

## 人力飛行機胴体まわり及び内部の数値解析 Numerical analysis of inner and outer flow of H. P. Aircraft body

○丹下達道<sup>1</sup>, 大竹智久<sup>2</sup>, 本橋龍郎<sup>2</sup>\*Tatsudo Tange<sup>1</sup>, Tomohisa Ohtake<sup>2</sup>, Tatsuo Motohashi<sup>2</sup>

Abstract: Our University is trying to establish a new world record for straight distance in H. P. Aircraft. For establishment a new world record, it is important to construct air intake and outlet to cool pilot, on the other hand, the construction result in increase of air drag. Air intake and outlet is one of the important elements, however, there are any studies for flow around and inside of H. P. Aircraft body. Numerical analysis is adopted to investigate the flow around and inside of H. P. Aircraft body.

### 1. はじめに

本学安部研究室はNASAとMITが持つ人力飛行機直線飛行距離の世界記録更新を目指している。過去の挑戦より記録更新の為にパイロットの冷却が重要である。一方、給排気口の設置は空気抵抗の増加につながる。胴体抵抗は8 N程度と見積もられ、全機抵抗の約30%である。永井<sup>[1]</sup>の研究によると2次元翼に取り付けた給排気口による空気抵抗の増加は、最大で6倍程度となっている。空気抵抗の増加を5%抑えることができれば、パイロット負荷は5W程度抑えることができる。これは飛行時間を20~30分伸ばすことにつながり、飛行距離ではおよそ10kmに相当する。このように人力飛行機では、胴体の給排気口は非常に重要であるが、人力飛行機胴体まわり及び内部の流れに関する研究は少ない。実験的な研究では、大田ら<sup>[2]</sup>により実機を用いた風洞実験で最適な給排気口の位置が推定されている。また、解析的な研究では永井<sup>[1]</sup>により2次元翼まわり及び内部の流れが示され、深島<sup>[3]</sup>により3次元胴体を解析し、給排気口の位置を推定している。しかし、空気抵抗の低減に関する研究は十分でなく、給排気口はほぼ経験に基づいてつくられている。また胴体は3次元物体であるため、3次元で数値計算すべきであるが、非常に計算時間が掛かる。そこで本研究では、2次元翼周り及び内部の流れを数値解析し、基礎データを取り、3次元への見通しを立てることが目的である。

### 2. 数値計算法

#### 2-1. 支配方程式

翼弦長を代表長さ $L$ 、一様流を $U$ として無次元化した連続の式と、非定常非圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式として用いる。

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = -\nabla p + \frac{1}{Re} \Delta \mathbf{V} \quad (2)$$

$$Re = \frac{UL}{\nu} \quad (3)$$

$\mathbf{V}$ は速度、 $p$ は圧力、 $Re$ はレイノルズ数を表す。レイノルズ数は翼弦長を代表長さとする。

#### 2-2. 計算手法及び計算領域

支配方程式を離散化し差分法で解く。計算アルゴリズムにはMAC法を用いる。胴体内部の流れは吸気口と排気口の圧力差から生じる。MAC法では圧力を求めることができるので採用した。MAC法は各項の差分方法は、移流項にQUICKスキーム、圧力項と粘性項に中心差分、時間積分にCrank-Nicolson法を用いる。

Crank-Nicolson法は、連立一次方程式を解く必要がある陰解法であるが、解は無条件で安定する。 $\partial u / \partial t$ を半格子ずれた点において近似した式と見なせるため時間精度が2次である。

QUICKスキームは以下のように定義される。

$$u \frac{\partial u}{\partial x} \approx u_i \frac{-u_{i+2} + 10(u_{i+1} - u_{i-1}) + u_{i-2}}{16\Delta x} + |u_i| \frac{u_{i+2} - 4u_{i+1} + 6u_i - 4u_{i-1} + u_{i-2}}{16\Delta x} \quad (4)$$

計算格子は、翼型付近を密にし、翼型から離れるにつれ疎とする不等間隔格子とする。外部境界までは翼弦の15倍とする。計算格子はO型格子を用いる。翼型の周方向に501点、放射方向に翼型外部では101点、内部では71点をとる。また計算格子はスタガード格子とする。この格子の利点は、1つの格子セルで連続の式が自然に表現でき、さらに各方向の圧力勾配がその方向の速度を決めるというNavier-Stokes方程式の性質が自然に表現される点があげられる。

解析に用いる翼形はNF0002(Fig.2)と呼ばれる自作翼を採用した。リカンベント型を想定し、パイロットの身体に合わせて最大翼厚比 27.7%、最大翼厚位置 55% となっている。排気口形状はFig.3のように特徴的である。Fig.4, Fig.5 は排気口の実物模型の構造を示す。Fig.4 に排気口の内部構造を、Fig.5 に排気口の外観を示す。フェアリング外形の後縁部(点線部)を切り落とす。内部は頭を模した円柱後方に、前縁部を切り落とした翼型を配置する。これは、頭と翼型で仮想的な翼型となるよう考えたものである。永井<sup>[1]</sup>によると、排気口の設置により伴流の領域が広がることが明らかとなっている。このことを踏まえ、パイロットに流れを当てつつ、排気口から出る流れが胴体に沿って流れるよう考慮した形状となっている。吸気口は翼側面に配置する。配置位置は、圧力場を計算した結果を踏まえ配置する。形状は、表面に隙間を空けるだけである。レイノルズ数は、人力飛行機の飛行速度(7m/s 前半)、給排気口が取り付けられる位置の翼弦長(1m 前半)を考慮し、 $Re = 6.0 \times 10^5$  とする。

### 3. 今後の予定

現在計算プログラムを作っている最中である。完成次第、翼型まわりの圧力場を計算する。その後、圧力場から給排気口の位置を検討し、内部流れについて計算する。

#### 参考文献

- [1] 永井俊一: 人力飛行機胴体に設ける換気口が抗力と内部の冷却に与える効果, 平成 19 年度航空宇宙工学専攻修士論文, 2008.3
- [2] 大田, 山下, 山部, 白鳥; 人力飛行機に関する基礎研究(1), 平成 14 年度航空宇宙工学科卒業論文, 2003.3
- [3] 深島彰雄: 空気力を考慮した人力飛行機的设计, 平成 21 年度航空宇宙工学科卒業論文, 2011.3



Fig.1 H.P. Aircraft (Möwe2006)

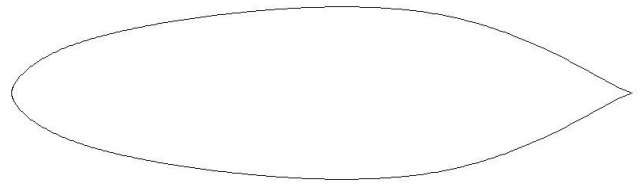


Fig.2 解析に用いる翼型(NF0002)

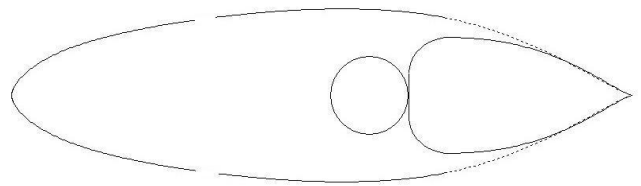


Fig.3 給排気口形状

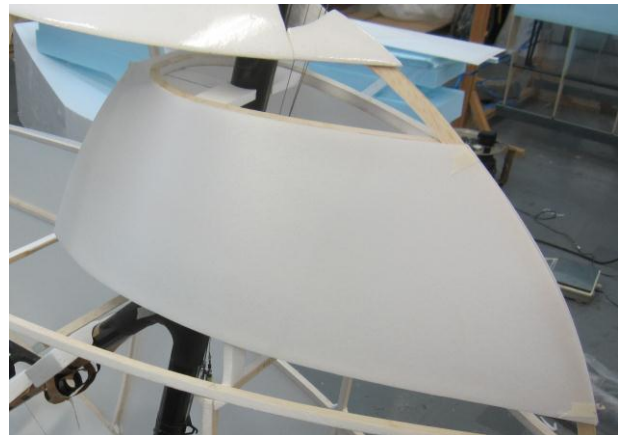


Fig.4 排気口内部(実物模型)



Fig.5 排気口外観(実物模型)