室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

吹出しによるデルタ翼の低速空力特性改善

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 髙木, 正平, 横山, 慶輔 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008736

吹出しによるデルタ翼の低速空力特性改善

○ 髙木　正平（航空宇宙システム研究センター　教授）
横山　慶輔（機械システム工学科）

1. 研究の背景・目的

デルタ翼は超音速飛行を行う航空機の主翼の基本形状として利用されている. この理由として, デルタ翼は後退角により翼の臨界マッハ数を高めることで造波抵抗の低減が図れる．また左右の翼端を直線で結び平面形を三角形にすることで, 後退角が大きい翼の構造的強度の利点を有する. しかし，デルタ翼の欠点として，揚力傾斜が小さいため低速時の空力性能が悪く，離発着時に高速，高迎角の姿勢をとる必要があるといった点が挙げられる．更に高迎角時には，翼上面の流れが剥がれ易く，非定常な揚力の変化を生じることが知られている．これより，デルタ翼を主翼に持つ航空機の離発着時における空力特性の向上について研究する必要がある.

そこで本研究ではデルタ翼の空力特性を改善・制御することを目的として，デルタ翼上面の揚力制御装置による空力特性の改善・制御性能の評価を行った．本研究で設置した揚力制御装置は翼上面に設置したスリットから空気を吹出す方法である．揚力制御装置（以下吹出し）の性能は風洞実験における空気力計測を中心として，流れの可視化，静圧分布，および熱線計測結果より評価した.

２．実験方法

実験に用いた風洞はゲッチンゲン型単還流式の低速風洞で, 測定部断面は対辺距離 1.75[m]の正八角形である. 空気力計測はストラット式 6 分力天秤を用いた. スリットに空気を供給するため, リョービのブロア(B-3500)からホースを介して模型に接続した．この空気供給による外部力を小さくするため，送風機からのホースをサブストラットに保持させ，模型後方から機軸方向と水平に接続した．一様流流速は 5，10，15，20[m/s]で行い，平均空力翼弦長（266.7 [mm]）に基づくレイノルズ数Reはそれぞれ 8.973，17.95，26.92，35.89[$\times 10^4$]である．また，デルタ翼上面の流れ場を把握し，吹出し効果を確認するため可視化実験，静圧計測，六分力計測および熱線計測を行った．可視化の方法はデルタ翼の左翼側上流から煙を一様流中に注入し，シート光を左翼外部側から一様流に垂直に投射して，その翼端渦の挙動をデルタ翼の真後ろに設置したビデオカメラで撮影した.

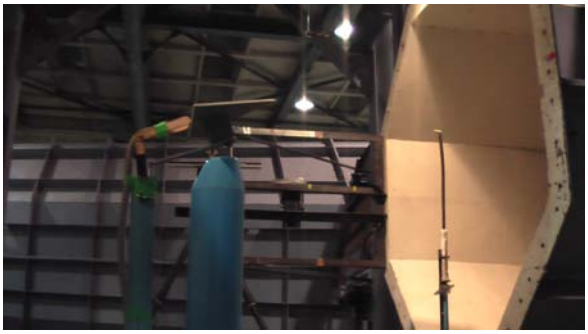

図１：デルタ翼取り付け概要

３．実験結果・評価

３・１　デルタ翼上面の可視化

一様流速 5[m/s]，迎角 20[deg.]，最大翼弦長 60%位置におけるスリットから吹出しの無い場合と有る場合について，流れと直角断面内の翼上面に沿う流れの様子をシート光で可視化し，ビデオ撮影した連続画像の一コマを図２の(a)と(b)に示す.

図２より，翼端に前縁剥離渦の発生が確認できる．また渦の中心部には煙が薄い渦核が存在することから，渦崩壊(Breakdown)は発生していないと推測される．さらに，スリットからの吹出しによって渦核が翼に引き寄せられ，渦は少し潰れた様子が確認できる．また，翼の後縁近傍では渦は拡散しその核も消滅して，崩壊を起こしている様子も捉えることができた（図 2 の(c)）．しかし，吹出しによる渦崩壊発生位置の遅延や抑制について，可視化画像から定量的に示すことが出来なかった.

(a) 吹出し無し　　(b) 吹出し有り　　(c) 後縁付近の渦崩壊

図２：スリット吹出し有無による翼上面の前縁剥離渦断面構造の違いと渦崩壊の様子

３・２　揚力・抗力計測結果

一様流流速 15m/s での測定結果である各揚力, 抗力係数のスリット吹出し無しを $C_{L\text{-}wob}$, $C_{D\text{-}wob}$, 吹出し有りを $C_{L\text{-}wb}$，$C_{D\text{-}wb}$ として図３に示す．また吹出し反力以外の吹出しによる翼周りの流れ変化に伴う力成分変化を評価するため, 反力を差し引いたものを $C_{L\text{-}wbe}$, $C_{D\text{-}wbe}$ として同図に示す. 揚力については，揚力係数 $C_{L\text{-}wbe}$ と $C_{L\text{-}wob}$ の値がほぼ一致しており，反力以外に起因する揚力増加を得られなかった．この理由として，風洞の流速に対する吹出し速度や流量の不足が考えられる. この不足を改善すると, 逆圧力勾配に関係すると考えられている渦崩壊の抑制・遅延ができ, 揚力が改善できると推測される．抗力については，高迎角 26, 30[deg.]の $C_{D\text{-}wbe}$ では，迎角 26[deg.]で 5.9%，30[deg.]で 7.1%，の抗力係数の改善が見られる．また流速値を変えて同様の実験を行った結果，共通した高迎角時の抗力軽減があった．この高迎角時の抗力軽減の要因は，高迎角時の剥離した翼上面の流れをスリットからの吹出しにより付着させ，スリットより後方の背圧を回復させる効果によるものと推測される．この背圧回復の結果，翼の上下面の圧力差が小さくなり，抗力が低減したと考えられる.

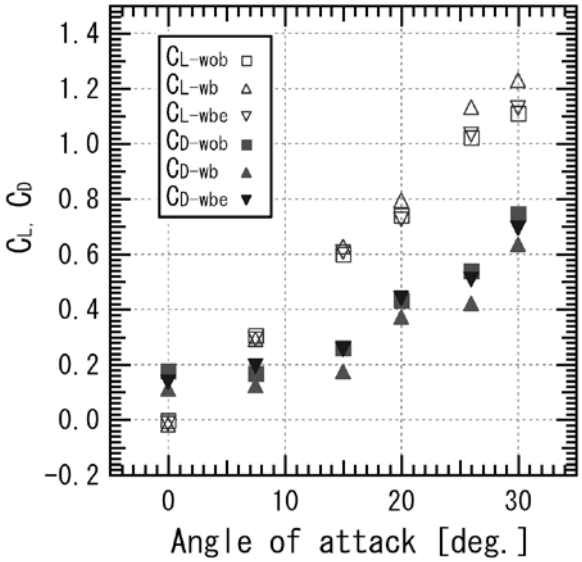

図３：迎角に対する揚力係数 C_L, 抗力係数 C_D（一様流流速 15m/s）

３・３　デルタ翼上面圧力分布

迎角 26[deg.], 流速 20[m/s]の条件でデルタ翼上面の最大翼弦長 60%位置における静圧分布計測を実施した．各ポートは手動で切り換え，再現性を確認するために，計測を 4 回実施した．その結果を図４に示す．ここに，翼の中心線を 0 とし，マイナス側が左翼，プラス側が右翼を表している. 図４より, 前縁に近いほど負圧が大きく, デルタ翼の典型的な圧力分布形状が確認できる. 前縁近傍で圧力が低くなる傾向は，前縁剥離渦が存在するためである.

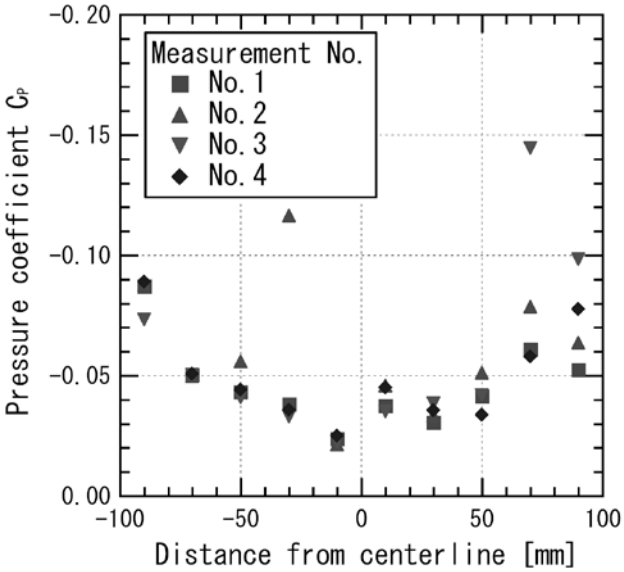

図４：スパン方向の圧力分布

３・４　熱線流速計計測

デルタ翼の前縁剥離渦の挙動を把握し，スリット吹出しの効果を評価するために，熱線流速計を用いて速度変動の計測を行った.

文献 1, 2)によると前縁剥離渦は下流方向に発達し，渦崩壊して最終的には規則的な旋回流は消滅して乱流化する．渦崩壊の前段階では，比較的周期的な速度変動が観測される．この周期変動は渦の不安定性と関連すると言われ，渦崩壊直前一つの指針を与える．本実験ではデルタ翼模型最大翼弦長 60%より少し後方の 67.1%で，右翼前縁側へ機軸から垂直距離を平均空力翼弦長で除した値 0.558 の位置に熱線流速計のセンサーを翼上面の境界層内に貼り付け，流速 10 [m/s]，迎角 16 度と 20 度の形態で，16 度では吹出し無し，20 度では吹出しの効果を調べた．速度変動のパワースペクトルを図５に比較する．

図５の結果から，吹出しの有無に依らず 200-300Hz を中心として広帯域ではあるが周期変動が捉えられている. 迎角 20 度の場合は 16 度に比べて, 変動のレベルも全ての周波数帯域で増大し，渦の発達がより進んでいることが伺えるが，吹出しの効果はこの周期変動に直接現れていない．僅か 10Hz 以下の周波数帯域に変動の減少が見られるだけである．

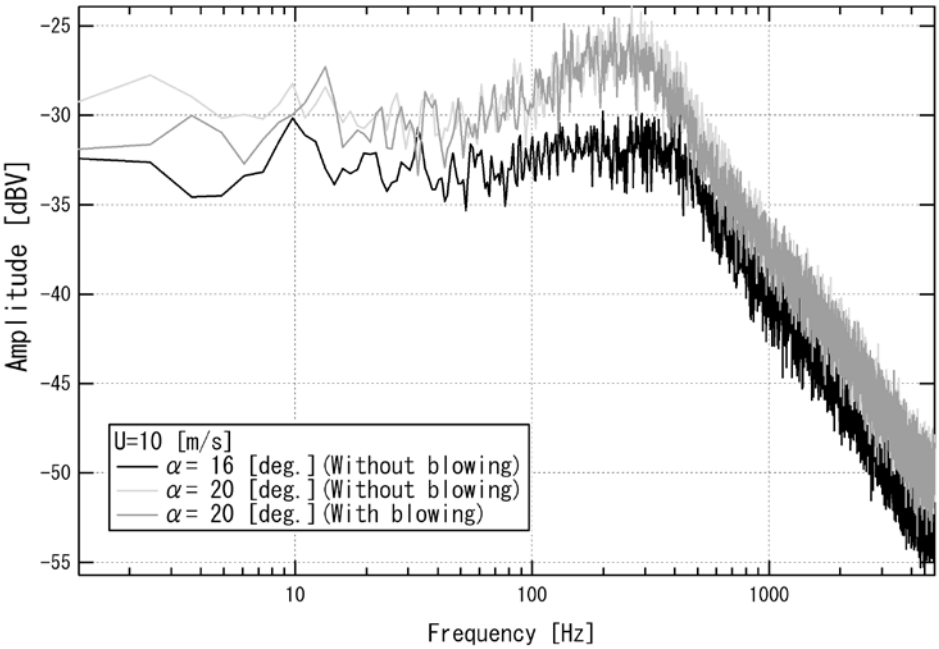

図５：パワースペクトル

４．まとめ

本研究では，デルタ翼の空力特性を改善・制御することを目的とした．空力特性の改善方法としてデルタ翼上面のスリットから空気を吹出し，この方法による空力特性の改善・制御性能を評価するため風洞実験を行った．その結果，以下のことが判明した．

(1) 可視化実験の結果，スリット吹出し無しの場合に比べ，スリット吹出し有りの場合は前縁剥離渦の形が変形して上から潰れた形になっていることが確認された．これよりスリットから空気を吹出すことで翼上面流れをより翼表面に密着させることができることが分かった．

(2) 6 分力天秤による空気力計測の結果，揚力特性については，吹出し反力以外の揚力増加はなかったが，抗力特性については，高迎角において吹出し反力以外の抗力改善があることが分かっ

た．これより，スリットからの吹出し効果により高迎角（26,30 [deg.]）においては抗力の低減と揚抗比の改善ができた.

(3) 一様流に対するスリットの吹出し速度の違いにより，吹出し効果に変化があり，一様流速度が増加すると，各々の改善率が低下する傾向があることが確認された．このため今後一様流に対する吹出し速度の最適値やその傾向などについて，さらに検討していく必要があることが分かった.

(4) 静圧計測結果より，前縁に近いほど負圧が大きい傾向にあることが確認できた．しかし測定ごとの静圧測定データ間にばらつきが見られた. このばらつきやスリットからの吹出し効果による圧力分布変化など計測条件を変化させさらに検証が必要である.

(5) 熱線流速計を用いた速度変動計測の結果，広帯域の周期変動が捉えられたが，吹出しの効果はこの周期変動には顕著に現れなかった.

５．参考文献

(1) 林良生，中谷輝臣 : Breakdown を伴う三角翼前縁剥離渦の流れ場，航空宇宙技術研究所報告，航空宇宙技術研究所，1975.

(2) Gursul, I.: Unsteady aspects of leading-edge vortices, Chapter 6 of RTO-TR-AVT-080, 2009.