

極超音速流中で簡易航空機モデルから発生する衝撃波の測定実験

丸宮知季(東大院), 渡邊保真(東大工学系), 鈴木宏二郎(東大新領域)

実験期間: 2021年10月29日から11月1日, 12月20日から12月24日, 2022年2月7日から2月9日

本研究は極超音速旅客機から発生するソニックブームを低減させることができる飛行機の形状を実験的に考え、極超音速旅客機の実用化を空気力学の側面から後押しすることを主な目的としている。また、最終目標の実験を行うための準備段階として極超音速風洞内のソニックブームを発生させる衝撃波圧力の計測方法の確立に向けて研究を進めた。今回の実験では図1に示すような、自身で設計製作を行った圧力測定装置や簡易航空機モデルが極超音速風の環境で正常に作動するかの実証実験を行った。簡易航空機モデルとして 10° と 20° のくさび型のモデルを用いている。図2、図3に示すようにそれぞれのモデルから正常な衝撃波が発生することが確認できた。また、圧力測定装置も正常に作動し、概ね良好な衝撃波圧力が測定できた。今後は、今回用いたモデルと異なる角度や形状のモデルを使用する、もしくは圧力測定装置の位置を変更するなどして、極超音速流中で発生する衝撃波の特性をより明らかにすることを旨とする。

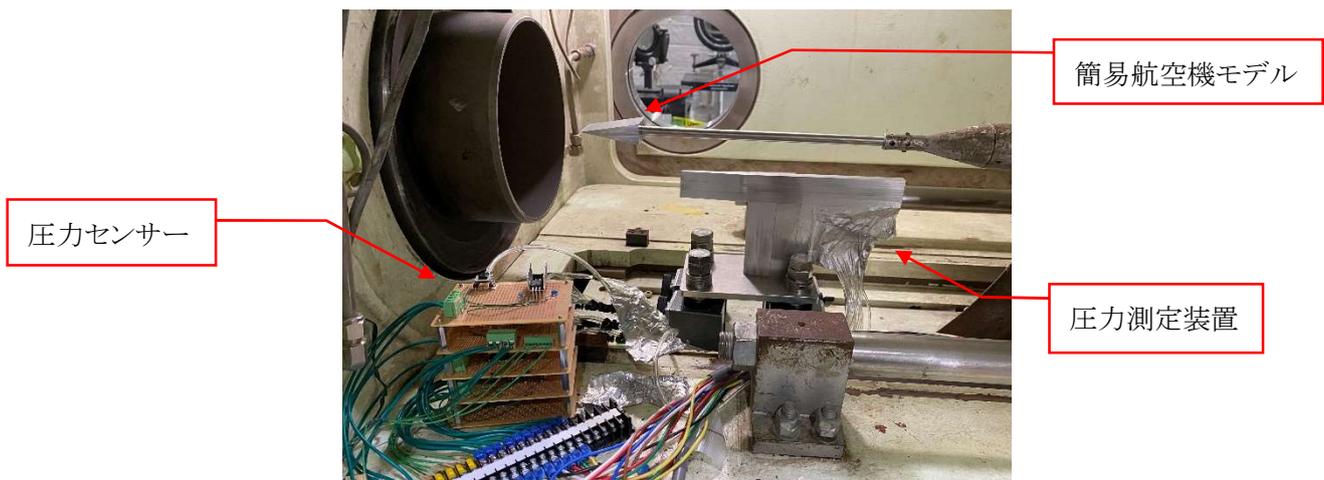


Fig.1. Experimental setup in the wind tunnel.

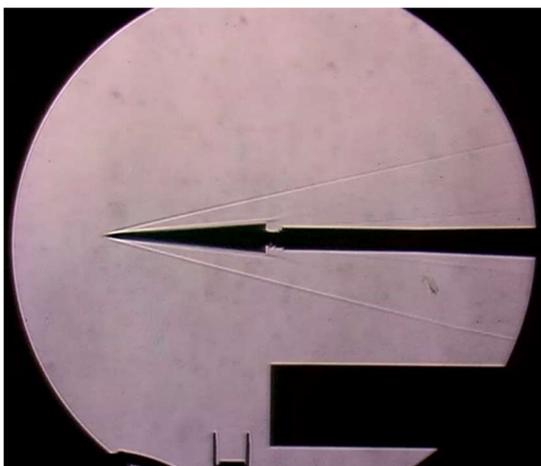


Fig.2. 10° model shock wave.

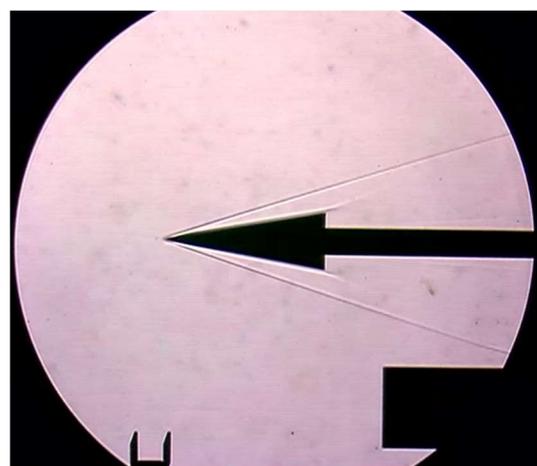


Fig.3. 20° model shock wave.