & WO 2008/051673 A2 & DE 602007010799 D & IL 197429 D & AU 2007309287 A1 & AT 489283 T & AU 2010249314 A1	1-6
A	JP 61-160395 A (Japan Aircraft Development Corp.), 21 July 1986 (21.07.1986), entire text (Family: none)	1-6

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２０１１／０８００４４

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64D15/00(2006.01)i

Ｂ．　調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64D15/00

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	１９２２－１９９６年
日本国公開実用新案公報	１９７１－２０１２年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２０１２年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２０１２年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

Ｃ．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求項の番号
X A	WO 2010/137596 A1 (国立大学法人千葉大学) 2010.12.02, [0019]-[0024] (ファミリーなし)	1-4 5,6
X A	JP 3-295797 A (三菱重工業株式会社) 1991.12.26, 第３ページ左上欄第２行-右下欄第３行、第１図 (ファミリーなし)	1-4 5,6
A	JP 3-251668 A (日本鋼管株式会社) 1991.11.11, 第３ページ左上欄第4-7行 & US 5102043 A & DE 4106419 A1 & CA 2037253 A1	1-6

☑　Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。

☐　パテントファミリーに関する別紙を参照。

＊　引用文献のカテゴリー
「Ａ」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「Ｅ」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「Ｌ」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
「Ｏ」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「Ｐ」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献
「Ｔ」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「Ｘ」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Ｙ」特に関連のある文献であって、当該文献と他の１以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「＆」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日	国際調査報告の発送日
２７．０３．２０１２	０３．０４．２０１２

国際調査機関の名称及びあて先
日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ）
郵便番号１００－８９１５
東京都千代田区霞が関三丁目４番３号

特許庁審査官（権限のある職員）　３Ｄ　４８５３
水野　治彦
電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３４１

Ｃ（続き）．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求項の番号
A	JP 2010-504250 A (ローズマウント・エアロスペース・インコーポレーテッド) 2010.02.12, [0003] & US 2010/0206991 A1 & US 2011/0068230 A1 & EP 2066565 A2 & WO 2008/051673 A2 & DE 602007010799 D & IL 197429 D & AU 2007309287 A1 & AT 489283 T & AU 2010249314 A1	1-6
A	JP 61-160395 A (財団法人日本航空機開発協会) 1986.07.21, 全文 (ファミリーなし)	1-6