

〔特集〕風立ちぬ — 風洞の物語

戦前の風洞の発展史

*東京大学 大学院総合文化研究科

橋本毅彦†

A Prewar History of the Development of Wind Tunnels

Takehiko HASHIMOTO, Graduate School of Arts and Sciences, University of Tokyo

1 はじめに

飛行機の発明者ウィルバーとオーヴィルのライト兄弟は、1903年12月に初めて自らの飛行機で飛行に成功した。兄弟はその発明の背後で、手作りの風洞を作成し、さまざまな翼型の空気力学的性能の測定実験も行っていた。

飛行機、それ以前の飛行船、そしてその後のロケットの開発にあたって、空気の流れの中に置かれた物体の力学的性質を計測する風洞は不可欠な実験測定装置となってきた。ライト兄弟の手作り風洞に比べ、その後の風洞は規模も建設費用も大きくなり、戦後ますます巨大な加速器が作られ、科学がビッグサイエンスとなっていく先駆けとして位置づけられる装置ともいえる。

風洞は、19世紀から作られ、飛翔体への風圧ばかりでなく、鉄塔や鉄橋への風圧を評価するために使われてきた。だが、その発展が本格化するのには、飛行機が発明された20世紀以降のことである。風洞が各地で建設されると、それらの間の測定の整合性、また実際の飛行機や飛行船で測定される値と縮尺モデルを利用した風洞での測定値との差異が問題になってくる。実物と縮尺モデルとの寸法の差から生じる寸法効果を減少させるような工夫、また乱流と呼ばれる空気の乱れをなるべく少なくさせる工夫などがなされるようになった。

本稿は、筆者が2012年に出版した『飛行機の誕生と空気力学の形成』の内容に依拠しつつ、そこで論じた戦前の風洞の発展を1本の論文としてまとめたものである¹⁾。

2 イギリスの風洞実験

ライト兄弟が1908年にフランスで自分たちの飛

行機で実演飛行をすると、世界中で飛行機の研究と開発の活動が加速することになった。イギリスでは、航空諮問委員会が政府に設置され、国内の著名な科学者、飛行機に関心をもつ技術者が招かれ、航空機—飛行機と飛行船—の研究開発の方途が検討された。同委員会の任務の一つに、航空機の研究開発に欠かせない風洞の設計と建設があった。

航空諮問委員会の下で建設されたのが、標準測定を管轄する国立物理研究所(NPL)の風洞である。同研究所には空気力学の研究部門が設置され、その所員が風洞実験を遂行した。イギリスの初期の風洞は、開放型で、四角形の断面をもっている。最初に作られた風洞では、脈動が検出され、流れが安定するように送風用の装置を工夫したりしている。

風洞の試験というと、翼型の性能測定が主な試験方法といえるが、このNPLでの風洞ではそのような翼型の測定の他に、実機の小型モデルを利用した特定のモデルの空気力学的な性質を計測したりした。モデルを弾力を持たせて固定した上で振動させ、飛行機のモデルがもつ力学性能を計測し、全体としての安定性を評価しようとしたのである。

NPLでの風洞試験は着々と成果を上げていった。しかし第一次世界大戦中に、戦場に送られたイギリス機が所期の性能を発揮していないことが判明し、風洞での測定結果の信憑性が問題視されるようになった。そこで大戦中に、NPLの風洞でのモデル実験と実機を利用した飛行試験との結果が綿密に比較検討されたりしている。そのために風洞実験の正確性を期すために、実機の縮尺モデルには顔立ちまで見て取れるパイロットの人形を着席させ、測定実験がなされたりした²⁾。

この過程で提案されたのが、翼面の風圧の分布をモデルと実機で測定して比較するというものである。G. I. テイラーによって提案されたこの方法は、その

*〒153-8902 目黒区駒場3-8-1

†E-mail: takehiko.hashimoto@gmail.com

後標準的な計測方法として空気力学の研究手法として定着していくことになるものだが、テイラーは翼面の穴から細管を通じて風圧を表示し、それを自動的に次々と写真撮影していくという装置を飛行機に搭載して計測した。同様の実験が縮尺モデルに対してもなされ、両者の間に部分的にはあるが有意な差が存在することが示された。だがその差の原因についてまでは、その時点では究明されなかった³⁾。

3 プラントルの風洞とエッフェルの風洞

海峡を渡ったフランスとドイツにおいても、飛行船・飛行機の登場と実用化とともに、風洞を利用した実験的な空気力学研究が進められた。パリでは、エッフェル塔の建設で有名なグスタヴ・エッフェルが、自ら私設の研究所を作り、その風洞で翼型やプロペラの空気力学的な性能を測定していった。その成果を大判の技術書として出版し、その書は版を重ねていくことになる。

一方、ドイツにおいては、ゲッチンゲン大学において、ルドヴィヒ・プラントルが風洞を建設し、空気力学・流体力学の研究を進めつつあった。プラントルの下で測定研究をしていたオットー・フェップルは、自らが風洞で計測する球の空気抵抗の測定値と、エッフェルがパリで計測した測定値との間でかなりの違いがあることに気づいた。翼型であれば形状の違いが影響するかもしれないが、球ならばそのような形状の違いはないはずだろう。フェップルはフランスの測定が不正確なのではないかと疑った。

フェップルの測定結果が公表されると、エッフェルはやや憤慨したようだが、両者の差異を風速の違いによるのではないかと推測した。ゲッチンゲンの風洞の風速が毎秒 10 メートル程度だったのに対し、自分の風洞では毎秒 20 メートル、また 30 メートルもの風速を生み出すことができた。そこで風速を段階的に変え、球の大きさもいくつか変えて測定したところ、臨界速度と呼べるような速度を境にして、球の空気抵抗が大きく変化することに気づいた。

プラントルはエッフェルのこの実験結果を知ると、その重要性を認識し、パリのエッフェルの研究所まで自ら赴き、同研究所の風洞の仕様や、そこで使われているノズルなどについて詳しい教示を受けた。そして指示通りにゲッチンゲンでも風洞実験を行うと、両者の測定結果は合致するようになった。

プラントルは、この二つの風洞における測定値の違いの検討から、球などの物体表面上の空気の流れについて重要な研究課題を見いだしていくようになる。プラントルはそれ以前に「境界層」の概念を提

唱していたが、境界層の内部で層流と呼ばれる状態から乱流と呼ばれる状態に変化している可能性を検討していくようになるのである。

そのような境界層内部での変容ということのプラントルの推測を見事に立証するような実験を考案したのが、彼の下で研究していたカール・ヴィーゼルスベルガーである。球のワイヤを填めた場合と填めない場合とでそれぞれを風洞内で観測すると、填めた場合の方が煙が後方から立ち上がっていることを発見する。この一見不可思議な現象は、ワイヤを填めた場合に境界層内部に乱流境界層が発生し、境界層がより後方まで存続することによって考えられた。逆にワイヤを填めていない場合は、渦が生じ境界層が剥離し抵抗が増すのだ、と⁴⁾。

ちなみにこのヴィーゼルスベルガーは、プラントルの下で風洞の設計や作成などに携わった助手だが、第一次世界大戦後に日本の海軍によって招聘され、海軍の研究施設や東京帝大の航空研究所の風洞を設計し製作指導した人物でもある。

4 国際風洞試験

イギリスでは風洞の縮尺モデルと大気中の実機との測定結果の整合性が問題視され、大陸では異なる風洞間での測定結果の整合性が問題視された。第一次世界大戦後、イギリスの航空研究委員会（1920年に航空諮問委員会から名称変更）がイニシアチブをとり、全世界の主要な風洞でその測定結果を比較し、測定値の整合具合を検討するプロジェクトが進められた。この国際風洞試験では、標準の翼型と飛行船模型がイギリスで製作され、それらが海外に搬送され測定されることになった。

国際風洞試験には、フランス・オランダ・イタリア・アメリカ・カナダなどの欧米各国とともに、日本も参加した。航空研究委員会の議事録には、日本帝国海軍からの参加希望の連絡があったことが記されているが、試験用の模型は東京帝大の航空研究所にもまわってきて、そこでも試験がなされた。

航空機の開発を進める世界各国が参加する中で、ドイツがその国際プロジェクトから外されたことは、大変皮肉なことだったと言える。ドイツのプラントルは風洞測定の研究や翼型の揚力の理論に関して重要な研究をすでに進めていたからである。

第一にプラントルは空気の流れの中に置かれた翼の揚力の発生とともに、翼端からの後方渦によって生じる誘導抗力の発生を明らかにしていた。そしてこの後方渦に関しては、風洞内の測定において壁からの効果を受けることを理論的に解明していた。風

洞での測定結果は、この風洞壁の効果のために補正されなければならない。国際プロジェクトを発案し指導したイギリスの科学者技術者たちは、当初この風洞壁効果の理論的補正に対して、懐疑的な態度をとった。そもそもプラントルの理論の理論的前提を共有していなかったイギリスの科学者は、そのような理論的補正をかけたデータではなく、測定された生のデータの比較をまずはすべきだと考えた。しかしやがてその理論が理解され、フランスの航空技術者たちがプラントルの補正を利用していることを知り、イギリスの研究者たちもプラントルの理論的補正を受け入れていくことになる⁵⁾。

また第二に、上述のようにプラントルはゲッチンゲンとパリの風洞間の実験測定値の乖離から、物体の表面に生じる境界層の振る舞いに関して、より精密な解明を目指して研究を進めていた。風速が遅いときには境界層内では流れが層流だが、風速が速くなるとその流れが乱流に変わっていく。また同じ速度で流れていても、翼面の前方では層流境界層だが、後方では乱流境界層へと変わっていったりする。翼面のどこかで層流境界層から乱流境界層へと遷移する地点がある。そもそもそれまでの流体力学では数学理論的な取り扱いがほとんどできなかった乱流という現象をどのように分析していけばいいのか。プラントルは、飛行機を用いた研究ができず、国際風洞試験にも参加できなかった時期に、このような乱流の研究を深めていったのである。

5 高圧風洞

風洞や水槽などの縮尺モデルを利用した流体の実験においては、レイノルズ数の違いが問題になってくる。レイノルズ数は、 $\rho vL/\mu$ として表現され、分子に流体の密度、流体の速度、物体の大きさ、分母に粘性係数を乗じた数である。通常の風洞実験においては、縮尺モデルを利用するために、レイノルズ数は実機の飛行実験に比べ小さくならざるを得ない。風速を実機の速度に比べても上げていくことは困難であるから、レイノルズ数を実際の飛行試験の場合に近づけるためには密度を高くするという手段が残されていることになる。

1920年代の米国では、米国航空諮問委員会(NACA)の下で、ヴァージニア州のラングレー研究所にそのような密度を高めた高圧風洞(可変密度風洞)が建設された。発案者は、プラントルの下で働いた経験もあるマックス・ムンクというドイツの空気力学研究者だった。ムンクが風洞を設計し、彼の下でラングレーの技術者たちが高圧風洞、密閉したタンクの中

中で風洞実験を行えるような測定器具を製作した。

世界に先駆けての高圧風洞であったが、実際の測定の精度ははかばかしくなかった。せっかくレイノルズ数を高め、飛行試験と同様のレイノルズ数を達成することはできたのだが、密閉された風洞の中で乱流が発生し測定結果に誤差が生じてしまったからである。ムンクは研究所の研究者たちとも対立を引き起こし、研究所を辞職してしまう。その後、高圧風洞は残された所員により改良されていく。その改良の責任者となったのがイーストマン・ジェーコブスで、彼は改良された高圧風洞を利用し、翼型の形状を系統的に変化させてそれぞれの空気力学的性能を計測していくというプロジェクトを遂行していった。NACA シリーズの翼型の原型となっていく⁶⁾。

6 フルスケール風洞

タンクで密閉された高圧風洞では乱流が生じ、測定が不正確になる。そこでNACAで提案されたのは、実機の大きさに合わせたフルスケールのサイズの風洞だった。実機がすっぽり収まるほどの規模を備えた風洞の建設が計画され、(大恐慌の直前だったこともあり)予算が議会で承認され、建設が開始した。

NACAのフルスケール風洞は、高さ30フィート(9m)、幅60フィート(18m)という巨大なものである。同じ頃、ドイツにおいても大型風洞がベルリンの航空研究所にも建設されたが、それは高さ5m、幅7mという大きさだった。米国の巨大風洞では、高圧風洞で測定された翼型も再度測定され、より正確な空気力学的な性能が見積もられた。

7 低乱流風洞

風洞に測定用のモデルを置けば当然のことながらさらに乱流が発生する。だが、そのようなモデルを置かずに風洞を運転させても、風洞内には多かれ少なかれ乱流が発生している。1930年代に入ると、航空工学の進展から、風洞内に置かれたモデルの表面近傍でいかに乱流が発生しているか正確に測定する必要が生じてきた。そのために、研究者は風洞内の乱流をできる限り抑制するような風洞を必要とするようになった。

前述のとおり、プラントルらは物体表面のすぐ近くに境界層が存在し、その境界層の流れが層流から乱流へと変化することもつきとめていた。1930年代の航空工学者は、翼面に生じる空気抵抗に注意が向けられ、それをいかに低減させられるかに関心を集めるようになっていた。そのためにも翼面の境界層がどのような状態になっているか、正確に知る必要

があった。翼面上の境界層で層流が乱流に遷移するのであれば、それはどこで遷移しているのか。

このような空気の微細な流れの変化を精密に測定していくためには、風洞内に発生する乱流を極力抑えなければならない。そのような風洞として低乱流風洞の製作が要望されるようになった。そのためには、まずは風洞内に発生している乱流の大きさ・多さを定量的に測定する必要がある。そのような風洞内の乱流によって生じる脈動を正確に測定する装置を開発したのが米国標準局で空気力学の研究をしていたヒュー・ドライデンである。彼は熱線風速計を使い、交流発電機の周波数を適当に調節して熱線風速計で感知する風洞内の脈動と共鳴させることで、脈動の周波数を測定したりしようとした。

イギリスでは、乱流を抑制した低乱流風洞（「非乱流風洞」と称された）を作り出す方法として、図1のように吸い込み口を大きく、そして風洞断面の直径を小さくすることで、吸い込まれた空気の流れを絞り込むような風洞が考案されたりした。

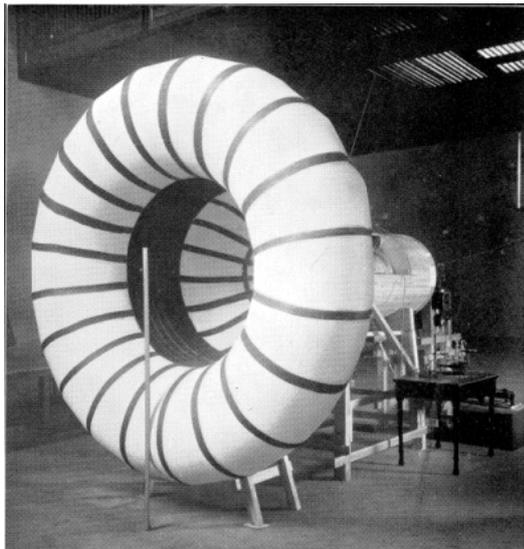


図1 イギリスの低乱流風洞（モデル）⁷⁾

低乱流風洞の必要性は、日本の航空工学者の間でも認識されるようになった。東京帝大の谷一郎は、翼面の空気抵抗を極力減らすような「層流翼」と呼ばれる翼型を開発しようとした。それは翼面上の境界層で、層流の境界層をなるべく長く保ち、乱流境界層の遷移を後らせることを目的として開発しようとしたものである。その開発のためには、乱流遷移の条件や遷移点の検知が必要になるが、それらの計測には低乱流風洞が必要とされたのである。東京大学に残されたその設計図には、風洞内部の壁面は平滑に仕上げることで、壁板間の擦り合わせも1/100mm以内にするなど記され、そのような

風洞を製作した際の苦勞を伺うことができる。

8 超音速風洞

高速のロケットの開発が始まるとともに、超音速の空気の流れを作り出し、飛翔物体の空気力学的な性質を測定する超音速風洞もまた1930年代から各国で製作されるようになった。ドイツではそのような超音速風洞が初めてアーヘン工科大学で、その後はゲッチンゲンや、V2ロケットの開発と製造がなされたペーネミュンデの施設でも建設され、マッハ3.1から4.4までの風の流れを作り出した⁸⁾。

戦後占領下の日本では、風洞実験に対して、マッハ0.8以下の亜音速の領域の風洞だけが実験を許可されたという。逆にそれ以上の遷音速、超音速と呼ばれる領域の風速での空気力学的実験が戦後の空気力学研究をリードしていくことになった。

9 おわりに

戦前の風洞の起源と発展の歴史を振り返ると、それは風洞が実験測定装置として確立されていった歴史として捉えることができる。第一次大戦前の仏独の風洞間、戦後は国際試験を通じて各国の風洞間における測定値の整合性が吟味された。その一方で縮尺模型を利用する風洞実験と実機を利用する飛行試験との比較も、特に英国では同様に進められた。またそれらと並行して、プラントルらを中心にして物体の表面で生じる境界層の振る舞いの理論的実験的研究が進められた。風洞測定の科学的信頼性は、これらの各種の実験的理論的研究を通じて実験間の整合性が確立されることで獲得されていったのである。

引用文献

- 1) 橋本毅彦：飛行機の誕生と空気力学の形成—国家的研究開発体制の起源をもとめて（東京大学出版会、2012）。
- 2) 同書、p. 63.
- 3) 同書、pp. 72-77.
- 4) Eckert, M.: *The Dawn of Fluid Dynamics* (Wiley-VCH, 2006) 49-52.
- 5) 橋本：空気力学の形成、145-157.
- 6) Hansen, James R.: *Engineer in Charge: A History of the Langley Aeronautical Laboratory, 1917-1958* (NASA, 1987) 99-103.
- 7) *Technical Reports of the Aeronautical Research Committee (1930-31)* figure facing p. 9.
- 8) Hirschel, E.H. et al. eds.: *Aeronautical Research in Germany* (Springer, 2004) 196-200.