

研究設備性能諸元

3cm×4cm衝撃風洞



3cm×4cm衝撃波風洞 (3 x 4ST) は、当研究室開設当初から存在する実験装置のひとつである3cm×4cm衝撃波管を改修し、測定部直近上流部に超音速ズルを取り付けた衝撃風洞です。測定部に様々な模型を取り付けることで、超音速航空機、ロケット、惑星探査機周囲で発生する気流を計測できます。数値解析法の検証、光学的可視化計測法の精度評価、および短時間気流計測法の基礎研究に利用しています。

The 3-cm-by-4-cm shock tunnel, 3x4STN, is a SHOCK TUNNEL which is modified the 3-cm-by-4-cm shock tube, 3x4ST, by installing a supersonic nozzle. The 3x4STN is able to generate supersonic flow field around models of supersonic transport, launch vehicles, and planet probes at the test section. The 3x4STN is used for validation of numerical results, optical flow visualization and fundamental research on short-duration-flow measurement techniques.

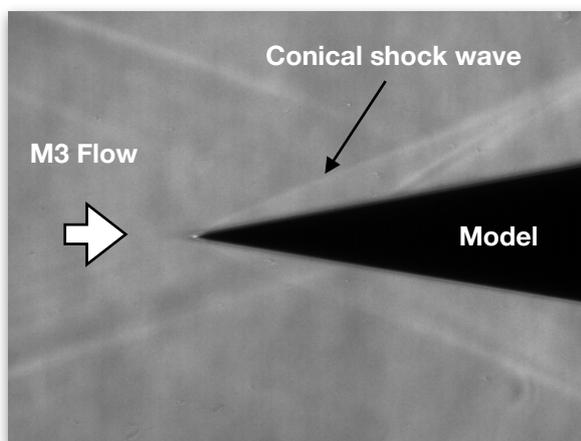
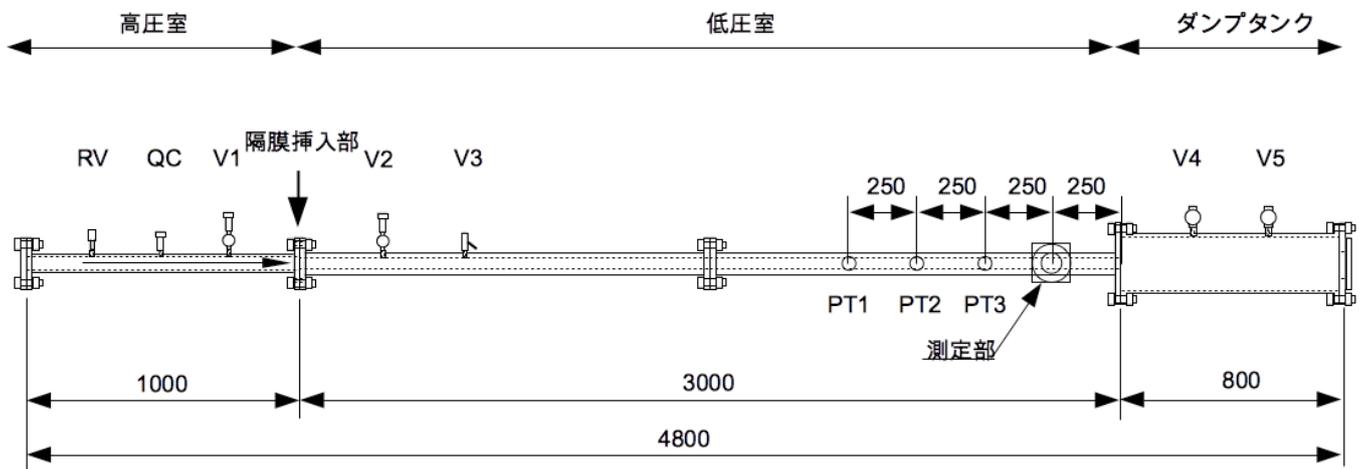


Fig. Conical shock waves around a cone-cylinder model in M3 flow.



本装置を利用した研究課題 (2019年度)

- ・背景型シュリーレン法の高度化研究
- ・火星探査機用超音速パラシュート周囲の流れ場解析
- ・超音速風洞用1次元天秤の開発
- ・実験授業「航空宇宙学実験2」

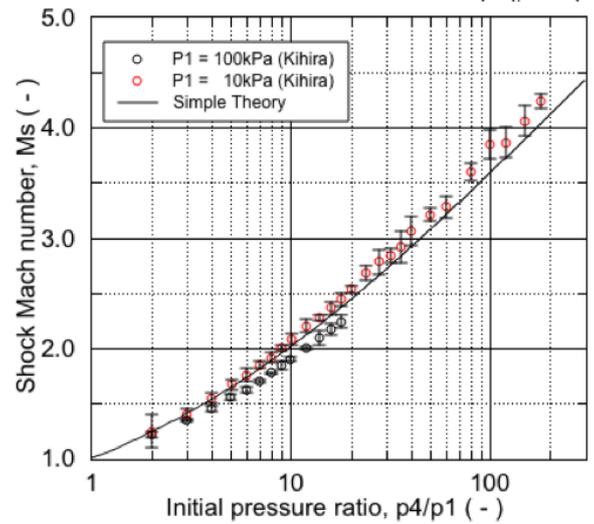


Table 1: Characteristics.

Test section dimensions	4 cm in high by 3 cm wide by 6 cm long
Area (cm ²)	12.0
Flow Mach number (-)	M3, M4
Stagnation Temp., $T_0 = 300$ k	1785 K (M3), 2355 K (M4)
Stagnation Pressure	731 kPa (M3), 865 kPa (M4)
Driver gas	He (Helium)
Test gas	Air (M3), CO ₂ (M4)
Initial pressure ratio (-)	76.98 (M3), 187.6 (M4)
Shock Mach number (-)	3.41 (M3) or 4.60 (M4)
Test duration (ms)	Appx. 2 ms

Table 2: Instrumentation.

Pressure Transducer	PCB M113
Oscillo scope	10 MHz, 2 GSa, Yokogawa DL-750
Load cell	PCB
Light source	Metal harried
Camera	640x480 pix. CMOS, AVT Mako U-029B
Delay generator	LabSmith LC880
Schlieren mirror	Dia. 200 mm, $f = 1.5$ m

【問合先】 <https://www.mzkklab.com>

水書 稔治

東海大学工学部航空宇宙学科

E-mail: mzkk@tsc.u-tokai.ac.jp