卒業論文要旨

地面効果翼機に適用する翼の三次元圧力分布計測

Three-Dimensional Pressure Measurement of Wing Surface for Ground Effect Wing Aircraft

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1230111 中澤 巽

1 序論

現在,世界の輸送手段として物流のほとんどが船舶であり, 船舶は重量の大きい貨物の輸送に優れているが、その速度は 50km/h 以下のものが多い. また,他の輸送機器として航空 機が挙げられる. 航空機は旅客や高付加価値のものの輸送に 使用されており、その速度は時速 500km/h 以上のものが多 い. 海上輸送機の速度として 100km~500km の領域で輸送 する手段が実用化された例が少なく、島国である日本では、 多くのメーカーが海外に拠点を移していることから, 船舶よ り速く, 航空機より重量の大きい貨物を輸送する機体が必要 であると考える. 地面効果を用いるとそのような輸送手段が 実現可能と考えられる.

地面効果とは,航空機が地面または水面付近を飛行する場 合,地面または水面の影響により翼下面の正圧が増加し揚力 が向上する現象である.また、地面効果により、 翼端渦と地 面との干渉により誘導抗力が減少し、揚抗比が向上する。地 面効果に関して航空機の離発着問題, 自動車についての問題 など幅広い工学に対して研究されている.

地面効果翼機と呼ばれる航空機は, 輸送機器として高速か つ大量の輸送が期待されている.機体の特徴として抗力を減 少させるために翼のスパン長が短く, 地表や水面から数十セ ンチメートルから数メートルほどの高度で飛行する機体で ある.

地面効果翼機の研究として CFD による空力特性の推定と 実験による空力特性の計測結果を比較することが多い.また, 地面効果翼機の研究は二次元翼を対象としたものが多く,三 次元の影響を考慮したものが少ない. 本研究では風洞実験に おいて地面効果が得られているかの検証を行う.

2 研究方法

地面効果翼機の最適形状を提案することを目的とし, 三次 元流れを計測する.地面効果翼機における三次元計測につ いて伊藤ら(1)の論文を参考にし、計測結果を比較する.また、 風洞で地面効果が得られるように地面の条件を変化させ、そ の結果を比較し、地面効果の有効性に関して評価を行う.

3 実験装置

3.1 計測条件

今回の風洞実験では翼にかかる力をできるだけ高い精度 で計測するため、武田(2)、西山(3)の論文を参考にし、風洞壁 を設置した.速度せん断層による主流乱れを抑制した.

風洞のスペックを以下に示す. エッフェル型風洞で軸流吸 い込み式,風洞壁吹き出し口面積 1m×1m,最大風速 28m/s.

3.2 静圧測定孔付き試験翼

試験翼の諸元を表1に示す.伊藤ら(1)の論文を参考にし、 試験翼を作成した. 試験翼の設計には Autodesk 社の CAD, CAM ソフト Fusion360 を使用した. 試験翼の作成は Peopoly 社,光造形方式 3D プリンター(Phenom)により作成した.

Table .1 Test Wing Specifications

| Airfoil profile | NACA3409 | |
|-----------------|-------------------|--|
| Airfoil chord | 150mm | |
| Wingspan | 360mm (half wing) | |
| Reynolds number | $1.0	imes10^5$ | |

伊藤ら⁽¹⁾のレイノルズ数は 3.2×10⁵本研究は 1.0×10⁵で行 う.本研究では、半裁翼で実験した.

図1に試験翼全体の模式図を示す.



Fig.1 Whole of test wing

スパン方向に翼根からの距離により、3 箇所(section A, section B, section C) 圧力孔を空けた.

圧力孔の内径は 1.45mm にし、内部に外径 1.4mm, 内径 1mm の真鍮管を取り付ける設計とした. 翼の内部に 10mm ×10mmの角パイプを2本通し、これで翼を固定した.

圧力孔の設計位置を表2に示す.

| section A | | section B, section C | |
|-----------|-------|----------------------|-------|
| x/c[-] | | x/c [-] | |
| upper | lower | upper | lower |
| 0 | | 0 | |
| 0.053 | 0.053 | 0.053 | 0.053 |
| | | 0.107 | 0.107 |
| 0.160 | 0.160 | 0.160 | 0.160 |
| | | 0.213 | 0.213 |
| 0.267 | 0.267 | 0.267 | 0.267 |
| | | 0.320 | 0.320 |
| 0.373 | 0.373 | 0.373 | 0.373 |
| 0.453 | 0.453 | 0.453 | 0.453 |
| | | 0.507 | 0.507 |
| 0.560 | 0.560 | 0.560 | 0.560 |
| | | 0.613 | 0.613 |
| | | 0.667 | 0.667 |

Table .2 Design location of pressure hole

4 翼面静圧計測実験

L字ピトー管と試験翼の圧力配管をそれぞれ 微差圧計に接 続した.L字ピトー管より主流の全圧pto[Pa]と静圧pso[Pa] を計測し、その差から動圧q[Pa]を求め、流速を導出した. 流速 10m/s に設定したとき, 試験翼表面の静圧孔からサン プリング周期 0.5[s], 計測時間 10[s]で 20 個のデータを 取得した. その平均値をその点での静圧ps[Pa]とし、以下 の式(1)から圧力係数Cpを導出した.

$$C_p = \frac{p_s - p_{s0}}{q} \ [-] \tag{1}$$

計測した圧力計数分布を伊藤ら⁽¹⁾の実験結果と比較する. 実験の条件は、迎角 $\alpha = 3^{\circ}$, 5° とし, section A, section B, section C のそれぞれの位置で圧力分布を計測した.また、地 面を付けた場合と取り付けていない場合を計測することに よって、風洞での地面効果について評価する. 実験の様子を図2に示す.



Fig.2 Experiment

図2のように、地面(1m×1.3mの板)を設置し計測を行っ た.また, 翼と地面との間の高さは h/c = 0.3, 0.1とする.

5 計測結果と考察

5.1 計測結果

図 3 に Section B, section C の迎角 3°の場合, 図 4 に Section B, section C の迎角 5°の場合の計測結果と伊藤らの翼面圧 力分布(1)の比較図を示す.

翼端に着目して計測を行ったため Section B, section C で 比較した.





図 3, 図 4 より, 比較データと大きく異なったデータはあったが, 全体としては同じような傾向が見られた.

図 3, 図 4 の比較データと大きく異なったデータについて は,加工する際にシリコンチューブが潰れてしまい意図した 結果が得られなかったと考える.

図 5 に section B, section C, 迎角 3[°]の場合の地面有りの 場合,地面無しの場合を比較した図を示す.



菊池らの論文⁽⁴⁾を参考にし、地面効果による圧力係数分布 の有意な差を見るために翼と地面との距離 h=0.1 c にした. そして、h=0.3c の場合と比較した.

図6に section B における地面の高さの比較について示す.



図5より, h=0.3cの場合, 地面を取り付けた場合と地面を 取り外した場合の圧力係数分布に有意な差は見られなかった.

図6より, h=0.1cにすることで圧力係数分布に有意な差は 見られた.

5.2 考察

図 3, 図 4 の section C におけるデータのずれについては, 片持ち梁で固定したため風速を 10m/s より大きくすると翼 にたわみが生じた.風速を 10m/s にした場合でも翼端に微小 なたわみが生じたのではないかと考える.

菊池らの論文⁽⁴⁾にし,図 28 より地面と翼との距離を小さ くすることで圧力係数分布に差が見られ揚力が増加したた め、地面効果が得られたと考える.

6 結論

図 3, 図 4 より, 比較データと大きく異なったデータはあったが, 全体としては同じような傾向が見られたた.また, 地面効果については図 26, 図 27 の h=0.3c の高度では意図した結果が得られなかった.しかし, 菊池らの論文⁽⁴⁾にし,

図 28 より地面と翼との距離を小さくすることで揚力が増加 したため、地面効果が得られた.

また,以上の原因を究明した上で後退角を付け,翼端板を 付けることで,より揚力が大きく得られる翼構造を模索する 予定である.

文献

- (1)伊藤悠真,岩下英嗣,"地面効果内を巡航する3次元翼 の翼表面圧力分布と空力特性",日本航空宇宙学会論文 集, pp.85-103, 2016.
- (2) 武田明樹、"小型 UAV を対象とした風洞の 三次元計測 環境構築に関する研究"、高知工科大学卒業論文、 2020.
- (3) 西山和希, "風洞の活用法に関する研究", 高知工科大 学卒業論文, 2019.
- (4) 菊地 聡,中川 徹,今尾 茂樹,小里 泰章,"地面効果 翼の空力特性におよぼす翼型と翼端板の影響",日本機 械学会論文集,77巻783号,pp.57-68,2011