- Pitching Moment of a 60° Delta-Wing-Body Combination (AGARD Calibration Model B) in the Langley 9-Inch Supersonic Tunnel. NACA T.N. 3300 Sept. 1954.
- 4) C. J. Schueler and W. T. Strike: An Investigation of the Lift, Drag and Pitching Moment Characteristics of AGARD Calibration Model A and B. AEDC-TN-55-84.
 - 5) C. J. Schueler and W. T. Strike: Calibration of a 40-inch Continuous Flow Tunnel at Mach Numbers 1.5 to 6. AEDC-TN-53-133 Nov. 1953.
 - 6) J. D. Coats: Force Tests of an AGARD Calibration Model B at $M=2.5$ to 6.0 AEDC-TN-60-1E2.
 - 7) C. J. Schueler: Lift, Drag and Pitching-Moment Characteristics of AGARD Calibration Models A and B at Mach Number 3.98 and 4.98. AEDC-TN-57-9 May 1957.
 - 8) C. J. Schueler.: An Investigation of Support Interference on AGARD Calibration Model B. AEDC-TN-60-85 Feb. 1960.
 - 9) R. O. Piland: The Zero-Lift Drag of a 60° Delta-Wing-Body Combination (AGARD Model 2). Obtained from Free-Flight Tests Between Mach Numbers of 0.8 and 1.7. NACA T.N. 3081 April 1954.
 - 10) E. R. Van Driest: Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids. Jour. Aero. Sci., Vol. 18, no. 3, Mar. 1951 pp 145~160, 216.
 - 11) B. Beane: The Characteristics of Supersonic Wing Having Biconvex Sections. Jour. Aero. Sci., Vol. 18, no. 1, Jan. 1951, pp 7~20.
 - 12) M. D. Van Dyke: Practical Calculation of Second-Order Supersonic Flow Past Nonlifting Bodies of Revolution. NACA T.N. 2144, July 1952.
 - 13) W. C. Pitts: Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. NACA Report 1307, 1957.
 - 14) W. E. Buford: The Effects of Afterbody Length and Mach Number on the Normal Force and Center of Pressure of Conical and Ogival Nose Bodies. Jour. Aero. Sci., Vol. 25, No. 2, Feb. 1958, pp. 103~108.

極超音速風洞*

平 木 一**
Itu HIRAKI

1. まえがき

ロケットや飛しょう体の発達に伴って、極超音速領域での空気力学の実験データが重要になって来た。例えば、日本においても、観測ロケットでは既にマッハ数9を超えている¹⁾。また、ソ連、米国においては、人工衛星、宇宙船が文字どおり軌道に乗っているが、これらの場合にはマッハ数26程度に達している。これらの飛しょう体が、高いマッハ数において大気圏に再突入するときには、飛しょう体は極めて高い温度に空気力学的に加熱される。この温度は極めて高いので、実験室で実際の飛行状態と同じ状態を作って実験することは極めて困難である。

極超音速領域での空気力学的データを得るには種々の方法があり、それぞれ得失がある²⁾。すなわち

- 1) 高圧、高温の空気を用いる極超音速風洞
- 2) ヘリウムなど空気以外の気体を用いる風洞
- 3) 電弧加熱風洞
- 4) 衝撃波風洞およびガン・タンネル
- 5) 熱衝撃風洞、すなわちホット・ショット
- 6) 射出実験装置、すなわちバリストック・レンジ

等である。ここでは主として1)について述べ、2)、3)については若干の実例をあげるに止める。4)、5)、6)については他に詳しく述べられるので³⁾⁴⁾、ここでは触れない。

2. 高圧高温の空気を用いる極超音速風洞の例

高圧、高温の空気を用いる、いわゆる低温極超音速風洞には、連続式と間けつ式とがあるが、いずれの場合でも、比較的長時間の実験ができて、実験の精度はよいが、温度、圧力の点で制限がある。したがって、この型式の風洞では、一般に、風洞中で空気が液化しない程度に加熱を止めなくてはならないが、空気力学的な特性の量的な測定に都合がよいので、飛しょう体の開発研究には一番よく用いられる。また、低温極超音速風洞は加熱器の種類によって、燃焼熱交換器型、電熱加熱器型、および蓄熱熱交換器型に分類される。

第1図は米国カリフォルニア工科大学の5in×5inおよび7in×7in風洞の系統図で、Jet Propulsion Lab.の21in×21in極超音速風洞⁵⁾の模型として作ら

第1図 カリフォルニア工大極超音速風洞の系統

れたものである。これらは、電熱加熱器型の連続式風洞の例で、6段の空気圧縮機により18ataの集合筒空気圧力と、550°Cの集合筒空気温度を得ている。マッハ数は、Leg 1は5.8, Leg 2は6ないし9である。Leg 2は、可撓壁の2次元ノズルを用いている。

第2図は米国ブルックリン工科大学空気力学研究所

* 昭和33年8月5日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所空気力学第一部

第2図 ブルックリン工大極超音速風洞の系統図

の極超音速風洞⁶⁾の系統図で、蓄熱熱交換器型間けつ式である。この風洞では、蓄熱にはアルミナ・ペブルを使用し、電熱加熱器を併用して、41 ata の圧力で1,430°C の温度の空気を導いている。この風洞のマッハ数は6, 8, 12 で、いずれも軸対称形状ノズルを用いている。

以上の例は、低温極超音速風洞としては、むしろ小さいものであるが、現在までに発表されている低温極超音速風洞の主なものの諸元をまとめて第1表に示す。第1表で空気温度を2,000°C 以上に加熱する風洞は、蓄熱器にジルコニア・ペブルを使うか、加熱器にグラファイト素子を使っているが、ジルコニアには途中の温度に変態点が存在し、一度温度を上げた後は、ペブルの温度を常時変態点以上に保たなければならない不便があり、グラファイトは酸素が存在すると酸化するので、作動気体を窒素としなければならない不便がある。

3. 低温極超音速風洞設計上の問題点

(1) 測定部における空気の液化 極超音速風洞では、高いマッハ数を得るために、ノズルの中で空気を膨張させるので、測定部の静圧、温度は著しく低くなる。空気の流れが等エントロピ的である場合は、圧力 p 、温度 T はそれぞれ

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1}$$

となる。添字0は集合筒内の状態を表わす。 γ は比熱の比で、空気の場合、通常1.4である。極超音速風洞では集合筒内で、空気の圧力、温度が高いので、実在気体効果を考えなければならないが、 T_0 が1,000°C程度では、その影響はあまり大きくはない¹⁷⁾。

したがって、高いマッハ数では、測定部の気流の温度が著しく低下し、空気の液化が問題になる。第3図は、空気の飽和蒸気圧曲線と実際の風洞の例を表わしたもので、曲線——の右側では空気の液化は起こらないと考えてよい。

第3図 空気の飽和蒸気圧と風洞の実例

(2) 必要な圧力比と第2スロート 極超音速風洞においては、風洞の始動・運転に必要な圧力比はマッハ数が増すと著しく大きくなり、これは、連続式においては動力に、間けつ式においては持続時間に著しい影響をもつ。測定部の後に、適当な形状の第2スロートを置くと、必要な圧力比が少なくてすむことは、超音速風洞において知られている¹⁸⁾¹⁹⁾、極超音速風洞においても、適当な形状の第2スロートは極めて有効である。風洞の始動に最適の、測定部断面と第2スロート断面の絞り比 ϕ は、測定部の後に垂直衝撃波を置いて考えた1次元理論の最大値とほぼ一致し、一般にこれ以上の絞り比 ϕ では風洞は始動しない。すなわち、集合筒における空気圧力を p_0 、マッハ数 M の測定部に垂直衝撃波がある場合の衝撃波の直後の全圧を p_0' とすれば、 ϕ の許される最大値は

$$\phi_{\max} = \frac{p_0'}{p_0} \cdot \frac{A}{A^*}$$

と考えてよい。ただし、 A は測定部断面、 A^* はノズル・スロートの断面積である。第4図に $\phi_{\max}$ と M の関係と、実際の風洞の例を示す²⁰⁾。この場合に、風洞

第4図 風洞の始動に許容される第2スロートの絞り比

第1表 低温極超音速風洞の諸元

所 在	型 式	マッハ数 M	測定部 寸 法	加 熱 器	貯気圧 (ata)	貯気槽 (m^3)	真空槽 (m^3)	持続時間 (分)	集合筒 温度 T_0 ($^{\circ}C$)	集合筒圧力 p_0 (ata)	レイノルズ 数 Re/ft	ノズル
NOL No. 4 ⁷⁾	間けつ	5~10	10"×10" 13"φ	燃焼+電熱	204	57	2040	18	60~777	1~52	2.3×10^8 ($M=10$)	2次元軸対称
NOL No. 8 ⁷⁾	間けつ	5~10	20"×20"	燃焼+ペブル +電熱	"	"	"	1.4	71~816	1~150	7×10^8 ($M=10$)	2次元
GALCIT leg 1	連続	5.8	5"×5"	電熱 (80 kW)	—	—	—	連続	150	~7	—	2次元
GALCIT leg 2	" (1500 PS)	6~9	7"×7"	電熱 (80±0 kW)	—	—	—	連続	~550	3.4~18	1.3×10^8	2次元 flex.
JPL ⁸⁾	連続 (15000 PS)	4~11	21"×21"	電熱 (4.2 MW)	—	—	—	連続	~732	~45	1.5×10^8	2次元 flex.
PIB leg 1	間けつ	6	12"φ	ペブル	204	65	710	—	1370	41	—	軸対称
" leg 2	"	8	24"φ	ペブル	—	—	—	—	1370	"	—	"
" leg 3	"	12	24"φ	ペブル +電熱	—	—	—	—	1430	"	—	"
Douglas	間けつ	5~10	27"φ	ペブル 混合器付	238	14.2	—	5	110~ 1100	41~150	2.2×10^8	軸対称
Boeing	間けつ	5~7	12"~18"φ	燃焼蓄熱	—	27	—	1 ($M=5$), 2.5 ($M=7$)	154~399	18~84	$3.4 \sim 35$ $\times 10^8$	"
NASA Ames	間けつ	(5~15) 6.5	42"φ	ペブル	—	—	—	0.5	2482	204	—	軸対称
NASA Langley	間けつ	6.8 9.6	11"×11"	電熱 (1.5 MW)	50	11.2	340	1.5	682	—	—	2次元 3次元□
"	間けつ	3~5 6 8.5	20"×20"	—	—	—	(エゼク タ付)	30	282 566	37 184	—	2次元 flex. 2次元 3次元□
"	連続 (25000 PS)	10, 12	31"×31"	電熱 (15 MW)	306	あり	(あり 真空始動)	連続	1288	306	—	3次元□
"	連続	10~18	3"φ	(グラフ イト)	—	—	—	—	2482	340	—	—
"	間けつ	17	24"φ	(グラフ イト (10 MW)	—	—	—	0.5	2482	1360	—	—
"	間けつ	13	27"φ	ペブル	—	—	—	1	2204	82	—	—
" ⁹⁾	間けつ	4 6	4"φ 10.6"φ	ペブル	—	—	—	—	1110~ 2280	55~88	—	軸対称形状円 錐
" ⁹⁾	連続	—	24"×24"	電熱 (750 kW)	—	—	(エゼクタ)	連続	260	0.3~3	—	2次元
AEDC ¹⁰⁾ VKF-A	連続 (92500 PS)	1.5~6	40"×40"	なし	—	—	—	連続	—	0.06~14	$0.4 \sim 4.3$ $\times 10^8$	2次元 flex.
"-B	"	8	50"φ	燃 焼	—	—	—	"	482	4~54	$0.25 \sim 3.3$ $\times 10^8$	軸対称
"-C	"	10	50"φ	燃焼+電熱	—	—	—	"	816	12~150	—	"
"-E2	間けつ	5~8	12"×12"	電熱 (4.2 MW)	270	214	5650	5	($M=5$) ~40 ($M=8$) ~50	2~20×10 ⁸ 1~6×10 ⁸	—	2次元 semi-flex.
Princeton JFRC	間けつ	10	—	電 熱	200	57 (エゼクタ)	—	—	838	~42	—	—
"	"	10~20	—	(グラフ イト)	"	" (エゼクタ)	—	—	2500	~68	—	—
Minesota RAL ¹¹⁾	間けつ	7	12"×12"	ペブル	17	50	650	2	283~ 1394	3.4~10	8×10^8 ($M=10$)	2次元
DTMB ¹²⁾	間けつ	5~10	13.5"φ	—	211	17	830	13	1371	41	0.25×10^8	—
Sandia ¹³⁾	間けつ	4~11	18"φ	ペブル	21.4	147	850	0.4~1.5	1394	1.4~19	—	—
WADD	間けつ	4 7~14	24"φ	ペブル	54	—	1700	—	2227	40	—	2次元 軸対称
FFA ¹⁴⁾	間けつ	4.6 7.2	20 cmφ	電熱蓄熱	16	40	200+ 11000	—	430	17	—	軸対称
" ¹⁴⁾	間けつ	4~7 (10)	50 cmφ	電熱 (200 kW)	—	—	—	—	550~850	8~120	—	—
RAE ¹⁵⁾	間けつ	7 (5~9)	7"×7"	電熱蓄熱	211	7	849	3	410	($M=5$) 20 ($M=7$) 50	—	2次元
東大航研	間けつ	8 (5~9)	20 cmφ	蓄 熱	200	4 (エゼクタ)	—	1.3	600	—	—	軸対称
航技研 ¹⁶⁾	連続吹出 (2400 PS)	5	15 cm ×15 cm	燃 焼	21	1050	—	連続	~500	20	—	2次元
航技研*	間けつ	(5~11)	50 cmφ	ペブル	200	12 (18)	(1100)	1	1000	100	—	軸対称

* 建設中

の始動に必要な圧力比は、模型のない場合には、ほぼ p_0/p_0' の程度で、模型のある場合にはこれよりやや大きい。風洞始動後にさらに第2スロートを絞れば、運転に必要な圧力比はこれより小さくなり、連続式の風洞では実際に用いられている。第5図に、風洞の始

動・運転に必要な圧力比の実例を、 p_0/p_0' およびその30%増しの曲線とともに示す。

(4) ノズルの形状 極超音速流を得るためのノズルとしては、通常、低いマッハ数では2次元ノズルが、高いマッハ数では軸対称ノズルが用いられる。2

第5図 風洞の始動・運転に必要な圧力比

次元ノズルでは可撓壁としてマッハ数を連続的に可変にできるが、高いマッハ数ではスロートの間隔が極めて小さくなり技術的困難が大きい。いずれの場合も、スロートから空気を膨張させる膨脹領域と、これを平行流にするための整流領域とがある。両領域とともに特性曲線法によって計算することは超音速の場合には行なわれているが²¹⁾、計算に労力を要するのみでなく、誤差が蓄積するので、極超音速風洞の場合には必ずしも有利でない。したがって、通常は、膨脹領域に吹き出し流を仮定し、整流領域のみ特性曲線法で計算する。軸対称ノズルの場合は Foelsch の方法²²⁾がしばしば用いられるが、この場合には速度の微係数が不連続となるので、部分整流領域をおく方法²³⁾の方が結果が良好なようである。

集合筒内の空気温度が高い場合は、実在気体効果を考えなくてはならないが、低温極超音速風洞では、整流領域のはじまるマッハ数を十分高く選べば、スロート断面積の補正だけで十分である。各温度、マッハ数で、ノズルと測定部の断面積の比に加えるべき補正を第6図に示す¹⁷⁾。

第6図 A/A^* に対する熱量的実在気体効果¹⁷⁾

また、ノズルの設計においては、境界層の排除厚の

修正を加えなければならないが、一般に、極超音速風洞においては、ノズル壁の熱伝達が無視できないので、超音速風洞でしばしば用いられる断熱壁の境界層修正はあまり適当でない。熱伝達を考慮した二、三の方法が提案されているが^{24, 25, 26)}、いずれも仮定があり、計算も複雑であるので文献を挙げるに止める。第7図に計算結果と実験値との比較の一例を示す²⁵⁾。

第7図 ノズル形状の境界層補正の計算結果と実験値の例²⁵⁾

(4) 加熱器の型式と材料 極超音速風洞の加熱器には 前述のように、燃焼型熱交換器、電熱型加熱器、蓄熱型熱交換器等が用いられる。燃焼型熱交換器は比較的低い温度にのみ用いられる。蓄熱型のものも、比較的低温のものには、金属格子や金属球を用いるものもあるが、高温のものにはセラミックのペブルを用いる。ペブルの材料として考えられるものは、非常に高価なベリリウムとか、放射能のあるトリウム等を除くと第2表のとおりで、高い温度に使用できる点ではジルコニアがすぐれているが、高価な上に、途中の温度に変態点があって、一度加熱すると常に変態点以上に保たないと破損するので、設計、運転、保守に特別の考慮が必要である。したがって一般にはアルミナが用いられる。

第2表 熱交換器用ペブルの材料

	成分	比重	比熱	融点 (°C)	最高使用温度 (°C)
ジルコニア	ZrO ₂ *	5.36	0.16	2550	2300
マグネシア	MgO	3.60	0.31	2800	2400
アルミナ	Al ₂ O ₃	4.00	0.28	2200	1700
炭化けい素	SiC	3.21	0.30	2500	1700

* 通常 5% 程度の CaO を加える。

電熱型の加熱素子としては、通常ニクロムや炭化けい素が用いられるが、高温のものには Kanthal が用いられる。これらの加熱素子の材料の比較を第3表に示す。電熱型加熱器では絶縁材料が問題になるが、通常アルミナや溶融石英が用いられる。温度の制御には、可飽和リアクトルがしばしば用いられるが、イグナイトロン等によればさらに良好な制御が期待でき

第3表 加熱器用電熱素子の材料

	ニクロム	鉄クロム	Kanthal	炭化けい素	ソーファイト
最高使用温度(°C)	1100	930	1550	1400	2500

る。電熱型の特殊なものとしてグラファイトを用いたものがあるが、この場合には酸素が存在してはいけないので、作動気体として窒素が用いられる。他の型式の加熱器として電弧加熱器があるが、これについては後に述べる。

(5) 計測の精度 一般に、風洞実験では、マッハ数 M は、集合筒空気圧力 p_0 と測定部静圧 p から計算され、動圧 $q = \gamma M^2 p / 2$ はこれから計算される。したがって、マッハ数の精度、動圧の精度は、圧力の測定精度で定まる。 $\gamma = 1.4$ とすれば

$$\left| \frac{dp_0}{p_0} \right| + \left| \frac{dp}{p} \right| = \frac{7}{2} \frac{1 + \frac{2}{5} M^2}{1 + \frac{M^2}{5}} \cdot \left| \frac{dM}{M} \right|$$

p と p_0 の精度が同じ精度、すなわち $|dp_0/p_0| = |dp/p|$ とすれば

$$\left| \frac{dM}{M} \right| = \frac{4}{7} \frac{1 + \frac{M^2}{5}}{\frac{2}{5} M^2} \left| \frac{dp}{p} \right| = \frac{4}{7} f(M) \left| \frac{dp}{p} \right|$$

これから

$$\left| \frac{dq}{q} \right| = \left(1 + \frac{8}{7} f(M) \right) \left| \frac{dp}{p} \right|$$

したがって、圧力の測定精度をそれぞれ 1% としたとき、マッハ数、動圧の精度は第8図のようになり、

第8図 圧力の測定精度 1% のときのマッハ数 M 、動圧 q の精度

極超音速領域では、それぞれ約 0.3%、約 1.6% となる。力の測定精度、迎角の設定精度等をこれに見合うようにきめたとすると、空気力学的な係数の精度は、この場合 5% 程度となるであろう。

4. ヘリウム風洞

ヘリウム風洞では、気体の液化を起こすことなくマッハ数 30 ぐらいまでの実験が、比較的容易にでき

る。また、ヘリウムは単原子気体であるので、比熱の比 γ が空気より大きいので、高いマッハ数でも静圧は空気の場合ほど低くならないので、連続流領域の流れを作りやすいという利点がある。第4表にヘリウム風洞の例をあげる。第9図に GE 社のヘリウム風洞の系統図を示す²⁷⁾。これらのヘリウム風洞では円錐ノズルを用いたものが多いが、このような高いマッハ数では境界層が極めて厚くなるので、円錐型ノズルを用いるのがむしろ適当である。

第4表 ヘリウム風洞の諸元

所在	マッハ数 M	測定部寸法	集合筒温度 T_0 (°C)	集合筒圧力 p_0 (ata)	持続時間 (分)	ノズル	備考
NASA Langley	10.5 18	11"φ	~682			円錐	電熱加熱器付
"	15~26		650		0.5		
"*	10~20	3'~5'	260	340	0.5		
Johns Hopkins APL	~20				0.5		
Princeton JFRC	12~24	6"φ	27	102		形状	蒸気エゼクタ付
GE MSVD	20					円錐	エゼクタ付

* 建設中

第9図 GE 社ヘリウム風洞の系統²⁷⁾

5. 電弧加熱風洞

電弧加熱風洞は、現在のところ、気体を極めて高い温度に連続的に加熱できる唯一の方法であるが、作動気体を空気とすることは困難で、通常アルゴンまたは窒素が使用される。電弧加熱器は、作動気体の圧力が高くなると技術的に難しくなるので、通常数 ata 程

第10図 磁場をかけた電弧加熱器の構造の例²⁸⁾

第5表 電弧加熱風洞の諸元

所 在	マンハ数 M	測定部 寸 法	電 力 (kW)	集合筒温度 $T_0(^{\circ}\text{C})$	集合筒圧力 $p_0(\text{ata})$	持続時間 (分)	真 空 系	備 考
JPL	~ 3	0.5~2"	600 (整)		~0.7	連 続	機械ポンプ	
NASA Ames	5.6	4.1"	80~160 (整)			連 続		
" *		30"	10000		6.7	20		
" *			10000		100	20		
NASA Langley	5.6	3"	900	4000	4~12	1~3		
" *	13.4				68	1.5		
" *	4~14	12"	(発)	7200	4~102	1~3		
" *	6	24~48"	10000		102	2~3	蒸気エゼクタ	
" *	8~9	24"	10000			2		
" *	8	4"		5500~8860	136	0.5		
NASA Lewis	3.5	2"	500 (発)		0.5~3		機械ポンプ	
" *	5~8	23.3"			5~15		2段空気エゼクタ	4ヘッド
WADD	5~15	2~24"	4000 (整)		3.4~68	20	真空槽+機械ポンプ	
USAF ARL			1200	20000	1	連 続		AC/DC
AEDC ⁽¹⁰⁾ VKF-LDH	9~11	6"	40 (整)	1700~4700	0.7~1.4	連 続	空気エゼクタ+真空槽	低密度, N_2
NOL	3	3.5"	3000		13	2	—	3 ϕ AC
ASL	亜音速~5	2"	200~2000 (電池)		1~5		1~10 ⁻⁴	
Avco ARDD		0.75"	500 (発)		12	5		
"	5	12"	10000 (電池)		0.3~25	1		multi-arc
"	亜音速		"		0.07~41	15		
"	2~3	2"	2000 (電池)		0.015~15	連 続	真空槽	
"		3~8"	1000		0.005~5	5(1.5 MW) 2(1.8 MW)		
General Dynamics	~12	0.2~8"	1800		0.007~34	0.5	蒸気エゼクタ	
GE MSVD	亜音速		200 (発)		1~5.1	5	—	shroud 付
"	4.8				0.3~1	0.15		
"	亜音速~2.2				11	15		
Boeing	3~8	1", 2"	500		1.4	10		
"	2.5~3	8"	1000~2000		0.1~3	30		
Vidya			1000 (電池)		1~8			材料試験用
UC Berkeley	4	6"					蒸気エゼクタ	低密度
Univ. Mich.*								AC
Johns Hopkins APL	亜音速~7	1.75"			82	0.66	蒸気エゼクタ	

整=整流器, 発=発電機, *=計画または建設中

度で使用され, 現在のところ 100 ata が限度と考えられている。問題となるのは, 電極の損耗と気体の汚れで, そのため気体を接続方向に導入したり, 磁場をかけたりして, 電弧が1カ所に停滞しないようにしている。第10図は磁場をかけた電弧加熱器の構造の例⁽²³⁾である。電弧加熱風洞においては, 高温に耐える絶縁物が問題となるが, 現在のところ, 高価ではあるが有望なのは窒化硼素 BN である。第5表に電弧加熱風洞の例の諸元を示す。

6. む す び

極超音速空気力学実験装置のうち, 主として低温極超音速風洞をめぐる問題点について, 実例をあげて述べた。極超音速領域の実験となると, いずれにしても困難が多いので, 実験の目的により実験の装置を選ばなくてはならない。発表された風洞の諸元が, 文献によって異なっているのも, 極超音速風洞では改造の多いことを示している。高圧の空気源, 真空槽と排気装置, 加熱装置等は, これらの実験装置に共通に用いられるもので, 計画に当たっては, 当面の目的のみなら

ず、他への転用も考慮しておく必要があろう。第11図に米国 AEDC の von Kármán Facility の空気系統の例¹⁰⁾を参考として示す。

第11図 AEDC VKF の空気系統¹⁰⁾

ヘリウム風洞、電弧加熱風洞についても述べたが、電弧加熱風洞は、特に、稀薄な場合の極超音速空気力学実験装置として将来があるように思われる。

最後に、調査に協力された、航技研究気力学第一部の諸氏にお礼を申しあげる。特に、実例についての資料は長洲秀夫、林二識両室長の調査によるところが多い。図面の作成には橋本登、桜場宏一の両君をわずらわした。

文 献

- 植村恒毅・長野末光・金沢和夫・鷹野修二・田中勝也： カップ9L 型1号機および小型モデルロケットの光学的追跡について、生産研究、13巻10号(1961) p. 37
- 近藤次郎： 極超音速技術、日本航空学会誌9巻88号(1961) p. 146
- 神元五郎： 衝撃波風洞における計測、日本航空学会誌11巻117号(1963)
- 近藤次郎： バリステック・レンジ、日本航空学会誌11巻117号(1963)
- Howard, W. R.: Wind-Tunnel Testing at the Jet Propulsion Laboratory, Report No. 20-83 (1957)
- Ferri, A., Libby, P. A.: The Hypersonic Facility of the Polytechnic Institute of Brooklyn and Its Application to Problems of Hypersonic Flight, AGARD Report 136 (1957)
- Aeroballistic Research Facilities, NOLR 1233, United States Naval Ordnance Laboratory
- Trout, O. F., Jr.: Design, Operation, and Testing Capabilities of the Langley 11-inch Ceramic-Heated Tunnel, NASA TN D-1538 (1963)
- Stokes, G. M.: Description of a 2-foot Hypersonic

Facility at Langley Research Center, NASA TN D-889 (1961)

- von Kármán: Gas Dynamics Facility 1961, AF-AEDC.
- Hermann, R., Stankevics, F. O. A., Melnik, W., Luger, M. A.: Design, Calibration and Simulation Capacity of the Rosemount Aeronautical Laboratories' High Temperature Hypersonic Facility, WADD TN 60-108 (1960)
- Haberman, W. L., Harley, E. E.: Investigation of Heat-Transfer Testing in Intermittent Wind Tunnels, Part I-Solid Cones in Supersonic Tunnels, DTMB Aero. Rep. 1007 (1962)
- Maydew, R. C.: Status of Sandia Laboratory Hypersonic Facilities, Sandia Corporation Reprint SCR-230, TTD-4500 (1960)
- Rosén, J.: A Status Report from the Aeronautical Research Institute of Sweden (FFA) and the Aeronautical Department of the Royal Institute of Technology (KTH) Stockholm Sweden, Preprint at the 15th STA-Conference in St. Louis, (1961)
- Crane, J. F. W., Crabtree, L. F.: The 7in. x 7in. Hypersonic Wind Tunnel at R. A. E. Farnborough, Parts I, II and III, ARC C. P. No. 590 (1962)
- 平木 一・清水福寿・橋本 登： 高マッハ数風洞について (I) 航技研 TM-1 (1961)
- Ames Research Staff: Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow NACA TR 1135 (1953) p. 687-669
- Kantrowitz, A., Donaldson, C. duP.: Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers, NACA Wartime Report L 713 (Originally issued 1945 as ACR No. L5D20)
- Lukasiewicz, J.: Diffusers for Supersonic Wind Tunnels, J. Aero. Sci. 20 (1953) p. 359
- Wegener, P. P., Lobb, R. K.: N. O. L. Hypersonic Tunnel No. 4, Results II-Diffuser Investigation, NOL NAVORD Report 2376 (1952): An Experimental Study of a Hypersonic Wind-Tunnel Diffuser, J. Aero. Sci. 20 (1953) p. 665
- Sauer, R.: General Characteristic of the Flow through Nozzles at Near Critical Speeds, NACA TM 1147 (1947)
- Foelsch, K.: The Analytical Design of an Axially Symmetric Laval Nozzle for a Parallel and Uniform Jet, J. Aero. Sci. 16 (1949) p. 161
- Cresci, R. J.: Tabulation of Coordinates for Hypersonic Axisymmetric Nozzles, Part I-Analysis and Coordinates for Test Mach Numbers of 8, 12 and 20, WADC TN 58-300 Part I (1953), Part II-Coordinates for Test Section Mach Numbers of 6, 7, 8.5, 9, 10, 14, 16 and 18, WADD TN 59-300 Part II (1960)
- Reshotko, E., Tucker, M.: Approximate Calculation of the Compressible Boundary Layer with Heat Transfer and Arbitrary Pressure Gradient, NACA TN 4154 (1957)
- Persh, J., Lee, R.: A Method for Calculating Turbulent Boundary Layer Development in Supersonic and Hypersonic Nozzles Including the Effects of Heat Transfer, NOL NAVORD Rep. 4200 (1955)
- Sivells, J. C., Payne, R. G.: A Method of Calculating Turbulent-Boundary-Layer Growth at Hypersonic Mach Numbers, AEDC-TR-59-3 (1959)
- Nagamatsu, H. T.: Hypersonic Experimental Facilities, High Speed Problems of Aircraft and Experimental Methods, Princeton University Press (1960) p. 565