

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B1)

(11) 特許番号

特許第6452877号
(P6452877)

(45) 発行日 平成31年1月16日(2019. 1. 16)

(24) 登録日 平成30年12月21日(2018. 12. 21)

(51) Int. Cl.		F 1	
F 1 5 D	1/12	(2006. 01)	F 1 5 D 1/12
B 6 4 D	29/06	(2006. 01)	B 6 4 D 29/06
B 6 4 C	3/14	(2006. 01)	B 6 4 C 3/14
B 6 3 B	1/24	(2006. 01)	B 6 3 B 1/24

請求項の数 9 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2018-75614 (P2018-75614)	(73) 特許権者	507031594 長谷川 隆 神奈川県相模原市緑区東橋本3丁目5番4 8号
(22) 出願日	平成30年4月10日(2018. 4. 10)	(74) 代理人	110000198 特許業務法人湘洋内外特許事務所
審査請求日	平成30年7月18日(2018. 7. 18)	(72) 発明者	長谷川 隆 神奈川県相模原市緑区東橋本3-5-48
早期審査対象出願		審査官	長谷井 雅昭

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】高揚力装置、飛行機の主翼、水中翼船の水中翼、及び飛行機のエンジンカウル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

所定の仰角が設けられた高揚力装置であって、
後端部が鋭角状に形成された翼本体部と、
前記翼本体部の先端側に固定された鋭角部と、
を備え、
前記高揚力装置の断面における前記鋭角部の先端点の高さ位置は、前記高揚力装置の投影上下中心線に略一致する
ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の高揚力装置であって、
前記断面における前記鋭角部は、30°以下に形成されている
ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 3】

請求項 1 または 2 に記載の高揚力装置であって、
前記断面における前記鋭角部は、略20°に形成されている
ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 4】

請求項 1 ~ 3 のいずれか一項に記載の高揚力装置であって、
前記断面における前記先端点と前記高揚力装置の上端部とを繋ぐ上辺は、直線状に形成

10

20

されている

ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 5】

請求項 1 ~ 4 のいずれか一項に記載の高揚力装置であって、

前記断面における前記先端点と前記翼本体部の前記後端部とを繋ぐ下辺は、直線状に形成されている

ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 6】

請求項 1 ~ 5 のいずれか一項に記載の高揚力装置であって、

前記断面における前記先端点と前記翼本体部の前記後端部とを繋ぐ下辺は、曲線状に形成されている 10

ことを特徴とする高揚力装置。

【請求項 7】

請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の高揚力装置を採用した

ことを特徴とする飛行機の主翼。

【請求項 8】

請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の高揚力装置を採用した

ことを特徴とする水中翼船の水中翼。

【請求項 9】

飛行機のジェットエンジンを覆うエンジンカウルであって、

請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の高揚力装置における前記鋭角部の断面形状を、前記ジェットエンジンに対して空気が流入する先端側の断面形状に採用した

ことを特徴とする飛行機のエンジンカウル。 20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、例えば、流体によって生じ得る抗力を減少できるようにした高揚力装置、飛行機の主翼、水中翼の水中翼、及び飛行機のエンジンカウルに関する。

【背景技術】

【0002】

従来、亜音速で飛行する飛行機の主翼は、揚力を効率よく発生させ、且つ、抗力を減少させることを目的に形成されている。 30

【0003】

図 15 は、飛行機の主翼の代表的な従来例である NACA0010 の断面形状を示している。NACA0010 は、NASA（アメリカ航空宇宙局）の前身である NACA（アメリカ航空諮問委員会）によって定義されたものである。同図に示されるように、NACA0010 の断面形状（以下、翼型と称する）は、先端部 101 が円弧状、後端部 102 が鋭角に形成された、いわゆる流線形である。

【0004】

なお、通常、主翼には仰角が設けられており、同図の場合、先端部 101 と後端部 102 とを繋いだ翼中心線（翼弦線）204 と、主翼に当たる流体（空気）が流れる方向と平行であって、主翼の翼型の最下部分に接する投影下端線 202 とが成す仰角が 3°とされている。 40

【0005】

また、例えば特許文献 1 には、主翼の前縁部に設ける可動式の高揚力装置と、飛行機が巡航状態となって該高揚力装置を収容する際に発生し得る抗力の増加を抑止するための渦発生器とが記載されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】特開2013-233926号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

上述したように、飛行機の主翼は、従来から揚力の発生と抗力の減少を考慮して形成されている。ただし、抗力の減少に関しては、従来から流線形が最も効率的な翼型であるとされている。しかしながら、本発明者は、流線形よりも抗力を減少できる翼型を見出した。

【0008】

また、引用文献1に記載の渦発生器は、飛行機が巡航状態となって高い揚力が不要となったときに抗力の増加を抑止し得るものであり、揚力の効率的な発生と同時に抗力を減少させるものではない。

【0009】

本発明は、このような状況に鑑みてなされたものであり、流線形に比較して揚力の増加と抗力の減少とを同時に実現できる翼型を提案することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0010】

本願は、上記課題の少なくとも一部を解決する手段を複数含んでいるが、その例を挙げるならば、以下のとおりである。上記課題を解決すべく、本発明の一態様に係る高揚力装置は、高揚力装置であって、後端部が鋭角状に形成された翼本体部と、前記翼本体部の先端側に固定された鋭角部と、を備え、前記高揚力装置の断面における前記鋭角部の先端点の高さ位置は、前記高揚力装置の投影下端線から前記高揚力装置の投影上下中心線までの間に存在することを特徴とする。

【0011】

前記鋭角部は、前記翼本体部に対して分離着脱可能に固定されているようにすることができる。

【0012】

前記断面における前記先端点の高さ位置は、前記高揚力装置の前記投影上下中心線に略一致するようにすることができる。

【0013】

前記断面における前記鋭角部は、30°以下に形成されているようにすることができる。

【0014】

前記断面における前記鋭角部は、略20°に形成されているようにすることができる。

【0015】

前記断面における前記先端点と前記高揚力装置の上端部とを繋ぐ上辺は、直線状に形成されているようにすることができる。

【0016】

前記断面における前記後端部の高さ位置は、前記高揚力装置の前記投影下端線に略一致するようにすることができる。

【0017】

前記断面における前記先端点と前記翼本体部の前記後端部とを繋ぐ下辺は、直線状に形成されているようにすることができる。

【0018】

前記断面における前記先端点と前記翼本体部の前記後端部とを繋ぐ下辺は、曲線状に形成されているようにすることができる。

【0019】

本発明の他の態様に係る飛行機の主翼は、上記した高揚力装置を採用したことを特徴とする。

【0020】

10

20

30

40

50

本発明のさらに他の態様に係る水中翼船の水中翼は、上記した高揚力装置を採用したことを特徴とする。

【0021】

本発明のさらに他の態様に係る飛行機のエンジンカウルは、上記した高揚力装置における前記鋭角部の断面形状を、先端側の断面形状に採用したことを特徴とする。

【発明の効果】

【0022】

本発明によれば、流線形に比較して揚力の増加と抗力の減少とを実現することが可能となる。

【0023】

上記した以外の課題、構成及び効果は、以下の実施形態の説明により明らかにされる。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図1】翼モデルの揚力及び抗力の測定に用いた測定装置の構成例を示す図である。

【図2】抗力の算出方法を説明するための図である。

【図3】翼モデルM01～M08を示す図である。

【図4】翼モデルM01～M08の仕様と抗力を示す図である。

【図5】翼モデルM01～M08の先端角度と抗力との関係を示す図である。

【図6】翼モデルM1～M5の形状を示す図である。

【図7】翼モデルM6～M9の形状を示す図である。

【図8】翼モデルM1～M9の抗力と揚力の測定値を示す図である。

【図9】翼モデルM1～M9の抗力と揚力の測定値をプロットした図である。

【図10】翼モデルM2～M9の評価をまとめた図である。

【図11】翼モデルM10～M12の形状を示す図である。

【図12】翼モデルM10～M12の抗力と揚力の測定値を示す図である。

【図13】翼モデルM10～M12の抗力と揚力の測定値をプロットした図である。

【図14】翼モデルM11, M12の評価をまとめた図である。

【図15】翼型の代表的な従来例であるNACA0010を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0025】

以下、本発明に係る一実施の形態を図面に基づいて説明する。なお、一実施の形態を説明するための全図において、同一の部材には原則として同一の符号を付し、その繰り返しの説明は省略する。また、以下の実施の形態において、その構成要素（要素ステップ等も含む）は、特に明示した場合および原理的に明らかに必須であると考えられる場合等を除き、必ずしも必須のものではないことは言うまでもない。また、「Aからなる」、「Aよりなる」、「Aを有する」、「Aを含む」と言うときは、特にその要素のみである旨明示した場合等を除き、それ以外の要素を排除するものでないことは言うまでもない。同様に、以下の実施の形態において、構成要素等の形状、位置関係等に言及するときは、特に明示した場合および原理的に明らかにそうでないと考えられる場合等を除き、実質的にその形状等に近似または類似するもの等を含むものとする。

【0026】

<翼モデルの揚力及び抗力の測定に用いた測定装置の構成例>

図1は、後述する各翼モデルの揚力及び抗力の測定に用いた測定装置の構成例を示している。ここで翼モデルとは、全長（図面左右方向の長さ）が略120mm、全幅（図面奥行き方向の長さ）が略100mmであって、全幅方向で同一の翼型に形成されたものである。

【0027】

該測定装置10は、可動部11、水平可動部13、L型変換部15、上下可動部17、測定部21, 22、及び送風部23を備える。

【0028】

10

20

30

40

50

可動部 1 1 には、翼保持点 1 2 (図面奥行き方向の軸) にて、水平方向に対して所定の仰角 (例えば、 $+3^\circ$) が設けられた翼モデル 3 0 が固定されている。可動部 1 1 は、翼モデル 3 0 に生じる揚力及び抗力に応じて上下方向及び水平方向に移動可能とされている。可動部 1 1 の下端は測定部 2 2 に接している。なお、翼モデル 3 0 上の点 P は、翼モデル 3 0 の全体に生じる揚力及び抗力の仮想的な作用点を示している。以下、点 P を作用点 P と称する。

【 0 0 2 9 】

水平可動部 1 3 は、一端が翼保持点 1 2 にて可動部 1 1 と回動自在に接続されており、他端が L 型変換部 1 5 の一端と回動自在に接続されている。

【 0 0 3 0 】

L 型変換部 1 5 は、その中心が回転軸 1 6 にて固定台 2 0 に回動自在に接続されており、その一端が回転軸 1 4 にて水平可動部 1 3 の他端と回動自在に接続され、その他端が回転軸 1 8 にて上下可動部 1 7 の一端と回動自在に接続されている。上下可動部 1 7 は、その下端が測定部 2 1 に接している。

【 0 0 3 1 】

測定部 2 1 は、下方に移動された上下可動部 1 7 によって押下される力を測定する。なお、測定部 2 1 は、送風部 2 3 から送風が行われていないときの上下可動部 1 7 等の重さを表す測定値を初期値として保持し、送風部 2 3 から送風が行われているときの測定値と該初期値との差を測定値 D_{01} または測定値 D_{02} として測定する。

【 0 0 3 2 】

測定部 2 2 は、下方に移動された可動部 1 1 によって押下される力を測定する。なお、測定部 2 2 は、無風状態 (送風部 2 3 から送風が行われていない状態) の可動部 1 1 等の重さを表す測定値を初期値として保持し、送風部 2 3 から送風が行われているときの測定値と初期値との差を測定値 L_{01} または測定値 L_{02} として測定する。

【 0 0 3 3 】

送風部 2 3 は、翼モデル 3 0 に対して、水平方向 (図面右方向) に所定の風速 (例えば 10 m / s e c) で送風を行う。

【 0 0 3 4 】

測定装置 1 0 を用いた測定では、はじめに図 1 に示されたように、翼モデル 3 0 を所定の仰角 (いまの場合、 $+3^\circ$) を設けた状態で測定を行う。

【 0 0 3 5 】

図 1 に示された状態で送風部 2 3 から送風が行われると、翼モデル 3 0 の作用点 P には、図中上方向の揚力 L_1 と、図中右方向の抗力 D_1 が生じる。

【 0 0 3 6 】

翼モデル 3 0 は、揚力 L_1 によって図中上方向に移動され、翼モデル 3 0 が固定されている可動部 1 1 も図中上方向に移動される。よって、測定部 2 2 の測定値は、無風状態のときの初期値よりも減少することになる。この減少した測定値と初期値の差分が測定値 L_{01} として測定される。

【 0 0 3 7 】

また、翼モデル 3 0 は、抗力 D_1 によって図中右方向に移動され、翼モデル 3 0 が固定されている可動部 1 1 とそれに接続されている水平可動部 1 3 も図中右方向に移動される。水平可動部 1 3 の図中右方向への移動により、L 型変換部 1 5 は回転軸 1 6 を中心として図中右回りに移動し、これによって上下可動部 1 7 は図中下方向に移動される。よって、測定部 2 1 の測定値は、無風状態の初期値よりも増加することになる。この増加した測定値と初期値の差分が測定値 D_{01} として測定される。

【 0 0 3 8 】

ただし、測定部 2 1 による測定値 D_{01} には抗力 D_1 だけでなく揚力 L_1 も影響しているので、この影響を計算によって打ちけすため、次に、図 2 に示すように、翼モデル 3 0 の上下を反転し、さらに負の仰角 (いまの場合、 -3°) を設けた状態で同様の測定を行う。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 9 】

図 2 の状態の場合、送風部 2 3 から送風が行われると、翼モデル 3 0 の作用点 P には、
 図中下方向の揚力 L_2 ($= -L_1$) と、図中右方向の抗力 D_1 が生じる。

【 0 0 4 0 】

翼モデル 3 0 は、揚力 L_2 によって図中下方向に移動され、翼モデル 3 0 が固定されて
 いる可動部 1 1 も図中下方向に移動される。よって、測定部 2 2 の測定値は、無風状態の
 ときの初期値よりも増加することになる。この増加した測定値と初期値の差分が測定値 L_{02}
 として測定される。

【 0 0 4 1 】

また、翼モデル 3 0 は、抗力 D_1 によって図中右方向に移動され、翼モデル 3 0 が固定
 されている可動部 1 1 とそれに接続されている水平可動部 1 3 も図中右方向に移動される
 10
 。水平可動部 1 3 の図中右方向への移動により、L 型変換部 1 5 は回転軸 1 6 を中心とし
 て図中右回りに移動し、これによって上下可動部 1 7 は図中下方向に移動される。よって
 、測定部 2 1 の測定値は、無風状態の初期値よりも増加することになる。この増加した測
 定値と初期値の差分が測定値 D_{02} として測定される。

【 0 0 4 2 】

そして、上述した 2 回の測定結果を用いた計算により、翼モデル 3 0 の揚力及び抗力を
 取得する。具体的には、以下に説明するとおりである。

【 0 0 4 3 】

まず、図 1 に示された状態での測定部 2 1 による測定値 D_{01} には、次式 (1) に示す
 20
 ように、抗力 D_1 だけでなく揚力 L_1 に基づくモーメント M_L が影響している。

$$D_{01} = D_1 + M_L / b \quad \dots (1)$$

【 0 0 4 4 】

ただし、式 (1) におけるモーメント M_L は、次式 (2) のとおりである。

$$M_L = a \times L_1 \quad \dots (2)$$

【 0 0 4 5 】

式 (2) における a は、翼モデル 3 0 の作用点 P と翼保持点 1 2 との水平方向の距離で
 ある。なお、測定部 2 2 による測定値 L_{01} にも、揚力 L_1 だけでなく抗力 D_1 が影響す
 30
 る。ただし、抗力 D_1 が作用する作用点 P と翼保持点 1 2 との上下方向距離は、翼保持点
 1 2 と測定部 2 2 の距離 b に比較して十分小さいので、抗力 D_1 によるモーメントは無視
 することができる。よって、次式 (3) に示すように、測定部 2 2 による測定値 L_{01} を
 揚力 L_1 と見做すことができる。

$$L_1 = L_{01} \quad \dots (3)$$

【 0 0 4 6 】

次に、図 2 に示された状態での測定部 2 1 による測定値 D_{02} には、次式 (4) に示す
 ように、抗力 D_1 だけでなく揚力 L_2 に基づくモーメント M_L が影響している。

$$D_{02} = D_1 - M_L / b \quad \dots (4)$$

【 0 0 4 7 】

ただし、式 (4) におけるモーメント M_L は、次式 (5) のとおりである。

$$M_L = a \times L_2 \quad \dots (5)$$

【 0 0 4 8 】

次に、次式 (6) に示されるように、式 (1) と式 (4) とを加算して 2 で除算すれば
 、抗力 D_1 を得る。

$$(D_{01} + D_{02}) / 2 = (D_1 + M_L / b + D_1 - M_L / b) / 2 = D_1 \quad \dots (6)$$

【 0 0 4 9 】

よって、抗力 D_1 は、測定部 2 1 による 2 回の測定値 D_{01} , D_{02} に基づいて算出することができる。

【 0 0 5 0 】

以上のように、後述する各翼モデルの揚力については、測定装置 1 0 の測定部 2 2 による測定値そのものである。一方、各翼モデルの抗力については、測定装置 1 0 の測定部 2 1 による測定値に基づいて算出した計算値であるが、測定装置 1 0 によって測定した抗力とも記載する。

【 0 0 5 1 】

< 理想的な翼型の決定 >

次に、理想的な翼型について説明する。

【 0 0 5 2 】

図 3 は、測定装置 1 0 を用いて揚力及び抗力を測定した複数の翼モデル 3 0 の翼型の例を示している。

【 0 0 5 3 】

各翼モデル 3 0 は、同図の (A) に示される、先端側が平坦であって後端側が鋭角状に形成されたベース部 3 1 に、同図の (B) ~ (I) に示される異なる複数の頭部 3 2 を組み合わせて形成される。各翼モデル 3 0 は、全体として前後に細長く、先端側が円弧状または鋭角に形成され、後端側が鋭角に形成されている。

【 0 0 5 4 】

ベース部 3 1 に対して同図の (B) に示す先端が円弧状の頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 1 と称する。

【 0 0 5 5 】

ベース部 3 1 に対して同図の (C) に示す先端が鋭角 (2 0 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 2 と称する。

【 0 0 5 6 】

ベース部 3 1 に対して同図の (D) に示す先端が翼モデル M 0 2 よりも大きな鋭角 (2 9 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 3 と称する。

【 0 0 5 7 】

ベース部 3 1 に対して同図の (E) に示す先端が翼モデル M 0 3 よりも大きな鋭角 (3 7 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 4 と称する。

【 0 0 5 8 】

ベース部 3 1 に対して同図の (F) に示す先端が翼モデル M 0 4 よりも大きな鋭角 (4 4 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 5 と称する。

【 0 0 5 9 】

ベース部 3 1 に対して同図の (G) に示す先端が翼モデル M 0 5 よりも大きな鋭角 (5 0 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 6 と称する。

【 0 0 6 0 】

ベース部 3 1 に対して同図の (H) に示す先端が翼モデル M 0 6 よりも大きな鋭角 (6 1 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 7 と称する。

【 0 0 6 1 】

ベース部 3 1 に対して同図の (I) に示す先端が翼モデル M 0 7 よりも大きな鋭角 (6 6 °) に形成された頭部 3 2 を組み合わせた翼モデルを、以下、翼モデル M 0 8 と称する。

【 0 0 6 2 】

10

20

30

40

50

次に、図4は、翼モデルM01～M08の先端角度[°(度)]、及び測定された抗力[gf (グラム重)]を示している。

【0063】

図5は、図4に示された翼モデルM01～M08の先端角度と抗力との関係をプロットしたものであり、横軸が先端角度、縦軸が抗力を示している。

【0064】

同図において、黒丸は、翼モデルM01～M08から測定された抗力の測定値である。2点鎖線は、黒丸で示された翼モデルM01～M08の測定値から求めた近似曲線である。白丸は、先端角度を20°、30°、40°、50°、60°とした仮想的な複数の翼モデルに対して近似曲線を用いて推定した推定値である。

10

【0065】

上述した推定値によれば、翼モデルM01と比較した場合、先端角度が20°の仮想的な翼モデルは、抗力を63%まで減少させることができる。また、先端角度が30°の仮想的な翼モデルは、抗力を71%まで減少させることができる。また、先端角度が40°の仮想的な翼モデルは、抗力を82%まで減少させることができる。また、先端角度が50°の仮想的な翼モデルは、抗力を95%まで減少させることができる。なお、先端角度が60°の仮想的な翼モデルは、抗力が増加してしまうことがわかる。

【0066】

以上の結果より、翼モデルの先端角度を鋭角にして流体(いまの場合、送風部23からの風)の流れを上下に分けて、流体の淀み点の発生を防ぐことによって抗力を低減でき、さらに、先端の鋭角を小さくするほど抗力を低減できることがわかる。

20

【0067】

次に、図6及び図7は、NACA0010の先端部101に、鋭角に形成された鋭角部300を設けた複数の翼モデルの翼型の例を示している。

【0068】

図6の(A)は、鋭角部300を設けていないNACA0010の翼型を示している。以下、図6の(A)に示されたNACA0010を翼モデルM1と称する。なお、図6の(A)の場合、翼モデルM1は、先端部101と後端部102とを繋いだ翼中心線(翼弦線)204と、主翼に当たる流体(空気)が流れる方向と平行であって、翼モデルM1の最下部分に接する投影下端線202とが成す仰角が3°とされている。

30

【0069】

図6の(B)は、翼モデルM2の翼型を示している。翼モデルM2は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。ここで、投影上下中心線203とは、主翼に当たる流体(空気)が流れる方向と平行であって、翼モデルM1の最上部分に接する投影上端線201と投影下端線202との中心を通る線を指す。

【0070】

図6の(C)は、翼モデルM3の翼型を示している。翼モデルM3は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が翼中心線204と一致し、全長が翼モデルM2(図6の(B))と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。

40

【0071】

図6の(D)は、翼モデルM4の翼型を示している。翼モデルM4は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さが、後端部102の投影下端線202からの高さ位置と一致し、全長が翼モデルM2(図6の(B))と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。

【0072】

図6の(E)は、翼モデルM5の翼型を示している。翼モデルM5は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と一致し、全長が翼モデルM2(図6の(B))よりも短くなるように形成された

50

鋭角部 300 が設けられている。

【0073】

図7の(A)は、翼モデルM6の翼型を示している。翼モデルM6は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と一致し、全長が翼モデルM2(図6の(B))よりも長くなるように形成された鋭角部300が設けられている。

【0074】

図7の(B)は、翼モデルM7の翼型を示している。翼モデルM7は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が後端部102の投影下端線202からの高さ位置と一致し、全長が翼モデルM6(図7の(A))と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。

【0075】

図7の(C)は、翼モデルM8の翼型を示している。翼モデルM8は、NACA0010の先端部101に、先端点301の高さ位置が投影下端線202と一致し、全長が翼モデルM6(図7の(A))と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。

【0076】

図7の(D)は、翼モデルM9の翼型を示している。翼モデルM9は、NACA0010の先端部101に、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が翼中心線204と一致し、全長が翼モデルM6(図7の(A))と一致するように形成された鋭角部300が設けられている。

【0077】

次に、図8は、翼モデルM1～M9の先端角度[°]と、揚力及び抗力の測定値[gf]とを示している。図9は、測定値をプロットしたものであり、横軸が抗力、縦軸が揚力を示している。

【0078】

同図において、翼モデルM1の測定値を基準とすれば、その左側にプロットされている測定値は、抗力に関して翼モデルM1よりも減少していることになる。また、その測定値の上側にプロットされている測定値は、揚力に関して翼モデルM1よりも増加していることになる。

【0079】

例えば、翼モデルM3は、翼モデルM1と揚力はあまり変わらないが、抗力を減少させることができていることがわかる。また、例えば、翼モデルM8は、翼モデルM1よりも揚力が増加しているが、抗力も増加してしまっていることがわかる。

【0080】

図10は、翼モデルM1を基準とする翼モデルM2～M9の評価を示している。

【0081】

翼モデルM2は、翼モデルM1に比較して抗力が84%に減少し、揚力が141%に増加しているので、抗力の減少と揚力の増加との両方に効果がある。

【0082】

翼モデルM3は、翼モデルM1に比較して抗力が89%に減少しているが、揚力が98%に減少しているので、抗力の減少だけに効果がある。

【0083】

翼モデルM4は、翼モデルM1に比較して抗力が115%に増加し、揚力が139%に増加しているので、揚力の増加だけに効果がある。

【0084】

翼モデルM5は、翼モデルM1に比較して抗力が97%に減少し、揚力が129%に増加しているので、抗力の僅かな減少と揚力の増加に効果がある。

【0085】

翼モデルM6は、翼モデルM1に比較して抗力が77%に減少し、揚力が173%に増加しているので、抗力の減少と揚力の増加との両方に大きな効果がある。

10

20

30

40

50

【 0 0 8 6 】

翼モデルM7は、翼モデルM1に比較して抗力が84%に減少し、揚力が225%に増加しているため、抗力の減少と揚力の増加との両方に大きな効果がある。

【 0 0 8 7 】

翼モデルM8は、翼モデルM1に比較して抗力が108%に増加し、揚力が284%に増加しているため、揚力の増加にだけ大きな効果がある。

【 0 0 8 8 】

翼モデルM9は、翼モデルM1に比較して抗力が71%に減少しているものの、揚力が32%に激減しているため飛行不可と判断できる。

【 0 0 8 9 】

以上に説明した翼モデルM2～M9の評価を総合すると、抗力の減少に関しては、鋭角部300を有し、その先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と一致していることが効果的であるといえる。一方、揚力の増加に関しては、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と投影下端線202との間にあることが効果的であるといえる。

【 0 0 9 0 】

次に、図11は、上述した抗力の減少に関して効果的な形状を有する複数の翼モデルの翼型の例を示している。なお、図11は、各翼モデルの仰角が3°である場合を示している。

【 0 0 9 1 】

図11の(A)は、後述する翼モデルM11、M12の評価の基準となる、NACA0010と同様に形成された翼モデルM10の翼型を示している。

【 0 0 9 2 】

図11の(B)は、翼モデルM11の翼型を示している。翼モデルM11は、翼モデルM10と全長が等しく翼面積が近づけられたものである。翼モデルM11は、本発明の高揚力装置に相当する。

【 0 0 9 3 】

なお、翼モデルM11は、後端部303が鋭角状に形成された翼本体部400の先端側に、鋭角部300を固定したものである。ただし、翼本体部400と鋭角部300との境界の形状は任意であって図示していない。また、翼モデルM11は、翼本体部400に対して鋭角部300を一体的に形成してもよいし、分離着脱可能に形成してもよい。

【 0 0 9 4 】

翼型M11の翼型は、先端点301の投影下端線202からの高さ位置が投影上下中心線203と一致し、先端点301が略20°の鋭角に形成され、先端点301と上端部302とを繋ぐ前方上辺が直線状に形成されている。また、翼型M11は、先端点301と後端部303とを繋ぐ下辺が直線状に形成され、後端部303の高さ位置が投影下端線202に一致するように形成されている。

【 0 0 9 5 】

なお、先端点301と上端部302とを結ぶ前方上辺と、投影上端線201とがなす角度が小さいほど抗力を減少できる。また、該角度は、先端点301と後端部303とを繋ぐ下辺が直線状に形成されている場合、剛性強度を確保し得る翼厚となるように、略17°以上が望ましい。さらに、仰角が増加した姿勢であっても流体の剥離が生じないように、上端部302と後端部303とを後方上辺と投影上端線201とがなす角度は15°以下が望ましい。

【 0 0 9 6 】

図11の(C)は、翼モデルM12を示している。翼モデルM12は、翼モデルM10と全長が等しく翼面積が近づけられたものである。翼モデルM12は、本発明の高揚力装置に相当する。

【 0 0 9 7 】

なお、翼モデルM12は、後端部303が鋭角状に形成された翼本体部400の先端側

10

20

30

40

50

に、鋭角部 300 を固定したものである。ただし、翼本体部 400 と鋭角部 300 との境界の形状は任意であって図示していない。また、翼モデル M12 は、翼本体部 400 に対して鋭角部 300 を一体的に形成してもよいし、分離着脱可能に形成してもよい。

【0098】

翼型 M12 は、先端点 301 の投影下端線 202 からの高さ位置が投影上下中心線 203 と一致し、先端点 301 が略 20° の鋭角に形成され、先端点 301 と上端部 302 とを繋ぐ前方上辺が直線状に形成されている。また、翼型 M12 は、先端点 301 と後端部 303 とを繋ぐ下辺が曲線状に形成され、後端部 303 の高さ位置が投影下端線 202 に一致するように形成されている。

【0099】

なお、先端点 301 と上端部 302 とを結ぶ前方上辺と、投影上端線 201 とがなす角度が小さいほど抗力を減少できる。また、該角度は、先端点 301 と後端部 303 とを繋ぐ下辺が曲線状に形成されている場合、該下辺が直線状に形成されている翼型 M11 に比較して、剛性強度を確保するための翼厚を設け易いので、該角度は略 13° 以上とすればよい。さらに、仰角が増加した姿勢であっても流体の剥離が生じないように、上端部 302 と後端部 303 とを後方上辺と投影上端線 201 とがなす角度は 15° 以下が望ましい。

【0100】

次に、図 12 は、翼モデル M10 ~ M12 の揚力及び抗力の測定値 [g f] を示している。同図の (A) は仰角を 3° に設定した場合の測定値、同図の (B) は仰角を 5° に設定した場合の測定値である。

【0101】

図 13 は、図 12 に示された測定値をプロットしたものであり、横軸が抗力、縦軸が揚力を示している。なお、黒丸は仰角 3° の測定値、白丸は仰角 5° の測定値である。また、2点鎖線は、従来の翼型に生じると考えられる揚力及び抗力の分布範囲を示している。

【0102】

図 13 において、翼モデル M10 の測定値を基準とすれば、その左側にプロットされている測定値は、抗力に関して翼モデル M10 よりも減少していることになる。また、その上側にプロットされている測定値は、揚力に関して翼モデル M10 よりも増加していることになる。

【0103】

図 14 は、翼モデル M10 を基準とする翼モデル M11, M12 の評価を示しており、同図の (A) は仰角を 3° に設定した場合、同図の (B) は仰角を 5° に設定した場合にそれぞれ対応する。

【0104】

翼モデル M11 は、仰角を 3° に設定した場合、翼モデル M10 に比較して抗力が 84% に減少し、揚力が 612% に増加している。また、仰角を 5° に設定した場合、翼モデル M10 に比較して抗力が 82% に減少し、揚力が 368% に増加している。したがって、翼モデル M11 は、抗力の減少と揚力の増加との両方に効果があり、特に揚力増に大きな効果があるといえる。

【0105】

翼モデル M12 は、仰角を 3° に設定した場合、翼モデル M10 に比較して抗力が 66% に減少し、揚力が 245% に増加している。また、仰角を 5° に設定した場合、翼モデル M10 に比較して抗力が 64% に減少し、揚力が 167% に増加している。したがって、翼モデル M12 は、抗力の減少と揚力の増加との両方に効果があり、特に揚力増に大きな効果があるといえる。

【0106】

したがって、主翼について、揚力の増加を重視する場合には翼モデル M11 を採用し、抗力の減少を重視する場合には翼モデル M12 を採用するようにすればよい。

【0107】

10

20

30

40

50

<揚力増加と抗力抑制とのメリット>

揚力増加と抗力抑制を実現し得る翼モデルM 1 1 , M 1 2 を飛行機の主翼に採用した場合のメリットを以下に列挙する。

(1) 従来に比較してより低速度で離着陸可能になり、従来離着陸できなかった短い滑走路が使用できる。

(2) 従来に比較して出力が小さい小型軽量のエンジンを採用できるので、巡航時のエネルギー消費量を低減できる。

(3) 従来に比較して積載重量を増加させた輸送機を実現できる。

(4) 飛行場等における飛行機の取り回しを容易にする目的で、翼を従来よりも小さく設計することができる。

(5) 出力が小さいエンジンを搭載した飛行機や人力飛行機等の離陸、巡航を容易にすることができる。

【 0 1 0 8 】

<飛行機の主翼以外の適用例>

なお、翼モデルM 1 1 , 1 2 は、飛行機の主翼以外にも適用できる。例えば、水中翼船の水中翼に翼モデルM 1 1 , 1 2 を適用すれば、水中翼に生じる揚力を増加させるとともに、水による抗力を減少させることができる。

【 0 1 0 9 】

また、翼モデルM 1 1 , 1 2 による抗力の減少効果に着目し、翼モデルM 1 1 , 1 2 における鋭角部の断面形状を、例えば、飛行機に搭載したジェットエンジンを覆うエンジンカウルの先端側の断面形状に適用すれば、ジェットエンジンに流入する空気の淀み点を無くすることができ、エンジンカウルに生じる抗力を効果的に減少させることができる。また、ジェットエンジンに対して空気を効果的に供給することができる。

【 0 1 1 0 】

本明細書に記載された効果はあくまで例示であって限定されるものではなく、他の効果があってもよい。

【 0 1 1 1 】

本発明は、上記した実施形態に限定されるものではなく、様々な変形例が含まれる。例えば、上記した各実施形態は、本発明を分かりやすく説明するために詳細に説明したものであり、本発明が、必ずしも説明した全ての構成要素を備えるものに限定されるものではない。また、ある実施形態の構成の一部を、他の実施形態の構成に置き換えることが可能であり、ある実施形態の構成に、他の実施形態の構成を加えることも可能である。また、各実施形態の構成の一部について、他の構成の追加・削除・置換をすることが可能である。

【符号の説明】

【 0 1 1 2 】

1 0 . . . 測定装置、 1 1 . . . 可動部、 1 2 . . . 翼保持点、 1 3 . . . 水平可動部、 1 4 . . . 回転軸、 1 5 . . . L型変換部、 1 6 . . . 回転軸、 1 7 . . . 上下可動部、 1 8 . . . 回転軸、 2 0 . . . 固定台、 2 1 . . . 測定部、 2 2 . . . 測定部、 2 3 . . . 送風部、 3 0 . . . 翼モデル、 3 1 . . . ベース部、 3 2 . . . 頭部、 1 0 1 . . . 先端部、 1 0 2 . . . 後端部、 2 0 1 . . . 投影上端線、 2 0 2 . . . 投影下端線、 2 0 3 . . . 投影上下中心線、 2 0 4 . . . 翼中心線、 3 0 0 . . . 鋭角部、 3 0 1 . . . 先端点、 3 0 2 . . . 上端部、 3 0 3 . . . 後端部、 4 0 0 . . . 翼本体部

【要約】

【課題】 揚力の増加と抗力の減少を実現する。

【解決手段】 高揚力装置は、後端部が鋭角状に形成された翼本体部と、前記翼本体部の先端側に固められた鋭角部と、備える高揚力装置であって、前記高揚力装置の断面における前記鋭角部の先端点の高さ位置は、前記高揚力装置の投影下端線から前記高揚力装置の投影上下中心線までの間に存在することを特徴とする。

【選択図】 図 1 1

10

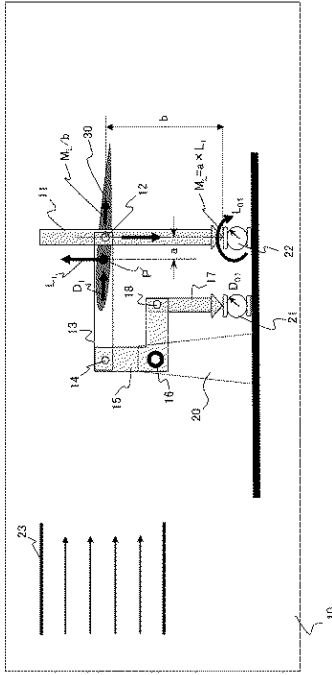
20

30

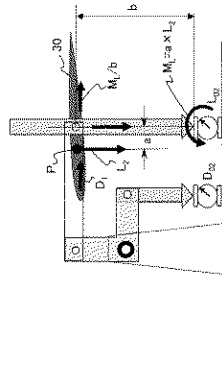
40

50

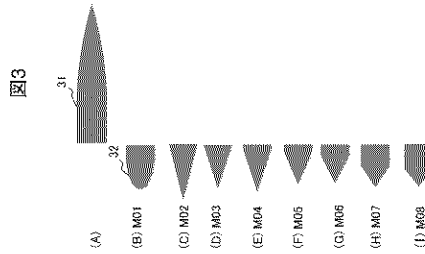
【 図 1 】



【 図 2 】



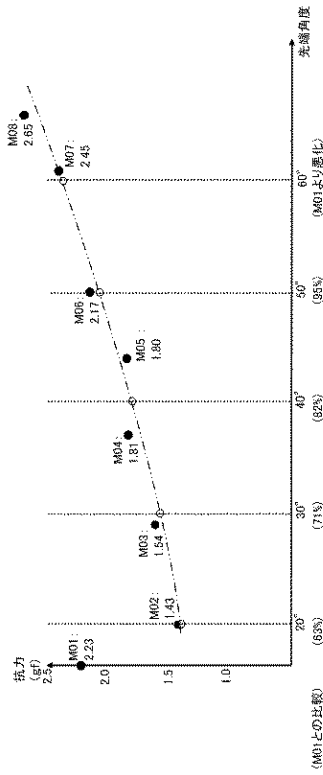
【 図 3 】



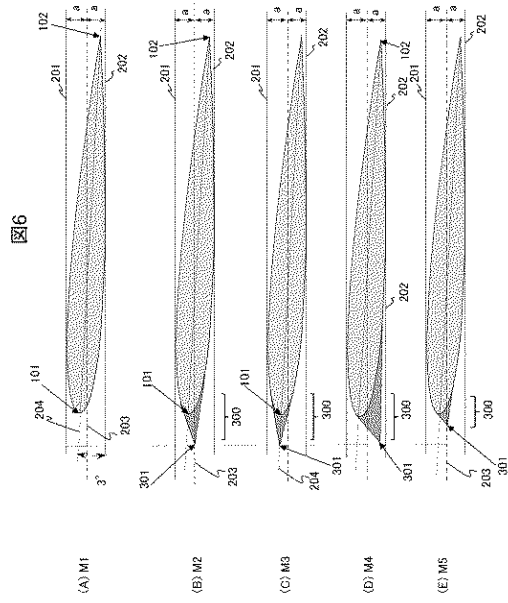
【 図 4 】

	へス部	MD1	MD2	MD3	MD4	MD5	MD6	MD7	MD8
先端角度 [°]			20	29	37	44	50	61	66
抗力 [gf]		2.23	1.43	1.54	1.81	1.80	2.17	2.45	2.65

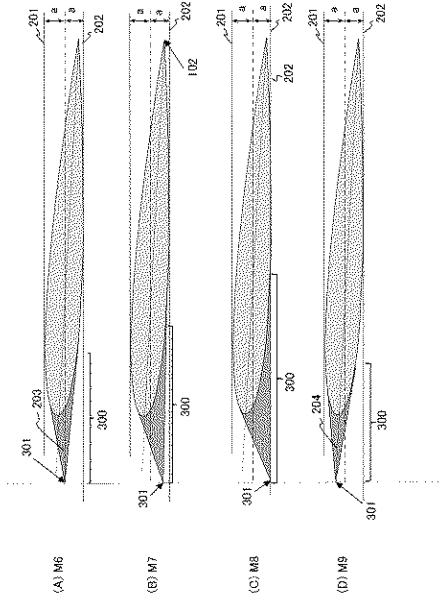
【 図 5 】



【 図 6 】



【 図 7 】



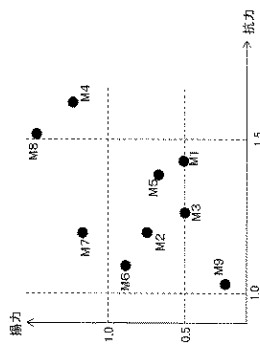
【 図 8 】

図8

	M1	M2	M3	M4	M5	M6	M7	M8	M9
先端角度 [°]		30	30	30	53	20	20	20	20
抗力 [gf]	1.43	1.20	1.26	1.64	1.39	1.09	1.20	1.54	1.02
揚力 [gf]	0.51	0.72	0.50	1.22	0.66	0.88	1.15	1.45	0.16

【 図 9 】

図9



【図 1 0】

図10

	抗力への影響	揚力への影響	考察	総合評価
M1	100%	100%	—	—
M2	94% ⊙	141% 翼面積9%増 ⊙	抗力と揚力に効果あり	○
M3	89% ○	89% 翼面積9%増 △	抗力だけに効果あり	△
M4	115% ×	139% 翼面積9%増 ⊙	揚力だけに効果あり	×
M5	97% △	129% 翼面積3%増 ○	揚力に効果あり	○
M6	77% ⊙	173% 翼面積20%増 ⊙	抗力と揚力に大きな効果あり	⊙
M7	84% ⊙	225% 翼面積20%増 ⊙	抗力と揚力に大きな効果あり	⊙
M8	109% ×	284% 翼面積20%増 ⊙	揚力だけに大きな効果あり	△
M9	71% ⊙	32% 翼面積20%増 ×	揚力激減のため飛行不可	×

【図 1 2】

図12

	M10	M11	M12
先端角度 [°]	20	20	20
抗力 [gf]	1.40	1.18	0.92
揚力 [gf]	0.42	2.57	1.03

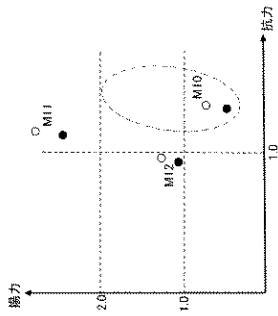
(A)

	M10	M11	M12
先端角度 [°]	20	20	20
抗力 [gf]	1.48	1.21	0.94
揚力 [gf]	0.81	2.98	1.35

(B)

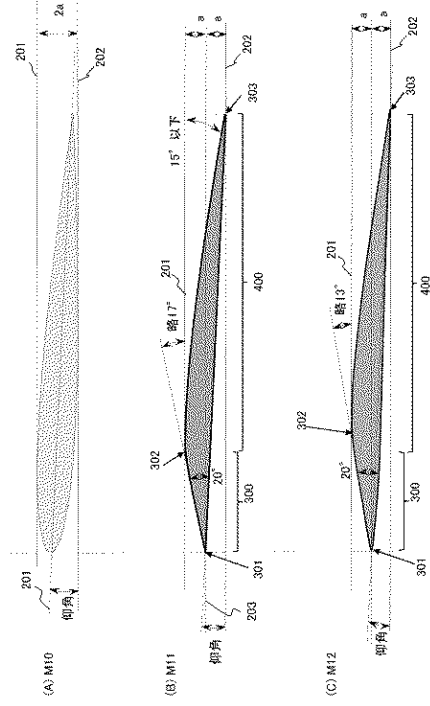
【図 1 3】

図13



【図 1 1】

図11



【図 1 4】

図14

抗力への影響	揚力への影響
M10	100%
M11	612% ⊙
M12	245% ○

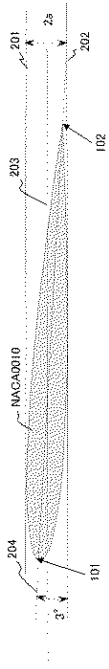
(A)

抗力への影響	揚力への影響
M10	100%
M11	368% ⊙
M12	167% ○

(B)

【 15 】

図15



フロントページの続き

- (56)参考文献 登録実用新案第3192450(JP,U)
特開昭48-065691(JP,A)
特開2017-024469(JP,A)
特開2011-084247(JP,A)
特表2015-504813(JP,A)
特開2013-233926(JP,A)
特開2017-120066(JP,A)
特開平07-267191(JP,A)
米国特許出願公開第2011/0023495(US,A1)
独国特許出願公開第03835213(DE,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 1 5 D	1 / 1 2
B 6 3 B	1 / 2 4
B 6 4 C	3 / 1 4
B 6 4 D	2 9 / 0 6