

高速応答型感圧塗料を用いた超音速インテーク周囲の衝撃波の可視化

田中成明*, 水書稔治**

*東海大学大学院工学研究科

**東海大学工学部

ラムジェットエンジンをはじめとする超音速機用航空機エンジンにおいて、インテーク周囲の流れ場の解明は重要となる(図 1)。本研究では、超音速インテークで問題となっている衝撃波振動現象(buzz)の解明や buzz 抑制方法の検討のため、超音速インテーク周囲の流れ場を実験的に把握することを目的としている⁽¹⁾(図 2)。実験には小型衝撃風洞を使用し、高速応答型感圧塗料を用いて亜臨界状態における超音速インテーク周囲の衝撃波の可視化を行った(図 3, 図 4)。高速応答型感圧塗料には、色素にバソフェナンスロリン・ルテニウムを用いた Anodized Aluminum Pressure-Sensitive Paint (AA-PSP) を使用した⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾ (図 5, 図 6)。また、Shadowgraph 法による超音速インテーク周囲の衝撃波の可視化と2次元数値解析を行い、AA-PSPによる実験結果と比較を行った(図 7)。AA-PSP および Shadowgraph 法によって 500 μ S おきに取得した亜臨界状態におけるインテークの流れ場から、buzz の発生と考えられる衝撃波の挙動を確認した(図 8)。

- (1) J. Seddon and E. L. Goldsmith. *Intake Aerodynamics*. 2nd Edition, AIAA Education Series, 1999.
- (2) K. Asai, H. Kanda, C. T. Cunningham, R. Erasquin and J. Sullivan.: Surface Pressure Measurement in a cryogenic wind tunnel by using luminescent coating. *ICIASF 97*, Record, pp 105-114, 1997.
- (3) H. Sakaue, J. P. Sullivan, K. Asai., Y. Iijima and T. Kunimasu.: Anodized Aluminum Pressure Sensitive Paint in a Cryogenic Wind Tunnel. *ISA Proceedings of the 45th International Instrumentation Symposium*, pp 345-354, 1999.
- (4) K. Nakakita and K. Asai.: Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel. *22nd AIAA Aerodynamics Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 2002.

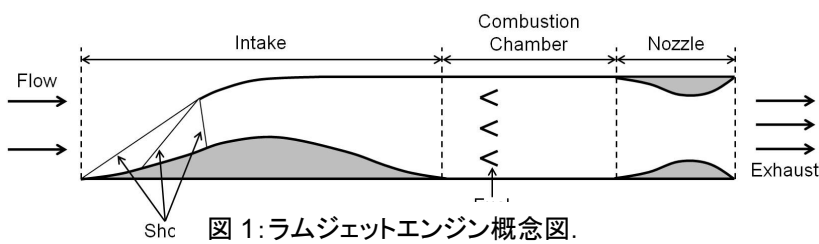


図 1:ラムジェットエンジン概念図.

図 2: buzz 概念図.

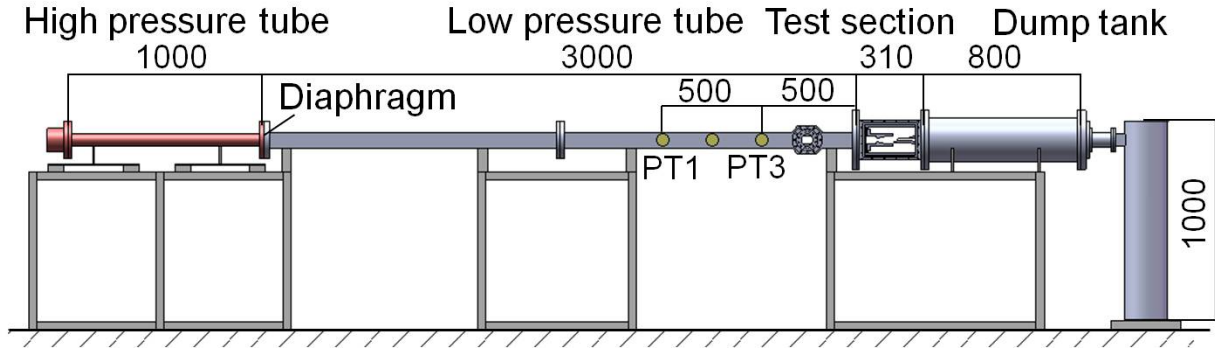


図 3:一様流Mach数 2.5 の小型衝撃風洞. (unit:mm)

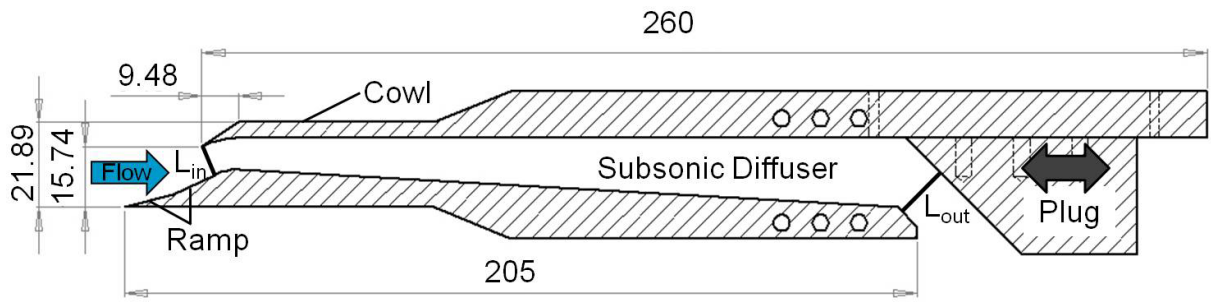


図4: 外部圧縮型超音速インテーク模型. (unit:mm)

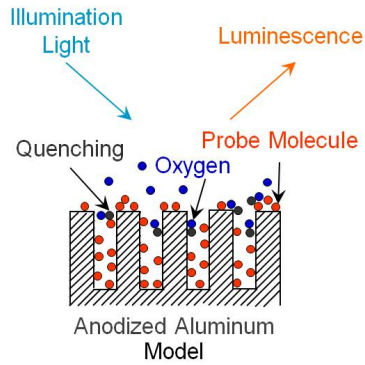


図5: AA-PSP 概念図.

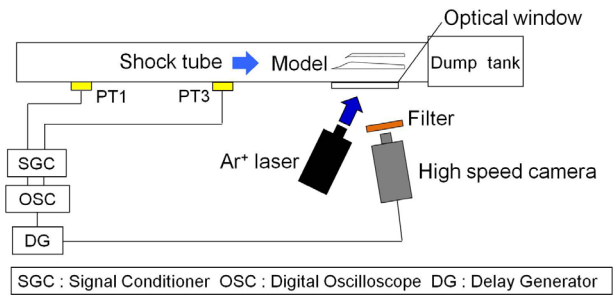


図6: PSP 実験系.

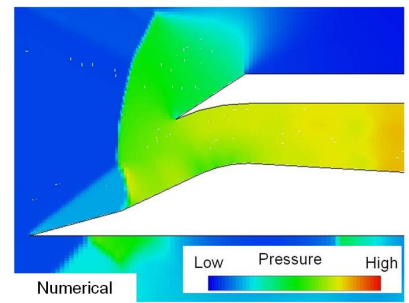
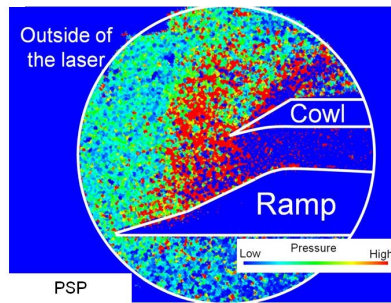
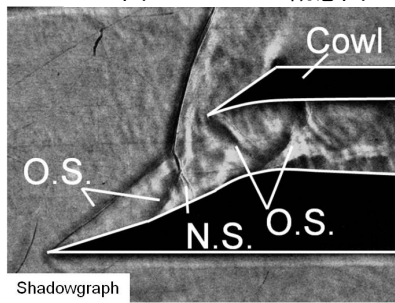
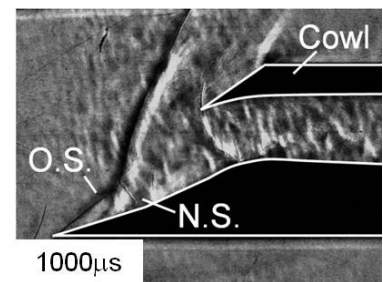
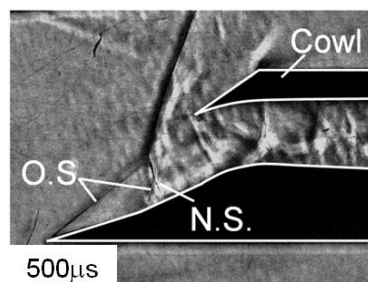
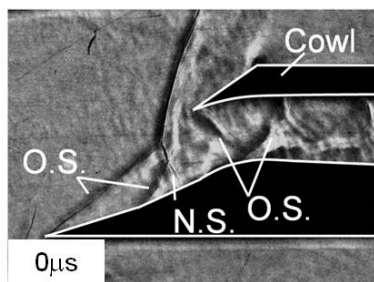
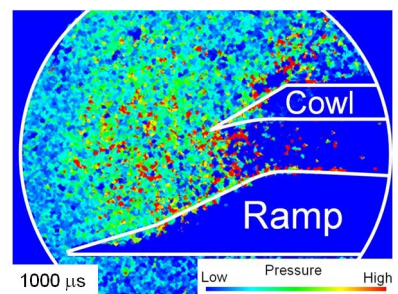
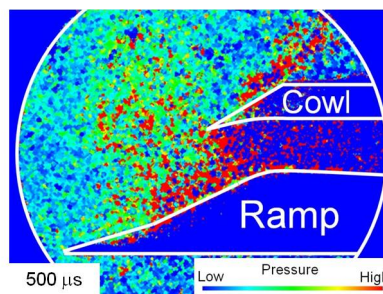
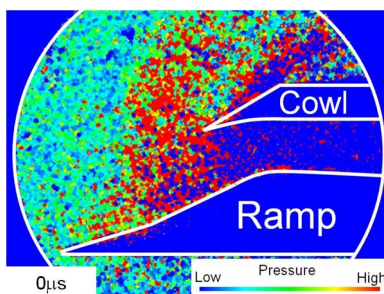


図7: 亜臨界状態におけるインテークの流れ場を Shadowgraph 法, AA-PSP および数値解析によって比較した.



Shadowgraph 法による衝撃波の可視化.



AA-PSP により取得した圧力分布.

図8: 500 μs おきに取得した亜臨界状態におけるインテークの流れ場から衝撃波の挙動が確認できる.