

極超音速飛行実験機 HYTEX の空力特性取得試験 (その2)

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22年2月1日~2月5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、翼の後退角が空力加熱および空力性能に及ぼす影響の観察を目的に3種類の模型を用いて風洞実験を実施した。図2に示されるように、後退角の大きい模型では翼前縁部の温度が低いことが確認された。また、翼根付近では前縁部の温度が低いことも観察された。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。抗力に関しては、後退角の大きい模型では抗力が小さいことが分かる。これは、後退角の増加により亜音速前縁となり、造波抗力が減少したためと考えられる。図4よりM形状で高い揚抗比が得られていることが分かる。S形状では揚力の減少、L形状では抗力の増加により揚抗比が低下したと考えられる。よって、適度な後退角を設定する必要があると考えられる。なお、本実験で用いた模型には機体先端などに熱拡散用のアルミテープが貼り付けられているため抗力が大きく、そのため揚抗比の絶対値が低くなっている<sup>(1)</sup>。

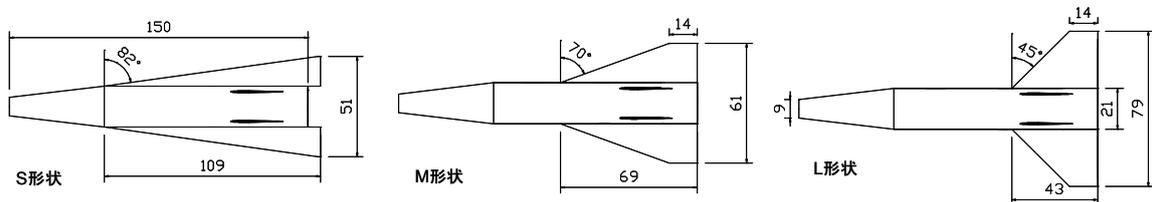


図1 実験模型形状

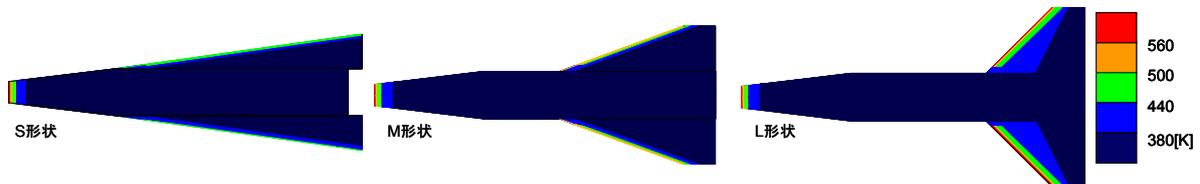


図2 加熱イメージ図 ( $\alpha : 0\text{deg}$ , 模型投入4秒後)

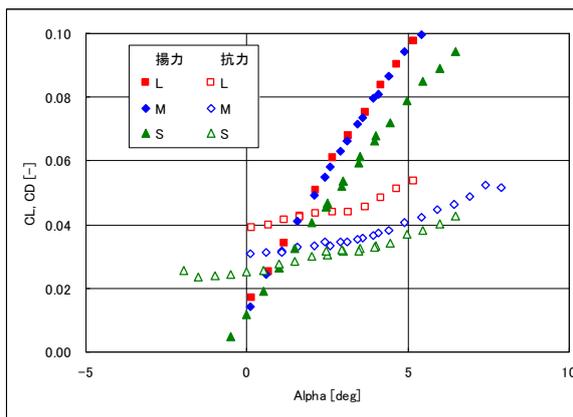


図3 空力性能実験結果 (揚力係数, 抗力係数)

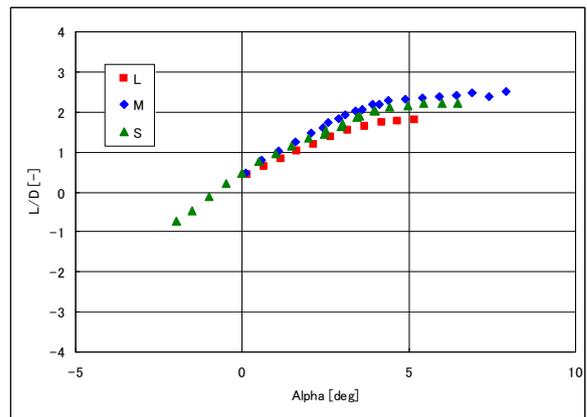


図4 空力性能実験結果 (揚抗比)

参考文献

1. 中谷 浩規, 田口 秀之, 本郷 素行, 本阿弥 眞治, 極超音速エンジン実験機の形状設計および風洞実験, 日本航空宇宙学会年会第40期通常総会および講演会, 2009.
2. 中谷 浩規, 田口 秀之, 小島 孝之, 丸 祐介, 本阿弥 眞治, 極超音速エンジン実験機の空力性能に及ぼす機体容積の影響, 日本航空宇宙学会第41期通常総会および講演会, 2010. (予定)