ながれ 4 (1985) 307—314.

〔解　説〕

風洞思い出草

*前川　力

プロローグ——海軍航空廠のできるまで

若い方には死児の齢を数える思いにかられるであろうが，わが国の風洞事始めから終戦までの様子を書き残すことにした．事始めと申しても，私は1932年に物理学科を卒業して，後年波動幾何学を提案された三村剛昂先生の下で量子力学を勉強していたのが，妙ないきさつで海軍の西井潔造兵中佐に引張られて34年に海軍航空廠に入り，流体力学に一歩をふみ入れた次第で，それまでのことは大勢の方から教えていただいたことである．

ちょうどその年に Prandtl-Tietyens の Applied Hydro- and Aeromechanics が出て，これで流体力学の勉強をしたが，この本には古い風洞のことが大分書いてある．わが国の風洞については，先般「翼のある風景」No. 15 (1985) 春・夏号の「わが国航空工学を築いた人びと⑤」として西井さんのことを書くのについて調べたが，海軍と中央航空研究所のことが中心で，陸軍，大学，会社関係については殆んど調べていないことをお許し願いたい．

海軍では1916年に横田（後に松村姓）成沽技師をエッフェル研究所に派遣して，欧米の航空機の実験研究機関の調査と風洞関係の実験研究に従事させた．そして18年に東京築地の造兵廠（ここは現在は中央魚市場）内に海軍航空機試験所が設置され，19年に直径2 m, 200馬力，最大風速50 m/sのエッフェル型風洞（エッフェルによって考案された吸込式風洞で，測定部が自由噴流のため周囲を密閉室で囲んだもの）が完成，これが恐らくわが国最初の風洞であった．しかし東京帝国大学も1918年に東京越中島に航空研究所の設置をきめているので，そちらのエッフェル型風洞との先後関係は定かでない．陸軍も所沢に NPL 型風洞（英国の National Physical Laboratory で考案された吸込式の風洞で測定部は密閉式）を設けたが詳細は不詳である．ただこの頃越中島で毎週木曜日に大学，陸海軍の人達が集まり研究会が開かれ，田中館愛橘，斯波忠三郎，横田成年，田丸卓郎，寺田寅彦，岩本周平さんのようなそうそうたる方が集まっておられた由である．

ところが1921年の関東大震災によって築地も越中島も焼けて海軍は霞が浦へ，東大航研は駒場へ移ることになった．海軍の野田哲夫技師が三菱の風洞の設計をされて三菱に移られたのが1924年頃で，これが民間会社の風洞の第一号だと思われる．

西井（1889～1944）さんは1917年に京大の物理を出て海軍へ入られたが，20年4月欧米各国へ出張を命ぜられ，仏，独で研究され，22年末 C. Wieselsberger (1887～1941) 博士を連れて帰国された．海軍技術研究所（以下技研と略称）霞が浦出張所が正式に発足したのは24年11月であったが，ウィーゼルスベルガーを中心に吹口1.25 m，200馬力のエッフェル型

* 広島大学名誉教授，広島工業大学名誉教授，本会名誉会員
（自宅）〒731-51 広島市佐伯区五日市町三宅206

の第一風洞（1924年7月完成），吹口2.5m，400馬力でゲッチンゲン型（ゲッチンゲン大学のAVA〔Aerodynamische Versuchsanstalt〕でプラントルにより考案された循環型風洞）の第二風洞（22年3月完成，いずれも最大風速60 m/s）が建設された．第二風洞は30年に東大航空研究所の3m風洞ができるまではわが国最大の風洞であった．

1927年には川西航空機の招きでカルマン（1881～1963）さんが来られているので，川西は民間会社では三菱に次いで風洞を持ったのではないかと思われる．

海軍には早くから，航空技術全体の実験研究機関を設立すべきであるとの意見があったが，30年12月に漸やく横須賀市田浦町浦の郷に海軍航空廠を置くことがきまり，32年4月開所の運びとなり，霞が浦の技研航空機部の主力は航空廠科学部となった．

西井さんの構想

西井さんは風洞課長として風洞の拡充のために，部下の教育と上層部への説得工作には並並ならぬ努力を払われた．西井さんの秘書役を勤めた長井（旧姓林）信一さんの話によると，廠長への上申書を清書した数はおぼえきれない程で，そのために時に科学部長との間にトラブルもあったやに聞いている．然しそのおかげで当時の航空廠の首脳部の間で，前原謙治廠長以下口を開けばレイノルズ数（以下R数と書く）が議論された由である．

教育を兼ねて風洞その他の研究施設の文献を新入者に翻訳させ，併せて上層部への説得資料に使われた．その一つに1932年のライト記念講演会のWimperis氏の「航空に関する新研究方策について」という講演（J. Roy. Aero. Soc. 1932）の翻訳がある．これには気流の可視化や境界層の研究には，気流の乱れを減らす必要があり，そのためにG. I. Taylor（後にSir G. Taylor）の提案によりNPL内に絞り比を大きくした吹口1ftの小型風洞を設けて成功したことが述べられているが，低乱風洞の先駆である．騒音防止では今日の飛行場騒音公害問題が既に取り上げられていることは注目は値いするが，まだ高速風洞の項は現れていない．これにあげられている風洞は，当時の先端的風洞を示すものとしてここに再録し，高速風洞は多田政忠さんの空廠報告282号（1934.3）中の連続運転方式のものをあげる．

風洞種類	設置場所	吹口	動力	風速（気圧）	備考
変圧風洞	NACA	5ft	250HP	70fps (21atm)	1923年完成　27年火災　29年改装完成
	NPL	6ft	500	90fps (25 〃)	1929年着手　32年通風　33年完成
大風洞	NACA	20ft	2000	110mph	プロペラ研究用
	〃	60×30ft	3000	118mph	吹口楕円形の実物風洞
	NPL	24ft	2000	130mph（予定）	*回転軸に直角には重力が働かない
垂直風洞	NACA	風は吹下し，風洞軸のまわりに回転する模型に働く力と偶力測定*,			
	NPL	12ft		30fps	気流長20ft　自由スピン
高速風洞	米国	31.1cm	5000？	M=1.08	Material Division Air Corp. Ohio
	仏国	3cm	50	925m/s (M=2.7)	マルグリース氏の設計による

注：1 ft (foot)=0.3048m, fps (feet per sec.), 1 mph (miles per hour)=22/15 fps=0.4470 m/s
NACA は米国の National Advisory Committee for Aeronautics の略で NASA の前身

このような情況下で西井さんは1935年に吹口3mの垂直風洞と，第二風洞と同じ吹口2.5

mの第三風洞を，36年には吹口0.3mの模型高速風洞を完成されたが，病のために36年末には海軍を退かれた．あとは本宿哲郎さんが継がれ終戦時には科学部長を勤めておられた．西井さんの御在職中から建設にかかっていた吹口1.8m，17気圧で50m/sの高圧風洞は37年に，吹口7.5mの中型風洞は39年に，吹口1mの高速風洞は42年に完成した．航空廠は39年4月に航空技術廠と改称され，吹口3.0mの第四風洞が40年に，吹口0.5m八角形の整流（低乱）風洞が43年に完成し，推進機部の吹口3mで250m/sまで出る変圧風洞も建設中であったようであるが，詳しいことは知らない．

垂直風洞は米英に続いて三番目で，吹口3m，300HP，45m/s，建物の周壁が帰還洞になっていて，地上22m，全高27mで，測定部と吸込洞部分の周囲は四層になっていて，四隅に居室があった．実験用の模型は幾何学的と同時に力学的にも相似を保つために軽いバルサ材で作成，溝口正夫（32年東北大物理）さんが担当され，特殊風洞では一番早くから成果があがっていたのに，38年8月20日に八九艦攻（神武暦2589年〔西暦1929年〕式艦上攻撃機）で飛行実験中に墜落・殉職されたことはまことに惜しまれる．海軍には第二垂直（4.0m）の計画が，米（4.57mと6.10m），英（4.0m），独（4.0m），仏（5.0m）にも作られたが詳細は不明である．

西井さんは病い癒えるとともに，38年7月に逓信省航空局に入られ，39年4月に中央航空研究所の発足と共に，大風洞建設の準備として，吹口は大風洞の1/20の1.5×1mの楕円形，後述のシャレームードンの大風洞に準じて15馬力電動機4台を同一断面上に設置した，風速40m/sのゲッチンゲン型風洞を作って普通風洞として使われた．直径0.5mの高速風洞は大型高速風洞の設計資料を得るため二基作られた．絞り比は8と6，電動機は100HP×4と200HP×2，全長は9215mmと6790mm，最大風速は前者はM＝0.9，後者は不明であるが，後者は減圧も可能で，特殊風洞として使われた．予備実験を終えてこれらは41年の後半より実用に入った．

1.5m高速風洞は900HP×4，風速280m/s，低温低圧実験装置も作られたが，いずれも整備実験の段階で終戦を迎え，1.5m高速風洞は進駐軍の命により取りこわされた．建設途上で終戦を迎えたものに吹口3mの低乱風洞，吹口4m，3万馬力の発動機風洞があり，敷地だけが予定され，基本設計，予備研究の段階で終ったものに吹口30×20mの大風洞，吹口5mの亜音速風洞があった．西井さんは37年9月から42年6月までは京都大学理学部の講師を，41年10月には陸軍の嘱託も兼任されたが病を再発，44年1月29日不帰の客になられ，そのご心中は察するに余りあった．不幸中の幸は43年4月26日に「高圧風洞試験装置考案完成シ，帝国海軍ニ貢献セル処甚(マコト)ニ大ナリ．仍テ海軍技術有功章令ニ依リ銀杯一個並ビニ金一封授与」の栄に浴されたことであった．

以下風洞の種類別に外国の事情と対比しつつ調べて見よう．

大風洞

西井さんは兼ねて実物風洞に強い関心を持っておられ，まず36年に吹口7.5m，4000馬力，最高風速67m/sの風洞を計画して，これを中型風洞と名付けられた．この風洞の完成を見ずに海軍を去られたが，34年末にはDVL（Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrtforschung, Berlin und Göttingen）に吹口5×7m（又は6×8m）楕円形，2700馬力，65m/sの風洞ができ，絞り比は4だが乱れは少なく，T. F.（Turbulence Factor，大気中の球の臨界R数〔球の抗力係数が0.3となるR数で大気中では3.85×10^5〕をその気流中での臨界R数

で割った値で，乱れの程度を示す指標）は1.05であった．陸軍は海軍より早く立川に吹口7m，2900馬力の風洞を設置し，中国ソ連にもこれに近いものが作られた．

西井さんの関心を最もそそったのはフランスのシャレームードンに作られた大風洞で，西井さんの計画は，この風洞を手本に考えられた20×30mの大風洞で，その後NACAのMoffet-Field, Calif.に作られた40×80ft, 36000馬力，最大風速250mphの風洞の吹口面積の2倍に相当する世界最大のものであった，シャレームードンの吹口16×8mの楕円形の実物風洞は既に1929年から構想され，3×1.5mの縮小模型試験の結果がよかったので31年に製作が決定，36年から実験データが出始めた．風洞は大気に開放型のエッフェル型で，外気に面した吸出面に1000馬力×6の電動機と送風機を備えて，50m/sの風速が得られた．

高速風洞

西井さんは高速洞洞建設の準備として，先づ1933年に多田政忠（29年京大物理）さんを招き，さきに述べたような報告書をまとめさせ，さらに34年にはW. Margoulisを招いた．マルグリースの高速風洞の成功の秘訣は，測定洞の超音速流を適切な絞りによって，衝撃波による損失なしに亜音速にもどすような測定洞の曲線を見出したことであった．また減圧して空気の密度を小さくすれば，動力が少なくてすむことも提案していて，海軍の30cmの模型高速風洞では大気圧が採用されたが，1m高速風洞では内圧を0.1気圧に減圧したため前者の500馬力に対して後者では1500馬力で同じマッハ数が得られた．測定洞は両者共に亜音速用とM=1.0，1.1，1.24，1.35用の5種類が作られた．

1m高速風洞は海軍の風洞中世界的にも最先端を行っていたものと言ってよく，戦後米国に持ち去られて利用されたことからもそのことが窺われる．この風洞による実験結果は，多田さんが日本航空学界誌4巻29～31号（1956年）に発表されている．

杉本正雄（1934年東大物理）さんはマルグリースと多田さんの下で技研の直径0.3mの超音速風洞（M=3）を設計されて技研に移られた．

航空廠の高速風洞と相前後してできた連続運転の風洞としては，チューリッヒのスイス工科大学（ETH）のJ. Ackeretの作った40cm角型で900馬力，492m/sの風洞と，ミラノのGuidoniaの40cm角型で3000馬力，M=2.7，1935年から計画されて38年に完成したものがある．米国には直径2ft，500mphのものが35年に，直径8ft，8000馬力，500mphのものが36年にできたが，後に16000馬力に強化されて700mphまで出るようになり，球の臨界R数が3.9×10^5いうように気流の乱れの少ないものであった．

陸軍は吹口0.4m，750馬力で723m/sの超音速および吹口2.5m，3000馬力で200m/sの高速風洞を作ったが，それがいつであったかは知らない．

プロムナード

直径3m相当以下の普通風洞については数も多いので一つ一つあげられないが，もし一つをあげるとすれば，1933年にできたCaltecの10ft風洞にとどめをさす．動力は750馬力で200mphを出し，絞り比は4.5に過ぎないがT. F.は1.1で，優秀な研究者に利用されて，基礎的研究について多くの成果をあげた．航空関係の研究機関の風洞では，直接飛行機に関係した研究が主として行なわれたが，そうでない場合のことにもふれておく．

改装ではなく始めから航空母艦として設計された最初の艦はわが国の鳳翔（9500トン）で1922年9月に竣工している．母艦の甲板上の気流の風洞実験は初め頃は機密保持のため夜間，

憲兵が風洞の周辺を厳戒しながら行なわれた由である．私が海軍に入った1934年には，この関係で「風洞ニ於ケル煙実験ノ相似律ノ研究」という研究が行なわれ，第二風洞で駆逐艦の模型から煙を出し，煙を横および上から撮影したものと，実艦での煙の様子を平行して走る駆逐艦と飛行機から撮影し，風速，風の息，艦速，煙の噴出速度と温度との色々な組合せで両者を比較検討した．一応の相似方法をまとめたものの，このような二度と得られない資料をもっと深く解析しようと温ためていたのに，終戦と共に散佚してしまったことは残念で，このような実験は外国で行なわれたという話をきいたことがない．

また1935年に海軍機が三原山で遭難したとき，三原山の1/4000の模型を作り，毛糸を使って行った気流実験と，現地で航空隊の手で照明弾を打ち上げて行なわれた実験とはよい一致を見た．一方1929年にジブラルタルで英軍機が遭難した時に，現地とNPLの4ft風洞で1/5000模型で行なわれた実験が，英国気象局のGeophysical Memo. No. 59に出ていた．

また，西井さんの提案で広瀬正経科学部長時代から，風洞水槽研究会という海陸軍，大学，会社の風洞関係の研究者が研究の結果を発表して，研究の成果を有効に活用することを計られたことも記録しておきたい．これは1936年12月を皮切りに41年まで9回に亘って行なわれた．開戦と共にテーマ別の研究に分かれた研究会に衣がえしたが，両研究を通じまた海軍嘱託として，大学関係では谷一郎さんらの活躍が顕著であった．

変圧風洞

変圧風洞は1920年にマルグリースによって提案され，米国で21年から設計が始められた．西井さんは米英の変圧風洞が繭型であったため，周壁に沿って回流してくる気流が測定部の中央に集まり，絞り比も大きくできないことと相まって気流の乱れが大きい弊害を除くため，ゲッチンゲン型を採用する方針を決められた．そのために胴体の曲り角の部分の強度計算を行うため山名正夫（4年東大航空）さんを招いて設計に当らせた．

航空廠の高圧風洞の胴体は播磨造船所で製造され，1934年9月に完成，水圧試験の後航空廠に運ばれて組立てられ，37年からデータが出始めた．送風機は1000馬力，往復圧搾機は600馬力で17気圧まで上げるのに2時間半かかった．マルグリースの勧告によって減圧して高速にも使うため，送風機には回転数を2倍にできる増速装置も用意された．0.2気圧での最高風速は194 m/s，内圧1，2，4，8，17気圧における最高風速はそれぞれ123，102，80，64，50 m/s，乱流係数はそれぞれ1.1，1.2，1.2，1.3，1.4であった．実験用翼型は翼端を丸めた120×24 cmのジュラルミン模型が主で，17気圧，50 m/sでR数は13.6×10^6，有効R数は19.0×10^6であった．

高圧風洞では最大場力については幾多の貴重な資料が得られたが，抗力については，模型の支持方法がいわゆるゲッチンゲン型（斜前下方からの張線で抗力を上下力に変換して測定する方式）で，いわゆる三つ目を通じて風洞の上下が結ばれていたので，胴体が加圧のため膨張すると三つ目につながる張線の角度が変り，抗力に修正不能の誤差が生じたので，模型支持方法をDVL式に変えて，支点を風洞の上部に集中させることにより精度をよくしたが，層流翼の抗力実験には気流自身の乱れが大きすぎて使えなかった．

東大の航空研究所には吹口1.6 m，355馬力で高圧，低圧両用の風洞が作られ，プロペラの研究に使われた．海軍の特殊風洞が完成もしくは製作中の1936～39年頃の世界情勢を見ると，

吹口寸法	0.3気圧	1気圧	3気圧
5.4×4.0m	104m/s	66m/s	42m/s
7.0×4.7m	88	55	35

航空廠の中型風洞に近い大きさの風洞で3～5気圧乃至大気圧以下で用いられ，低圧では亜音速の高速に達し，さらに風洞の乱れを減らす方向に向っていた．

この傾向の先便をつけたのは1936年10月に完成したゲッチンゲンのAVAの2400馬力の風洞で，吹口は楕円形で二通りに変えられ，吹口寸法と圧力により前頁末の表のような風速になった．この傾向のものは以後次々に現れた．

低乱風洞

これらに更に乱れを減らす工夫を加えて層流翼型にも使えるようにしたものがNACAのLangley Fieldの低乱風洞で，この風洞のことはG. W. Lewisが1939年の第27回のライト記念講演会の招待講演で発表（ibid. 1939）している．この風洞は37年の春から積極的に計画が始められ，38年に完成し，これに弦長5ftのNACA0012と新翼型模型を入れた時の，$R=5.35\times10^6$における翼型後流のウエークの総圧分布の写真が出ていて，新翼型の抵抗の小さいことは分かるが，これ以上詳しく話すことは許されていないと書いてある．

この風洞の詳細は戦後にNACAのTN. No. 1283 (1947)に発表された．整流洞は21ftの正方形，測定部は3×7.5ftの矩形で，絞り比19.6，測定部の長さ7.5ft，200馬力で最大風速は155mphであった．二次元翼模型の弦長は24～100in (1in (inch)=25.4mm)，抗力はウエークから，揚力は上下の風洞壁の圧力分布から求められた．整流洞には7in角の整流格子を置き，その前面に30メッシュの，後面には60メッシュの幅7ftの金網を3枚づつつないで張ってあった．これで平板に相当する遷移R数は6.5×10^5以上，新翼型の抗力係数は0.0030で，大気中での実験と比較して，乱れは大気中と殆ど違わなかったが，両者の差は球の臨界R数では判定できなかった．乱れをさらに減らすため，整流格子の下流に直径0.0065inの針金で作った30メッシュの金網を3枚つないだものを，3in間隔に7枚張った．この改装は40年10月に完成し，乱れは1/10程度に減り，R数の増加に伴い抗力係数が減少しなくなるR数が増大した．

これと測定部が同形の低乱10気圧風洞では，絞り比は17.6だが金網を11枚にふやし，風洞内部で部分的に熱せられ方がちがうと乱れの発生原因となるので，胴体のまわりに日よけをつけた．この場合は2000馬力で，グラフから見て最高風速は1, 4, 10気圧で128.1，97.9，68.5m/s，翼型1m当りのR数は8.83，20.6，47.2×10^6，乱れは1気圧で0.004％，人間が中に入って実験できる限界の4気圧の時は6.2m/sで0.014％，80m/sで0.15％となり，乱れを測定できる限界にまで乱れは減ったが，風速の増加に伴い乱れは増加した．これは金網の太さが0.0065inでも乱れを発生するようになることと，プロペラノイズの増加が原因で，風洞の可能限界の全領域では層流翼の実験はできず，模型1m当り層流翼実験可能限界R数は18×10^6であった．この風洞は，従来の変圧風洞が従来の翼型に対して果した役割を層流翼に対して果し，変圧風洞は専ら誘導高速風洞の気蓄器になってしまった．

英国では1938年に吹口20inの八角形，絞り比13の低乱風洞が作られ，最小乱れ$u'=0.01$％，$v'=0.016$％が得られたが，これを参考にして39年には吹口7ft，16角形，100馬力で150fpsの低乱風洞が計画され，Taylorも設計に参画している．

海軍では吹口0.5mの八角形，測定部の長さ3m，絞り比19.3，20馬力で65m/s，最低乱れ0.039％の低乱風洞が1943年に作られたが，小さくて基礎的な研究にしか使えず，また中央航空研究所の吹口3mの低乱風洞は建設途上で終戦を迎えた．

エピローグ

終戦時の世界の風洞の大勢を知るために A. Pope の Wind-Tunnel Testing (1947) の 46 年現在の風洞一覧表から，風洞の種類別，国別の数を調べてみる．この表は余り信頼性は高くないようだが，これに適当な修正も加えて，風洞数の多い米，英，独，日について調べると次の通りである．米国では戦後に高速風洞を精力的に作った由である．

風洞種類	米NACA	NACA以外	英	独	日
超音速		1		11	2
亜音速 (200m/s 以上)	5	2	2	3	6
実物 (吹口10m以上)	2				
中型 (吹口5m以上)	1	1	1	1	2
変圧	1	1	1		3
低乱 (TF1.01以下)	1	2	1	1	
中型亜音速	2	1		1	
中型変圧	1				
中型変圧低乱			1		
変圧低乱	1				
変圧亜音速		1			
亜音速低乱	2				
垂直，自由飛行	5	1	2	1	1
普通風洞	4	14	5	5	15
計	25	24	12	24	29

風洞の大きな目的の一つが優良翼型の開発にあったことは NACA の例でも分かる通りで，わが国でも各方面でいろいろな研究が行なわれた．航空廠では島本克己（1926 年東大航空，38 年 7 月 24 日，九試中艇〔昭和 9 年試作発注の中型飛行艇〕の試験飛行に同乗，墜落殉職）さんが林陽三さんと一緒に「彗星」の主翼の設計に関連して，翼型の厚さと前縁半径との適切な組合せを系統的に研究した空廠翼型，中島飛行機の内藤子生さんが翼型上面の曲率半径の分布から失速性のよい翼型を求められたK系翼型のようなものもあった．

九試単座戦（九六式艦上戦闘機）開発のときに，風洞試験から推定した速度より高速が出て問題になったが，12 試艦上戦闘機（零戦）においてその差は極端になり，境界層理論を応用して実機の抗力を推定することが一般化した．そして流線化はほぼ極限に達し，それを抜け出すには境界層を層流にする以外に方法がなくなり，層流翼の時代を迎えたわけである．

層流化するには遷移が重要な問題となるが，その主原因の一つの乱れについて，たまたま 1935 年に G. I. Taylor (1886～1975) の「乱れの統計理論」が出て一大センセーションがおき，1938 年の Fifth Intnl. Cong. for Appl. Mech. の流体部分は，この関係で占められる有様となり，この理論は低乱風洞の実現にも大いに貢献した．その頃の有様は 1925 年に量子力学が生れた時の物理学の様相によく似ている．それにしてもハイゼンベルグは量子力学を思いついた前年にはオル・ゾンマーフェルドの方程式の解き方の論文を出しており，戦後はまた渦構造についての有名な論文を出していて，学問の幅の広さに敬服する．ここで一つ付け加えておきたいことは，Taylor の論文の輪講中に多田さんがいち早く三次相関までを含む方程式を導かれたことである．しかし多田さんは高速が専門であったことと軍という環境のため，そのままにしてしまわれたのはおしいことであった．

高圧風洞は最大揚力についてはある程度実機に適用できたとは言え，いわゆる有効R数を用いて乱れの影響を修正する必要があり，その適用には限界があった．それについて思いおこすのは，第一回の風洞水槽研究会における川西の小野正三さん（「翼のある風景」で菊原さんと書いたのは誤り）の提案で，気流に乱れを与えることにより海軍関係諸会社と海軍の風洞の最大場力係数の関連性を求める実験が行なわれたことである．その結果新らしい有効R数の提案もあったが実用化されるには至らなかった．

わが国の層流翼はよく知られているように谷さんのＬＢ翼型で，最大場力係数は科学部の高圧風洞で，最小抗力係数は飛行実験部の飛行実験により求められた．谷さんの翼型の研究においても，その圧力分布の計算には守屋富次郎さんの方法が使われた．この方法は森口繁一さんによって厳密解ではないことが指摘されたが，その簡明さによって，わが国の翼型の研究に残した功績は大きい．

海軍航空技術廠の風洞跡地は，大部分を東邦化学ＫＫが利用し，高圧風洞，高速風洞，第四風洞，模型工場の建物外観はまだ残っているが，中型風洞跡には化学プラントが林立し，航空技術廠の中央にあった貝山が削られて平地になって附近の様子は一変している．当時大学を出たばかりの技術中尉の小橋さん，佐藤さんを始め勤労動員で来ておられた方々も既に国立大学を定年退職され，40年という歳月をしみじみ感じる今日この頃である．

編集部注：前号（4巻3号）掲載の和田先生の談話室記事“谷先生の「わが国の先覚を語る」に寄せて”にある写真3(p.250)に，西井潔さんが写っておられる（後列の左端）との御指摘が前川先生よりありました．