論 文

CONTRIBUTED PAPERS

大型高速 WIG の IGE 巡航時の設計点について*¹

On the Design Point of IGE Cruising Condition of Large-Scale High-Speed WIG

安 東 茂 典*²
Shigenori ANDO

Key Words : WIG, IGE Cruising, Lift Coefficient, Camber

Abstract

Some investigators of WIG, Wing-in-Ground effect vehicles, suppose that high values of lift coefficient (C_L) for WIG's are desirable at the cruising condition; it seems to result from the old term "Ram-Wing." This paper treats high-speed large-scale WIG's only for transportation such as Orlyonok. It is shown that as higher cruising speed as possible is required for higher transportation efficiency and so considerable width of C_L values are necessary. Hence it is an important problem how the lower value of C_L may be allowable without deteriorating the operational efficiency. It is found that C_L of nearly 0.6 are acceptable and cruising speed of 480 km/h is expected with effective aspect ratio of 10-12. Thus lower camber shapes of airfoil, which give the center-of-pressure of nearly 25-33% chord positions, may be usable against the image of "ram-wing." It would bring an additional considerable merit that many troublesome problems of trim, stability and control may be solved much more easily.

記 号

- A_G : 主翼の幾何学的なアスペクト比
- C_L : 揚力係数
- C_{Lopt} : 最適の揚力係数
- C_D : 抵抗係数
- C_{Dp} : 有害抵抗係数
- e : 飛行機効率, 地面効果により 2 程度の値が期待できる.
- k : C_{Lcr}/C_{Lopt} , 0.8 の値が選ばれた.
- V_{cr} : 巡航速度 km/h=3.6 m/s
- V_{To} : 離水速度, ただし PAR-OFF 状態での km/h
- σ : 離水と巡航時の空気密度比 ρ_{To}/ρ_{cr}

添え字

- cr : 巡航状態
- TO : 離水状態, ただし PAR-OFF での
- WIG : 大型高速の輸送用 WIG
- A : 大型亜音速の通常型輸送用飛行機

略 語

- WIG : Wing-in-Ground
- PAR : Power-Augmented-Ram¹⁾
- IGE : In-Ground-Effect

1. 序 論

高速 WIG (Volga 2 タイプではなく, Orlyonok やカスピ海の怪物タイプ)¹⁾ の IGE 巡航時の揚力係数の選択法については, 未だはっきりとした定説がなさそうなことが本論の動機となった. ごく初期の不適切な用語“ラムウイング Ram Wing”が与える印象は「 C_L は高ければ高い程良い, そのためにはかなりのキャンパーが必要である」と誤解させがちである. 現筆者もつい最近まで NACA 6409 が良いなどと信じていた¹⁾ 最近に至り現筆者はこれに疑問を感じ始めた²⁾ 確かに高 C_L は高翼面荷重を意味しそうで翼面積の減少, 構造重量の節減につながりそうに思える一だがこれは同じ速度が出ればよいという淡い期待に基づいている. しかし全 C_L 域の幅もまた重要で, これが十分であれば速度の高端を上げる事が出来る. 問題は高速側での, つまり低い方の C_L は運航経済性を損なうこと無しにどの位まで下げ得るだろうか? である. 筆者はこの問題を次のように要約した;

IGE 飛行する WIG の巡航状態において, C_L - C_D 間の放物線公式の存在を仮定する. すると最適 C_L が存在する. これよりも著しく過大・過小の C_L は避けるべきである.

この最適 C_L の近くで,

*¹ 平成 7 年 1 月 6 日原稿受理

*² 徳島文理大学工学部情報システム工学科

しかもなるべく大きい巡航速度

なるべく大きい C_L/C_D 比

を実現すべきである。

しかも、離水時の速度・揚力係数の上限は何れも制限される。

離水時と巡航時の C_L の間隔は出来るだけ広い方がよいだろうが翼構造工作上の制限があり、通常飛行機の C_L 値幅以上に広くは出来まい。このためにはどういう障害をクリアしなければならぬだろうか？

本論の結果として、「WIG 巡航時も高 C_L が望まれる」という考えが錯覚であり、巡航時の高い揚力係数は、無用どころか有害な長物であることが明白に示されるであろう。

2. 若干の準備

まず現筆者は巡航時の WIG も、通常飛行機と同様にいわゆる放物線公式が成り立つ、と仮定する。これを認めているものには⁶⁾、現筆者の外には米国の例えばロッキード社の研究者がある^{1,3)}。そのとき最適揚力係数 C_{Lopt} は次のようになる。

$$C_{Lopt} = (C_{Dp} \pi A_{Ge})^{1/2} \quad (1a)$$

$$(L/D)_{max} = 0.5(\pi A_{Ge}/C_{Dp})^{1/2} \quad (1b)$$

しかし、 C_{Lopt} を巡航時揚力係数として選ぶのは得策ではない、何となれば巡航速度が遅くなり過ぎるからである。幸いにも最適点の近くでは L/D の変化は穏やかであるので、通常型の飛行機でも C_{Lopt} よりも幾分低い巡航時揚力係数 C_{Lcr} を選んでいる。よって、

$$C_{Lcr} = k C_{Lopt} \quad k \text{ は } 1.0 \text{ 以下でこれに近い} \quad (2)$$

と置くことが出来よう。これから次式が得られる：

$$A_{Ge} = C_{LTo}^2 (V_{To}/V_{cr})^4 / [\pi k^2 C_{Dp}] \quad (3)$$

これは「有効アスペクト比に関する総合的整合関係式」と言って良い。以下、この式の右辺の各因子について調査する。

◇ C_{LTo} , V_{To} ;

少し困ったことは PAR-WIG の離水速度というもののはっきりしない。速度ゼロから殆ど空力浮揚しているからである。しかしここでは PAR-OFF でのそれを採用する。つまり PAR-WIG の“離水”には、そのごく初期 (PAR 効果は強烈) — “離水前期” — から末期 (PAR 効果は微弱) — “離水後期” — まだがある。ここでは後者の時期を考える事にする。そうするとこれは通常飛行機並のそれとなろう。通常飛行機のジェット機 (300~500 人乗) に関する典型的な数値を参考にする。メカニカルなフラップでは C_{LTo} の典型的値は 3~3.5 (輸送機 C-1 級) である。また V_{To}

は 200 km/h 程度であろう

◇ V_{To}/V_{cr} ;

浮揚開始 (離水) 時のそれ C_{LTo} と C_{Lcr} との間には次の関係がある

$$C_{Lcr}/C_{LTo} = (V_{To}/V_{cr})^2 \quad (4)$$

通常飛行機の場合には式 (4) に対応するものは

$$C_{Lcr}/C_{LTo} = \sigma (V_{To}/V_{cr})^2 \quad (5a)$$

$$\sigma = \rho_{To}/\rho_{cr} \quad (5b)$$

である。比較的に楽に実現できる翼構造を考慮して、両ピークルに関する揚力係数比が同一と仮定すると、式 (4), (5) より

$$(V_{To}/V_{cr})_{WIG} = [\sqrt{\sigma} (V_{To}/V_{cr})]_A \quad (6)$$

通常飛行機のジェット機 (300~500 人乗) に関する典型的な値は

$$\sigma = 3.5 \quad (7a)$$

$$(V_{To}/V_{cr})_A = 200/900 = 0.222 \quad (7b)$$

これを式 (6) 中で用いると

$$(V_{To}/V_{cr})_{WIG} = 0.414 \quad (8)$$

$V_{To} = 200$ km/h とすれば $V_{cr} = 483$ km/h となる；この値は Orlyonok やカスピ海の怪物に関するものに近い¹⁾。これが数百人乗りの大型の輸送用 WIG の巡航速度の、翼の構造工作上、比較的無理無く実現できそうな目標値であろう。通常飛行機では巡航時と離水時の速度比が 5 に近いのに、WIG では 2.5 くらいに甘んじなければならないのである。これは勿論 WIG が終始海面上を飛行せねばならないことから結果する。

3. WIG の巡航時の揚力係数のめやす

巡航時の揚力係数は式 (4), (8) から

$$C_{Lcr} = 0.414^2 C_{LTo} = 0.514 \sim 0.6$$

$$\text{for } C_{LTo} = 3.0 \sim 3.5 \quad (9)$$

これは文献 5) に記載されている 0.6 という値に近い。このように考えれば WIG 巡航時の揚力係数はほぼ 0.6 程度でよく、従って著しいキャンバーは不要であろう。例えばクラーク Y でも NACA 230 系統でもいい。これによって文献 4) 内でロシアの研究者が「第 2 世代のエクランプラン用主翼の翼型としては、反転キャンバー翼を用いる事も検討している」と述べている事が良く理解できる。

4. 有効アスペクト比と有害抵抗係数間の整合性

4.1 整合関係式 以上の推論の如く大型の WIG に関する巡航時の揚力係数としても、翼構造工作上、比較的楽に実現し得るものは、約 0.6 であろう。

式 (3) で $C_{LTo} = 3.5$, $k = 0.8$ とすると、次の式を得

る：

$$A_{Ge} = 3.5^2 \times 0.414^4 / [\pi k^2 C_{DP}] = 0.131 / C_{DP} \quad (10)$$

これから

$$A_{Ge} = 4.47 \text{ for } C_{DP} = 0.04 \dots L/D = 9.36$$

5.94	0.03...	12.5
8.94	0.02...	18.7
11.9	0.015...	24.9

(11)

ただし L/D は最大揚抗比に関する式(1b)から計算したものである。

4.2 上述の前提仮定が変化し $C_{DP} > 0.015$ となった場合の考察 式(11)の結果について考察する：

WIGとして卓越した空力的揚抗比を得ようとするれば、 $A_{Ge} = 10 \sim 12$ 程度は欲しいものである($A_G = 6, e = 2$)。それは $C_{DP} \sim 0.015$ の有害抵抗係数値一非常に優秀な陸上機並一を要求する。これは最近のロシアのコンセプトの如く、翼端板の縮小、底面ステップの引込み化を施せば不可能とは言えない。

もしも、ほぼ $A_{Ge} = 10 \sim 12$ であるのに $C_{DP} > 0.015$ となるとどうなるか？ 式(3)を見て次の事が示唆される：

- a) 1つの解決策は、 k 値を0.8よりも小さくすることである。但しこれは最適状態から著しく高速側にずれることを強制する。その結果は運航

効率の低下となろう。また k 値が1.0から余りに離れすぎると式(1b)そのものが成り立たなくなる。

- b) 別の解決策は、 $C_{LTo} > 3.5$ とすること。しかしメカニカルフラップの制限下でこれを成し遂げることは困難である。

- c) 更に別の方法は V_{To}/V_{Cr} 比を上げることであ

第2図 前図と同じ図上に示された巡航時揚力係数、シャドウ部は前図のそれと同じで、この頂部近くだけが実現可能と思われる。

第1図 C_{DP} vs. $A_{EFF} = A_{Ge}$ の図上に示されたWIGの巡航時の理想領域……2重シャドウ領域がそれである。

第3図 2つの離水時揚力係数値の場合の、巡航速度/離水速度比 = 一定線。平凡なフラップの場合には、この比2.2の実現は絶望的である。

る。しかし V_{To} を上げることは危険であり V_{Cr} を下げることは WIG の魅力・運航効率を下げる。

以上の議論の結果を第 1, 2, 3 図に端的にイラストする。

第 1 図には C_{DP} vs. $A_{eff}=A_{Ge}$ プロット上に WIG の巡航状態として好ましい領域を示す。典型的に $L/D > 22.5$, $V_{Cr}/V_{To} > 2.2$ を理想領域とした。 $C_{DP} \leq 0.02$ は優秀な陸上機のそれであり、2 重シャドウ領域の頂上付近だけが実現の可能性がある。次いで第 2 図には、第 1 図と同じ図上に巡航時揚力係数 = 一定線を引いた。第 1 図の好ましい領域—しかも $C_{DP} \sim 0.02$ —を実現する揚力係数は 0.6 よりもやや高いぐらいであろう。“ラムウイング”と言う言葉に振り回されて、ひたすら高い揚力係数をと、望んでいる人々が未だに居るが、錯覚である事が分ろう。第 3 図は同じ図上に、 $C_{LTo} = 3.5$, 2.0—優秀な機械的フラップと平凡なフラップに対応する—の 2 つの仮定下での、巡航速度/離水速度 = 一定線を引いた。平凡なフラップを採用すると、速度比 2.2 を達成する事はとても不可能である。つまり高速の、輸送効率の良い WIG は実現出来ない事が分かる。これは少々意外に感ぜられる方が多いかと思うが、WIG には高性能の高揚力装置が必要なのである。

5. 安定操縦性への影響

本論文の主題は安定操縦性ではなかった。しかし巡航状態では高い揚力係数は要らない。著しいキャンバー翼は不要ということは、安定操縦性の上に著しい影響を及ぼすのである。約言すれば、安定操縦性問題を大層楽にする。

風圧中心位置は $1/3 \sim 1/4$ 弦長位置まで前進する。よって重心位置をこの程度まで前進しても、IGE 巡航中トリムのために揚抗比を損なう事はない。これは IGE, OGE の全期間を通じて縦の安定性を大いに改善する。勿論この場合、完全離水以前にはフラップを下げるので風圧中心は後退し、主翼のみの頭下げモーメントを何らかの方法でトリムしなければならない。しかしこれは単なる過渡期であるし、加うるに幸いにも機首に装備されたスラスターを頭上げ (PAR 効果発生のため) にすればトリムに寄与する。

6. 結 論

高速大型の PAR-WIG の IGE 巡航状態に関して、次のように仮定した。

- イ) $C_L - C_D$ 間に放物線公式が成り立つ。
- ロ) WIG と通常飛行機の間で C_{Lcr}/C_{LTo} 比は同程度

である。

- ハ) C_{Lcr} は C_{Lopt} の近くで、その少し下に、選ぶ。
- ニ) C_{LTo} , V_{To} 値の上限がある。

- ホ) V_{Cr} はなるべく大きく、 C_{DP} はなるべく小さくする。

このような条件下で A_{Ge} をなるべく大きく選びたい。その結果分かった事は、

- a) V_{Cr} は約 480 km/h が実現できそうな上限だろう。
- b) $C_{Lcr} \sim 0.6$ である。よって巡航状態では著しいキャンバーは要らない。
- c) A_{Ge} , L/D の達成可能な上限は、それぞれ 11~12, 25 であろう。
- d) $C_{DP} \sim 0.015$, $C_{LTo} \sim 3.5$
つまり出来るだけ低い有害抵抗係数、高い離水時揚力係数が必要である。
- e) この結果として IGE 巡航中の縦の安定性、トリム問題の解決は大層楽になる。

なお PAR-WIG の離水速度域は大層広いが、ここで用いられたのはその高速端の PAR 効果が微弱な状態である。

かなり予想外の事が色々得られた；コペルニクスの転換とも言えるほどである。

参 考 文 献

- 1) 安東茂典：アジア太平洋圏時代における輸送機 水面飛行機の開発、石田パンリサーチ出版局、東京、1993。
- 2) 安東茂典：PAR-WIG ビークルの巡航性能の体系的計算法、日本航空宇宙学会誌、42 (1994), pp. 536-547。
- 3) Heber, C. E.: The Power-Augmented-Ram Wing-in-Ground Effect Concept as an Airborne Amphibious Quick Reaction Force, AIAA Paper 81-2077 (1981)。
- 4) Rozhdestvensky, K. V. and Synitin, D. N.: State-of-the-Art and Perspectives of Development of Ekranoplans in Russia, Fast '93, held at Yokohama, 1993。
- 5) 牧野光雄：航空力学の基礎 (第 2 版)、産業図書、東京、1991。
- 6) 安東茂典：WIG の巡航時空力性能予測法に関する覚書、日本航空宇宙学会誌、42 (1994), pp. 483-493。

Appendix A WIG 重心の縦方向位置に 付いての覚書

A 1. 序論 本 Appendix は、本文の成果を未だ知らないという立場に立って記述する。WIG 重心の縦方向位置の選定法についてはいまだ定説がない。この問題の背景となるのは、

- a) WIG の主翼は一般にかなりのキャンバー (例えば NACA 6409 程度の) を持ち、このために風圧中心位置は 40~50% 弦長位置にある。
- b) さらに、地面とのクリアランスがこれを変え

- c) 重心位置は、トリムと安定操縦性一相矛盾する一の両方に関わる。

キャンバーによる風圧中心位置の変化を洞察するための簡易理論を Appendix B に示した。現筆者は、KAG-3 の開発以来、トリム問題を重視し、重心位置を風圧中心位置になるべく近づけるべきだ；よって WIG の重心位置は 35～40% 弦長位置になると主張してきた。この場合困るのは OGE 飛行時の縦安定性である。この飛行時には空力中心がほぼ 25% 弦長点となり、普通の飛行機では考えられないほどの過後方 CG となる。この結果は言うまでもなく酷い縦不安定で、これの克服には過大水平翼容積比の採用を要する。ロシアや中国の有人機が過大な水平尾翼を持つ理由もこれで納得できる。

ところが最近高橋・不破^{A1)}らは、「全機重心は、水面飛行機として特別扱いせず、飛行機同様 25% C に置くべきだ」と主張している。それでこの点について検討してみた。この方針を採るとトリムのために水平尾翼は下向き揚力を発生しなければならない。しかも彼らは T テイルの採用を主張しているから、この負揚力に対しては好ましい地面効果はない。揚抗比の損失は次の事からくる。

- イ) 水平尾翼の発生する誘導抵抗

- ロ) 水平尾翼の負揚力を相殺するために主翼の正揚力を増さねばならない。これは一好ましい地面効果の下にあるとは言え一付加的誘導抵抗を発生する。

この両者による全揚抗比の低下を典型的な数値に基づいて評価するのが、本 Appendix A の目的である。

記号

- A_t : 水平尾翼のアスペクト比
 C : 主翼弦長
 C_L : 主翼の揚力係数
 C_{Di} : 誘導抵抗係数
 D_i : 誘導抵抗
 K_0 : 主翼のみでトリムできるときの抗揚比
 K_0, K_w, K : 抗揚比の増加率 $= \delta(D/L)/(D/L)$ 。それぞれ、尾翼でトリムするための、トリムに基づく主翼の付加的揚力によるもの、及びその和。
 L : 主翼の揚力
 L_t : 水平尾翼の揚力係数
 r_t : テイル長
 S : 主翼面積
 S_t : 水平尾翼の面積
 TVR : 水平尾翼容積比

W : 全備重量

Δ : 重心と揚力中心の距離、前者が前方の時、正。

()_t: 水平尾翼に関する量を表す

A 2. 水平尾翼の誘導抵抗損失

A 2.1 テイビカルな数値 関係する典型的な数値として本論文で用いるものは、

$$(a) K_0 = 1/25,$$

$C/r_t = 1/3.375$ (文献 A 1) に提出されているコンセプトの三面図から推定した)

$$(b) A_t = 4.0, TVR = 0.7, \Delta/C = (0.4 - 0.25)$$

A 2.2 尾翼の負揚力による誘導抵抗損失 主翼の揚力中心が 40% C にあるが、重心を 25% C に置いたとする；すなわち

$$\Delta/C = (0.4 - 0.25) \quad (A 1)$$

と置く。また主翼揚力を L とする。モーメントトリムのためには水平尾翼に下向き揚力を発生しなければならない。その大きさ L_t はテイル長を r_t とすると

$$L_t r_t = L \Delta \quad (A 2)$$

$$L_t/L = (\Delta/C)(C/r_t) = 0.15/3.375 = 0.0444 \quad (A 3)$$

この L_t の為に発生する誘導抵抗を D_{ti} としこれを全備重量 W で無次元化する。

$$D_{ti} = (1/2) \rho V^2 S_t C_{Di} \quad (A 4)$$

$$C_{Di} = (C_{Li}^2)/(\pi A_t)$$

$$C_{Li} = L_t / [(1/2) \rho V^2 S_t]$$

$$TVR = r_t S_t / (CS)$$

ただし TVR は水平尾翼容積比である。これらの式を組み合わせると簡単な計算の末次式を得る。

$$K_t = D_{ti}/W = [C_{Li}/(\pi A_t * TVR)](\Delta/C)^2(C/r_t) / [1 + (\Delta/C)(C/r_t)] / K_0 \quad (A 5)$$

A 2.3 付加的な主翼揚力による損失 これは次のように評価できる。

$$(D/L)(L - W)/W = (D/L)(L_t/W) \quad (A 6)$$

よって比率としては

$$K_w = L_t/W \quad (A 7)$$

A 2.4 総合損失 式(A 5), (A 7)から総合的な損失は

$$K = K_t + K_w \quad (A 8)$$

となる。第 1 表には、数値計算結果を示す。冒頭で述べた関連する数値(a), (b)の中で前者は計算中に組み込んであるが、後者はパラメータにおいて選択できるようにした。 K_t は C_L に比例して増大する。一方 K_w は (Δ/C) に比例する。この両者のどちらかが圧倒的に大きいとは言えない。揚抗比の 5～10% の低下は簡単に起こる。

A 3. 結び 水面飛行機において重心位置を主翼揚力中心と一致させない設計手法を採用するときの運

第1表 重心と風圧中心のずれによる抗揚比の増加

 ***** FILE NAME CG-ITI.FOR
 ***** CG ト CP ノズ レニヨル セイノウノ テイカ ヲ ケイサン スル
 ***** MADE BY S.ANDO AT 1995-4-19

 C/RT=.2963 D/L=.0400

A ₁ ・IVR	△/C	C _L	K _L (%)	K _w (%)	K(%)
2.00	.10	.60	.73	2.96	3.69
2.00	.15	.60	1.66	4.44	6.11
2.00	.20	.60	3.00	5.93	8.92
3.00	.10	.60	.49	2.96	3.45
3.00	.15	.60	1.11	4.44	5.55
3.00	.20	.60	2.00	5.93	7.92
4.00	.10	.60	.36	2.96	3.33
4.00	.15	.60	.83	4.44	5.28
4.00	.20	.60	1.50	5.93	7.42
2.00	.10	.80	.97	2.96	3.93
2.00	.15	.80	2.22	4.44	6.66
2.00	.20	.80	4.00	5.93	9.92
3.00	.10	.80	.65	2.96	3.61
3.00	.15	.80	1.48	4.44	5.92
3.00	.20	.80	2.66	5.93	8.59
4.00	.10	.80	.49	2.96	3.45
4.00	.15	.80	1.11	4.44	5.55
4.00	.20	.80	2.00	5.93	7.92
2.00	.10	1.00	1.21	2.96	4.18
2.00	.15	1.00	2.77	4.44	7.22
2.00	.20	1.00	5.00	5.93	10.92
3.00	.10	1.00	.81	2.96	3.77
3.00	.15	1.00	1.85	4.44	6.29
3.00	.20	1.00	3.33	5.93	9.26
4.00	.10	1.00	.61	2.96	3.57
4.00	.15	1.00	1.39	4.44	5.83
4.00	.20	1.00	2.50	5.93	8.42

Stop Program terminated.

航経済性損失を、典型的な数値を用いて評価した。多くのパラメータに依存するが、5~10%の損失は簡単に起こる。しかし本論の前提になったように、水面飛行機が巡航中に、著しい主翼キャンバーを不可欠なものとして要求するかどうかは疑問である。何となれば巡航中は十分な自由流動圧があり揚力の不足に悩まされる事はない 必要とされるものは高い揚抗比である。よって現筆者は Appendix A においては、こういう事をも良く参照して、水面飛行機の重心位置の決定をすべきだ、と主張するにとどめる。

Appendix B WIG 用の翼のキャンバーと風圧中心

水面飛行機用の翼の風圧中心については、現筆者による種々の翼端板を付けた NACA 6409 に関する風洞試験結果がある。しかしここでは簡単な理論^{A2)}による計算結果のみを示す この方が説得力があると思われるからである。これは、地面に接近した2次元翼の翼下の流れ「チャンネル・フロー」だけを用いるもので、次式を与える。

$$\gamma(x) = (1/h) \int_x^1 w(x_1) dx_1 \quad (B1)$$

ただし

γ : 翼面に沿う固定渦分布強度

h : 翼面と地面の平均的なクリアランス

w : 翼面上での垂直速度, 下向きを正とする. = $(\alpha - dy/dx) V$

α : 迎角

$y(x)$: キャンバー線の中の2次以上の部分, かつ,

$y(\pm 1) = 0$ とする.

翼面は $-1 \leq x \leq 1$ の間にあるとする. なおこの式は (翼面と地面のクリアランスの変化) $\ll h$ (B2)

という仮定の下で得られたものである. この式から風圧中心位置 x_{cp} を求めると,

$$x_{cp} = M_0/L = - \left[2\alpha/3 - \int_{-1}^1 xy(x) dx \right] / \left[2\alpha + \int_{-1}^1 y(x) dx \right] \quad (B3)$$

この式は, h を陽的に含まない事— M_0 と L への影響が相殺してしまった—toに注意せよ. つまり風圧中心位置は地面からのクリアランスの変化に敏感ではないということになる. またこの式は, 直ちに迎え角を持つ平板翼に関して

$$x_{cp} = -1/3 \text{ (前縁から } 1/3 \text{ 弦長点)}$$

なることを与える.

次いで迎角を持たない円弧翼に関しては

$$y = k(1-x^2) \quad (B4)$$

を入れて計算すれば式(B3)の分子が0となる. つまり風圧中心位置は—キャンバーの大きさには無関係に—弦長中心点にある. しかも面白い事にはこの翼型では地面効果がない場合にも, 弦長方向の揚力分布が弦長中心に関して前後対称になり, やはり $x_{cp} = 0$ となるのである.

もっと一般的な翼型に関しては

$$y = k(1-x^2) \sum_{n=0}^N k_n x^n \quad (B5)$$

として計算すれば良い. その際に次の関係を用いる;

$$\int_{-1}^1 x^n dx = 2\lambda_n / (1+n) \quad (B6)$$

ただし λ_n は, n が偶数の時 1, 奇数の時 0 と取る. よって

$$x_{cp} = - \left\{ \alpha/3 - k \sum_{n=0}^N k_n \lambda_{n+1} / [(n+2)(n+4)] \right\} / \left\{ \alpha + k \sum_{n=0}^N k_n \lambda_n / [(n+1)(n+3)] \right\} \quad (B7)$$

次の事に注意しなければならない;

k_n (n が偶数) 項は, 弦長中点に関して前後のキャンバーを対称的に変える. それは式(B7)の分子に影響しない. しかし分母には影響し, k_n が正ならば分母の値を増す

k_n (n が奇数) 項は, 逆に弦長中点に関してキャンバーを逆対称的に変える. 式(B7)の分子のみ

に影響する。 k_n が正ならば中点の後方のキャンバーを大きくし（フラップ舵角を取ったときに近い）、 x_{cp} を平板が迎角を持つときの33%よりも後退せしめる。

以上の如く、本 Appendix B は大層簡単な計算ではあるがキャンバーと風圧中心位置に関する極めて有意義な物理的洞察を与える。

参考文献

- A1) 高橋孝仁, 不破 健: 海面効果翼船の設計手法と検討例について, 関西造船協会春期講演会, 平成6年5月.
- A2) Barrows, T. M. and Widnall, S. H.: The Use of Aerodynamic Lift for Application to High Speed Ground Transportation, FRA-RT-71-56, PB 197242, June 1970.