停留形飛行船の境界層制御と形状抵抗*

松内 一雄^{*1}, 江口 美彦^{*2}, 安達 勤^{*3}
恩田 昌彦^{*4}, 山村 憲弘^{*5}

Boundary Layer Control and Profile Drag of Stationkeeping Airships

Kazuo MATSUUCHI, Yoshihiko EGUCHI, Tsutomu ADACHI,
Masahiko ONDA and Norihiro YAMAMURA

Our aim is to optimize the aerodynamic shape of airships, which cruise at high Reynolds number. A cryogenic wind tunnel is used to achieve the desired flow. In the present paper we discuss the drag coefficient for airship models incorporating suction slots, for the purpose of boundary layer control. The pressure distributions on the models are measured over a wide range of Reynolds number for various suction discharges. By integrating the pressure distributions, it was found that the profile drag could be reduced using boundary layer control as low as the theoretical limit. Furthermore, the flow patterns around the models can be classified into four categories. The relationship between suction and surface velocity was also examined, which is critical in understanding drag reduction.

Key Words: Pressure Distribution, Boundary Layer, Separation, Flow Control, Airship

1. はじめに

現在, (財)産業創造研究所において高層広域観測プラットフォーム(High Altitude Long Range Observational Platform, 略称 HALROP)の調査と工業技術院機械技術研究所で研究開発が行われている。これは長期間高度 20 km の成層圏に停留する飛行船である。人工衛星の機能を補完するものとして, リモートセンシング, 通信の中継基地等の利用が考えられている。

現在想定している船体は長さは 200 m で, エンベロップ容積は 400 000 m³ 程度のものである。高度 20 km の成層圏は年間の平均風速は 6 m/s と比較的穏やかであるが, 冬にはまれに 40 m/s の強風が吹くこともある。このような条件を考えると Reynolds 数が 10⁷ 程度の流れに対し, 停留が可能な低抵抗の船体形状の開発が必要である。従来, 低抵抗の形状は流線形が望ましいとされてきた。ところが, 容積効率, 操舵

性の観点からは球形が望ましい。この相反する要請を満たすために, 吸込みスロットによる境界層制御機能をもつ飛行船が考えられた。これは境界層のはく離を抑えるために環状スロットから低流速の気体を吸い込み, これを後部からジェットとして吹き出しこの推力も利用するものである。基本的なアイデアは最初 Goldschmied⁽¹⁾⁽²⁾ によって考えられたが, 公表されているデータは極めて少ない。また, 一つの船体形状が与えられたとしても, 広範囲の Reynolds 数にわたって最適な吸い込み位置, 吸込み流量等, を決める必要がある。これらに対して利用可能なデータはほとんどなく, 系統的なデータの蓄積が必要である。

Table 1 Difference between two models
(slot width=5 mm)

	HALROP-C94	HALROP-C95
Length <i>L</i> (mm)	479.4	489.6
Max. Dia. (mm)	180	180
Slot Dia. (mm)	90	114
Slot Dis. (mm)	415	402
Cusp	no	yes
Jet Dia. (mm)	26	29.5
Ship Vol. (m ³)	6.95 × 10 ⁻³	7.06 × 10 ⁻³

* 原稿受付 1996 年 6 月 11 日。

^{*1} 正員, 筑波大学構造工学系(☎ 305 つくば市天王台 1-1-1)。

^{*2} 正員, 本田技研工業(株)(☎ 107 東京都港区南青山 2-1-1)。

^{*3} 正員, 大阪産業大学交通機械工学科(☎ 570 大東市中垣内 3-1-1)。

^{*4} 正員, 通産省工業技術院機械技術研究所(☎ 305 つくば市並木 1-2)。

^{*5} 学生員, 筑波大学大学院。

この研究では2種類の船体形状を用いた。一つは恩田による HALROP-20 と呼ばれている試作機を元にしたモデル(HALROP-C 94)で、他の一つはこの形状に少し修正を加えたもの(HALROP-C 95)である。この二つのモデルの諸元を表1に示す。まず最初は、HALROP-20 のモデルについて実験を行った。この結果は吸込流量・位置とも最適とはいえず、期待した抵抗低減には至らなかった。この結果を踏まえ、改良モデルが Parsons ら⁽³⁾ による形状を元に再設計された。これは先端から最大径までは HALROP-20 と同じで、これ以降を変化させたものである。船体形状だけではなく吸込位置や形状も HALROP-C 94 とは異なる。特に、吸込スロット入口はカスプと呼ばれる形状をしている。この改良モデルに対する結果を中心に述べる。HALROP-C 94 については、比較のためのデータを提示するにとどめる。

おもな記号

$$c_p: \text{圧力係数} = (p - p_0) / \frac{1}{2} \rho U_0^2$$

$$c_D: (\text{形状}) \text{抵抗係数} = D / \frac{1}{2} \rho U_0^2 V^{2/3}$$

$$r_s: \text{吸込流速比} = u_s / u_i$$

u : 速度

x : 飛行船頭部から測った長さ方向の距離

x_s : 吸込位置

D : (形状)抵抗

L : 飛行船の全長

Q_s : 吸込流量

$$R_v: \text{体積 Reynolds 数} = U_0 V^{1/3} / \nu$$

U_0 : 一様流速

V : 飛行船体積

ρ : 密度

ν : 動粘性係数

添字

0: 一様流

i : 非粘性

j : ジェット流

s : 吸込み

2. 実験方法

まず、実験用飛行船模型の概略図を図1に示す。模型表面には圧力分布測定用の静圧孔(直径0.3 mm)が26箇所ある(st. 1~st. 26)(図2)。船体後部には境界層吸込スロットがあり、船体内部にはそのための後置静翼形軸流送風機とそれを駆動するためのモータが設

置されている。また、スロット入口は、流れのはく離点を強制的に固定する働きをもつ鋭い角をもつ環状のカスプ構造になっている⁽⁴⁾(このカスプは HALROP-20 のモデルには設置されていない)。このモデルは翼形断面をもつストラットによって風洞底面に支持されている。

実験には作動流体に窒素を用いる筑波大学の縦形回流式低温変圧風洞を用いた。最大圧0.8 MPa、最低温度118 K、最大風速65 m/sで最大 Reynolds 数は 10^7 (代表長さ50 mm)になる。

表面圧力分布測定は、モデル上部面に設置された静圧孔から導かれる表面静圧と測定洞内の一様流静圧を差圧変換器に導き、この差圧を電気信号に変え、さらにアンプに通してこの値を計算機により求めた。26箇所ある静圧孔はスキニバルブを用いて自動的にスキャンするようになっている。電圧値データは0.25 sごとに計算機に取り込まれ、データ40個で1サンプル

Fig. 1 Miniature model

Fig. 2 Pressure taps

Fig. 3 Measurement system

ルとした。40 個のうちの前半 20 個と後半 20 個のそれぞれの平均値の差が許容値内に入ればこれを採用し、次の静圧孔に移動するように設定している。このモデルのスロット幅はある範囲で可変ではあるが、今回は 7 mm に固定して行った。前にも述べたように、飛行船内の有限の体積空間を有効に利用することが望ましい。この観点から、飛行船の代表長さは船体の全長よりも、体積の三乗根を採用するのが適当である。この体積から導かれる長さを代表長さとする体積 Reynolds 数 R_v で $2.09 \times 10^5 \sim 1.01 \times 10^7$ の 15 条件、モータの回転数で 0 rpm から 30 000 rpm の範囲内で吸込条件を変えて実験を行った。この測定システムを図 3 に示す。

3. 実験結果

境界層制御を伴わない飛行船の広い Reynolds 数範囲にわたる圧力分布の測定結果から、流れは明確に四つの領域に分類できることがわかった。この分類を元に境界層制御の効果を議論するのが適当であることも明らかになった。この四つの領域の代表例を図 4 から図 7 までに掲げる。環状スロット幅は可変であるが、予備実験の結果からもっとも効果のあった 7 mm の場合の実験結果について以下では述べる。

3.1 流れのパターンの分類 まず、体積 Reynolds 数 $R_v = 3.44 \times 10^5$ における圧力係数 c_p の分布を図 4 に示す。図 4 中実線は渦点法による非粘性流の圧力係数 c_p の分布を示している。最大径 ($x/L = 0.576$) を超えて圧力は下がり続け、 $x/L = 0.7$ 付近で最小となる。その後、急激に圧力は回復する。この回復量 Δc_p は 1.25 を超え、境界層制御なしではく離を抑えるのは困難な形状であることが予想できる。ここで、最大径を超えても圧力は下がり続けていることに注意する。つまり、最大径を超えても加速され続け

Fig. 4 Surface pressure distribution ($R_v = 3.44 \times 10^5$)

ることになり、これははく離点を後方に移動する働きをする。この点についてだけいえばこのような特性をもつ船体形状は望ましいものといえる。

吸込みの大きさを表す目安として、スロット位置における境界層外側の速度 u_i に対する吸込流速 u_s の比 $r_s = u_s/u_i$ を考えた。外縁速度 u_i は非粘性計算によって求め、 u_s は流量測定から求めた。この比が 0.337 までは流れがまったく船体に付着していないが、0.449 からは最大径 ($x/L = 0.576$) より下流で圧力係数がさらに小さくなり、 $x/L = 0.7$ 付近ではく離していた流れはスロット ($x/L = 0.82$) 前後で回復している。

次に、 $R_v = 7.25 \times 10^5$ における圧力分布を図 5 に示す。 $x/L = 0.7$ までは吸込みの有無にはよらず、圧力係数の違いはない。 $x/L = 0.75$ 付近ではく離泡が確認され、それより下流では吸込みの効果が徐々に現れており、非粘性の値に近づいているのがわかる。スロット直前での流速も吸込みにより速くなっているのが確認できる。

図 6 は $R_v = 2.06 \times 10^6$ における圧力係数の分布を

Fig. 5 Surface pressure distribution ($R_v = 7.25 \times 10^5$)

Fig. 6 Surface pressure distribution ($R_v = 2.06 \times 10^6$)

Fig. 7 Surface pressure distribution
($R_v=7.09 \times 10^6$)

示している。全体的には図5の場合と同じ傾向が見られるが、吸込みを行っていないとき、はく離泡は消え、スロット付近ではく離している。しかし、吸い込むことにより、流れは徐々に付着していくようすがよくわかる。吸込スロットの上流部での吸込流速比による圧力分布の大きな変化はカスプの存在によるものと考えられる。

最後に、 $R_v=7.09 \times 10^6$ の結果を図7に掲げる。吸込流量を増加させることにより、スロット後方の圧力は増加し非粘性の値に近づくが、はく離を完全には抑えきれてはいないことがわかる。図6で示された圧力分布とのもっとも顕著な違いは、圧力値が極めて先端部に近い場所から高めであることである。かなり早い段階で乱流への遷移が起こっていると思われる。このことは、後に述べる円柱まわりの流れについての知識からも推論できる。

以上の例からもわかるように、飛行船回りの流れは四つの Reynolds 数領域で、異なったパターンをもつ。これらの領域は次のように分類される。

- (1) 亜臨界領域 ($\sim 3.5 \times 10^5$)
- (2) 臨界領域 ($3.5 \times 10^5 \sim 1.5 \times 10^6$)
- (3) 超臨界領域 ($1.5 \times 10^6 \sim 4 \times 10^6$)
- (4) 極超臨界領域 ($4 \times 10^6 \sim$)

以下に、それぞれの領域の特徴を簡単にまとめる。亜臨界領域では吸込制御を行っていないとき、比較的早い段階ではく離が起こっている。このはく離は層流はく離であると思われる。はく離制御を行うことにより、ある速度比以上で付着流れとなる。しかし、大規模な構造をもつはく離泡が現れる。臨界領域では吸込制御の有無にかかわらず減速領域に入ってから直後にはく離泡が見られ、ここで層流から乱流への遷移が起こり、この遷移後に再付着が起こっている。この再付着は円柱回りの境界層と同様はく離を遅らせる効果をもつ。

Fig. 8 Profile drag coefficient (HALROP-C95)

この結果は後で述べる抵抗低減へとつながる〔円柱に対する同様な議論については文献(5)を参照〕。この領域は吸込制御が効果的に働き、速度比の増加とともに、より非粘性流に近づく。この領域では、再付着を伴わないようなはく離は観測されない。超臨界領域では、はく離泡は消え、境界層は層流から乱流に遷移して後はく離しているものと考えられる。この遷移の影響と思われるものが最低圧力点以降に現れている。乱流によるエネルギー損失が非粘性値からの大きなずれとして現れている。この領域におけるはく離流れも吸込制御により非粘性流に近い流れになる。最後に極超臨界領域では、圧力係数が非粘性値に比べて上流部から少し大きい。スロット位置ではく離した流れは最大流速比 $r_s=0.463$ でも付着流れは実現できなかった。

これらの領域区分は円柱回りの流れの特性区分と極めて近く、興味深い⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

3・2 船体形状と形状抵抗 次に、圧力係数を積分して得られる(形状)抵抗係数 c_D について考える。流速比 r_s に対する抵抗係数の変化を図8に掲げる。図8中、例えば、 ~ 6 と書かれているのは、 $\times 10^6$ を意味する。臨界領域、超臨界領域は圧力分布の顕著な差異にもかかわらず、抵抗係数には明確な違いは現れていない。これらの二つの領域では、 $r_s=0.4 \sim 0.6$ 付近で極小値をもっていることがわかる。極小値は $0.04 \sim 0.05$ であり、圧力分布の形からこの値以下にするには困難に見える。

亜臨界領域の流れは、制御なしでは最大径直後で境界層はく離し、極めて大きな抵抗を与えている。このはく離流れはある一定以上の吸込境界層制御によって付着流れに変えることができるが、抵抗係数は前2領域ほどは小さくならない。この理由は吸込みによってスロットと最低圧力点の中間領域に、比較的大きなはく離泡らしきものが出現しているためである(図

4). 最後の極超臨界領域は吸込流速比が小さいと、抵抗係数は亜臨界領域と臨界・超臨界領域の中間の値をとるが流速比の増加とともに急激に減少する。圧力分布から見て最終的には、臨界・超臨界領域と同程度まで減少すると思われるがモータの出力の限界から、確認はできていない。

ここで、最後部の圧力測定点(st. 26)から以降は圧力係数を零と評価して、この抵抗係数を求めていることに注意する。これは抵抗を高く見積もることに相当している。この点についてもう少し検討するために、吸込位置より下流で比較的非粘性流に近い流れが実現されている場合について、最後の測定点(st. 26)下流の流れを非粘性の圧力分布に置き換えた場合を計算した。このようにして求めた抵抗係数の三つの例を修正抵抗係数 c_{Dm} として表 2 に掲げる。亜臨界、臨界、超臨界領域についての代表的な吸込速度比の場合について計算してある。修正抵抗係数のもっとも大きい亜臨界領域ですら抵抗係数の約 2 分の 1 に減少している。他の 2 領域についてはほぼ 5 分の 1 に減っている。亜臨界領域でこれ以上に抵抗係数が下らないのは、前にも述べたように大きなはく離泡の形成によるものである。この領域ではこれが下限と考えられる。完全付着流れが実現している場合には抵抗の評価として、この修正抵抗係数のほうが望ましいと思われるが全体の統一性から以上のような c_D を用いた。

比較のために、HALROP-20 のモデル(HALROP-C 94)について、吸込流量に対する同様な抵抗係数の変化を図 9 に示す。図 9 から明らかなように、吸込み

による効果はほとんど現れていないことがわかる。これははく離を抑えることに成功していないことがおもな理由である。このように船体形状と環状スロット位置は極めて重要な役割を果たすが、現在のところこれに関するまとまった研究はなく、今後系統的なデータを蓄積する必要がある。

以下で、二つのモデルに対する結果が異なったことについて考察を加える。HALROP-C 94 に対して加えた改良のおもなものは次の三点である。

- (1) モータパワーの増強、具体的には 600 W から 1 000 W への変更。
- (2) 吸込流路入口部にカスプの設置。
- (3) 吸込部を上流側へ移動。

最初の項目に関しては、流体力学的には直接関与しないので、最後の二点について述べる。カスプはこの点における圧力を下げる(非粘性理論によると圧力は $-\infty$ 、速度は ∞)働きをし、現実にははく離点をこの点に固定するように作用する。圧力係数のカスプ近傍での分布からこの働きを読み取ることができる。送風の点からいうと、このカスプのすぐ下流側に渦を形成することになり、送風機の効率の点からは好ましくはないが、形状抵抗の低減のためには有効であると結論できる。ただこのカスプだけでは、上流ではく離した流れに付着させるには十分ではないと考え、よりはく離制御を効率よく行うためさらに上流側に吸込位置を移動した。この吸込位置と船体形状の比較のため、二つの飛行船モデルの外形を図 10 にのせておく。前にも述べたように二つの飛行船モデルは、最大径以降が異なるだけなのでこの後半の形状のみを描いてある。

今回求めた抵抗は形状抵抗のみであり、摩擦抵抗も含めた全抵抗で最適値を議論する必要がある。ところが、現在の実験装置では精度の点から正確な値を求めることは困難である。したがって、境界層方程式を数値的に解いて摩擦抵抗を求めるのが最善であると考えられる。ある種の流線形回転体の抵抗係数に関する風洞実験結果が牧野の本⁽⁷⁾に掲げられているが、このような能動制御形の軸対称物体の全抵抗に関する研究

Table 2 Modified drag coefficient

R_v	3.44×10^5	7.25×10^5	2.06×10^6
r_s	0.673	0.741	0.585
c_D	6.48×10^{-2}	4.79×10^{-2}	4.59×10^{-2}
c_{Dm}	2.78×10^{-2}	9.58×10^{-3}	8.16×10^{-3}

Fig. 9 Profile drag coefficient (HALROP-C 94)

Fig. 10 Profile of two models

Fig. 11 Effect of jet propulsion (subcritical and critical regions)

は、Goldschmied のもの⁽²⁾を除いて、利用できるデータはほとんどない。

3・3 ジェット推進の効果 最後に、ジェットによる効果について考察する。明らかに、運動量を排出しているのであり、推進力となる。この大きさを評価するために抵抗係数と同じ代表長さをを用いた無次元化、すなわち、

$$c_j = \frac{\rho Q u_j}{1/2 \rho U_0^2 V^{2/3}} = \frac{2 Q u_j}{U_0^2 V^{2/3}}, \dots\dots\dots (1)$$

として、ジェット推進係数 c_j を定義した。抵抗係数とこの推進係数の差を亜臨界および臨界領域については図 11 に、超臨界および極超臨界領域については図 12 に示す。図 11 から、亜臨界領域である Reynolds 数が 3.5×10^5 以下ではジェット推進を考慮にいれた抵抗係数が急激に下がる領域が見られる。これは圧力分布より算出した抵抗係数が急激に下がる場所と一致している。また、零抵抗 ($C_D - c_j = 0$ となる状態) が Reynolds 数の増加により吸込速度比が 0.68 付近から 0.5 付近に減少している。臨界領域について見ても Reynolds 数の変化に対して同様な傾向が見られ、吸込速度比 0.4~0.46 付近を示している。それ以上の吸込速度比においては形状抵抗の変化は見られず、ジェットによる推進力のみが増加するので、この変化は速度比について二次関数的に減少する。

次に、超臨界および極超臨界の図 12 を見ると、超臨界である Reynolds 数が 2.06×10^6 および 2.71×10^6 では Reynolds 数変化に対してほぼ同様な傾向を示しており、零抵抗は吸込速度比 0.4 付近を示している。この値は臨界領域と同程度である。極超臨界領域である Reynolds 数が 4×10^6 以上でも同様な傾向が見られ、零抵抗は吸込速度比 0.5 付近を示している。この極超臨界領域についてもジェット推進を考慮した形状抵抗は吸込速度比に対し二次関数的に減少する。

Fig. 12 Effect of jet propulsion (super and hypercritical regions)

以上のことから、摩擦抵抗を考慮にいれない段階で送風機の仕事率—ジェット速度の三乗に比例する—を考慮した推進効率は臨界および超臨界領域がもっともいいことがわかる。ここでは、簡単に推進効率を吸込流速比に対する $(1 - \text{抵抗係数})$ の比と定義した。

3・4 全抵抗について 最後に、今後の問題点を述べる。まずは全抵抗を求めることが先決であると考えられる。これを求めたうえで、ジェットによる推進力も考慮した最適化を議論する必要がある。言い換えると、送風機の仕事も考慮した最適パラメータを決定する必要がある。この制御方法で少なくとも形状抵抗係数に限るならば、今回使用した船体形状の下限値を得ることができた。しかし、この形状が最適である保証はない。Reynolds 数によってこの最適形状は異なる可能性もあり得ることがこの実験の結果から判明した。

4. ま と め

境界層制御機能をもつ飛行船の抵抗を広い範囲の Reynolds 数にわたって調べた。結果は以下のようにまとめることができる。

(1) 飛行船回りの流れのパターンは Reynolds 数によって大きく異なる。したがって、最適な吸込流量も Reynolds 数によって異なる。

(2) 吸込みの効果を表すのに、吸込流速比が適当である。臨界、超臨界領域においてはこの流速比が小さくても大きな抵抗低減が得られる。

(3) この制御方法により、完全な付着流れが実現可能であることがわかった。また、このときの形状抵抗係数はこの船体形状の下限値を与えている。

HALROP-C 94 の設計とデータ収集については当時大学院学生であった尾崎哲雄、山本毅両君の努力に負っている。また、両モデルを通じて、設計から組立

まで筑波大学技官の中島孝氏の協力によるところが大きい。併せて、ここに感謝の意を表す。

文 献

- (1) Goldschmied, F. R., Integrated Hull Design, Boundary-Layer Control, and Propulsion of Submerged Bodies, *J. Hydronaut.*, **1** (1967), 2-11.
- (2) Goldschmied, F. R., Jet-Propulsion of Subsonic Bodies with Jet Total-Head Equal to Free Stream's, *AIAA-83-1790* (1983).
- (3) Parsons, J. S., Goodson, R. E. and Goldschmied, F. R., Shaping of Axisymmetric Bodies for Minimum Drag in

- Incompressible Flow, *J. Hydronaut.*, **8** (1974), 100-107.
- (4) Ringleb, F. O. (Lachmann, G. V., ed), Separation Control by Trapped Vortices, *Boundary Layer and Flow Control*, **1** (1961), 265, Pergamon Press, Oxford.
 - (5) Roshko, A., Experiments on the Flow Past a Circular Cylinder at Very High Reynolds Number, *J. Fluid Mech.*, **10** (1961), 345-356.
 - (6) Achenbach, E., Distribution of Local Pressure and Skin Friction around a Circular Cylinder in Cross-Flow up to $Re=5 \times 10^5$, *J. Fluid Mech.*, **34** (1968), 625-639.
 - (7) 牧野光雄, 流体抵抗と流線形, (1991), 第3章, 産業図書.