

極超音速流中で半頂角くさび型モデルから発生する衝撃波の測定実験

丸宮知季, 鈴木宏二郎

実験期間: 2022年7月21日, 10月21日~10月22日

本研究では極超音速風洞を用いて実験を行い、実験的に衝撃波の特性の理解を試みる。そして、極超音速風洞実験において近傍場圧力波形計測に関する流体现象の解明を目的とする。この目的が達成されることで、極超音速旅客機から発生するソニックブームを低減できる航空機の形状を実験的に明らかにすることが可能になると期待される。昨年の研究では圧力測定装置による近傍場圧力測定を中心に定量的な実験を行ったが、今回の実験では下図に示すように、シュリーレン法(気流の密度勾配の変化を映像で測定する方法)を用いて定性的な実験を行った。具体的には、くさび形モデルから発生する衝撃波と膨張波が圧力測定装置の上面でどのように反射、干渉するかを観察した。実験の結果、下図に示すように衝撃波が圧力測定装置の上面で正常反射する様子が確認出来た。そして、昨年の実験結果と今回得られた実験結果を照らし合わせることで近傍場圧力波形計測に関する流体现象の解明を進めた。

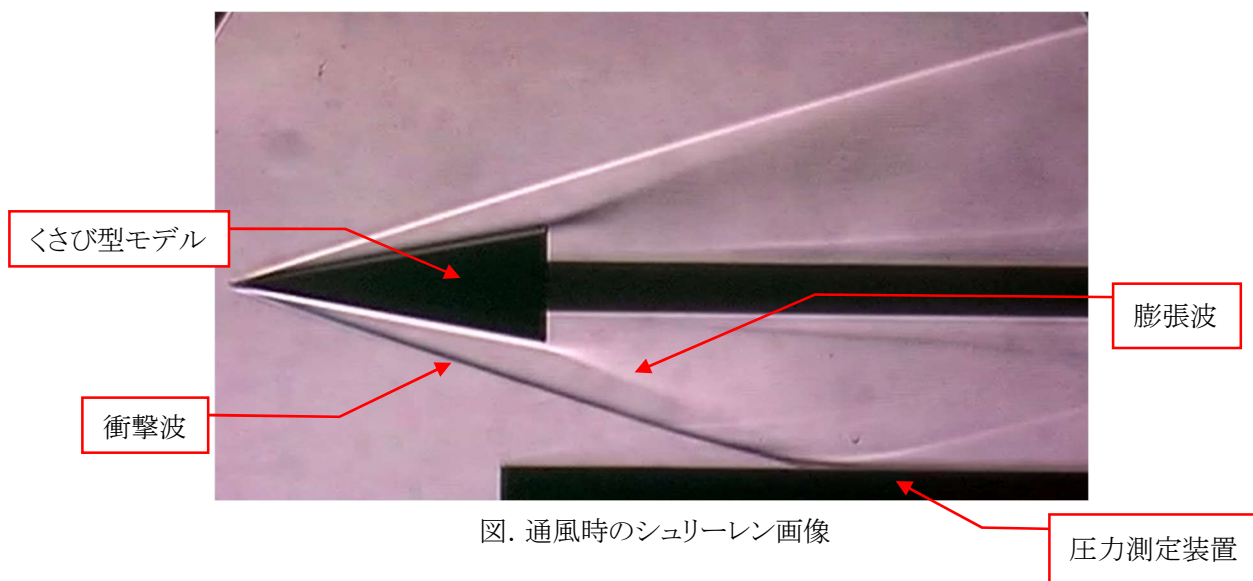


図. 通風時のシュリーレン画像

参考資料

- 丸宮知季, 渡辺保真, 鈴木宏二郎, “極超音速流中の楔型モデルから発生する衝撃波による近傍場圧力測定”, 第54回流体力学講演会/第40回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, JAXA-SP-22-007, 2023