

航空宇宙技術研究所低温風洞の低速運転法

国益徹也 澤田秀夫 河野敬 (航空宇宙技術研究所)

The Operating Technique of Low Mach Number Area at Cryogenic Wind Tunnel

ABSTRACT

The operating technique of low mach number area at cryogenic wind tunnel is needed for fundamental research of boundary layer transition. CWT of NAL was reformed in order to operate at low mach number and tested.

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Testing, Maintenance

Tetsuya Kunimasu, Hideo Sawada, Takashi Kohno

National Aerospace Laboratory

1. はじめに

常温風洞には無い、単一模型で広範囲なレイノルズ数領域の試験が可能な低温風洞は、境界層遷移現象の基礎研究や大型風洞の予備試験等、様々な需要が増大するものと期待される。また、低マッハ数領域でのレイノルズ数効果の研究ニーズは高く、特に成層圏プラットフォームの回転楕円形の飛行船抵抗評価では、マッハ数 0.14 程度での飛行船表面の境界層遷移位置の変化についてより正しい認識が求められている。このような事から本低温風洞は低マッハ数域での安定した運転が求められている。そこで今回、航空宇宙技術研究所低温風洞において、低マッハ数運転が可能になるようにいくつかの改良を施し、実際に試験を行った。本報告では今回行った改良点、及び試験結果について報告する

2. 航技研低温風洞

航空宇宙技術研究所 0.1m×0.1m 低温風洞¹⁾(図1)は、1986年に建設された風洞である。本風洞は

窒素ガスを風路内に流し、窒素の沸点近い温度まで低温化することで気流の粘性係数を下げ、高レイノルズ数試験ができる。また風洞内の気流温度を低温化することで駆動力を大幅に節減することができる。本低温風洞は遷音速領域の試験を行うよう設計されており、マッハ数 0.4~1.0、総圧 110~195kPa、総温 90K までの運転するができ、また、各パラメータは各々任意に設定することが出来る。

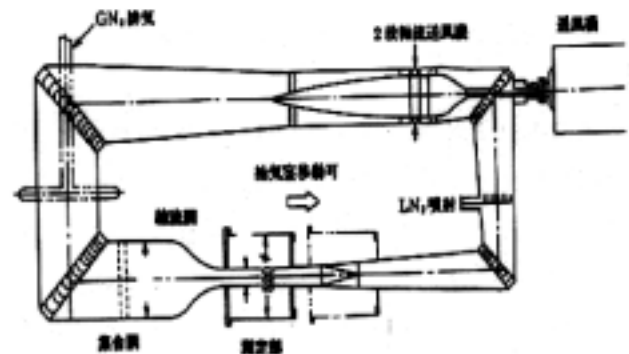


図1 航技研 0.1m×0.1m 低温風洞

3. 低マッハ数運転を行う際に生じる問題点

低マッハ数運転を実現するには、まず液体窒素の流量制御の方法が遷音速域での運転とは異なる。送風機から発生する熱エネルギーが極めて少なく、風洞の温度を上げる要素が風洞外部からの侵入熱がほとんどであり、結果的にごく少量の液体窒素を風洞に噴射しなければならない。既存の設備には毎分 20 リットルの液体窒素の流量を制御する制御弁が装備されているが、実際に風路内に噴霧するのは毎分 1~2 リットル程度である。しかし液体窒素の噴射量は極めて精密に制御されており、液体窒素の供給量が大幅に減少すると、液体窒素が配管内で気化し、流量が制御できなくなる問題が発生する。この問題を解決するために低速運転用に配管、バルブ、流量計等の新設が必要になり、費用が極めて高く付くことになる。

風洞内に噴出する液体窒素の量が少なくなると、既存の液体窒素噴出用ノズルでは安定した噴霧が出来なくなるので、少量でも安定した噴霧が出来るよう低速運転用にノズルを変更する必要がある。

4. 低マッハ数運転を可能にする改良法

液体窒素の供給量が大幅に減少する事を防ぐため、流量制御弁下流で液体窒素の大部分を小型の可搬式液体窒素貯蔵容器に図 2 の様にバイパスした。実際には図 3 の様な接続を行った。この方法により、通常の遷音速域での運転と同程度の流量を配管内に流れるようにし、液体窒素が配管内で気化することを防ぎ、同時に風洞には少量の液体窒素しか流れないようにした。また、既存の制御弁、流量計、温度調節用機器をこの低マッハ数運転でも使用することができた。

風洞内に流れる液体窒素の量が少量になると、既存の液体窒素噴霧ノズルでは液滴形状を細かい粒子に維持することが不可能である。よって少量の流量でも支障無く使用できる微噴霧が発生できるノズルに交換し、液滴形状を維持できるようにした。実際には遷音速域での運転ではノズルを 8 個取り付けていたが、低マッハ数域の運転ではより少量の液体窒

素でも安定した噴霧が可能なノズルを風洞内の中心にくるように 4 個取り付け、空いている取り付け口には蓋を施した。

低温風洞の温度制御を安定化させるため、温度制御系の制御定数を再調整し、新たに微分項を取り入れて、現状の圧力・マッハ数制御中に於いても、温度制御の安定化を達成できるようにした。

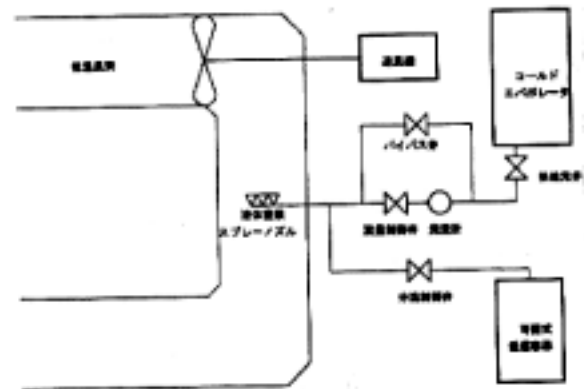


図 2 供給配管バイパス図

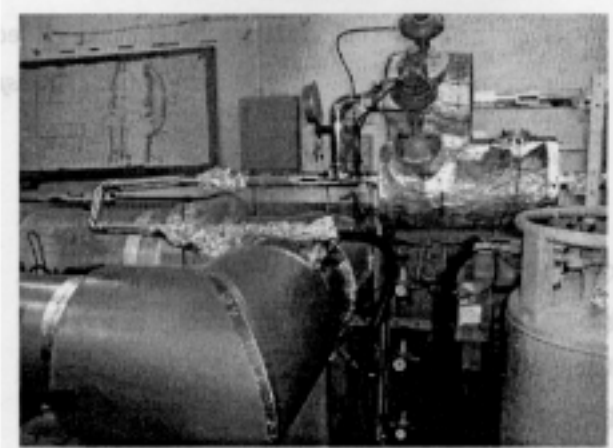


図 3 供給配管バイパス写真

5. 試験結果

これは低速運転の確認試験の一例である。図 4 は温度制御を調整していない段階での試験結果であり、安定した制御が出来ていない事が分かる。図 5 は温度制御の調整を施した試験結果である。マッハ数 0.14 で非常に安定した運転が可能であることがわかる。また、温度制御においても 200K から 140K まで 10K ごとに段階的に下げていったが、こちらも設定した温度で安定していることがわかる。試験結果からみても分かるように、低速運転法は今回の改良法でも可能という事が判明した。

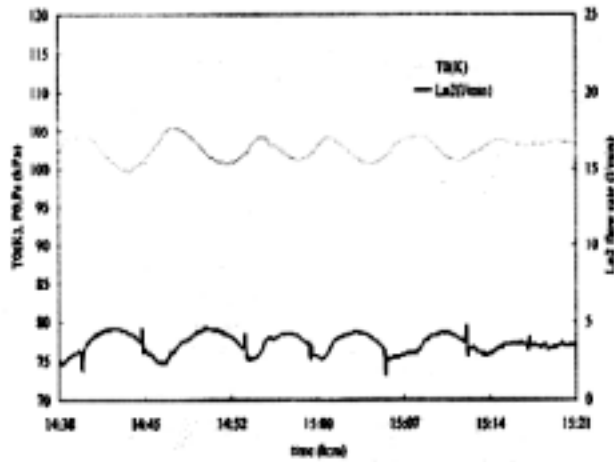


図4 試験結果(調整前)

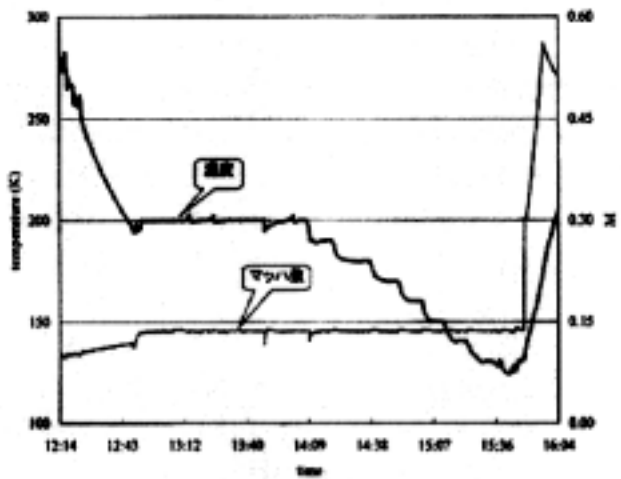


図5 試験結果(調整後)

6. まとめ

今回のような改良を加えた結果、既存の設備をそのまま使用して、マッハ数 0.14 までの低マッハ数運転が可能になった。しかし、バイパス側に流す液体窒素は現段階では手動で調整しなくてはならないため、自動で精密に制御できるようにしたい。

温度制御の面では、新たに微分項を加え、制御定数も調整して温度制御の安定化ができた。

マッハ数 0.14 は成層圏プラットホームの静止時のマッハ数付近であるため、低温風洞のマッハ数効果、レイノルズ数効果の分離能力を用いれば、回転楕円体の抵抗変化付近のレイノルズ数域までの試験ができる可能性がある。

本低温風洞は 0.1m×0.1m と測定部が小さく、将来この風洞に磁力支持装置を用いれば、支持干渉

の無い試験も可能になり、図 6 の点線で示されているような領域の試験ができる

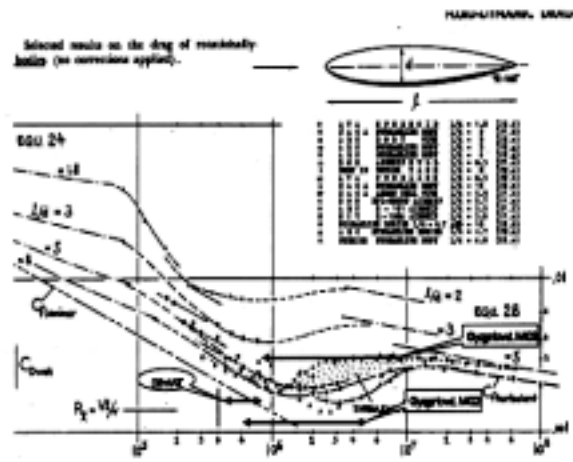


図6 低温風洞試験領域

参考文献

1)高島一明、澤田秀夫、青木竹夫、萱場重男：航技研 0.1m×0.1m 遷音速低温風洞の制作 TR-910

