

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

JAXA 2 m×2 m連続式遷音速風洞の測定部抽気時の自動運転
Automatic Operation of the JAXA 2 m by 2 m Continuous Transonic Wind Tunnel
with Suction Control of the Plenum Chamber

永井 伸治, 唐沢 敏夫, 馬込 誠, 真城 仁, 大野 宇宙, 好本 彰
池田 洋一, 生形 裕, 加藤 孝宏, 坂本 保幸

Shinji NAGAI, Toshio KARASAWA, Makoto MAGOME, Jin MASHIRO
Hiroshi ONO, Akira YOSHIMOTO, Yoichi IKEDA
Yu UBUKATA, Takahiro KATO and Yasuyuki SAKAMOTO

2019年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに	1
2. 風洞と補助送風機	2
2.1. 風洞を構成する装置と機器	2
2.2. 補助送風機設備と運転点	2
2.3. 従来のマッハ数制御の問題点	5
3. 運転点とマッハ数の自動制御	5
3.1. 運転点の設定及び移動方法	5
3.2. チョーク領域の確認と設定	6
3.3. マッハ数の自動制御の改善	8
3.4. マッハ数制御の最適化	8
4. 更新改修作業と結果	9
4.1. タスクチーム作業	9
4.2. 現地調整試験と性能確認試験	10
4.3. データ生産性比較試験	10
5. まとめ	12
謝辞	12
参考文献	12

JAXA 2 m×2 m 連続式遷音速風洞の測定部抽気時の自動運転

永井 伸治^{*1}, 唐沢 敏夫^{*1}, 馬込 誠^{*2}, 真城 仁^{*2}
大野 宇宙^{*3}, 好本 彰^{*3}, 池田 洋一^{*3}, 生形 裕^{*4}, 加藤 孝宏^{*4}, 坂本 保幸^{*4}

Automatic Operation of the JAXA 2 m by 2 m Continuous Transonic Wind Tunnel with Suction Control of the Plenum Chamber

Shinji NAGAI^{*1}, Toshio KARASAWA^{*1}, Makoto MAGOME^{*2}, Jin MASHIRO^{*2},
Hiroshi ONO^{*3}, Akira YOSHIMOTO^{*3}, Yoichi IKEDA^{*3},
Yu UBUKATA^{*4}, Takahiro KATO^{*4}, Yasuyuki SAKAMOTO^{*4}

ABSTRACT

The JAXA 2 m by 2 m continuous closed-circuit transonic wind tunnel were operated by three operators of the three control systems of the main blower, the test section and the suction blower. At high Mach numbers, it is necessary to control suction rate of the test section by the suction blower in accordance with nozzle Mach number at the test section as well as rotation speed of the main blower. These three control systems were replaced or modified for one-man automatic operation at the re-test conditions if it is once started. Then, the operation points of the suction blower were discussed since they are widely spread according to the Mach number and the test model. The automatic procedures for changing these operation points and modification of the Mach number control were proposed. The choking area of the suction blower were also investigated, and the results of the automatic operation are shown. After the replacement, better productivity and accuracy of the data in the whole range of Mach numbers were achieved.

Keywords: Transonic, Wind Tunnel, Suction Blower, Automatic Operation

概要

連続回流式である JAXA 2 m×2 m 遷音速風洞は、従来は主送風機、補助送風機、測定部の制御装置を 3 名の熟練運転員が運転操作していた。高亜音速以上では、主送風機の回転数だけではなく、測定部の風路制御と連動して補助送風機による測定部の抽気量を制御することが必要となる。起動後に再試験条件であれば、ワンマン自動運転できることを目指し、これら 3 つの制御装置を更新改修することになった。そこで、まずマッハ数と供試模型に依存して広範囲となる補助送風機の運転点について考察した。そして、これらの運転点の移動方法の簡略自動化と、マッハ数自動制御の改善を図った。改めて補助送風機のチョーク領域を調査した結果と、自動運転の結果を示す。更新改修後は、全てのマッハ数範囲に渡り、データ精度と生産性が向上した。

1. はじめに

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 2 m×2 m 遷音速風洞は、旧航空技術研究所 (NAL) によって 1960 年に建設された¹⁾。それ以来、わが国で開発/運用されたほぼ全ての機体の風洞試験データを提供してきた。世界で 20 基程度、アジアで唯一の連続回流式大型遷音速風洞となる。Re 数が可変できる可変密度風洞であり、M = 1.4 までの通風が可能な可変ノズルと、補助送風機を備える。この風洞の主送風機を、四半世紀駆動してきた 22.5 MW 主電動機他設備を更新することになった。

doi: 10.20637/JAXA-RM-18-005/0001

* 平成 30 年 10 月 16 日受付 (Received October 16, 2018)

^{*1} 航空技術部門 空力技術研究ユニット (Aerodynamics Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

^{*2} 株式会社 IHI エアロスペース・エンジニアリング 技術部 (Engineering Department, IHI Aerospace Engineering, Co., Ltd.)

^{*3} 三菱電機株式会社 神戸製作所 社会システム第一部 技術第一課

(SYSTEM ENGINEERING SECTION 1, PUBLIC-USE SYSTEMS DEPARTMENT 1, KOBE WORKS, MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION)

^{*4} 株式会社 IHI 回転機械エンジニアリング プロセス圧縮機 BU 設計部 ターボエンジニアリンググループ

(Turbo-Compressor Engineering Group, Engineering Department, Process Gas Compressor Business Unit, IHI Rotating Machinery Engineering Co., Ltd.)

それに伴い、 $M = 0.1 \sim 1.4$ の気流マッハ数と、 $P_0 = 50 \sim 150$ kPaのよどみ点圧力等の制御を行う主送風機制御装置も、風洞制御装置として更新し、自動化を図る。このような更新改修の機会等には、データ精度と生産性向上のため、幾多もの運転制御方法の改良が旧NALやJAXAにより試みられてきた²⁻⁸⁾。

本風洞を構成する各機器は、複数各社によって製作されている。従って、主送風機、補助送風機、測定胴の3社の半自動制御装置を、3名の運転員が声を掛け合って操作していた。よって、関連する制御装置も併せて改修し、起動後に再試験条件であればワンマン自動運転を可能とするような省力自動化を図ることになった。なお、主送風機のみを外国風洞と比較して、補助送風機による測定部の抽気により、半分程度の電力で超音速運転が可能である^{9,10)}。我が国の国情に合わせ、大電力の問題を複雑な構成と高度な運転技術により回避している風洞と言える。

亜音速域では、主送風機回転数の制御によりマッハ数の制御を行う。さらに、高亜音速から超音速で補助送風機を帶動する場合には、主送風機回転数と併せて補助送風機の抽気量を制御し、マッハ数を制御する必要がある。特に超音速域では、可変ノズル等の風路との綿密な関係制御が必要となる。マッハ数は模型閉塞比にも依存するため、模型姿勢角を変更する場合にも、補助送風機の抽気量を制御する必要がある。

補助送風機の運転点は、吸入流量と入口出口の圧力比で決まるが、模型やマッハ数に依存して広範囲の運転点で運転する必要がある。ここで電力消費を抑えるため、サージング危険領域近くの運転点で運転することも多かった。マッハ数の変更に伴う運転点の移動は、風路制御と連動する必要もあり、熟練者の手動操作を要した。また、補助送風機の運転制御システムにはマッハ数自動制御モードを設けていたが⁷⁾、熟練者が手動でマッハ数を調整することも多かった。練度の低い運転員でも、安全に効率よく運転するためには、新たな自動化や自動制御の改善が必要となる。

そこで、様々な条件における補助送風機の運転点について考察し、従来の運転制御の問題点を整理した。次に、広範囲の運転点の管理やマッハ数変更に伴う運転点の移動を自動化する方法を提案し、その際に問題となったチョーク領域を確認する試験を行った。さらに、抽気量制御を含むマッハ数の自動制御を場面に応じて整理し、最適化した。最後に、更新改修後の自動運転によるデータ精度と生産性他について述べる。なお、本資料は、第55回飛行機シンポジウムで発表された内容¹¹⁾を改訂すると共に、補足する内容を追加したものである。

2. 風洞と補助送風機

2.1. 風洞を構成する装置と機器

図1に、風洞を構成する各装置と、電動機更新に伴って更新される機器類を示す。主電動機や主送風機制御装置は三菱電機、主送風機は三菱重工メカトロシステムズ、排風機及び圧縮機は神戸製鋼が担当会社である。また、補助送風機と排気模擬用530 kW圧縮機はIHI回転機械、測定胴と風路胴体、冷却装置、貯気槽は川崎重工が担当会社である。

補助送風機と測定胴、そして排風機には、主送風機制御装置と連係した自動シーケンスが一部組まれていた。例えば、超音速でマッハ数を変更する場合は、測定部での剥離衝撃波の発生を防ぐため、ノズルマッハ数を測定部の気流マッハ数以上としない自動制御がなされる⁶⁾。これらの自動制御は、限られた条件では良好に動作するものではあった。しかし、気流条件を変更する場合や、模型姿勢角が大きく変化する場合さえも、複数の熟練運転員が連係する手動操作を必要とした。

2.2. 補助送風機設備と運転点

図2に、補助送風機の配置図を示す⁷⁾。測定部抽気室から開固定されているVM1A、VM1B弁を介して抽気する。風洞起動前に、補助送風機帶動の有無を判断し、均圧条件下で予め出口仕切弁VM3を開閉する。次に、バイパス弁VA2を全開として補助送風機を起動する。そして、起動後の待機状態から、入口弁VA1を開として抽気を開始する。補助送風機流量は、主送風機流量の4%に満たない。しかし、測定部の抽気によって風路実効断面積を変化させることが出来るため、高亜音速以上ではマッハ数を効果的に調整することが出来る。

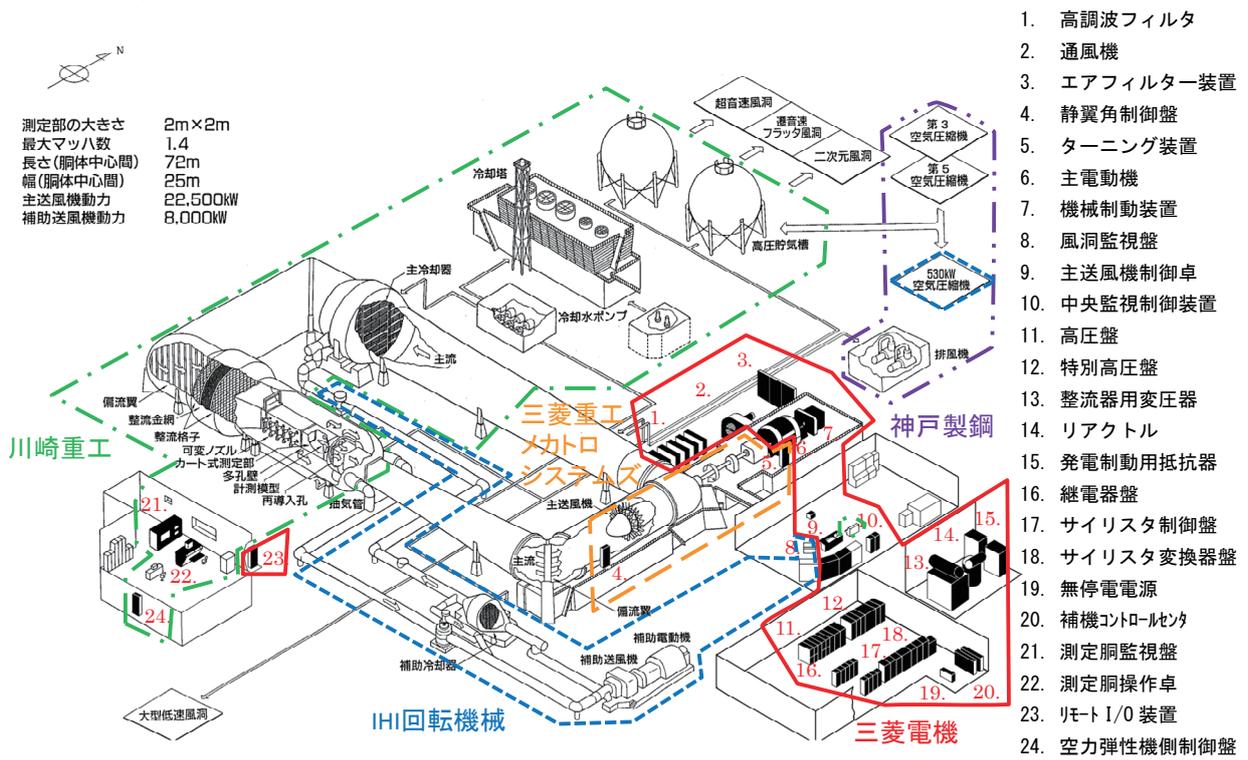


図1 風洞を構成する装置と更新範囲

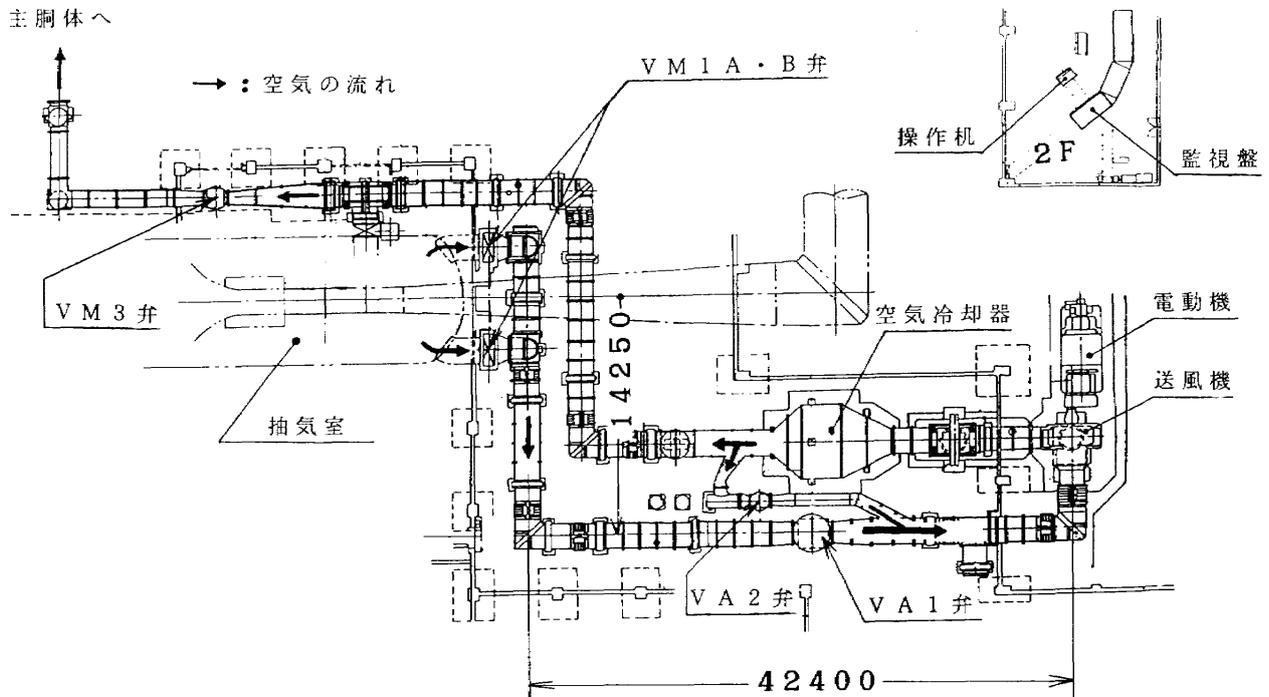


図2 補助送風機配置図 (単位 mm)

2.3. 従来のマッハ数制御の問題点

従来、A、B、Cの3つのモードのマッハ数自動制御機能が設けられていた⁴⁾。M = 0.1~0.85のAモードでは主送風機回転数によるマッハ数制御、M = 0.85~1.2のBモードでは補助送風機を帶動するが主送風機回転数によるマッハ数制御、M = 1.2~1.4のCモードでは補助送風機を帶動して静翼角によるマッハ数制御を行う。Cモード制御では、マッハ数の変更時と模型姿勢角の変更時とで制御ゲイン等が両立しておらず、手動操作に切り替えることも多かった。Bモード制御も、抽気量一定の下ではマッハ数の制御可能範囲が狭く、殆ど使われていなかった。結局、まず主送風機回転数及びバイパス弁VA2開度を設定し、主に補助送風機静翼角を手動で調節していた。

各状況に応じて、静翼角を的確に操作してマッハ数を調節するには、相当の熟練を要した。超音速で抽気量が不足すると、ノズル前後の圧力比が不足し、ノズルや測定部で境界層剥離が生じて衝撃波が発生する。剥離衝撃波は前後に振動しながら移動するため、その前後の圧力差で測定部壁や模型が振動する危険な状態になる。従って、可変ノズルのマッハ数変更操作時には、測定部マッハ数をノズルマッハ数より0.002程度高く調節する。また、測定部下流の第2スロートを開閉する際には、ディフューザフラップを寸開して退避する動作を行う。ディフューザフラップ寸開時には、測定部マッハ数が落ち込むため、事前に測定部マッハ数をノズルマッハ数より0.02程度高く調節する。さらに、模型姿勢角が変化すると、模型による圧力損失が変化する。ここでも、補助送風機静翼角を手動で操作してマッハ数を一定に調節し、試験データを取得していた。

3. 運転点とマッハ数の自動制御

3.1. 運転点の設定及び移動方法

主送風機回転数、バイパス弁VA2開度、補助送風機静翼角の初期目標値は、マッハ数と後述する姿勢角範囲設定タグNo.で整理された気流設定ファイルで管理し、これに基づいて自動運転する。初めて試験する模型は、運転員が各目標値を見積もる必要がある。模型に依存する最適値の予測は困難であるので、必要に応じて抽気量を手動で調整し、各目標値を修正する機能を設けた。

ここで改めて補助送風機メーカーから、図3の緑一点鎖線の下側となる予測チョーク領域内で運転すべきではないとの指摘があった。補助送風機のような軸流圧縮機では、出口抵抗を小さくすると圧力比が低下し、流量は増大するがやがて、流量は一定となって増加が止まる。これを圧縮機がチョークしたと言う¹²⁾。回転翼列間では、流速に回転速度が合成されるため、圧縮機前後の圧力比が低くてもチョーク状態となり得る。

もっとも、軸流圧縮機は、入口出口が解放状態で使用されていることが多い。これに対し、本風洞の補助送風機は閉回路内となり、さらに主風路の測定部マッハ数で圧力比が決まる。図3の運転点には、予測チョーク領域内で長時間試験した実績もある。また、図3の青破線でも示すように、補助送風機バイパス弁VA2全開100%とし、主風路と補助送風機を切り離れた状態であるが、予測チョーク領域内で試運転した記録もあった。そこで、実際にチョーク現象が生じる運転点を、改めて確かめることにした。

また、マッハ数変更を自動で迅速に行うためには、可変ノズル動作を伴う運転点の移動を簡略化する必要がある。そこでサージング領域とチョーク領域を避けるクランク状の移動経路を提案した。実際の操作で予想される運転点の移動経路を図4に示す。

まず、補助静翼角の境界角を設け、例えば50°に設定する。閉塞比が大きな模型は、境界角前後の運転点を移動する必要がある。例えばマッハ数を増加する場合は、補助送風機静翼角を境界角まで増加し(橙点線)、次にバイパス弁VA2開度を減少し(青実線)、設定値とする。その後、ノズルマッハ数Mnを増加すると同時に、測定部マッハ数Mc = Mn + 0.002を保つように補助送風機静翼角を増加制御し(紫一点鎖線)、設定値とする。境界角以上の領域内でマッハ数を増加する場合は、まずバイパス弁VA2開度を減少して設定値とし、次にノズルマッハ数増加と併せて補助送風機静翼角を増加制御する。境界角以下の領域内では、静翼角、バイパス弁VA2開度、ノズルマッハ数(緑破線)の順で増減して各設定値とする。マッハ数を減少する場合は、全ての操作順を逆にする。測定部マッハ数がノズルマッハ数を上回るのに必要な抽気量が、常に得られる操作順とする必要がある。

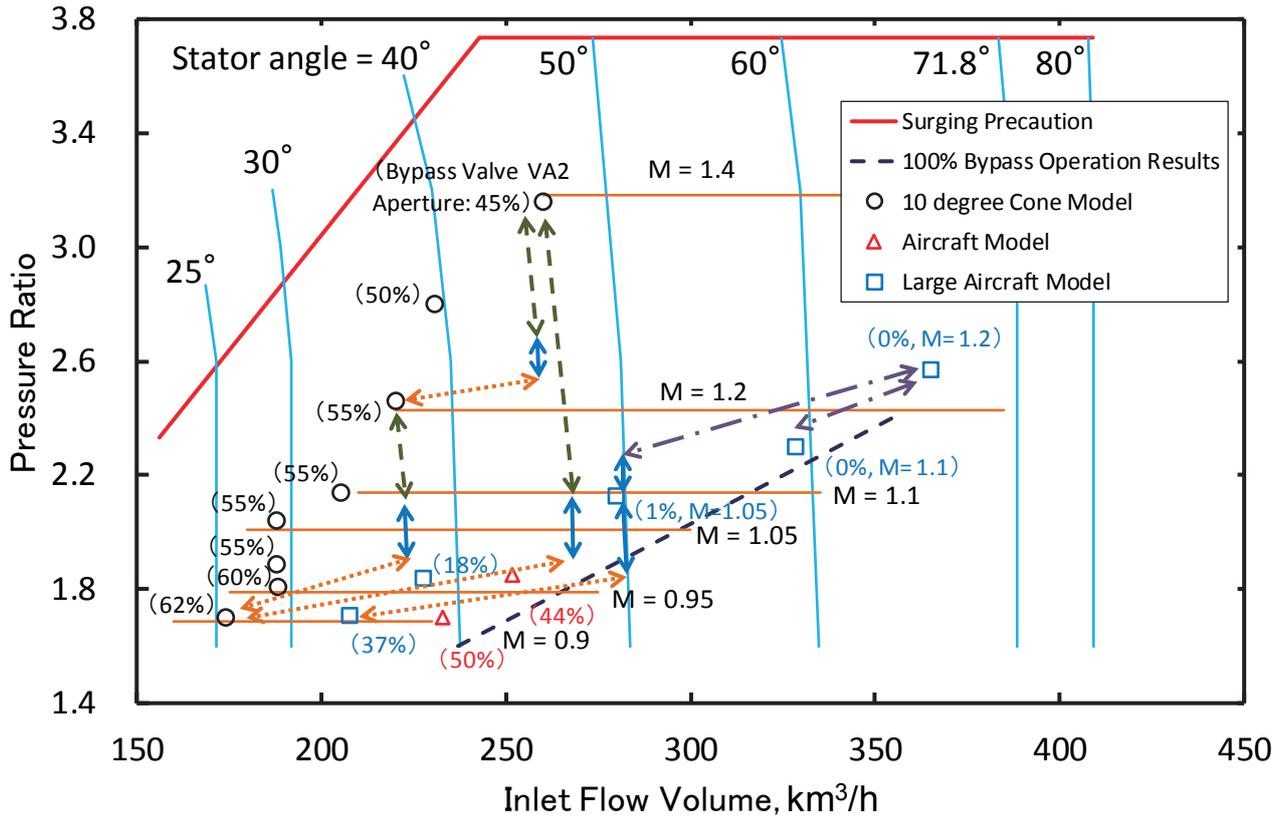


図4 補助送風機運転点のクランク移動経路の提案

以上のようなクランク状の移動経路により、サージング領域と、これまでの運転実績から予測したチョーク領域を避けられることになる。

3.2. チョーク領域の確認と設定

予測チョーク領域内で補助送風機を運転し、実際のチョーク現象を確認する試験を行った。可変ノズルマッハ数を設定マッハ数より0.1程度小さくした主風路と接続し、主送風機を運転すると共に補助静翼角を増加して吸入流量を増加させる。抽気量増大によって、マッハ数すなわち圧力比が増加する。この圧力比の増加を最小限とするため、バイパス弁VA2開度を増加させると共に、主送風機回転数も減少させる。これより、吸入流量250 km³/h以上かつ圧力比2.0以下の運転点（亜音速）で運転が可能となる。主送風機回転数の減少は、大型模型による圧力損失を模擬すると考えられる。軸振動等が生じて危険な状態に陥った場合は、反応の早い補助静翼角を減少させて回避操作する。

チョーク確認試験で運転した運転点を図5に示す。静翼角70°以上では、静翼角に応じた吸入流量の増加が頭打ちとなり、吸入圧力の振動等が見られた。また、P0 = 80 kPaでも消費電力が電動機定格8 MWを超えることもあり、改めて静翼角70°を超えて運転しないことにした。

マッハ数0.8に対応する圧力比1.5では、静翼角65°までチョーク現象が発生しないことを確認した。そして、マッハ数1.0に対応する圧力比2.0で静翼角70°とした動作点と直線で結び、チョーク警報線（青破線）とし、その下側を設定チョーク領域とした。設定チョーク領域に入ってしまうことは、極めて少ないと思われる。しかし、入ってしまった場合には、バイパス弁VA2開度を減少させ、抽気量を増大して測定部マッハ数すなわち圧力比を増加し、自動で領域から出る機能を設けた。

境界角は65°と設定したが、65°以上の静翼角を必要とする場合は極めて少ない。従って、マッハ数変更時にクランク状の移動経路を取ることは殆どない。よって、静翼角、バイパス弁VA2開度、可変ノズルが、各々の最高速度で順に動作してマッハ数を変更することになる。補助送風機の動作点移動を伴うマッハ数変更を、自動運転でも最短時間でできる見込みが得られた。

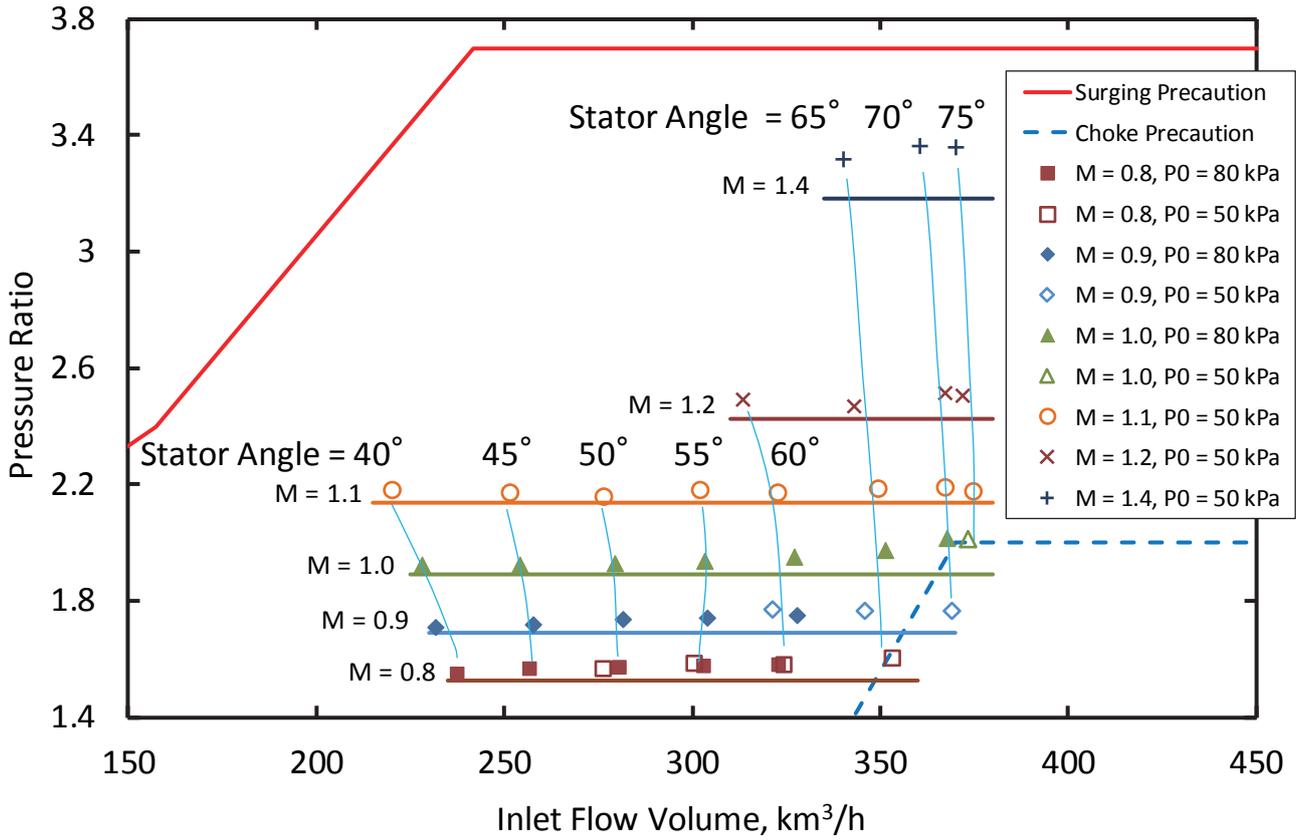


図5 チョーク領域の確認と設定

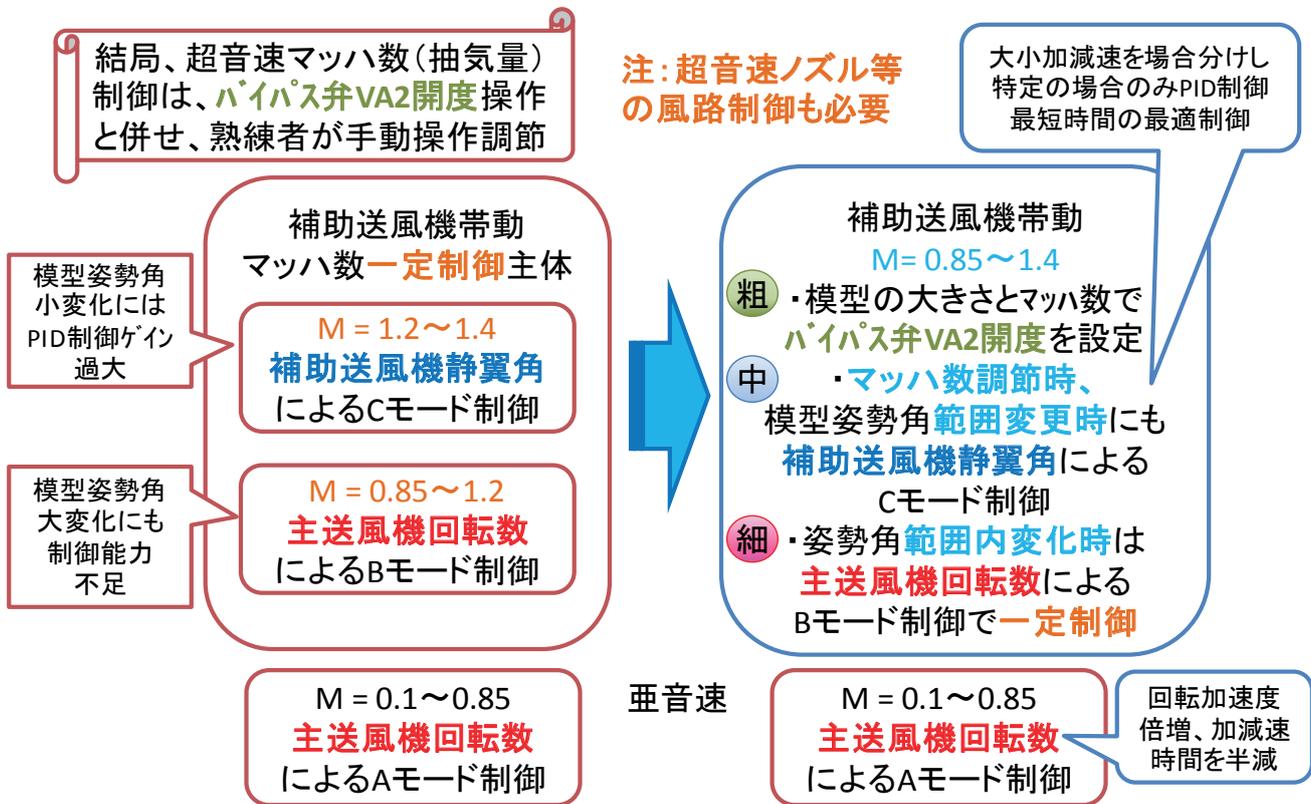


図6 マッハ数制御の改善

3.3. マッハ数の自動制御の改善

図6にマッハ数制御の改善内容を示す。測定部抽気時には、バイパス弁VA2開度、静翼角、主送風機回転数の3つのマッハ数制御方法がある。従来は、この3つを図6左側に示すように、主にマッハ数によって使い分けていた⁷⁾。マッハ数の一定制御主体であり、図中にも示す難点のため、静翼角の手動調節に頼っていたのは、2.3節に述べた通りである。

ここで改めて、これらの3つのマッハ数制御方法を粗中細に分類して整理し、マッハ数ではなく運転状況に応じて使い分けることにした。すなわち粗中細の順に、補助送風機バイパス弁VA2開度、補助送風機静翼角、主送風機回転数となる。制御量に対するマッハ数変化量の感度の他、空圧作動弁であるVA2開度の制御精度の粗さ、静翼角の制御ゲインの切り替え、主送風機回転数による制御可能範囲等も考慮した。

まず、補助送風機バイパス弁VA2開度は、マッハ数と模型の大きさに応じた値とし、出来るだけ一定とする。そして、補助送風機静翼角によるCモード制御を行って抽気量を調節し、可変ノズルや第2スロート動作に必要な超音速マッハ数の自動制御を行う。試験時に模型姿勢角を変更すると、閉塞比が変化して測定部の圧力損失が変化し、マッハ数が増加する。この際は亜音速時と同様に、主送風機の回転数で、マッハ数を一定に調整するBモード制御を行う。Bモード制御とCモード制御を状況に応じて使い分け、各々の制御ゲイン等を最適化することにした。これより、熟練者の手動操作に劣らないマッハ数制御の自動化を試みた。

ただし、模型姿勢角変更によって模型閉塞比が大きく変化すると、Bモード制御だけではマッハ数の制御能力が不足し、抽気量を変更する必要がある場合がある。そこで、気流設定ファイルに姿勢角範囲設定タグNo.を導入し、姿勢角範囲に応じた補助送風機静翼角のプリセット制御を行うことにした。新たに試験する模型でマッハ数を変更する際には、模型閉塞比が最小となる安全姿勢を取る。この時Cモード制御によってマッハ数に応じた値となった静翼角を参考に、閉塞比が増加した時に必要な静翼角の増加値を推定し、増加した姿勢角範囲設定タグNo.と共に整理しておく。模型閉塞比が大きく変化する時には、タグNo.で整理された静翼角の値を初期値として、タグ抽気増減を行う。

主送風機流量と補助送風機抽気量の割合が変化しても、測定部のマッハ数分布に影響が無い⁹⁾ことは別途確認済みである。しかし、抽気量を左右する静翼角の予測は、残念ながら簡単なものではない。予測を誤って静翼角が不足すると、剥離衝撃波を生じて危険な状態となる。このため、ノズル加減速時だけでなくタグ抽気増減時にも、運転員の予測を補う自動制御を行うことにした。従って、気流設定ファイルの補助送風機静翼角は初期推定値となる。

3.4. マッハ数制御の最適化

ノズル加速及び抽気調整、タグ抽気増減の操作シーケンスを、自動運転シーケンス¹³⁾から抜粋して改訂し、図7に示す。ノズル加減速時には、補助送風機の静翼角の変化状況に応じて、前述の通り境界角前後での移動方法を変える。超音速でのノズル減速後には、図7中⑥の抽気調整シーケンスで静翼角を自動調整する。

ここで、加減速すなわち静翼角増減の方向と制御量の大小を場合分けし、自動制御の方法を選択して高速化と最適化を図った。すなわち、④ノズル加速でノズルマッハ数変更を行う時と、⑩タグ抽気増加時は、静翼角を増加制御する。マッハ数を目標値以上とする片側条件であるため、適当な時間刻みで判断し、静翼角を適当な一定増分で増加することを繰り返す。一方、⑥抽気調整と⑪タグ抽気減少では、最後の3過程で静翼角を減少制御する。この3過程の前2過程は、粗い調整となるため、適当な時間刻みで判断し、静翼角を適当な一定増分で減少することを繰り返す。ここでの静翼角の減少幅は、マッハ数の減少幅に応じて大きいこともあるため、粗細の2段階の自動調整を設けて高速化を図った。さらに、④ノズル加速、⑥抽気調整、⑪タグ抽気減少の最終過程では、共通して測定部マッハ数 $M_c = \text{設定マッハ数 } M_s + 0.02$ から $M_s \leq M_c \leq M_s + 0.003$ の範囲に精密制御される。これを補助送風機制御装置が行うCモード制御範囲とし、制御する場面を限定してPID制御の最適化を図った。

なお、マッハ数すなわち圧力比に対する静翼角のPID比例制御ゲインを2種類設け、図3中の2点鎖線を動作点の境界として使い分けることにした。2点鎖線より右側の領域では、動作点の実績に倣い

圧力比に対する吸入流量すなわち静翼角の感度を高くする。左側の領域では、圧力比に対する静翼角の感度を低くする。次章で述べる現地調整試験の結果、各々のPID比例制御ゲインの値は、0.8及び0.7とした。模型の大きさに依存する圧力損失の大小に応じたゲインで制御する。

さらに、主送風機回転数のマッハ数に対する感度も、マッハ数や測定部の抽気によって異なる。測定部抽気は、補助送風機接続マッハ数 M_e を風洞制御装置に入力し、 M_e 以上のマッハ数では補助送風機入り口VA1弁を開制御することで自動化する。よって、設定マッハ数 $M_s \leq 0.3$ 、 $0.3 < M_s \leq M_e$ 、 $M_e < M_s \leq 1.1$ 、 $1.1 < M_s$ の4領域に分け、各領域でPID制御パラメータを設定して切り替え、最適制御を行うことにした。

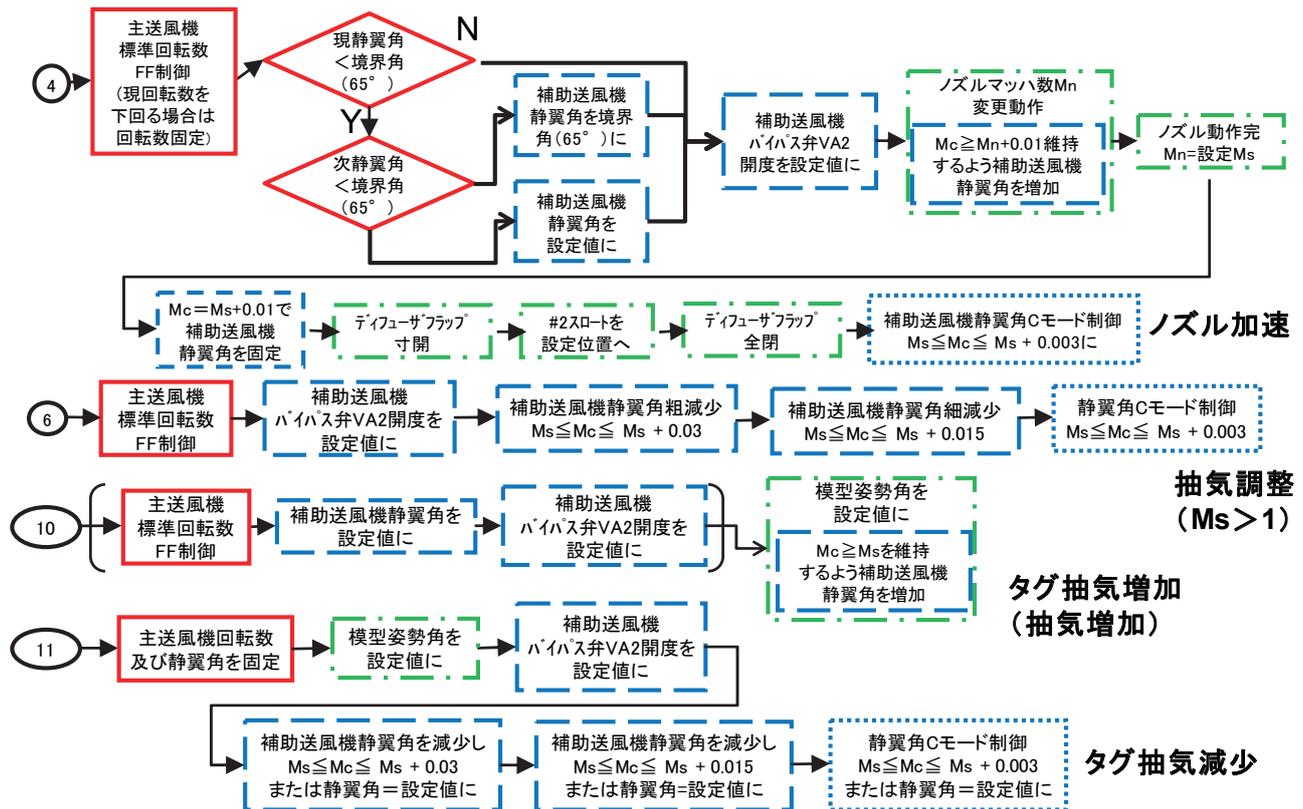


図7 ノズル加減速及びタグ抽気増減時の操作シーケンス

4. 更新改修作業と結果

4.1. タスクチーム作業

主送風機の電動機更新改修は、予算要求前の改修内容の調査発注から完成まで丸4年の月日を費やした。予算が複数年度に分割されたため、現地工事期間は2年間であった。これにあたり、職員延べ6名と運営請負会社員5名でタスクチーム作業を行った。

二つの請負契約により、更新改修作業を行ったが、それぞれ40及び30ページに及ぶ技術要求書を作成した。直接契約した会社が、さらに作業を依頼した各機器製作会社とも改修内容の打合せ等を行った。進捗や設計内容を管理するため、打ち合わせ議事録を100編作成した。

また、105編の資料を作成し、設計提案を行った。JAXA保有の風洞運転技術を説明するために、自動シーケンス図等を自ら検討して提案した。様々な情報で総合的に判断操作できる人間と異なり、機械による自動化では単純明快な判断と厳密な場合分けが必要となる。JAXAでフローチャートを作成して再確認し、これらを基に運転手順を説明した。必要な追記訂正等が行われたものの、作成したフローチャート等は全面的に採用されることになった。

5社の機器を運転制御する必要があったため、その制御分担の調整が難航した。風洞運転を熟知したJAXAの中立的視点から、技術的に最適と思われる制御分担を各社に提案し、全体制御の実現を働きかけた。例えば、図7中の点線囲み部分の制御は、風洞制御装置ではなく補助送風機制御装置の分担とした。

4.2. 現地調整試験と性能確認試験

平成29年6月～7月に現地調整試験を行い、各自動制御のパラメータ調整を行った。図7には、実機で調整した値を記した。また、本遷音速風洞は、4つの交換式カートを持つ。開口比20%の多孔壁である第1、半裁模型用第2、第4カートと比較して、開口比6%の多溝壁である第3カートでは、補助送風機静翼角のPID比例制御ゲインの変更（0.7または0.8→0.4）や、時間刻みの増加（3→5秒）等が必要であった。

平成29年7月～8月に、全長850 mm、胴体直径100 mmのAGARD-B標準デルタ翼模型を用いて性能確認試験を行った。模型姿勢角を階段状に変化させるピッチ&ポーズ動作にて、マッハ数を一定として30点の模型姿勢角で空力6分力データを取得する。M=0.2、0.6、0.8、0.9、0.95、1.0、1.1、1.2、1.4の9種類のマッハ数において、3時間で270点のデータを取得した。迎角 $\alpha = -15^\circ \sim 15^\circ$ の範囲で、横滑り角 $\beta = \pm 5^\circ$ とした横滑り試験も行った。

この性能確認試験では、M=0.95以上の5点のマッハ数で、補助送風機を自動運転した。姿勢角範囲設定タグNo.で整理した気流設定ファイルを用いて、同一マッハ数でも補助送風機静翼角を変更する必要があった。新たに追加した自動計測機能も用いて、取得したデータのマッハ数精度 ± 0.001 以内、よどみ点圧力P0精度 ± 0.2 kPa以内の要求精度を達成した。この際の一点のデータ取得に必要な時間は、平均40秒であった。データ生産性に関する要求値も達成している。

4.3. データ生産性比較試験

データ生産性を厳密に比較するため、2012年度に同AGARD-B標準模型を用いて行った試験を再現実施した。超音速含む9マッハ数M=0.6、0.7、0.8、0.9、1.0、1.1、1.2、1.3、1.4、P0=81 kPaにおいて、迎角 $\alpha = -5^\circ \sim 15^\circ$ の6分力計測を行った。比較した結果を、図8及び図9に示す。横軸に経過時間、左側縦軸にマッハ数またはよどみ点圧力の精度、右側縦軸にマッハ数を取った。取得したデータの測定部マッハ数Mcと設定値との差、よどみ点圧力P0と設定値との差を計算して精度とした。

性能確認試験後に、ノズル加減速時間を半減した。例えばノズルマッハ数Mn=1.0からMn=1.4にノズル形状を可変する場合、以前は補助送風機静翼角の手動調整のため、180秒かけていた。これを90秒に短縮しても、自動制御に破たんのないことが確かめられた。試験の後半部分では、9マッハ数を短時間で試験しているが、マッハ数変更速度が改善されていることが分かる。

改修前の手動運転では、試験の前半部分で、特に超音速でのマッハ数精度を妥協する傾向が見られた。迎角変化に対して、手動で補助送風機静翼角を調整していたためである。改修後には、超音速でもBモード自動制御を常に行うため、自動計測と併せてマッハ数精度の改善が見られる。図8では、改修前のマッハ数精度は最大 ± 0.0016 程度であるが、改修後は ± 0.0008 程度に収まっている。

なお、自動計測の場合、マッハ数精度 ± 0.001 を満たさない場合は、再取得となる。改修前の手動計測で妥協した場合は、データを取得するのに要する時間が短くなっている。改修前は、197点のデータを手動計測にて8323秒で取得した。一点のデータ取得に必要な時間は、平均42.2秒であった。改修後に自動運転/自動計測で同じデータを取得したところ、7481秒で取得完了した。一点のデータ取得に必要な時間は、平均38.0秒であった。

図9に示すよどみ点圧力の精度は、改修前後で違いが見られなかった。よどみ点圧力はマッハ数と連動するが、特に精度を左右する調圧弁VM5CやVM6Cは、更新改修前後で継続して使用されている。大気圧以上の減圧は、大気開放装置を用いて高速化が図られているが、この再現試験はP0=81 kPaのため、その効果は見られない。

以上より、マッハ数の精度が50%向上すると共に、データ生産性が10%向上した。 ± 0.0008 のマッハ数精度や、 ± 0.2 kPaのよどみ点圧力精度は、世界の大型遷音速風洞と比較して同等以上のものとなっている。また、運転員の負担の大幅な軽減が認められた。

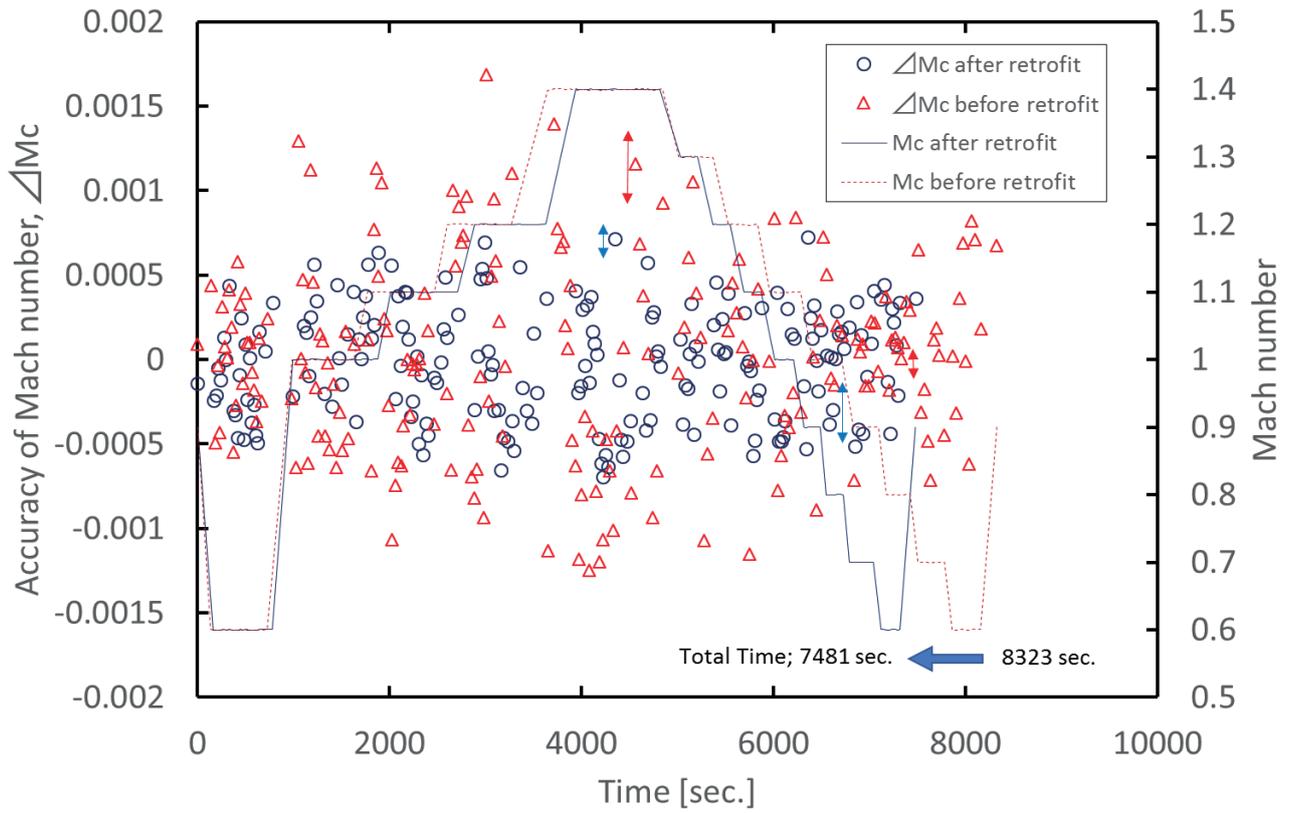


図8 改修前後のマッハ数精度とデータ取得時間の比較

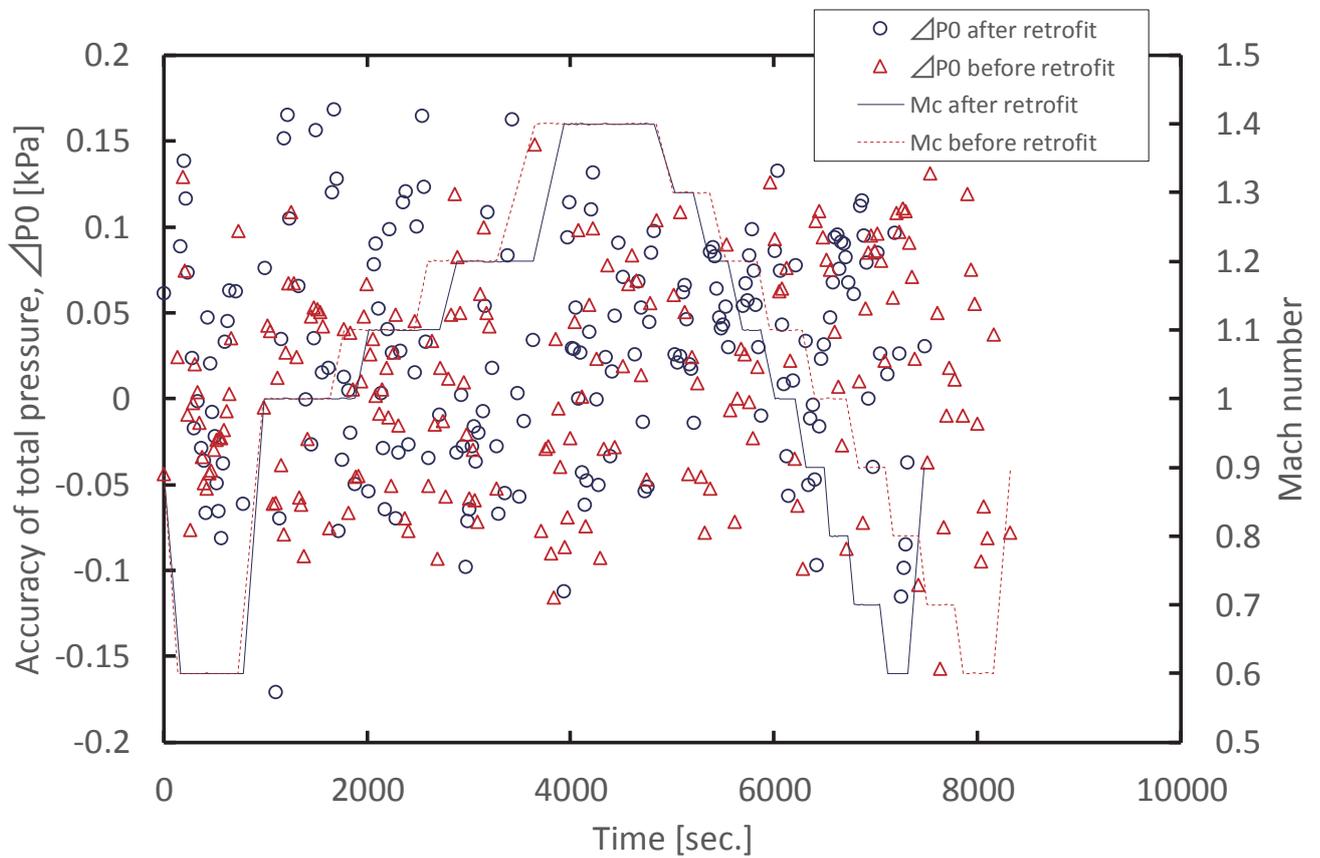


図9 改修前後のよどみ点圧力の精度とデータ取得時間の比較

5. まとめ

宇宙航空研究開発機構2 m×2 m遷音速風洞の主送風機、補助送風機、測定胴の制御を統合し、自動化を図った。高亜音速以上では補助送風機で測定部を抽気するが、測定部マッハ数は抽気量に大きく影響される。バイパス弁VA2開度、補助送風機静翼角で決まる抽気量は、従来は運転員がほぼ手動で調節していた。模型姿勢角変化による測定部の圧力損失の変化に対して、マッハ数を一定に保つためにも静翼角を手動で調節していた。

そこで、マッハ数と模型の大きさでバイパス弁VA2開度を設定し、マッハ数変更時には静翼角でマッハ数を制御、ある範囲内の模型姿勢角の変化に対しては、主送風機回転数でマッハ数を一定に制御することにした。模型姿勢角が大きく変化する場合は、抽気量を変更する必要がある。この数段階の抽気量すなわち静翼角を、姿勢角範囲設定タグNo.を用いて整理し、気流設定ファイルで管理して運用する。

広範囲となる補助送風機の運転点の移動については、静翼角に境界角を設定してクランク状に移動する最短経路を提案した。サージング領域やチョーク領域を避けると共に、可変ノズル連動操作を最小限とした。チョーク領域確認試験を行い、境界角を65°に設定した。また、静翼角によるマッハ数制御を場合分けして最適化した。模型破損を招く超音速での剥離衝撃波の発生を予防すると共に、最短時間での自動制御を図った。

平成29年6～8月に現地調整試験と性能確認試験を行い、補助送風機を帶動するマッハ数で自動運転を行った。後日行ったデータ生産性比較試験では、マッハ数精度が50%向上すると共に、データ生産性が10%向上したことを確認した。また、運転員の負担の大幅な軽減が認められた。

謝辞

主送風機駆動設備更新作業の現地試験担当の三菱電機加門知氏、測定胴制御装置改修作業担当の川崎重工長久正樹氏、JAXA電動機更新タスクチームの互井梨絵研究開発員、塩原辰郎研究開発員、日高亜希子研究開発員、山崎喬特任担当役、コスモテック知念大実氏、渡邊篤史氏、我那覇義人氏、データ生産性比較試験でワンマン運転を行った平賀柚子氏に、感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 航空技術研究所、航空技術研究所2m×2m遷音速風洞の計画と構造、航空技術研究所報告TR-25、1962年3月
- 2) 三堀進、井上政一、白井正孝、藤田敏美、ディフューザフラップによる抽気を用いた2m×2m遷音速風洞のマッハ数制御、航空宇宙技術研究所報告TR-551、1978年10月
- 3) 鈴木正光、戸田亘洋、小松行夫、唐沢敏夫、2m×2m遷音速風洞主送風機駆動設備の更新(計画と構成について)航空宇宙技術研究所資料TM-580、1988年2月
- 4) 鈴木正光、唐沢敏夫、小松行夫、末永尚志、戸田亘洋、航技研2m×2m遷音速風洞用送風系設備の更新について、航空宇宙技術研究所資料TM-656、1993年7月
- 5) 鈴木弘一、細江信幸、中村正剛、小池陽、飯島由美、小国保男、川本巖、海老原正夫、航技研遷音速風洞の測定胴設備改修の概要について、航空宇宙技術研究所資料TM-674、1995年1月
- 6) 細江信幸、鈴木弘一、小池陽、川本巖、海老原正夫、2m×2m遷音速風洞測定胴改修、その2可変ノズル装置の改修について、航空宇宙技術研究所資料TM-680、1995年4月
- 7) 唐沢敏夫、末永尚志、鈴木正光、小松行夫、戸田亘洋、2m×2m遷音速風洞用補助送風機設備の更新、航空宇宙技術研究所資料TM-698、1996年8月
- 8) 小松行夫、鈴木正光、唐沢敏夫、末永尚志、航技研2m×2m遷音速風洞用排風機設備の更新、航空宇宙技術研究所資料TM-702、1996年10月
- 9) Bernhard H. Goethert, Transonic Wind Tunnel Testing, Dover Publications, Inc., New York, 2007, Chaps. 14
- 10) Frank J. Kmak, Modernization and Activation of the NASA Ames 11-by 11-foot Transonic Wind Tunnel, AIAA 2000-2680
- 11) 永井伸治、唐沢敏夫、馬込誠、真城仁、大野宇宙、好本彰、池田洋一、生形裕、加藤孝宏、坂本保幸、2 m×2 m連続式遷音速風洞の補助送風機の自動運転、第55回飛行機シンポジウム講演集、

JSASS-2017-5007、平成29年11月、©日本航空宇宙学会

12) 西野宏、ガスタービン、朝倉書店、東京、1973年3月

13) 永井伸治、馬込誠、真城仁、我那覇義人、塩原辰郎、唐沢敏夫、2m×2m連続式遷音速風洞の制御統合、第53回飛行機シンポジウム講演集、JSASS-2015-5031、平成27年11月

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-18-005
JAXA Research and Development Memorandum

JAXA 2 m×2 m連続式遷音速風洞の測定部抽気時の自動運転
Automatic Operation of the JAXA 2 m by 2 m Continuous Transonic Wind Tunnel with
Suction Control of the Plenum Chamber

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成31年1月24日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

