

水流洞を用いた大迎角飛行体の空力特性の実験的研究

Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of High Angle-of-Attack Flight Vehicles using Water Tunnel

○ 大津広敬、宮澤政文、鈴木和峰 (静大工)

Hirotaka OTSU*, Masafumi MIYAZAWA*, and Kazutaka SUZUKI*

*Dept. of Mech Eng., Shizuoka University, Hamamatsu, Shizuoka 432-8561, Japan

Effect of a strake wing on the aerodynamic characteristics of a double delta wing was investigated experimentally using water tunnel system. From both measured normal force coefficients and visualized streamlines on the wings, an optimum size of a strake wing was found to be between 10% and 20%. The determined value was almost coincide with the value of Space Shuttle orbiter, which indicates that a water tunnel system could be one of the alternative methods for low-speed wind tunnel testings.

1. はじめに

近年、将来型宇宙輸送システムとして、単段式宇宙輸送機 (SSTO; Single-Stage-to-Orbit) の研究開発がなされてきた。運用性に着目すると、宇宙空間から帰還した宇宙機には目的の着陸地点への正確なアプローチが求められる。そのためには宇宙機が横方向に移動できる Cross Range 能力が大きくなってはならない。大きな Cross Range 能力を得るためには揚抗比の増大が必要となる。去年まで当研究室では、弾道型宇宙輸送機の空力特性に関する研究がなされてきた。そこで、本年は有翼型宇宙輸送機について研究を進めてきた。

有翼型宇宙輸送機は水平着陸をするので、着陸間際の低速における空力特性が重要となる。広いマッハ数領域で飛行する宇宙輸送機には、マッハ数によって圧力中心がほとんど移動しないデルタ翼が用いられる。デルタ翼は後退角が大きくアスペクト比が小さいため、一般の航空機に比べ得られる揚力は小さい。そこで、デルタ翼の場合、翼前縁から発生する前縁剥離渦が積極的に利用される。この渦の中心の静圧は低いため翼面上で渦の存在する所の揚力は増加する。この渦による揚力増加は低速での飛行に不可欠なものとなる。本研究では、水流洞を用いた実験から有翼型宇宙輸送機の翼形状の相違による空力特性を把握し、特に、低速域において空力性能の良い翼形状を見つけることを目的とする。また、低速域での空力特性の把握に本実験装置が利用可能かどうかを検証することも本研究の目的の一つである。

2. 水流洞¹⁾

本実験で使用した水流洞は、Rolling Hills Research 社 Water Tunnel Model 0710 である。今回の実験で使用した水流洞は循環型である。計測ブロック断面は 254 [mm] × 178 [mm] で、流速は 0~0.152 [m/s] (0~6.0 [inch/s]) の範囲で設定可能である。試験模型の全幅は壁面の影響を考慮して、15 [cm] 以下のものが使用可能である。なお、この水流洞の天秤は 1 力天秤で、垂直力のみ測定可能である。流速は 5.0 [inch/s] とした。このとき、試験模型全長を基準長さとしたときのレイノルズ数は 14000 であった。

3. 実験模型形状

今回使用した水流洞実験模型を Fig. 1 に示す。図の白色の部分を strake とする。主翼のアスペクト比は全ての模型で 2.0 とした。主翼に対する strake の面積割合 (SR; Strake Ratio) については、0%、5%、10%、20% の合計 4 種類用意し、その面積割合が垂直力係数に及ぼす影響を調べた。

4. 結果と考察

Figure 2 は水流洞実験での垂直力係数 C_N を示している。この図から、低迎角では大きな差は見られないものの、 20° 以上での高迎角において Double Delta 翼の方がデルタ翼よりも空力特性がよいことがわかる。垂直力係数は高迎角でデルタ翼よりも Double Delta 翼の方が大きく、また、strake の割合が小さいと低迎角で翼面で渦崩壊が起きていることが予想される。

Figure 3 は任意の迎角での主翼に対する strake の割合と C_N 値の関係を示している。この図から、低迎角である $AoA=12$ [deg] では strake の割合によって C_N 値がそれほど変化していないことがわかる。一方、高迎角である $AoA=27$ [deg], $AoA=42$

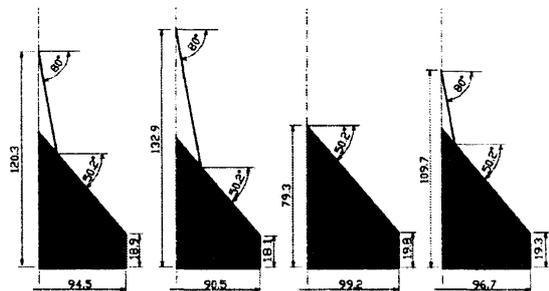


Fig.1 実験模型形状

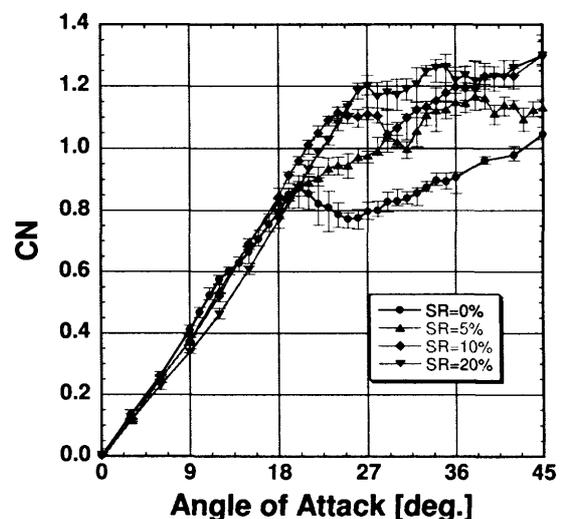


Fig.2 垂直力係数

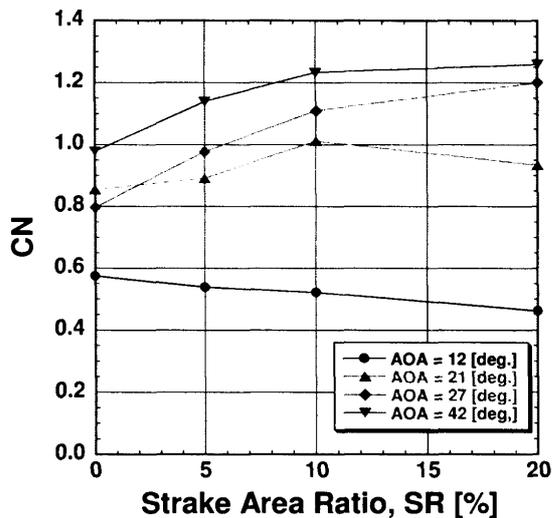


Fig.3 Strake の垂直力係数への影響

[deg.]においては、strake の割合が SR=0% から SR=10% までは CN 値の顕著な増加が見られるが、SR=10% を越えると増加の傾向は緩やかになっている。このことから、strake 部分はむやみに大きくしても意味はなく、ほぼ SR=10% ほどあれば十分その効果を発揮することが分かる。この値はスペースシャトルの値と比較的に近い値である。また、この傾向は同種の模型を用いた低速風洞実験での傾向と一致しており²⁾、本実験装置により、少なくとも定性的には、低速域での空力特性を調べることが出来るであろう。

Figure 4 は迎角 28° における翼面上の渦崩壊の様子を示す。この図から明らかなように strake の割合に応じて渦崩壊が起きる場所が大きく異なる。特に SR=0% のものと他のものを比べるとその差は顕著である。この渦崩壊の様子は、計測された垂直力係数と良い相関を示しており、渦崩壊が翼面上で起きることにより、垂直力係数の低下が確認できた。

5. まとめ

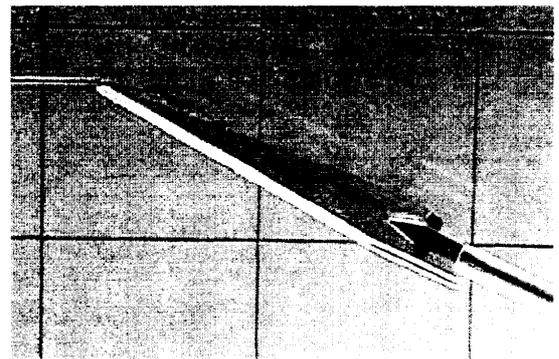
本研究では、主翼に対する strake の割合を変化させて水流洞実験を行った。その結果、strake を付けることによる渦崩壊遅延への影響は顕著であり、低速における空力特性の向上が可能であることが分かった。また、主翼に対する strake 部分の割合は 10% 程度あれば十分な効果が得られ、strake 部分を必要以上に大きくしても顕著な効果増大は見られない事がわかった。

謝辞

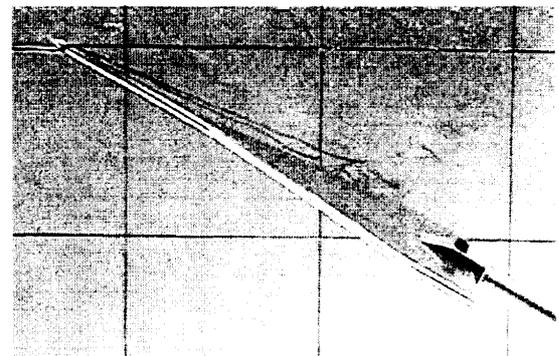
本研究は、本学大学院生鈴木悟史君、卒研生成坂田和義君、鈴木和峰君の実験によりました。ここに感謝の意を表します。

引用文献

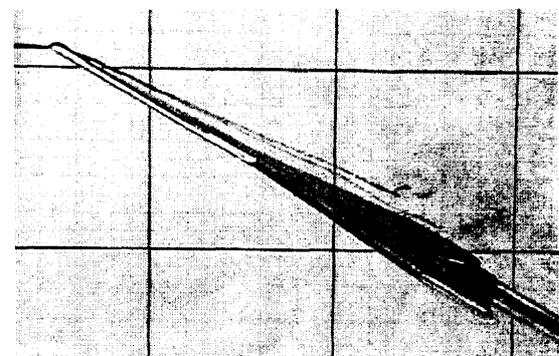
- 1) University Desktop Water Tunnel, Model 0710, Operations Manual, Rolling Hills Research Corporation
- 2) 鈴木悟史、宮澤政文、大津広敬、坂田和義、鈴木和峰: 有翼型 SSTO の空力特性に関する実験的研究, 平成 15 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演集



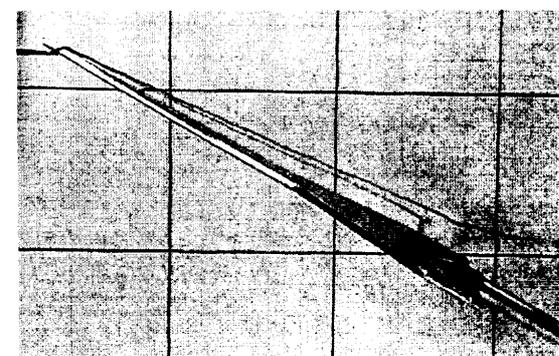
(a) SR = 0%



(b) SR = 5%



(c) SR = 10%



(d) SR = 20%

Fig.4 迎え角 28° における翼面上の渦崩壊の様子