

学生による超音速風洞実験装置の製作

A supersonic wind tunnel for the aeronautical experiments manufactured by students

安 昭八*

Shohachi YASU

Abstract: This paper has described a supersonic wind tunnel for the aeronautical experiments manufactured by students. Students have completed a supersonic wind tunnel of blow down type which can be blown the maximum Mach number 1.8 in duration time 4 seconds. In addition, this process can provide exercises for designing a system and machining of the element of wind tunnel apparatus to meet desired needs within realistic constraints such as economic and safety, problem-solving experience that incorporates the necessary elements for engineering skill.

Key word: supersonic wind tunnel, engineering design, practice, experiment

1. はじめに

静岡理科大学機械工学科航空工学コースの学生が履修する航空工学実験は、コース開設に伴い新規に開講された実験科目である。そのため、実験のテーマにより新たに実験装置を設計・製作する必要があった。特に、高速で飛行する航空機周りやジェットエンジンの翼間の流れ場は衝撃波を伴う高速気流であるため、航空工学コースの学生にとって圧縮性流体の特性を理解することは重要である。本稿では、学生達が自ら設計・製作および改良を行い、学生実験装置としてのブローダウン型超音速風洞実験装置を完成させたので、その工程と使用状況について報告する。

2. 風洞の基本設計

2.1 設計条件

航空工学コースの学生実験に供する風洞で、かつ学生が製作できるレベルの超音速風洞であることを念頭に入れ以下に示す条件を満たすものとした。

- ① 学生が実験装置を自ら操作でき安全であること
- ② 低コストで製作出来ること
- ③ 既存の機材を可能な限り流用すること
- ④ 超音速流れの計測と解析ができる実験装置とする

2.2 基本設計

前項の条件を満たすための超音速風洞の基本設計方針として次のように設定した。

- ① 真空タンクを設けて大気空気を吸込むブローダウン式風洞とした。これは高压空気を使った噴出し式超音速風洞に比べ安価に製作でき、かつ安全であることから学生が実験装置を自主的に操作できるメリットがある。

- ② 真空タンクは使用しなくなったドラム缶を加工すれば高々1気圧の差圧に耐えられる構造に改造することが可能で、かつ学生が安価に製作できる。また、作動流体の圧力が大気圧以下であることから風洞の配管は安価な塩ビ管やビニール製フレキシブルチューブが使える学生にも加工ができる。
- ③ 真空ポンプは機械工学科で使用しなくなった実験装置の機材として保管されていたので流用することにした。学生達が当該真空ポンプの土台製作や配線・配管の製作ができる。
- ④ 超音速風洞実験装置として2次元のラバールノズル形状となるよう測定部の設計を行い、ノズル壁面静圧が計測できるよう圧力孔を設ける構造とし、スロート幅を変更できる構造とする。また、ラバールノズル内の流れを可視化できるよう測定部の両面はガラス製にする。

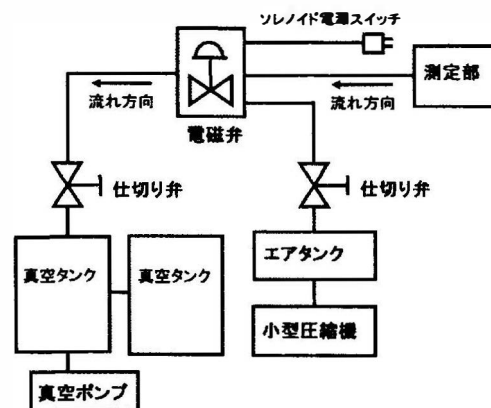


図1 超音速風洞装置の構成図

2012年3月2日受理

* 理工学部 機械工学科

これらの設計方針の下、超音速風洞の基本設計を行った結果、当該実験装置は図1に示すような構成となった。

3. 風洞装置の製作

超音速風洞の主要構成部品の製作工程等を以下に述べる。

3.1 真空タンク

真空タンクは廃棄ドラム缶を流用することとし、大気圧との差圧に耐えられるよう学生達が設計・製作を行った。2010年度卒研生の製作した真空タンクは図2に示すようにドラム缶の内径に近い自転車のタイヤ付車輪をドラム缶内に設置しドラム缶円筒強度を増したが車輪本数が少なかったこととドラム缶本体の経年変化による強度劣化のため風洞実験を繰り返している内にドラム缶が変形、小さな亀裂が発生した。



図2 ドラム缶内部構造 (2010年度製作)

2011年度の卒研生は前年度の問題点を改良すべくドラム缶補強構造として図3に示すような内部構造に変更した。板厚2cmのベニヤ板を使った補強構造としている。



図3 ドラム缶内部構造 (2011年度)

この改造の結果、十数回の風洞実験においてもドラム缶の変形等は見られず数年に亘る超音速実験の真空タンク

として供することが出来る見込みである。

3.2 配管加工

測定部から真空タンクまでの配管には、40Aの規格品ストップバルブ、塩ビ管、フレキシブルチューブを用い、学生達が基本設計図を元に配管加工を行った。図4に学生が加工した電磁バルブのフランジ下流の配管の様子を示す。

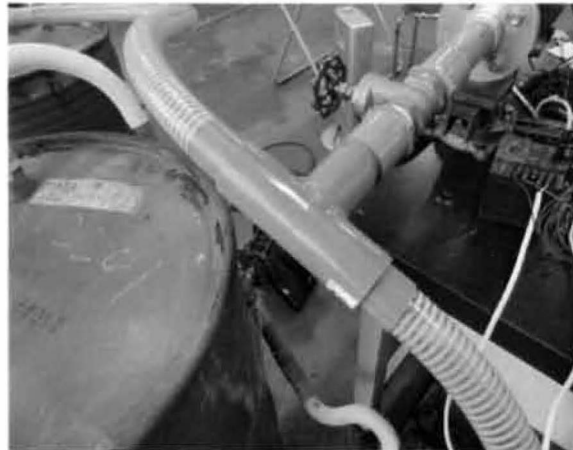


図4 配管 (2009年度製作)

3.3 測定部

二次元の超音速流れを実現するために、上下対称の二次元ラバールノズル形状を製作し、それぞれが数mm上下に平行移動できる構造とした。これはノズルのスロート幅を変更した場合における超音速流れの持続時間の変化を体験させるための工夫である。図5に両面ガラスで囲まれた測定部とその下流にある電磁バルブの写真を示す。



図5 測定部と電磁バルブ (2009年度製作)

図中、テフロンチューブが接続されている上部ノズルの壁面には静圧孔が設けられており、この静圧の測定結果からラバールノズル各位置におけるマッハ数の分布を計算しグラフ化することが超音速風洞実験テーマの主要課題となっている。

ブローダウン式風洞の特徴として時々刻々測定部内の

圧力が変化するため、ラバールノズルの各壁面静圧の時間変化を記録する必要がある。そのための非定常圧力センサー（キーエンス社製 AP-44）がテフロンチューブ先端に取り付けられている。

また測定部下流の電磁バルブ（SMC 社製 VNB611-40F-1D）はメーカより調達し、本バルブを駆動するために必要な高圧空気は図6に示す既存の小型圧縮機と図7の調圧バルブ付きタンクを流用した。電磁バルブのトリガー用ソレノイド電源のスイッチは100V 電源の ON/OFF で行った。



図6 小型圧縮機 図7 空気タンク

学生達はこれらの装置周りの配線・配管を行った。

3.4 非定常圧力計測システム

前述のように、測定部内の圧力は時々刻々変化する風洞であるためラバールノズル内のマッハ数を求めるためには非定常圧力計測を行う必要がある。図8に非定常圧力計測システム図を示す。

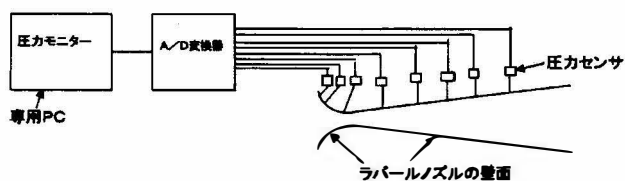


図8 非定常圧力計測システム（2010年度導入）

本システムは2010年度の大型設備として申請・許可され導入したものであり、非定常圧力センサーからの信号は図9の圧力表示装置（キーエンス社製 AP-C40）経由で図10のAD変換器（キーエンス社製 KV5000）によりデジタル化され専用パソコンに取込まれるシステムである。

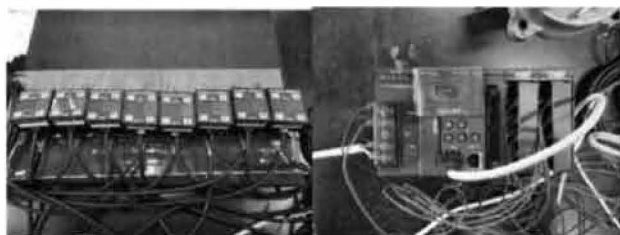


図9 圧力表示装置 図10 AD変換器

図10のAD変換器は8チャンネル分の圧力を同時に取込むことができ、かつサンプリングタイムは専用パソコンの指示により変更ができる仕組みとなっている。

図11に計測システム全体を示す。

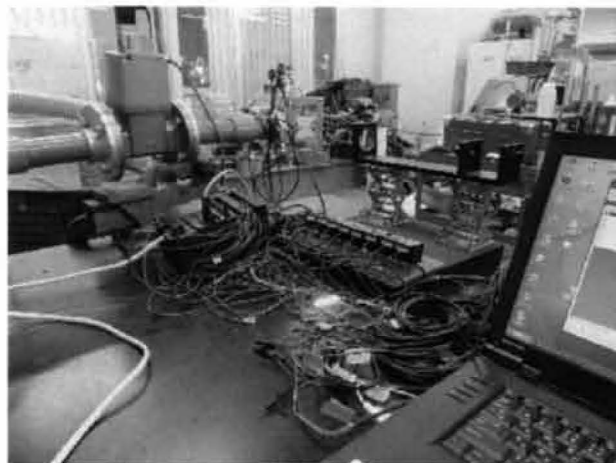


図11 非定常圧計測システム

なお、本システムの構築には学生達が指示書に従い結線や配線および表示装置の組立て・固定化を行って自分達が取り扱い易くなるよう工夫をしたものである。

ラバールノズル内に発生する衝撃波等の流れの可視化を行うために、ネオアーク社より貸与していただいた出力30mW、ビーム径1.5mmのヘリウムネオンレーザを光源とし45mm径の平行ビームに変換するレンズシステムによるシャドウグラフ法を用いた。実験室の広さに制約があることからシステムが簡単でかつ学生にも光軸調整が容易であることから本方式を採用した。

図12に完成した超音速風洞実験装置の全体図を示す。



図12 超音速風洞実験装置の全体写真

図より明らかなように全実験装置が約1.2m×2.5mの作業台上に搭載できるものとなり、直径0.8mのドラム缶2個を作業台近くに設置すれば済むコンパクトな実験装置が完成した。低コストで製作するとの当初方針も達成し、市販の約1/10程度の予算で実験装置を製作することができた。これは学生達の「ものづくり」の実践による効果であり教育的観点から言ってもよい事例と思われる。

4. 超音速風洞実験の状況

超音速風洞の完成に伴い航空工学実験の超音速風洞実験に供することが可能か風洞の特性を調査したのでその結果を以下に述べる。

4.1 試運転

2010 年度後期の航空工学実験に間に合わせるよう風洞の整備を行い、学生実験に供する状況になった。超音速風洞実験では学生がラバールノズル壁面静圧を計測し、そのデータよりマッハ数を求めることを主課題としているので風洞内の各静圧孔位置におけるマッハ数の時系列変化を確かめる必要がある。

図 13 にラバールノズル壁面マッハ数の時系列変化を示す。図より明らかなようにノズル最下流部のマッハ数は風洞始動から約 0.5 秒後に最大マッハ数 1.6 となり時間とともにマッハ数が減少していく様子が判る。これは真空タンク内の圧力が風洞始動後上昇していくため、その位置の静圧とノズル入口の大気圧との圧力比が増加するためマッハ数が低下していくことを意味し、圧縮性流れの特徴を示している。

ラバールノズル壁面マッハ数の時系列変化

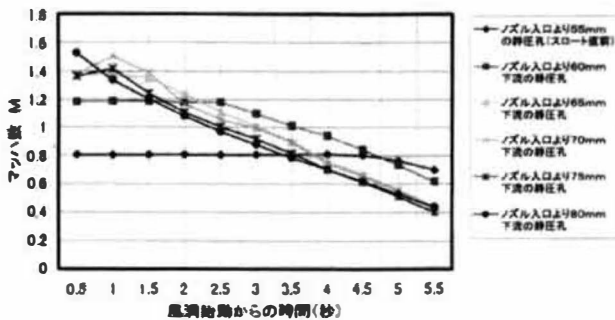


図 13 ラバールノズル壁面マッハ数 (試運転時)

また、風洞始動後約 4 秒程度は超音速流れ場が実現していることも明らかになり学生実験に供することができることを実証した。

4.2 航空工学実験¹⁾

航空工学実験は 2010 年度後期より開講した科目である。2010 年度の当該科目履修者数は 40 名で 5 グループに分け、各実験テーマを実施した。1 グループ 8 名であったので、超音速風洞実験では 4 名の 2 班に分け、超音速実験を 2 回行った。1 回目はスロート幅 4mm の場合、2 回目はスロート幅 3mm として学生自ら非定常圧力計測システムを操作して壁面静圧データを取得する実験を行った。実験ではノズル内流れの可視化も並行して実施したため班の中で担当を決めて可視化を行った。2011 年度の当該科目履修者数は 30 名であったが前年と同様に 5 グループに分け、各実

験テーマを実施した。実施方法は同様である。

図 14 に 2011 年度の本実験テーマの学生レポートから抜粋した壁面マッハ数分布の結果の一例を示す。

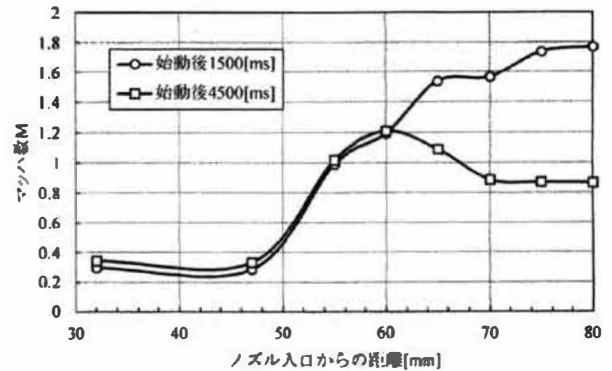


図 14 ラバールノズル壁面マッハ数 (レポート抜粋)



図 15 学生実験の状況

図 15 に超音速風洞実験の様子を示す。狭いスペースでも学生達は実験に真剣に臨んでいることが判る。

5. まとめ

学生達が自ら設計・製作および改良を行い、学生実験装置としてのブローダウン型超音速風洞実験装置を完成させた。その結果、学生のレポート等の感想文などには学生による学生のための実験装置であることに驚きと先輩への尊敬の念が記述されていることから、当初目論んでいた「ものづくり」教育の実践を今回のように学生実験に使われる実験装置の製作に適用した意義は大きかったと思われる。

参考文献

- 1) 静岡理科大学, 機械工学実験 1 機械工学実験 2 航空工学実験, 2011 年度版