エアロトレイン翼の空力特性向上に関する三次元数値解析*

長友 修^{*1}, 菊地 正憲^{*2}, 平野 公孝^{*3}A 3D Numerical Analysis on the Improvement of
Aerodynamic Characteristics of the Aerotrain WingOsamu NAGATOMO, Masanori KIKUCHI^{*2} and Kimitaka HIRANO^{*2} Univ. of Miyazaki, Mechanical Systems Engineering
1-1 Gakuenkibanadai Nishi, Miyazaki-shi, Miyazaki, 889-2192 Japan

Recently, researches of a new rapid transport system “Aerotrain” using natural energy resources have been continued, as one of approaches to various global environmental problems. Since 2008, these researches have been supported by NEDO (New Energy and Industrial Technology Development Organization). The purpose of this project is to develop the 3rd model (ART003) of the Aerotrain which runs at the speed of 200km/h. In order to put the Aerotrain into practical use, to improve lift-to-drag ratio is one of the research assignments. The Aerotrain which has vertical side wings at each tip of main wings arranged in tandem is able to get high lift-to-drag ratio and save the driving power by ground effects between the main wing and ground, and between the side wings and sidewalls. However, it needs to increase lift-to-drag ratio for mass transportation. In this paper, we simulated the flows around the wing of ART003 using thermo-fluid numerical analysis software FLUENT. As a result, we clarified the aerodynamic characteristics of the ART003 wing, and were able to suggest the wing models which got higher lift-to-drag ratio.

Key Words : Three-Dimensional Flow, Numerical Simulation, Flow Visualization, Aerotrain, Aileron-Flap, Total Pressure Loss, Pathline, Lift-to-Drag Ratio

1. 緒 言

近年、様々な環境問題が急速に深刻化している中、特に、地球温暖化の原因である二酸化炭素の増加は早急に解決されるべき問題である。自動車や航空機などを含む運輸部門はこの二酸化炭素の増加に大きく加担している。自動車に関しては、ハイブリッドカーや電気自動車など、地球環境に配慮した性能をもつものが普及し始めたが、まだまだ普及率は低い。また、航空機や新幹線といった大量輸送システムは高速化及び安全性を優先的に確保したものが多く、環境に与える影響や高効率化などについて論じられる機会は少なかった。そのため、大量輸送システムにおいても、安全でよりエネルギー効率がよく、自然エネルギーを積極的に利用することが望まれている。

このような課題の解決のために、地面効果⁽¹⁾を利用した地面効果翼機あるいは水面効果⁽²⁾⁻⁽⁴⁾を利用した水面効果艇など、少ないエネルギーで効率的に運航できるシステムの提案や研究がこれまで多く報告されてきた。その中で、地面効果を利用して高い揚抗比を得ることにより省エネルギーで高速走行を可能にした環境親和型高効率高速輸送システム『エアロトレイン⁽⁵⁾』についての研究が行われている。しかし、少ないエネルギーで大量輸送するためにはより高い揚抗比が求められ、このことが研究課題の一つである。

そこで本研究では現在走行実験が行われているエアロトレイン 3 号機 (ART003) の主翼迎角が空力特性に及ぼす影響と地面及び側壁距離が空力特性に及ぼす影響を三次元数値解析によって明らかにする。また、全圧損失分布やパスラインを検討することで 3 号機の主翼及び案内翼が流れ場に及ぼす影響を把握し、揚抗比の向上につな

* 原稿受付 2011 年 3 月 17 日

^{*1} 宮崎大学大学院学生, 宮崎大学 工学部 (〒889-2192 宮崎県宮崎市学園木花台西 1-1)^{*2} 正員, 宮崎大学 工学部^{*3} 正員, 永年会員, 宮崎大学 工学部

E-mail: kikuchi@cc.miyazaki-u.ac.jp

がる三次元翼形状等の提案を行う。

2. 記 号

U_{∞}	:	主流速度 [m/s]
C	:	主翼の弦長 [m]
C_s	:	案内翼の弦長 [m]
α	:	主翼の迎角 [$^{\circ}$]
α_s	:	案内翼の迎角 [$^{\circ}$]
α_f	:	主翼のエルロンフラップ角 [$^{\circ}$]
α_{fs}	:	案内翼のエルロンフラップ角 [$^{\circ}$]
ρ	:	空気の密度 [kg/m^3]
ν	:	空気の動粘性係数 [m^2/s]
h	:	主翼後縁と地面との距離 [m]
h_s	:	案内翼後縁と側壁との距離 [m]
C_l	:	揚力係数
C_d	:	抗力係数
C_l/C_d	:	揚抗比
Re	:	レイノルズ数 (代表長さ C [m])

3. 数値解析方法

数値解析は有限体積法汎用熱流体解析ソフトウェアFLUENT6.3.26を用いて行った。エアロトレイン3号機の概観を図1に示す。ただし、数値解析は3号機全体ではなく、主翼と案内翼からなる三次元翼まわりについて実施した。このときの計算領域は図2に示す長方形とした。その各辺の長さは翼の上流を $6C$ 、下流を $7C$ 、地面からの高さを $6C$ としている。ここに C は主翼の弦長である。エアロトレインはU字型の固体流路を走行するので、計算領域の幅は、エアロトレイン胴体と側壁との距離としている。数値解析のための要素分割に使用したソフトはTgridとGAMBITで、計算精度の向上と要素数を節約するために、翼及びフラップまわりはTgridにより非構造構造格子で、その外側領域はGAMBITにより構造格子で要素分割した。要素数は、その依存性を調べるために700万個から約50万個ずつ漸次減らし最終的に約360万個とした。翼表面上の要素分割例を図3に示す。FLUENTが持つ乱流モデルのうち4種類について検討し、最終的にSST k- ω モデルを使用した。数値計算精度の確認は、二次元流れではあるがNACA4412翼型に対する実験結果⁽⁶⁾ ($Re=3.0 \times 10^6$)と比較することにより行った。このとき、揚力係数の相対誤差は、本解析の迎角範囲 $2 \sim 4^{\circ}$ では2%以下である。

主翼と案内翼の翼型は同一とし、低迎角における地面と翼下面間のベンチュリー効果を無くするため、NACA4408翼の下面を平らにした翼 (ここでは、NACA4408改と称す) で、図4(a)に示す。また、図4(b), (c)に示すように、主翼弦長は $C=1500\text{mm}$ 、案内翼弦長は上端が 700mm 、下端が $C_s=1100\text{mm}$ である。迎角は主翼下面と地面、案内翼下面と側壁とのなす角度とし、フラップ角は、翼下面とエルロンフラップ下面が一直線の状態を $\alpha=0^{\circ}$ と定義し、地面あるいは側壁側へ近づける場合を正、遠ざける場合を負としている。図4(b)は、 $\alpha=3^{\circ}$ 、 $\alpha_s=3^{\circ}$ の時の3号機翼

Fig. 1 Overview of the ART003

の Top view である。

解析パラメータは、主翼迎角 $\alpha=2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$ 、案内翼迎角 $\alpha_s=3^\circ$ 、地面高さ $h=30\text{mm}, 60\text{mm}, 98\text{mm}$ 、側壁距離 $h_s=50\text{mm}, 100\text{mm}$ となっている。なお、車輪走行時は $h=98\text{mm}$ 、 $h_s=100\text{mm}$ である。主流速度 U_∞ は 3 号機の目標

Fig. 2 Computational domain

Fig. 3 Computational mesh on the wing

(a) Modified NACA4408 aerofoil

(b) Top view of ART003 wing ($\alpha=3^\circ, \alpha_s=3^\circ$)

(c) Side wing configuration

Fig. 4 ART003 wing configurations

Fig.5 Locations presenting the pressure and velocity distributions calculated by numerical analysis

速度 200km/h ($\approx 56\text{m/s}$) に近い 60m/s である。空気は 15°C の物性値 $\nu=1.4607\times 10^{-5}\text{m}^2/\text{s}$, $\rho=1.225\text{kg}/\text{m}^3$ を用いており、このとき $Re=6.16\times 10^6$ となっている。また、走行状態を実現するために、地面、側壁、天井は、主流と同じ 60m/s で動く移動壁として設定された。図 5 は、数値解析により得られた圧力、速度等を示す翼断面位置である。なお、数値解析では定常計算をしており、圧力分布及び空気力は時間平均値を示す。

4. 結果及び考察

4・1 主翼の迎角が揚力、抗力、揚抗比に及ぼす影響

$h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$ において主翼の迎角が揚力、抗力、揚抗比に及ぼす影響を図 6(a), (b), (c) にそれぞれ示す。横軸には主翼のエロンフラップ角 α_f をとっている。揚力及び抗力は α_f の変化に関わらず α が大きくなると増加する。揚力に関しては、 α が大きくなると図 6(d) に示すように主翼上面の圧力が減少し、一方、下面の圧力が増加するため、翼上面と下面の圧力差が大きくなり、揚力が増加すると考えられる。揚抗比は $\alpha_f=-5^\circ$ のときには α の違いによる影響はほとんど見られないが、 α_f が大きくなるにつれ α が大きいと減少する。これは揚力よりも抗力の増加率の方が大きくなるためである。また、 α_f の増加とともに、揚力及び抗力は大きくなるが、揚抗比はほとんど変化がない。

Fig. 6 Aerodynamic characteristics for the angle of attack α

4・2 地面高さ及び側壁距離が揚力, 抗力, 揚抗比に及ぼす影響

$\alpha=3^\circ$, $\alpha_s=3^\circ$ において地面高さ及び側壁距離が揚力, 抗力, 揚抗比に及ぼす影響を図 7(a), (b), (c)にそれぞれ示す. 主翼が地面に近づくとき地面効果によって揚力は増加する. また, 案内翼が側壁に近づく場合にも揚力は増加しており, これは, 図 8(a)に示すように案内翼が側壁に近づくとき案内翼と側壁との地面効果によって案内翼下面の圧力が増加し, 主翼下面の流体が側壁側へ逃げにくくなるため, 図 8(b)に示すように主翼下面の圧力が高く保持されることが原因だと考えられる. 抗力も主翼が地面に近づく場合増加している. これは, 地面効果による誘導抗力の減少よりも, 翼まわりの循環の増加による誘導抗力の増加が大きくなるためだと考えられる. しかし, 案内翼が側壁に近づく場合には抗力は減少しており, 案内翼上端で発生する翼端渦が抑制されたと考えられる. 揚抗比に関しては, 主翼が地面に近づく場合に増加し, 案内翼が側壁に近づく場合においても増加する. しかし, 主翼が地面に近づく場合には揚力及び抗力共に増加し, 案内翼が側壁に近づく場合には揚力は増加するが抗力が減少する. このため, 主翼が地面に近づくよりも案内翼が側壁に近づく方が, 揚抗比の増加へ与える影響が大きくなる.

4・3 3号機翼が流れ場に及ぼす影響

図 9に $\alpha=3^\circ$, $\alpha_s=3^\circ$, $h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$ における3号機翼まわりの全圧損失分布を示す. ただし, 主流の全圧で無次元化している. カラーバーの数値範囲は0~1で, 赤色に近い程全圧損失は小さく, 青色に近い領域ほど全圧損失は大きいことを示す. (a)は翼後縁($x=0\text{mm}$)の y - z 平面における全圧分布を示している. この断面では, ほとんどの領域で赤く全圧損失はないが, 案内翼表面付近と案内翼端渦及び主翼の後縁付近に緑~青の全圧損失

Fig. 7 Aerodynamic characteristics for the distance from ground and side wall

が増加する領域が見られる。(b)は全圧損失が96~100%の領域を取り出して示している。全圧損失が大きい領域は案内翼前縁と主翼との接合部から下流に伸びており、主翼上面よりも案内翼上面にて顕著に観察される。つまり、3号機翼は案内翼上面にて流れのはく離が予想される。

図10(a), (b)は、それぞれ主翼前縁と図5の $y=160\text{mm}$ (1/8y-section), $y=80\text{mm}$ (1/16y-section)を通る z 軸に平行な軸からのパスラインを示している。なお、数値解析では定常計算をしているので、パスラインは時間平均流の流線と等価である。パスラインの色は図9と同じで、全圧の大きさを示している。翼端に近い(b)では、(a)では見られない主翼下面から案内翼前縁を通して主翼上面にまわり込むパスライン上○印の位置で、その色の変化から案内翼前縁近傍から全圧が下がることが分かる。(c)は案内翼前縁の接合部付近の主翼下面からのパスラインと、案内

(a) Pressure distributions on the side wing ($z=237.5\text{mm}$)

(b) Pressure distributions on the main wing ($y=160\text{mm}$)

Fig. 8 Pressure distributions on the main and side wings

(a) Total pressure distribution in y - z plane at $x=0\text{mm}$

(b) Low total pressure (0~4%) region

Fig. 9 Total pressure distribution around ART003 wing($\alpha=3^\circ$, $\alpha_s=3^\circ$, $h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$)

(a) 1/8 y-section($z=160\text{mm}$)

(b) 1/16 y-section($z=80\text{mm}$)

 Fig. 10 Pathlines and velocity vectors for the ART003 wing($\alpha=3^\circ$, $\alpha_s=3^\circ$, $h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$)

翼下面からエルロンフラップの隙間を通して上面へと流出したパスラインを示している。その色から、この領域では全圧損失が大きいことが分かる。図 10(d)は案内翼前縁から上流側へ約 100mm の位置 (図 5 の $x=-900\text{mm}$) における y - z 平面内の平均速度ベクトル図である。カラーバーは速度の大きさを m/s の単位で示している。以上より、上流から主翼下面へと流れ込んだ流体が側壁側へと流出し、翼端で巻き上げられ、一部が翼上面へと回り込むことが(b), (c), (d)図より分かる。これらの流れが全圧損失につながり、抗力の増加に寄与していると考えられる。そこで、次節において揚抗比を向上させるために主翼における流体の巻き上がりを抑制する二つのモデルを提案し、それぞれの翼の揚力係数及び抗力係数について比較検討する。

4・4 モデルの提案

数値解析の結果から、4・3 節で述べた 3 号機の主翼下面を流れる流体の巻き上がりが案内翼上面のはく離に寄与しており、この流体の巻き上がりを抑制することが揚抗比の向上につながると推測される。そこで本研究では、図 11 に示す二つのモデルを提案した。図 11(a)は案内翼の形状は同じで案内翼前縁を主翼前縁と一致させたモデル (以後、前縁一致型と称す)、図 11(b)は 3 号機の主翼下面に翼端板を設置したモデル (以後、翼端板付き翼と称す) である。これらのモデルが空力特性や流れ場に及ぼす影響を検証するために数値解析を行い、3 号機翼の空力特性と比較した。解析の条件は、 $\alpha=\alpha_s=3^\circ$, $h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$ である。

Fig. 11 The suggested models

4・5 前縁一致型及び翼端板付き翼が揚力、抗力、揚抗比に及ぼす影響

前縁一致型及び翼端板付き翼が翼表面圧力分布に与える影響を図 12 に示す。圧力分布が異なることによりモーメントや横力も変わる。このため、機体の飛行安定性を議論する場合はモーメントの変化も考慮する必要があるが、本研究は揚抗比の改善を目的としているので、ここでは言及しない。また、翼端板の下方長さは機体の上下

 Fig. 12 Pressure distributions on the main and side wings ($\alpha=3^\circ$, $\alpha_s=3^\circ$, $h=98\text{mm}$, $h_s=100\text{mm}$)

振動でも地面に接触しないよう制約を受ける。揚力、抗力及び揚抗比に及ぼす影響をそれぞれ、図 13, 14, 15 に示す。比較のために 3 号機翼の場合も示している。揚力に関しては、図 13 に示すように、前縁一致型及び翼端板付き翼ともに 3 号機翼と比較して増加する。3 号機翼は案内翼が主翼後縁よりも後方にはみ出すので、図 12(a) に示すように、案内翼上面の負圧が主翼上面に及ぼす影響が小さくなるのに対し、前縁一致型は案内翼全てが主翼と干渉しており、案内翼上面の負圧が全て主翼上面の圧力に影響を及ぼすため、主翼上面の負圧が 3 号機翼よりも大きくなり、揚力が増加したと考えられる。翼端板付き翼は、主翼下面の流体が側壁側へと逃げにくくなり、図 12(a) に示すように、ラム圧が高く保持されるため、揚力が増加したと考えられる。具体的には、前縁一致型は約 21.4%~27.4%の増加、翼端板付き翼は約 10.4%~14.6%の増加となった。抗力に関しては、図 14 に示すように、前縁一致型は約 0.9%~8.2%増加し、 $\alpha_f=\alpha_s=+5^\circ$ のときに約 2.6%減少した。一方、翼端板付き翼は $\alpha_f=-5^\circ$ のときに約 2.0~2.8%の増加が見られたが、それ以外は約 1.8%~7.7%減少した。これは翼端板によって主翼下面からの巻き上がりが抑制され、全圧損失が減少したためだと考えられる。揚抗比に関しては、図 15 に示すように、前縁一致型及び翼端板付き翼ともに 3 号機翼と比較して増加しており、具体的には、前縁一致型は約 13.4%~26.8%の増加、翼端板付き翼は約 7.9%~22.4%の増加となった。翼端板付き翼は前縁一致型と比較して揚力の増加率は小さいが、抗力が減少する結果となったため、両者の揚抗比の増加率がほぼ同じ結果となった。

Fig. 13 Effect of the wing models on lift coefficients

Fig. 14 Effect of the wing models on drag coefficients

Fig. 15 Effect of the wing models on lift-to-drag ratios

4・6 前縁一致型及び翼端板付き翼が流れ場に及ぼす影響

図 16 の左図は、(a) 前縁一致型、及び、(b) 翼端板付き翼が、全圧損失が大きい (major loss 96~100%) 領域の広がり及び影響を示している。前縁一致型では、全圧損失が大きい領域は、案内翼エルロンフラップ上に限られている。一方、翼端板付き翼では 3 号機翼に比して小さいものの、案内翼上面にも全圧損失が大きい領域がある。

図 16 右図は、図 10(b) と同じく 1/16y-section から出発するパスラインを示している。図 16(a) の前縁一致型、及び図 16(b) の翼端板付き翼では、図 10(b) の 3 号機翼 ○ 印 A で示されるような、パスライン上において全圧が低下した領域は見られない。しかし、翼端板付き翼には、○ 印 B で示すように、3 号機と同様な案内翼前縁前方に下面からの巻きこみによる全圧損失の大きいところがあることから、1/16y-section よりも翼端側の位置からのパスラインが主翼下面から案内翼上面にまわり込んでいるものと考えられる。また、翼端板付き翼では、翼端板と地面の間に翼端渦が観察される。

5. 結 言

本研究では、エアロトレイン 3 号機翼に関して流れの三次元数値解析を行い、主翼迎角、地面及び側壁距離が空力特性に及ぼす影響を調べた。また、流れ場を可視化することにより揚抗比の向上につながる翼形状等の提案を行った。以下に本研究で得られた知見を記す。

Fig. 16 Effect of the wing models on total pressure loss (major loss 96~100%)(left) and 1/16 y-section pathlines(right)

- (1) $2\sim4^\circ$ の範囲で、主翼迎角が翼面圧力、空力特性に及ぼす影響を調べた。その結果、主翼迎角が大きくなると揚力は増加するが抗力の増加が大きいため、揚抗比は減少することが判明した。
- (2) 主翼の地面高さは $h=30, 60, 98\text{mm}$ 、案内翼の側壁間距離は $h_s=50, 100\text{mm}$ について検討した。その結果、揚力は地面及び側壁距離が近い場合増加すること、抗力は地面距離が近い場合増加するが、側壁距離が近い場合には減少すること、揚抗比は地面及び側壁距離が近い場合増加するが、地面よりも側壁距離に影響を受けることが判明した。
- (3) 3号機翼まわりの流れ場の可視化から、抗力の原因は主翼下面を流れる流体の巻き上がりと考え、この流れを抑制するために、前縁一致型及び翼端板付き翼の二つモデルを提案した。その結果いずれも揚抗比の増加に繋がった。具体的には前縁一致型は最大約 27%、翼端板付き翼は最大約 22%の増加となった。

文 献

- (1) 小濱泰昭, “エネルギー耕作形社会の交通システム”, 日本機械学会誌, vol.102, No. 964 (1999), pp. 93-95.
- (2) 片岡克己, 安東潤, 中武一明, “二次元空中翼の水面効果”, 西部造船会々報, Vol. 83 (1991), pp. 21-30.
- (3) 別所正利, 石川明男, “空中翼の水面効果について (第1報)”, 西部造船協会誌, Vol. 165 (1997), pp. 59-69.
- (4) 岩下英嗣, 中西龍一, 渡部雅晃, “前翼式地面効果翼機の波浪中空力特性について”, 日本造船学会講演論文集, Vol. 4 (2004), pp.3-4.
- (5) 例えば, 小濱泰昭, 菊地聡, 渡部英夫, 太田福雄, 伊藤孝幸, “実走行実験によるエアロトレイン空力特性の解明と浮上姿勢制御法の開発 (第一報, 台車方式による走行実験)”, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 68, No. 665 (2002), pp. 102-107.
- (6) Ira H. Abbot, Albert E. Von Denhoff, “Theory of wing section”, Dover Publications, INC, (1959)