

極超音速飛行実験機 HYTEX の空力特性取得試験 (その5)

中谷浩規, 岡村直行 (東京理科大), 田口秀之, 本郷素行 (JAXA)

実験期間: 平成23年1月24日から1月28日

JAXAにおいて検討が進められている極超音速エンジン実験機 HYTEX は、これまでの研究において、空力性能のみを考慮した形状に関して試験を実施していた。本実験では、翼の後退角が空力性能に及ぼす影響の観察を目的に2種類の模型(図1)を用いて風洞実験を実施した。オイルフロー試験結果を図2に示す。L形状に関して、迎角0degでは翼上面の翼根からスパン方向に約65%位置までは気流が翼根側に流れ込む様子が観察された。この境界となる位置は、機首で発生する衝撃波が翼に当たる位置とほぼ一致していた。S形状に関して、迎角0degでは翼上面の前縁付近で内側に流れ込むオイルの流動が観察された。また、翼下面では全体的に前縁から翼根へ向う流れが確認された。空力性能に関して、図3よりS形状の揚力係数が小さいことが確認された。本実験に用いた形状では翼面積は同一であるため、後退角変化の影響であると考えられる。抗力ではL形状が大きいことが確認された。これはL形状の機首で生じる衝撃波が翼端の外側であるため、翼に圧縮されていない気流が当たることによって、抗力が強くなった可能性が考えられる。ピッチングモーメントに関して両形状とも同等な結果であった。また、揚抗比の結果を図4に示した。S形状が大幅に大きい値を示したが、揚力、抗力ともに低い。本実験では主に抗力の影響を受けて、S形状で揚抗比が高い値を示したといえる。



図1 実験模型形状



図2 オイルフロー試験 ( $\alpha = 0 \text{ deg}$ , 模型投入10秒後)

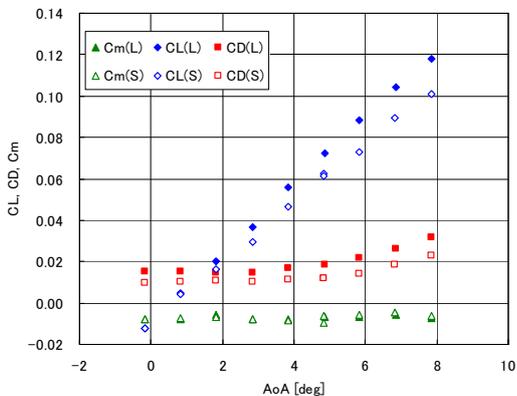


図3 空力性能実験結果 (縦3分力)

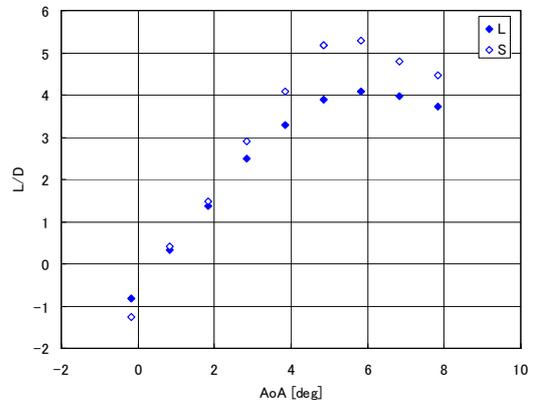


図4 空力性能実験結果 (揚抗比)