

いろいろな流れの中で

川添 博光
鳥取大学工学研究科機械宇宙工学専攻

In various flows

Hiromitsu KAWAZOE
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Faculty of Engineering
Tottori University, Tottori, 680-8550 Japan
E-mail: kawazoe@tottori-u.ac.jp

Abstract: I have been studying at three organizations, Toyota Central Research and Development Laboratories, Nagoya University and Tottori University after earning a master's degree in aerospace engineering from Nagoya University in 1980. I have fortunately gained many various research experiences at these organizations. My spirit of imagining, exercising ingenuity and designing and producing entirely new things was fostered, which became the motivation for my 40-year research life. I will retrace the representative research among them on this article, and I hope this article will give some hints on researches to the readers.

Key Words: Imagination, Exercise ingenuity, Design and trial manufacture, Measuring device and method, Aerospace engineering

1. はじめに

名古屋大学工学部および大学院を修了した後、豊田中央研究所、名古屋大学、鳥取大学と三つの研究機関において研究また教育に携わってきた。本稿ではそれを順に振り返りながら、ここで伝えたいことが多分に現れている代表的な研究内容を紹介しつつ、その時々で感じたことや思ったことを述べる。

2. 社会人前の流れ

第1次オイルショックの数年後(第2次中)ということもあり就職は厳しい状況にあった。自分の進む道がまだ見えないため大学院へ進学した。他学科の友人は指導教授から「成績の良い者は就職した方がいい」と勧められたようだ。卒論および修論の研究は乱流に関するもので、修論タイトルは「管内旋回流における崩壊渦の測定及び数値計算」である。これはLDV (Laser Doppler Velocimetry) を用いた縦渦崩壊の速度計測、およびこの現象のCFD (Computational Fluid Dynamics) による解析である。この崩壊渦(図1: 修論写真が変色のため類似例[1]で示す)に見られる卵形の特異な形状(これはバブル (bubble) と呼ばれる)の前方では

層流であるが、後方では乱流に遷移している。したがって層流から乱流遷移する過程に現れる特徴的な現象の一つであり、この現象を解明して乱流遷移のメカニズムを明らかにしようとするものである。修士課程にいる自分の知識では解明などとても無理なことだと直感した。そこで、自己満足も必要なため、「徹底的に良いデータを取る。また数値計算では遷移解明のヒントになるような情報を先生に提供しよう」と心に決め奮闘した。なお、この修論のデータをもとに先生が論文[2]にされ、これによりスイスおよびイスラエルから修論のコピー依頼がきたことを名古屋大学から知らされた。日本語で書かれているのだが、...

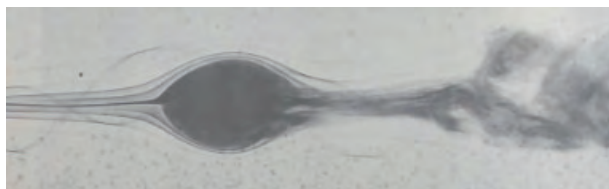


図1 縦渦崩壊の一形態 (バブル)

一方、この研究と同時進行で就職先をどこにするかいろいろ悩んだ。長男であることから家を継がなければいけないのか、弟がいるから自由に外

へ飛び出していいのかはっきりさせなければならなかった。父に問うと、あっさりした返事で「まだ決めていない」であった。困った返事をもたらしたものだと思う一方、何と上手い返事をするものかとも思った。後年になって、人間の一代は30年という思いにいたって、次世代に対して30年の束縛に繋がるようなことはしないと決心した。その背景には空と陸の交通の利便性向上もある

さて、そこで就職先であるが、当然、故郷の三重県北部からそう遠くない範囲の東海地区に的を絞り検討した。航空学科出身ということもあり航空機メーカー、または給料が少し減少しても人間にとって太陽が見えるゴールデンタイムを、定年まで少しでも楽しく過ごせそうな(?)、そんな研究職にも魅力を感じていた。ただし、層流から乱流への遷移といった基礎的なものではなく、世の中で形になって見える製品に繋がる応用研究である。これは当時、自分の研究がどう役立つのか分からなかったことにもよる。そこで、某重工と豊田中央研究所を候補に絞って進めていたところ、幸運にも豊田中央研究所に就職が決まった。

3. 豊田中央研究所での流れ

豊田中央研究所に入社後、7月～11月の間トヨタ自動車において4週間の工場実習(高岡工場第2製造部第1組立課配属)、およびその後の技術部(第4技術部第1エンジン課)におけるエンジンに関わる技術実習を行った。クラウンターボとして世に出る前段階での仕事であった。これらの実習は豊田中央研究所に帰ってからの種々の研究を考える上で大変有意義なものであった。それは基礎研究が、基礎研究→応用研究→開発→設計⇄製品化検討→製造→販売⇄顧客による評価過程の最奥部に位置し、その先に繋がる前衛部までを意識する必要性を自覚できたからである。売れなければ営利団体としての会社、そして自分と家庭を維持してゆくことが難しくなる。

3. 1 噴霧の粒径・速度の同時測定

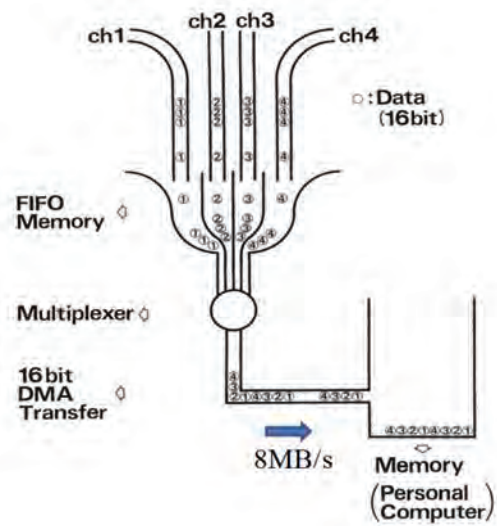
豊田中央研究所での研究は種々あるが、代表的なものはエンジンの吸気から排気に至る流れに関するもので、混合気形成や燃焼を含めた流れの計測が中心となる。一つ目の代表例は、市販のLDV(Laser Doppler Velocimetry)機能(速度計測)に、ガソリンやディーゼル噴霧など燃料液滴のサイズを同時計測する機能を付加する装置を開発す

ることである。そして、それをエンジンやその他の燃焼機器の開発研究に役立てることである。この装置には、測定点を通過する燃料噴霧の単位時間当たりの個数(数密度)を計測する機能も付け加えることにした。研究の背景には、燃焼効率(燃費)が良く、排気ガス特性が環境に優しいエンジン開発の必要性、およびヒーター用燃焼器開発の需要などがあったことによる。

開発した装置を図2(a)に示す。その特徴は粒径情報をLDVの測定体積におけるレーザー光強度のガウス分布を考慮した粒子によるMie散乱光強度を利用したことである[3]。また計測の際、これまで1024byte×4chのデジタルメモリ(DM)に一度取り込み、その後このデータ群(粒子の2方向速度、粒径、そしてこれらと同時に取り込みたい時間な



(a) 噴霧粒径と粒子通過密度測定回路

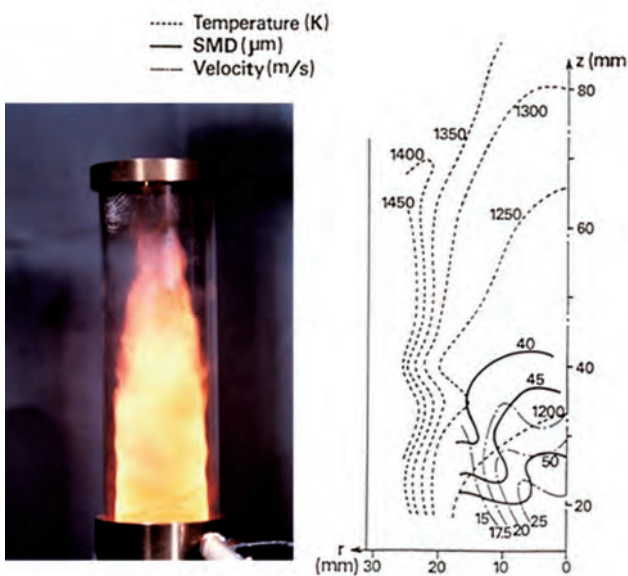


(b) 高速データ取り込みイメージ

図2 アイデアとその具体化(設計・製作)

ど4種の2byteデータ1024組)をPCに転送して解析していた。それを当時市場に出始めたFIFO (Fast Input and Fast Output) メモリを利用し、4chデータ取り取り込み用のバッファに相当する回路を製作して、DMを介さずGPIO (Grand Purpose of Input and Output) とDMA (Direct Memory Access) 転送に変更した。これによりそれまでの1024組データから10,000組以上のデータ取得(PCメモリに依存)が可能となった。粒子の単位時間当たりの通過頻度は、指定する数のデータ群の取り込みに要する時間を測定する回路を製作して算出した。製作したFIFOメモリによるデータ取り込みの概念を図2(b)に示す。

その応用例が図3で、これは噴霧燃焼場の火炎の奥で飛翔するディーゼル噴霧の粒径と速度を同時測定した結果を整理して得られたものである[3]。燃焼場の噴霧サイズの変化をとらえたのは恐らく最初のものと思う。



(a) 噴霧燃焼場 (b) 粒径、速度、温度分布

図3 火炎奥の噴霧粒径と速度の同時測定

ここで少し話を変えて、本研究の前にトヨタ自動車実習から戻った頃、この会社における自身の生き方について考えたのでそれを紹介する。一つは、多くの場において目標を短期、中期、長期の3つに分けて立てることである。比較的短い期間であれば前期、後期の2つでも良い。そこで、役職定年(55才)まで約30年あるので10年刻みの目標を立てた。最初の10年は上司からの仕事を一生懸命こなす。その中で次の10年に繋がる研究を計画・設定

し、その準備を始める。この中期の10年間は最初の10年の範疇にあってもよく、出来れば漸進なものを指向する。最後の10年は先の20年にとらわれない全く異なる研究を立ち上げようと決めた。そのためには、自分に物理と化学の基礎知識が不十分であることに気づいた。そこで当時、不定期に出版された岩波講座—現代の物理学(シリーズ全21巻)を購入し準備した。途中で名古屋大学に移動したため、その1%ほどしか読んでいない。2つめは、幸せの鳩が止まってくれるように、笑顔で元気にやっていくことである。幸せの鳩が何かは人それぞれにあるので解釈は読者の皆さんにお任せする。

3.2 赤外線吸収コンピュータトモグラフィ法

2つめに紹介する研究は、液体燃料ではなく気体燃料の空間濃度分布を測定する装置開発とその応用である。この研究は入社8年目の秋にその必要性を感じ、上司をお願いして2週間の調査期間をもらってその発案に至ったものである。当時LIF (Laser Induced Fluorescence) とよばれる計測法が注目されつつあった。トヨタ自動車東富士研究所の友人から、その装置を導入することが決まったので相談したいとの連絡を受けた。それを聞いてLIF法は私の頭から消えた。そのため新たな方法の可能性を調査・検討する2週間となった。

その結果、炭化水素系燃料のC-H結合の伸縮振動による波長 $\lambda \approx 3.4 \mu\text{m}$ の赤外線吸収とCT (Computer Tomography) 法を組み合わせた気化燃料の空間濃度分布計測法(IR-CT法と名付けた)である。まずこの計測法の可能性を確認する必要がある、赤外線センサ(Pb-Se)を1個購入し、オペアンプを自作して予備実験を行った。それをベースにして本測定法の開発研究を提案し了承された。図4にその装置構成概略とガソリンエンジンモデルに適用した様子を示す。ここでは3種類のCT法の中から Translation-Rotation法を採用し、フッ化物ファイバを利用して光軸合わせが難しい赤外線(可視光でないため)を高精度に位置決定することにより装置化と測定を可能にした。

もう時効だと思うので明かすが、CT法のために17組(出射光と受光用)の赤外線用フッ化物光ケーブル、および17個の赤外線検出装置の製作を、実績と技術力の高さから著名な2社に注文した。製品でないにもかかわらず両社の担当者から大変好意的に対応していただき、しかもそれぞれ格安で製作・納入してくれた。赤外線検出装置に至っては試作品になるため、豊田中央研究所の場合、いろいろ

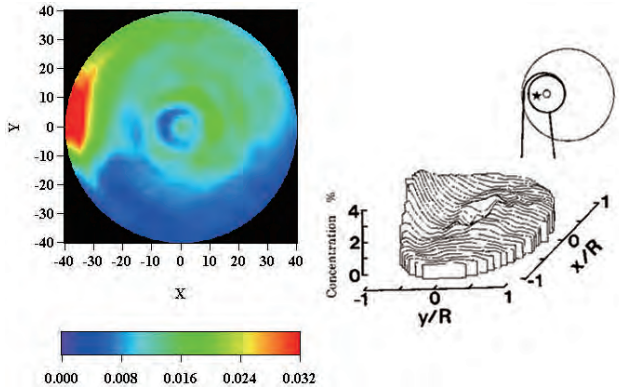
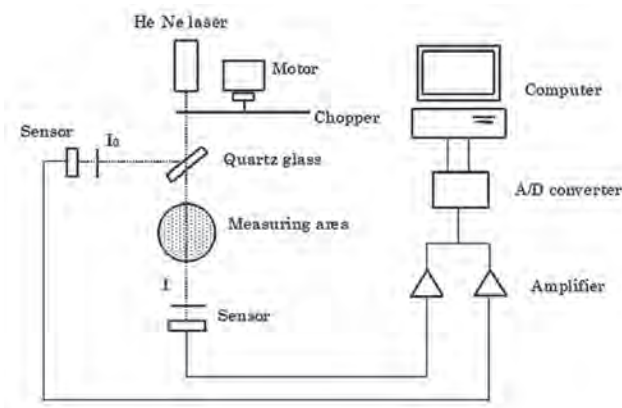


図5 赤外線コンピュータトモグラフィ(IR-CT)法によるシリンダ内の気化ガソリン燃料濃度

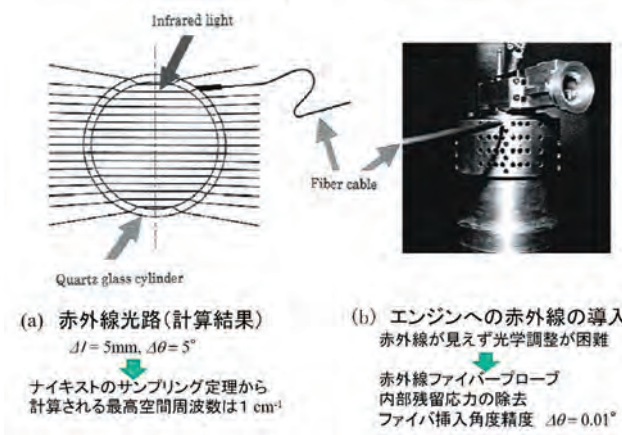


図4 IR-CT装置構成概略とエンジンへの応用

と詳細な性能を保証するためのエビデンス書類が必要となる。それだけで予算が飛んでしまうとのことだった。この難題を上手い方法でこれをくぐり抜けることができた。その方法とは、この装置が既に製品として存在していることにする、すなわち製品カタログを作って対応することである。こちらはその品番の製品を購入することで無事にくぐり抜けることができた。これについて読者にはいろいろなご意見があるものと思うが、自分にとっては大変有難い処置であった。

話しは戻って、この装置による結果の一例を図5に示す[4]。これはシリンダに強いスワール流(渦流)を生成する吸気ポートを使ってシリンダ内に形成された気化ガソリン濃度の空間分布である。図5の★印の位置に液体燃料が噴射されてそこに付着後、気化した燃料のシリンダ内における空間分布を表している。見事に気化燃料濃度の広がりが見えられていることが分かる。この研究では種々の吸気ポートや噴射位置を変えて有益な情報を得ることができた。

先の既存LDV装置に粒径測定を可能にしたこと、また今回のこのIR-CT装置の開発とその成功により、「想像力」を発揮してアイデアを出し、発想をめぐらして「工夫」し、それを「具体化」して形にすること(モノを作ること)に対して抵抗がなくなった。これはその後の研究活動において、金銭面から計測装置や実験装置が購入できないから研究ができないとか、必要なモノが世の中になく(市販されていない)から研究に手が出せないといった姿勢がなくなり(元からあまり無かったが)、「貧しければ作ればよい」という前進的な気持ちで取り組むことができるようになった。これは名古屋大学から鳥取大学に転籍してからも大いに役に立つことになった。

豊田中央研究所では上記以外の研究として、(1)任意のスワール比渦流をシリンダ内に供給する吸気ポート設計法の確立、(2)噴霧の飛散方向制御可能な燃料噴射弁の開発、およびそのガソリンエンジンへの応用(希薄燃焼限界やコールドスタート性能の改善)[5]、(3)ディーゼルエンジンの拡散燃焼期にシリンダ内ジェット(乱れ)を生成する装置開発、およびそのNOx(窒素酸化物)とsoot(すす)の同時低減に関する研究[6]、(4)燃料の壁面衝突・反射モデルの構築、およびそのガソリンエンジン吸気流・噴霧と混合気形成・燃焼のシミュレーションへの応用[7](なおこの研究はアメリカ自動車学会SAE: Society of Automotive Engineering から Arch T. Colwell Merit Award という論文賞を受賞した)、(5)エンジン排気流による空力音への影響に関する研究、(6)ヘリコプタに変わるV-TOL機の調査研究などに携わった。

4. 名古屋大学での流れ

1993年に名古屋大学に移動した。これにより研究環境はガラリと変わった。すなわち、これまでの営利団体（企業）における研究枠から外れ、自由にテーマ設定ができるようになった。これは私が所属する航空宇宙工学専攻、流体力学講座の主任教授である中村佳朗先生の器量と采配によるところが大きい。先生にはこのほか研究の進め方、考え方、教官の心得、そして種々の助言をいただき、その後の大きな糧となった。

研究の自由度が高くなる例として、例えば、自動車の空気抵抗低減を目的に実験と数値解析から研究に取り組むと、研究が進むにつれてどうしても乱流モデルの必要性を痛感するようになる。しかし、この研究は多大な実験とさらなる知識を補強して取り組まねばならず、企業の上層部から見れば、その結果に至る年月や、果たして真に役立つモノ（乱流モデル）になるかどうか判断しがたい内容である。その結果、このような研究は企業ではまず認められないという時代であった。現在は事情が変わっているものと期待している。しかし大学ではそれが可能となる。ただし、そのための研究費用は自己調達となる。これにより、大学では自由な発想で自由に研究が進められるという自分の周りの空間が一段と広がった感覚であった。この原稿執筆の最中に、旭化成シニアフェローの吉野彰博士がノーベル化学賞を受賞した。この受賞が企業から2人目の受賞であり、近年の大学への運営費交付金の減額を顧みると、将来は企業研究者の受賞に一層の期待がかかる。

4. 1 非定常空気力学

研究対象が2次元の地面を走る自動車から3次元の空を飛ぶ航空機やロケットに移り、自身の足場が航空宇宙工学科に変わった。そこで研究対象の興味も翼、特にデルタ翼や大気再突入時の気流特性に移っていった。ここで最初に紹介するのは、デルタ翼に関連する研究である。この翼はコンコルドに代表される超音速機に広く利用されている。計算機の発達および解析手法の発展により、これまでの風洞試験を中心とした実験のみならず、CFD（Computational Fluid Dynamics: 数値流体力学）による研究が開花していく時代であった。しかしながら、デルタ翼に限らず研究対象の航空機は実験にしろCFDにおいても気流中で静止した状態の研究である。そこで、一つの研究カテゴリーを起こ

すことができるといふ気概も込めて、キーワード「非定常空気力学」を念頭に置いた。その最初の研究が、6自由度パラレルマニピュレータの設計・製作、およびこれにデルタ翼を取り付けてピッチング運動をさせたときの翼に作用する空気力学（空力）的な動的特性に関する風洞実験である。この非定常空気力学に至る発案について、また自身のそのほかの非定常空気力学実験については文献[8]で紹介している。

マニピュレータの製作と書いたが、当初は市販のロボットを購入し、それにデルタ翼を取り付けた実験を考えていた。しかしながら、当時は1自由度あたり約10⁶円の費用がかかり、6自由度になるととても手が出せない。そこで6自由度ロボットを設計・製作することにした。豊田中央研究所時代からの友人である三村宜治氏（現新潟大学教授）に相談し、論文を1ついただいで[9]、それをもとにパラレルマニピュレータを製作した（図6左図）。図6右図にはデルタ翼を取り付けた風洞実験の様子を示す。この経験、貧乏によるモノづくりも先から続き、また後々役に立った。

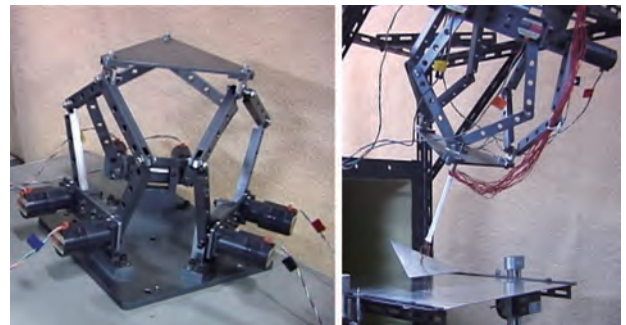


図6 6自由度パラレルマニピュレータとデルタ翼を付けた風洞実験の様子

このマニピュレータに前縁後退角60°のデルタ翼を取り付けてウィングロック運動させたときの空気力学的特性を調べた結果を図7に示す。ウィングロック運動とは、ローリング（機体軸周りの回転）とヨーイング（機体軸に直角で上下方向の軸周り回転）の2つの回転運動、および並進運動となるサイドスリップによる合計3つの運動が連成した複合周期運動である。一般的な翼を有する航空機においてはダッチロールと呼ばれている運動である。図7では、図6右図に見られるような地面を模擬した金属板を設置し、翼の高度（地面からの高さ）による地面効果が運動するデルタ翼の空力特性に及ぼす影響についても調査した。なお、この結果についての説明は次章で述べる。

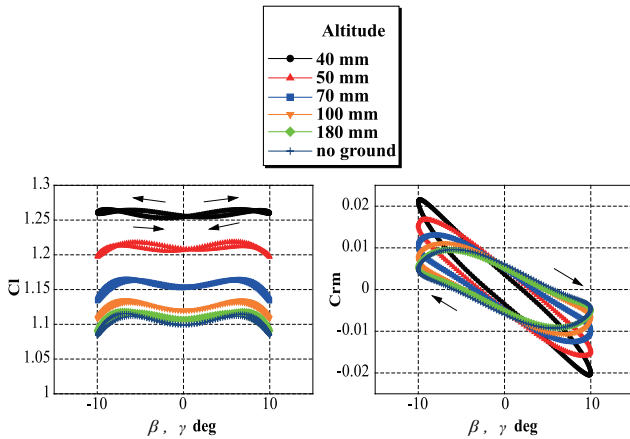


図7 高度による揚力係数Clとローリングモーメント係数Crmのウィングロック運動に伴う変化

4. 2 空力音の発生メカニズム

2つめに紹介する研究は空力音に関するものである。特に、空力音がどのようなメカニズムで発生するかであり、これは豊田中央研究所のときから興味をもっていた。当時はかなりの難題と捉えており、ライフワーク候補の一つになるかとも思った。またトヨタ自動車東富士研究所と一緒に排気音の非線形効果について共同研究を行っていたことも影響している。後者の研究は、気流速度やその温度と密度、またそれらの空間分布が影響するかなり難しい問題のような気がしていた。その後の研究成果を知りたいものである

名古屋大学における取り組みは、空力音の発音メカニズム解明に的を絞った。そこで比較的容易にアプローチできそうなフロトンを対象に、特にその代表例の一つであるホールトーンを対象に研究することにした。ホールトーンは円形ノズルから噴出する軸対象ジェットに対し、同サイズでくさび形状の端部を有する穴が空いた板を設置する。するとジェット剪断層と穴の壁面端部が干渉して(?)とても大きな空力音が発生する。研究は熱線風速計の速度データをもとに、Lighthillの音響テンソル(次式の T_{ij})を求め、音源項((1)式右辺)によって空力音が発生する瞬間の様子をとらえようとしたものである。

$$\frac{\partial^2}{\partial t^2} \rho'(\vec{x}, t) - c^2 \nabla^2 \rho'(\vec{x}, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} T_{ij}(\vec{x}, t) \quad (1)$$

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + p_{ij} - a_0^2 \rho \delta_{ij} \quad (2)$$

このホールトーンの例では、板の位置によってその周波数が変化するものの、ドラスティックな音の発生につながる。このため、音源は定常振動していると仮定でき、(1)式はHelmholtz方程式に変形できる。このHelmholtz方程式に対応するGreen関数およびその境界条件は次式の解として与えられる。

$$\nabla^2 G(\vec{x}, \vec{y}; k) - k^2 G(\vec{x}, \vec{y}; k) = -\delta(\vec{x} - \vec{y}) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial n} G(\vec{x}, \vec{y}; k) = 0 \quad \text{on } S \quad (4)$$

また(1)式は、 $T_{ij} = \rho v_i v_j$ とすることができる。この T_{ij} とグリーン関数 $G(\vec{x}, \vec{y}; k)$ から音源の時間変化の様子が再現できると考えた。

そこで、低速流から非圧縮性の仮定のもと、 $\rho v_i v_j$ を熱線流速計による測定値をもとに算出し、また物体の存在を考慮した(3)、(4)式のグリーン関数を数値計算して、流れからの音の発生がクローズアップされることになる。このグリーン関数をBEM(Boundary Element Method)で計算すると、空間の増幅率と位相が求まり、実験から得られる T_{ij} に適用して時々刻々変化する(1)式の右辺(音源の強さ)を求めた。そのデータ群から空力音が発生する瞬間を抜き出した結果が図8である。

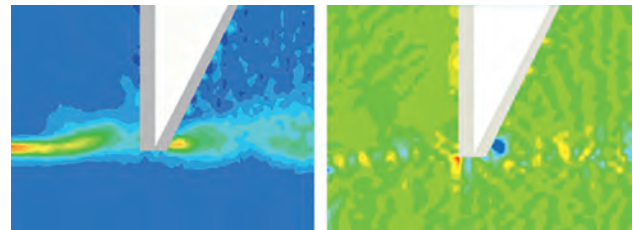


図8 空力音発生瞬間の渦度と $\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} T_{ij}(\vec{x}, t)$

剪断層の中で渦度の強い部分が周期的に発生しており(図8左図)、それが円形のナイフエッジ壁端を通り過ぎた瞬間に大きな音(濃い色の部分)の発生に繋がっている様子が分かる[10]。日本の空力音響学の大家から、(1)式右辺による音の発生を示した結果を見たのは初めて、とお褒めの言葉をもらい、若い研究者として嬉しかったことを覚えている。なお、同時進行のCFD結果から、図8左図の渦について、これは上流で周期的に2つの渦が合体して一つの強い渦になったものと考えている。

5. 鳥取大学での流れ

実は図6のロボットは第3号機であり、1号機は名古屋大学時代に製作し、ピッチング運動に伴う非定常空力の実験を行った。1996年4月に鳥取大学に移り、第2そして第3号機の製作に至ったわけである。図6右図の地面効果を受ける状況下において、迎角 $\alpha=25^\circ$ のデルタ翼にウィングロック運動をさせたときの空力特性(揚力係数 C_L 、ローリングモーメント係数 C_{rm})の変化を図7に示した[11]。これによると、ルートコード長の2/3以下の高度になると、揚力の増加が著しくなる。特に、地面直近では地面のない飛行時に比べ15%程度も揚力が増加している。

一方、ローリングモーメントについては、高度が低くなるにつれて右肩下がりのヒステリシスループの傾斜がさらに大きくなる。これは翼の安定性が増すことを示している。ところが、ここには示さないが、 $\alpha=15^\circ$ の場合にはこのロール特性が真逆の不安定傾向にあること、また地面に近づくにつれてこの不安定性が減少することなどそのほか大変興味深い情報が多く得られた。

5. 1 力天秤

ここでまた一つ、自分たちで発案し、開発・自作した新たなモノを紹介する。それは空力特性(空気による力とモーメント)を計測するための力天秤についてである。その背景は、当時の力天秤の価格が $10^6 \sim 10^7$ 円と大変高価であり、さらに小さな力から大きな力までを一つの天秤でカバーすることは不可能であった。特に大学の風洞はサイズも小さく、測定対象の模型によっては揚力と抗力の比が大きく異なることもあり、一つの天秤での計測は困難であった。そこで、計測する模型も小型になるため、かなり小さな力とモーメントを計測すること、さらに測定対象に応じた検出が必要になる。

そこで、最初に開発したのがリング天秤である[12]。その後、揚力と抗力の大きさに応じて測定が可能となる楕円天秤[13]、さらにひずみゲージの貼り付けに適した六角天秤[14]の開発につながった(図9)。これらの天秤開発においては当時の学生諸氏の力によるところが大きい。図9から楕円形状の縦横比を変更することにより、直交する2分力(例えば、揚力と抗力)を測定対象となる航空機などの供試体に応じて設計・製作することが可能となった。



リング天秤

楕円天秤

六角天秤

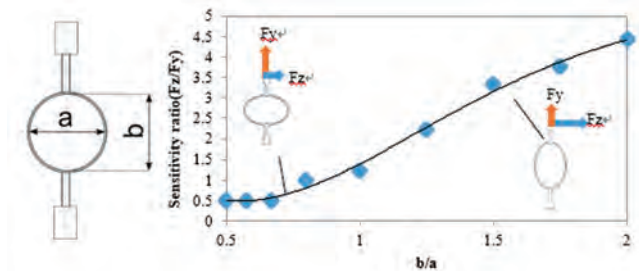


図9 リング、楕円、六角の各天秤と楕円天秤の縦横比による2分力(F_y , F_z)の感度特性

さらに、これらの天秤は極めて安価に(約 10^4 円)製作が可能のため、例えば、後述の衝撃風洞やアークプラズマ風洞による過酷な気流特性の風洞実験に対しても、気楽に力やモーメントの計測に試用することができる。実際、二段隔膜型衝撃風洞やプラズマ風洞において、気流から受ける空気力の計測に活用してきた。さらに名古屋大学において、この天秤に張り付けるひずみゲージを通常のものから感度の高い半導体歪ゲージに変更し、気流温度によるゲージの感度特性の変化を考慮にいたした補正を加え、非常に精細な測定に成功した報告[15]がある。

5. 2 二段隔膜型衝撃風洞

力天秤のほかに、鳥取大学においてもこれまでの研究活動と同様にいくつもの実験装置や計測装置(モノ)を作ってきた。その中から代表的な実験装置の3つとその応用例について以下に紹介する。最初は二段隔膜型衝撃風洞である。

着任時の研究室教授が遅い流れ(速度の小さな非圧縮性流れ)を対象にされていたので、こちらは速度が大きな圧縮性流れを対象に研究を始めることにした。しかしながら、そのような実験装置が何もないため、まず装置作りから始めた。最初に取りかかったのが超音速風洞の製作である。実

験室をなんとか整理してできた広さが約 $6\text{ m} \times 4\text{ m}$ ほどの広さのため、風洞の大きさにはかなりの制限があった。学生の卒業研究にかけて3年がかりで設計・製作し、完成した風洞を図10に示す[16]。この風洞の製作にあたっては、鳥取大学機械工学科の機械実習工場（現在のものづくりセンター）の皆さんに多大な援助をいただいた。

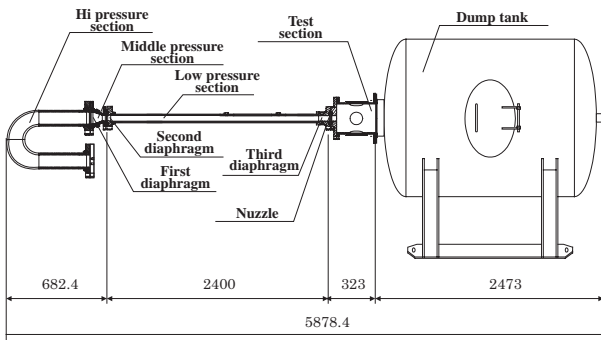


図10 二段隔膜型衝撃風洞

この風洞の特徴は、第1隔膜と第2隔膜の間にある中圧室（図10上図）をテーパ形状にしたことである。これにより、その下流の低圧室に強い衝撃波を発生することができる。この中圧室がなく、高圧室を定圧室と同じサイズの管径で構成した場合、高圧室で100気圧必要となる衝撃波を40気圧で発生することができる。ノズル部の設計により種々のマッハ数の流れを生成できるが、このときはマッハ数 $M=2.3$, 5 および 6 のものを製作した。 $M=2.3$ はポスト・コンコルドの開発が世界で進行しはじめていたからである。

この風洞を用いて幾つもの研究を行なったが、ここでは衝撃波干渉型ウェーブライダー（SSI-WR: Shock-Shock Interaction Wave-Rider）の研究について紹介する。まず通常のウェーブライダー（WR: Wave Rider）の一例を図11の左上図に示

す。これは前方のウェッジ先端部で発生する衝撃波を機体下部に抱え込むようにしたものである。これにより衝撃波後方で発生する高い圧力を機体腹部に抱えて飛行する。一方、提案するSSI-WRは機体のどこかで別の衝撃波を発生させ、先の衝撃波と干渉させることでその箇所さらに高圧の領域を生成し利用する。これにより超音速機の性能向上をねらったウェーブライダーである。

図11の右図は、左図の機体前方部からそのような別の衝撃波を発生させるもので、後方の衝撃波と干渉させるようにした。これにより機体の揚力や揚抗比（ L/D : Lift/Drag、揚力と抗力の比）の向上、さらにピッチングモーメントの制御を目的とした機体である。この機体のほかには、図11左図のサイドプレート（2次流れ抑制のためのもの）に小さな2次衝撃波発生装置を取り付けてローリングモーメントのコントロールを図った機体の研究などを行った。



図11 Wave Rider(左図)とSSI-WR(右図)

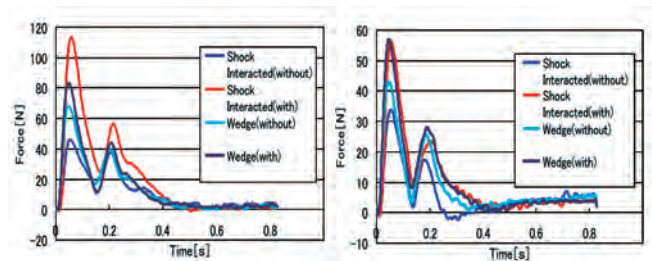


図12 揚力(左図)と抗力(右図)の時間変化

図11のSSI-WRの空力性能の実験結果の一例を図12に示す[17]。図中のwithとwithoutはそれぞれ各ウェーブライダーに2次流れ防止用の側板

を付けた場合と付けない場合の結果を、また Shock Interacted と Wedge はそれぞれ SSI-WR と通常の WR を表す。実験を重ねたところ、SSI-WR は WR に比べ揚力 L が 24% 上昇し、抗力 D は 13% 減少した。その結果、揚抗比 L/D は 43% もの向上が確かめられた。また、ピッチングモーメントは第 1 衝撃波発生のための頭部三角錐の前進量を変えることによって、ピッチダウンからピッチアップまでコントロールが可能となることが分かった。

本実験のさらに大規模な実験として、JAXA 宇宙科学研究所の高速気流実験設備（遷音速風洞および超音速風洞）を利用させてもらっており、現在、鳥取大学が提案する火星探査滑空機の空力特性や気体まわりの流れの解析を行っている。

5. 2 アークプラズマ風洞

次のモノ（風洞）づくりはアークプラズマ風洞である。この風洞は地球大気圏への再突入や、火星など大気を有する惑星大気圏への突入時における気流の状態を模擬できる。その衝撃波背後は上述の衝撃風洞に比べ、よりエンタルピーの高い気流を発生することができる。このため、流れはプラズマ状態となる。ただし、核融合のように気体が 100% プラズマ化するといった高温状態と比べるとかなり低温ではある。

この風洞は卒業研究の 1 年でおおよそその形態ができた [18]。理由は担当した学生の取り組みと二段隔膜型衝撃風洞の真空ポンプや真空タンクなどが流用できたことによる。この初号機を元に、アーク加熱部を改良した現在のアークプラズマ風洞を図 13 に示す。これは初号機のアーク加熱部

アーク加熱部

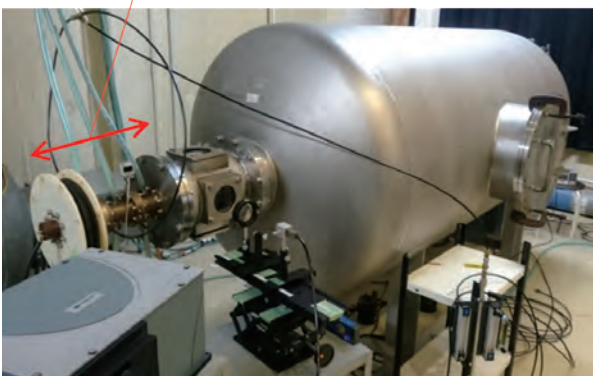


図 13 アークプラズマ風洞

表 1 アークプラズマ風洞諸元

cathode	copper
anode	copper
working gas	Ar, N ₂ , O ₂ , N ₂ ⁺ , O ₂ ...
electrical power	max. 10.5 kW
nozzle	
type	conical
half angle	15°
throat diameter	3 mm
exit diameter	15 mm (M=5) 22 mm (M=6)
Mach number	5, 6
vacuum tank	2 m ³

をコンストリクタタイプからホロータイプの電極（ここでは陰極として使用）に変更した。その理由は、電極の熔融や損耗によるコンタミネーションを避ける気流浄化のためである。またこの風洞諸元を表 1 に示す。

このアークプラズマ風洞を使って種々の研究を行ってきた。主に 2 種類のカテゴリーに分けることができ、一つは気流の熱物理学的特性の解明に関する基礎研究、もう一つは材料の改質や耐熱性に関する応用研究である。前者の気流特性に関する研究例として、火星大気への突入を模擬したものがある。それはこの気流の上流よどみ部（アーク加熱部の出口における亜音速部分）の気流による発光スペクトルを分光解析したもので、結果を図 14 に示す [19]。原子スペクトルが近赤外領域に、また短波長領域に CN violet と C₂ Swan バンドのスペクトルが顕著にとらえられている。ここでは 385~389nm の CN violet のデータをもとに、SPRADIAN2 [20] によるスペクトルフィッティングを行った。そこで得られた回転および振動温度

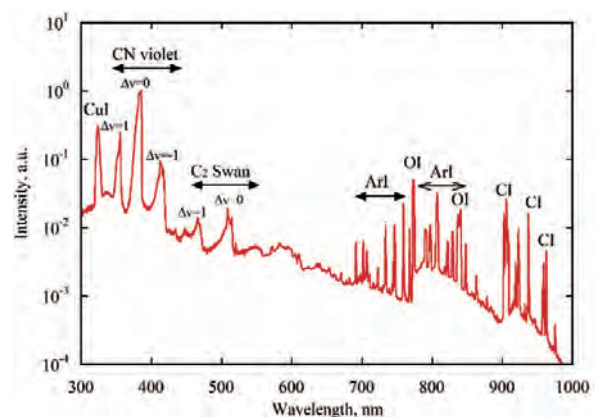
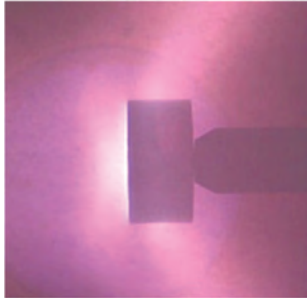


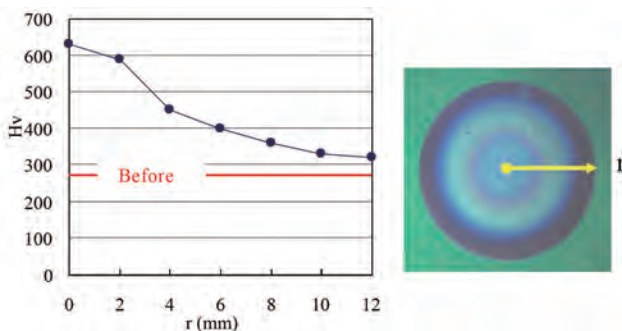
図 14 アーク放電部の下流域におけるプラズマの発光スペクトル

はいずれも 6500K となり、上流域での気流の平衡状態が確認された。さらに、NASA-CEA program により化学種成分のモル分率を推定したところ、Ar, CO, O がそれぞれ 68.9%、11.7%、16.0%となる主成分を成し、CN, C₂はわずか 0.012%、0.0025%と極めて微量であることが分かった[19]。ここで Ar を多くした理由はアーク放電の安定性のために CO₂, N₂, Ar の各質量流量を 0.131, 0.0042, 0.743g/s としたからである。

一方、材料改質の応用例の一つとして、窒化による表面硬化がある。図 15(a)は窒素プラズマの超音速流を窒化用鋼に照射し、表面硬化の作用を調べる実験の様子を示している。この気流に2分ほど曝すだけでビッカース固さが2倍以上にもなることが分かった。また、このプラズマ気流の質量流量や気流マッハ数によって硬化の状況が大きく変化することが確かめられた[21]。さらに、本研究の延長線上に位置するものとして、大掛かりな実験施設となる JAXA 宇宙科学研究所の惑星大気突入模擬実験装置を活用させていただきながら研究を進めている。この惑星大気突入模擬実験装置は 1 MW のアークプラズマ風洞で、鳥取大学の約 100 倍の高出力装置となっている。



(a) 窒素プラズマ気流中のディスク



(b) プラズマ窒化による硬化の分布

図 15 窒素プラズマによる表面硬化

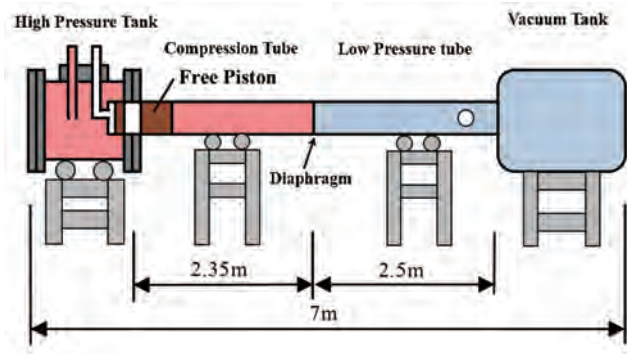
5.3 自由ピストン駆動衝撃波管

ここで紹介する3つめのモノ（衝撃波管）は、先の二つの実験装置と異なり、静止した管内部の気体中を高速度で移動する衝撃波を発生する装置である。これは衝撃波の後方を衝撃波と同じ速度で飛行する鈍頭飛行体の前方に生じる衝撃波を模擬している。したがって静止気体の種類と圧力を地球や火星の大気と同じにすることにより、その中を超音速や極超音速で飛行する飛行体前方の衝撃波直後に生じる高エンタルピー気体状態が再現できる。前節のアークプラズマ風洞で超音速流を発生した際は、プラズマ化した亜音速の気体をラバールノズルによって超音速に加速して生成した。この場合、上流から（衝撃波管の静止気体状態で）既にプラズマ化しているため、実際の飛行に伴うプラズマ気流とは異なる。プラズマ風洞の長所は気流の持続時間が長く、実験で測定するには大変有り難い。一方、この衝撃波管は発生するプラズマ気流が実際のものと同じになるが、衝撃波が高速度で移動するため、極短時間の計測が余儀なくされる。また計測している箇所（衝撃波との相対距離）を特定するといった難しさも伴う。

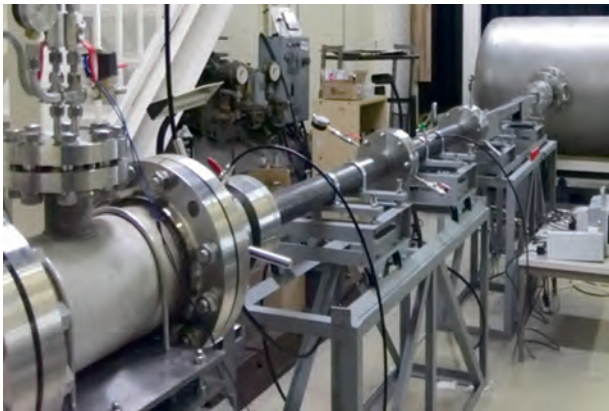
この自由ピストン駆動衝撃波管は7年ほど前に、研究室に在籍された山田剛治先生（現東海大学講師）の尽力により設計・製作が行なわれ、その基本形が完成した[22]。その後、これまでの部品に本学の学長裁量経費を受けて補足し、現在に至っている。この装置構成と装置写真を図 16 に示す。作動原理は図 16(a)の高圧タンク出口部にある急開電磁弁を開くと、その前部に隣接する自由ピストン (Free Piston) が圧縮管の中を前方に移動し、隔膜 (diaphragm) との間にある気体を圧縮する。その結果、この圧縮された気体圧力が隔膜の破膜圧力に達するとこの膜が破れ、低圧管の中を真空タンクの方に向かって高速で移動する衝撃波が発生する。

3年前に本装置が完成し、現在、超軌道からの大気再突入を模擬できるように衝撃波速度の向上、およびプリカーサ現象解明のための研究に活用している。プリカーサ現象とは、衝撃波後方に発生する高エンタルピー気体が衝撃波前方の気流に対して、電子の拡散のみならず放射光によって影響を与える現象である。衝撃波速度の向上には急開弁の開閉時間、圧縮管内部の気体の種類や圧力、そして隔膜の形状を最適化するなどの検討が必要である。図 17 に試験前後における隔膜の状態を示す。これは厚さ 1.2mm のステンレス製であり、

図 17 左図に見える破膜のための溝の深さや形状に工夫を重ねている。現在、最大で約 7km/s の衝撃波速度が達成できているが、超軌道からの地球大気再突入に相当する 12km/s 以上はまだ達成できていない。なお世界には図 16 と作動原理は同じであるが、その規模が相当大きい装置がいくつかある。例えばカリフォルニア工科大学の通称 T5 や我が国では世界一の JAXA HIEST[23]がある。これらの隔膜はステンレス製であり、しかもその厚さが 20~22mm もある。



(a) 装置構成図



(b) 装置写真

図 16 自由ピストン駆動衝撃波管

これまで衝撃波背後の高温気体は衝撃波上流に影響を与えないと仮定して主に進められてきた。一方、ここで取り上げるプリカーサの研究[24]は、その影響の可能性があり、またその程度やどのような影響を与えるかを探求するものである。現在、放射の効果に着目し、トリプルプローブを衝撃波管内部に挿入した接触計測、さらに非接触の分光計測による研究を進めている。分光器を用いた時間分解分光計測による測定結果の一例を図17に示す。50Paの静止した窒素気体中を速度 6 km/s の衝撃波が進行するとき、衝撃波の前後における発光現象を実験と数値計算で調査したものである。数値計算では衝撃波前方において発光現象は現れていないが(モデルにも依存)、実験においては N_2^+ による発光が確かめられた。これは衝撃波後方の放射エネルギー ($h\nu$ で、 h :プランク定数、 ν :発光振動数)によって衝撃波前方、しかもかなり前方においても、次の反応によって N_2^+ が存在しているためである。

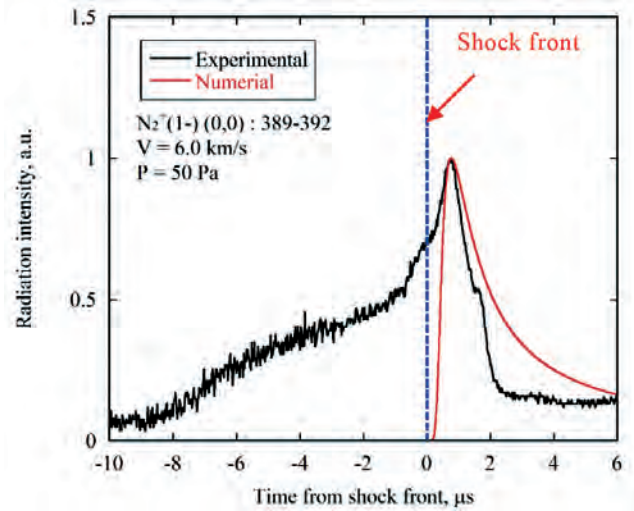
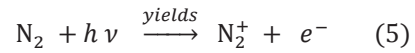


図17 N_2^+ による発光強度

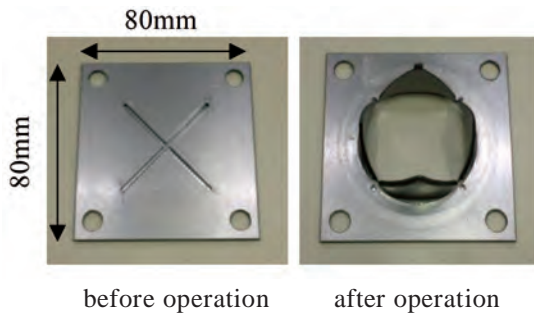
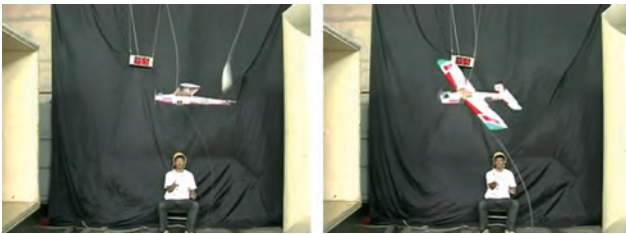


図17 試験前後における隔膜の状態

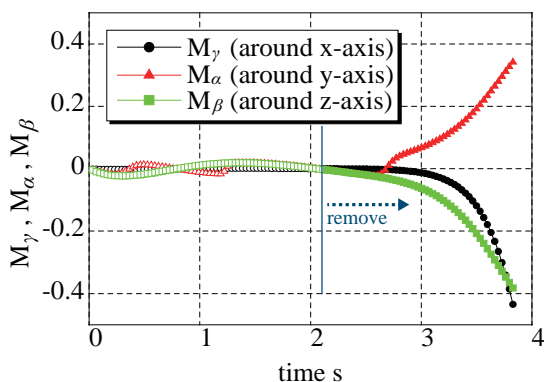
鳥取大学における研究で最後に紹介するのは、空中を自由飛行する航空機に作用する空力六分力の非接触解析法の開発とその応用である。解析法の詳細については文献[25]に譲り、ここでは結果の一例を示す。内容はラジコン飛行機を風洞の中で定常飛行させ、飛行が安定したところで突然、垂直尾翼を取り除いたときの航空機の不安定挙動と機体にかかる空力六分力を一台のビデオカメラ画像から決定することである。なお、鳥取大学の風洞 (1.0m×0.7m) では測定できる領域が狭いため、

JAXA航空宇宙本部（調布飛行場分室）が所有する低速風洞（2.0m×2.0m）を利用させてもらった。

図18(a)は垂直尾翼が突然、機体から外れた瞬間とその直後の飛行の様子を示す[25]。また図18(b)は機体座標系で表したときのローリング、ピッチング、およびヨーイングの各モーメント M_γ , M_α , M_β の時間変化を表している。垂直尾翼を喪失（図中のremove）してしばらくした後、急にピッチングモーメント M_α が変化している。その後少し遅れてヨー M_β とロール M_γ の2つのモーメントが連動するように変化しながら不安定飛行に移行していく様子が分かる。この手法が位置 (x, y, z) と姿勢 $(\theta_x, \theta_y, \theta_z)$ 、ここで $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ はそれぞれ x, y, z 軸周りの回転角度で、これら6つの変化を時間微分することによって速度と角速度を、さらに微分して加速度と角加速度を計算している。したがって、航空機の位置や姿勢、さらに各軸方向の速度や各軸周りの回転速度が分かる極めて便利な手法となっている。特に、1台だけのビデオカメラによる映像で済むため、複数台を用いた場合に必要となるビデオカメラ間の精密な位置決定や撮影された画像間の相互補完が不要となる。



(a) 垂直尾翼喪失の瞬間と直後の機体状況



(b) ロール、ピッチ、ヨーの各モーメント

図18 一台のビデオカメラによる飛行体の運動および空力六分力解析

6. 見えない流れ

最後に、見えない流れについてお話ししたい。これは心の中の流れ、時間とともに変化してきた思考のこの10年ばかりにおける流れについてである。その発端はかなり遡って宇宙開発とその背景にある米ソを中心とした世界的規模の冷戦時代にある。日本から遠く離れた中東紛争がこれと並行していた。この間、局所局所において国家、民族、宗教、経済に起因する大小さまざまな戦争や紛争が主に国境付近で頻繁に勃発し、罪のない民間人が亡くなってきていた。近年ではイスラム国による活動が衆目を集めてきた。

どうして戦いが起きるのか、平和になれないのかと事あるごとに考えてきた。もし今、地球外生命体によって攻撃を受けたら、このような地球表面での争いは恐らなくなるであろう。逆に攻撃を受けるのであれば、外に向かって行けない私たちにとって未来はないであろう。今のところ幸運なだけなのかもしれない。では、どうして国家や民族、宗教が異なることで戦争や紛争が起きるのか？その根源にあるのは何か？その疑問に対する解を得たいとずっと思ってきた。そして10年ほど前に世界史、これは高校の教科書にある世界史のような内容とは全く異なる世界史、これを知る必要があるという思いに至った。なかなかそのような情報を見つけられないときを過ごしつつ、いろいろな本をたくさん読み、また世界情勢に関わる報道やこれに関する有識者たちの意見に耳を傾けてきた。

そして10年ばかりが経過し、ようやく最近になってこれまでの離散的な種々の情報がマスクメロンの網目のような形でつながりつつある。そろそろ自分の結論に達するときがくるような気がしている。そのキーワードは、自分、家庭、言語、民族、宗教、文化、国家、国境、民族移動、気候変動、そして経済が主なものと思う。本課題に関する自分のこれまでの世界史の知識（情報）、またそれぞれに対する個人的思考や意見について、本稿での披露は差し控えさせていただく。理由は、その内容が時間・空間的にあまりに広大であること、現時点の自分ではストーリー性があり、さらにまとまりのある内容に仕上げる自信がないこと、言い訳的には紙面の頁数の不足のためである。読者の皆さんには、この課題に是非とも興味を持ってもらいたいと願っている。そして私たちの地球から戦争や紛争がなくなり、人々の心が楽しくなるような時空間の惑星になることを祈っている。

ただし、綺麗ごとだけでは世の中は動いていかないことを前提にした上でのことである。

そのためには、私たちの表面的な努力もさることながら、内面への努力（知識の蓄積）と、それに基づく自身の考えをまとめること、そしてそれを情報として発信することが重要かつ必要であると考えている。情報発信をするための知識の獲得の一つの手段に本がある。本はその情報がいつまでも手元に残るため、場所はとるものの後々の利用価値は高い。そこで以前、鳥取大学図書館報に寄稿した記事の多くを引用し、私の見えない流れの一つを披露したい。

それは本の意義から出発する。何かについて知りたいという欲望から、これといった目的はないがその作品を読みたいという衝動から、また気分転換のためにどれでもいいからとか、単に活字を追いたいからなどいろいろな理由で本は読まれその存在意義がある。本に対しては、けちん坊にならないことが大切と考えてきた。青年から成年初期の時代はその若さだけでその人の魅力になる。しかしこれは表面的な人物判断であり、内部からにじみ出るような魅力ではない。この内から湧き出るような美しさを獲得するには豊かな教養・知識が必要である。その一つの手段が読書である。かねてより専門書だけでなくたくさんの本を買いそして読んだ。若い時はもっぱら専門書が多かったが、自費購入のため相当額の出費になった。もちろん頑迷固陋に知識のためにと専門書や啓蒙書だけに走ったわけではない。それだけでは疲れてしまう。気分転換としての本の価値はあるし、スポーツや趣味のノウハウ書としての意義においても様々なものを読んだ。

幸いにも本を中心とした情報の獲得であったから、現在のように情報過多による混乱や余計な時間を奪われるといったエントロピーの増大にはつながらなかった。ただ若くて今より時間があつたからかもしれない。しかし、今日の膨大な情報はそのときの立ち位置すら錯覚するほどの混乱を招きかねない。本や広告を含めた様々な印刷物や電子メディアによる活字と映像は情報伝達の手段として大変有難い半面、その量的過多はむしろ弊害にもなる。また、インターネットを通して誰もが容易に情報の発信ができるため、間違っただけの情報はとても厄介な代物になる。これはその情報を受け取る人の資質に依存すると思うが、盲目的に信用するには危険すぎる側面も併せ持っている。実際、犯罪につながるケースも出ている。自分の専門領域についていえば、明らかに間違っただけの解説をして

いるものがあり、これら情報の実質的かつ効果的な規制がない現状ではどうしようもない。今後、これらの情報のあり方、そして正しい情報の探し方が一つの課題になるであろう。

ここで、私たち大学や同等の民間企業等に勤務する者にとって情報を得ることは当然のこととして、情報の発信を行うことに意義があると思う。では、この情報発信とは．．．と考えると、それぞれ様々な意見があると思うが、その種類で大別した私見を述べると、大きく分けて3つあると考えている。まず第1は単純に情報を得て、それを周りの関係者にいち早く伝達する情報発信であり、言い換えれば情報の受信アンテナ兼中継基地のようなもので、これはもっとも低級な情報に属する。しかし、周りの人にとっては有難い情報になることも多い。これが一転、他人を混乱させるだけの、または時間を奪うだけのいわゆる他人のエントロピーを増大するだけの情報であるならば、その中継基地の存在そのものが疑われる。

第2は自分から調べて情報やデータを集め、それに解析を加え、そしてそこに自分の意見を加えた情報発信であり、これは中級の情報に相当する。少なくとも私たち大学関係者はこの中級の情報発信者でありたい。多くの研究論文やプラスに作用する社会貢献などはこの中級の情報発信の範疇に属すると思う。最後の第3の情報は、いわばクリエイティブな内容を自分で創作するもので、これは高級な情報発信となる。例としては、一般的には芸術家や小説家、デザイナーなどによる作品の創造がこれに属し、少数であるが研究者の中にもこの種の人々が存在する。これは本物の創造者、開拓者であり、それが理解されると素晴らしい仕事につながる。そして人々を幸せな気持ちにしたり、生活に豊かな恩恵を授けたりする。これができる人は感受性など先天的な資質が備わっているとか、後天的であるならばその人の子供時代の豊富な体験、その後の学習と意欲など個人の努力に依存するのであろう。もちろん時代のタイミングという運の要素も必要なことが多い。繰り返しになるが、大学の研究者、教育者としては少なくとも中級の情報発信者であらねばならないと思う。独断的な意見であるがこのように考えている。

さて、このような本をはじめとする電子メディアを含めた情報は私たちの生活の中に急速に浸透しつつあり、その利便性ゆえにインフレーション的拡大をしている。あたかも初期宇宙の膨張時のようなものであろう。ここで問題となるのは、その成長とそれに対する人の受容力のバランスにあ

る。現状は限られた人間の能力に対してあまりにも量的過多であると思う。最少で必要なそして優良な情報が好ましく、余計な情報はむしろ無い方がいいと考える自分にとって、これにどう対処していくべきかその方策が見つからない。現時点で言えることは、少なくとも事典や正しい教科書の類は情報源として手元に置いていざらうということである。表面的で便利な情報や自分の判断で信じていることができる情報はそのまま活用すればよいが、その他のいわゆる危険な香りがする情報は難しい。受け取る個々の人物の精神に帰着すると考えている。

精神などと突拍子もない言葉につなげたが、今さらながらなんと便利な言葉かとも思う。来日した外国の人に覚えてもらいたいことばの一つ「どうも」に似ている。これはいろいろな場面で使うことができる便利な言葉である。さて、この精神という言葉は、私にとって高校生の時に父から薦められた亀井勝一郎氏の「我が精神の遍歴」という本に起点がある。その内容はさておき、私にとっての精神とは空袋のように無実であるがとても重い、そしてその人のパーソナリティを形成する基幹部分のようなものとして捉えている。情報の採取と理解、そして発信はその人の精神に基盤を置く。また発した情報に対する精神の中の一つに、情報に対する責任を取ることがある。さらにこの責任については、情報の発信ばかりでなく、現代社会における様々な場面、組織や集団における責任のあり方に大きな懸念を感じている。これからの大量の情報化社会を暮らすとき、本を含めた種々の情報を、それらを基に培った私たち自身の優しく美しい精神をもって、それこそ英断的に取捨選択し、責任が取れる人でなくてはならないと思う。そのためには、やはり精神を培いたいものである。

参考文献

- [1] Sarpkaya 1971: Vortex breakdown in swirling flow, An Album of Fluid Motion, Assembled by Milton Van Dyke, An: The Parabolic press, Stanford, California, USA, p.74, 1982.
- [2] Y. Nakamura, H. Kawazoe and S. Uchida: A Calculation of Parabolic Type Equations for Axisymmetric Swirling Flows, Trans. Japan Soc. Aero. and Space Sciences, Vol.24, No.66, pp.205-210, 1982.
- [3] H. Kawazoe, K. Ohsawa and K. Fujikake: LDA Measurement of Fuel Droplet Sizes and Velocities in a Combustion Field, Combustion and Flame, 82(2), pp.151-162, 1990.
- [4] H. Kawazoe and J. H. Whitelaw: Computer tomography of infra-red absorption and its application to internal-combustion engines, Laser Techniques for Fluid Mechanics (Edited by R. J. Adrian et al.), Springer-Verlag, ISBN 978-3-662-08263-8, pp.465-482, 2002.
- [5] 川添博光, 長野 進, 大沢克幸: 飛散方向制御を行う燃料噴射弁の研究 - 噴霧特性とエンジンへの応用 -, 自動車技術会論文集, No. 44, pp. 14-19, 1990.
- [6] H. Kawazoe, S. Nagano and K. Ohsawa: Reduction of Soot Emission by Air-Jet Turbulence Generator with Cam in Diesel Engine, JSAE Review, Vol.12, No.3, pp.10-15, 1991.
- [7] M. Nagaoka, H. Kawazoe and N. Nomura: Modeling Fuel Spray Impingement on a Hot Wall for Gasoline Engines, Transactions of SAE, J. Engines, 103(3), pp.878-896, 1994.
- [8] 川添博光: 非定常空気力学の実験技術, 日本航空宇宙学会誌, 第 61 巻, 第 12 号, pp. 5-11, 2013.
- [9] 津坂祐司, 福泉武史, 井上博充: パラレルマニピュレータの設計と機構特性, 日本ロボット学会誌, 5 巻, 3 号, pp. 180-187, 1987.
- [10] H. Kawazoe, Y. Nakamura and Y. Ikeda: Prediction of Sound Generation from Flow Field of Axisymmetric Jet with Circular Plate Edge Inserted in the Shear Flow, Proc. 3rd ASME/JSME Joint Fluids Eng. Conf., FEDSM99(7235), pp.1-6, 1999.
- [11] H. Kawazoe and S. Morita: Ground Effect on the Dynamic Characteristics of a Wing-rock Delta Wing, AIAA Paper, No.2004-2352, pp.1-11, 2004.
- [12] H. Kawazoe, T. Yorikane and M. Matsumoto: Experimental Study on Dynamic Characteristics of Delta Wing in Pitching Motion, AIAA Paper, No.99-3520, pp.1-11, 1999.
- [13] Yamada, G, Kawazoe, H., Suemura, H., Matsuno, T. and Obayashi, S.: Development of a Sensitivity-Adjustable Three-Component Force Balance and Its Application to Wind Tunnel

- Testing, *J. Fluid Science and Technology*, Vol.8, No.2, pp.209-218, 2013.
- [14] Yamada, G., Imagawa, S., Inoue, K., Kawazoe, H. and Obayashi, S.: Improvement of a Sensitivity-Adjustable Three-Component Force Balance and Its Application to Supersonic Wind Tunnel Testing, *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol.9, No.5, JFST0068, pp.1-11, 2014.
- [15] A. Iwakawa, T. Osuka, T. Shoda, A. Sasoh and H. Kawazoe: Ring-Force Balance System for Small Wind Tunnels, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol.13, pp.51-60, 2015.
- [16] 平成 8, 9, 10 年度鳥取大学機械工学科卒業研究: 岸川義弘「衝撃風洞の設計」, 杉村将史「衝撃風洞の設計・製作」, 中林義貴「小型衝撃風洞の特性試験」, 1997, 1998, 1999.
- [17] H. Nagai, H. Kawazoe and T. Masaki: Experimental Feasibility-Study on Shock- Shock Interaction Wave-Rider, *Proc. 24th International Symposium on Space Technology and Science*, pp.535-540, 2004.
- [18] 加古真也: アークプラズマ風洞の設計・製作, 平成 10 年度鳥取大学機械工学科卒業論文, pp. 1-24, 1999.
- [19] G. Yamada, S. Otsuta and H. Kawazoe: Temperature Evaluation of CO₂-N₂-Ar Plasma Flows Using the Area Intensity Method, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* Vol.12, pp.89-96, 2014.
- [20] Fujita, K., Mizuno, M., Ishida, K., and Ito, T.: Spectroscopic Flow Evaluation in Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 22, pp.685-694, 2008.
- [21] 竹田大輔: アークプラズマ風洞の気流特性を利用した材料の改質に関する研究, 平成 18 年度鳥取大学工学研究科機械工学専攻修士論文, 2007.
- [22] G. Yamada, S. Ago, Y. Kubo, T. Matsuno and H. Kawazoe: Development of a Shock Tube Facility for Nonequilibrium Radiation Studies in Mars Entry Flight Conditions, *Journal of Space Engineering*, Vol. 6, No. 1, pp.28-43, 2013
- [23] 丹野英幸, 伊藤勝宏: 高温衝撃風洞 HIEST における極超音速熱空力研究の課題, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 61, No. 9, pp. 309-315, 2013.
- [24] G. Yamada, S. Ago, H. Kawazoe and S. Obayashi: Generation mechanism of precursor electrons ahead of a hypersonic shock wave in argon, *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol.9, No.5, pp.1-11, 2014.
- [25] Kawazoe, H., Sawa, T., Miura, T., Yamada, G., Matsuno, T. and Ueno, M.: Analytic Method for Flight Motion of Aircraft with a Single Video Camera and Its Application to a free flight glider, 28th International Congress of The Aeronautical Sciences (CD-ROM), No.ICAS 2012-5.6.1, pp.1-8, 2012.

(受理 令和元年 11 月 21 日)