ロシアのエアブリージングエンジン研究及び試験設備*¹

小 出 俊 輔*²

Key Words: Test Facilities, Russia, Engines, Scramjets

1. 始 め に

“Aviation-2000 Prospects”と銘打った航空技術全般を取り扱うシンポジウムが、1997年8月19日から21日にかけてモスクワ郊外ジュコフスキー地区で開催された。本シンポジウムはエアショー(MAKS '97)と並行して行われ、ショーについては航空関係の諸雑誌で目にされた読者も多いと思う。シンポジウム自体は地味な存在で報道されることも無かったが、ロシアの航空技術者の研究活動や米国・西欧との共同研究活動の一端を知ることが出来、非常に有意義な場であった。また航空関係諸施設への見学も含まれ、今まで日本ではあまり馴染みのない試験研究設備を直に見聞することが出来た。見学した施設は中央航空水力学研究所(ЦАГИ/TsAGI)及び中央航空エンジン研究所(ЦИАМ/CIAM)であるが、本稿では紙面の関係もあり、比較的知られていないCIAMの施設及びエアブリージングエンジンの研究を中心に概要を紹介する。

2. シンポジウム概要

会場はモスクワ中心部から南東35 kmに位置するジュコフスキーにあるTsAGIに設置された。参加者の多くはロシア人で、公式言語はロシア語であるが、外国人がいれば適宜英語通訳が付く。ICAS等のコンファレンスに比べ規模が小さいことから、一対一の話をじっくりすることが出来、連帯感が持てる。1991年から2年ごとに開催され、1993年から外国人にも門戸が開かれた。今回は1999年に同じTsAGIで実施される予定であり、読者の方々も普通の学会に参加するつもりでぜひ出席されることをお勧めしたい。全体セッションの後、5つのセッション(1:空力、空熱力、制御及び機体開発計画、2:機体構造及び材料、3:飛行試験、4:推進装置、5:搭載機器)が並

行して行われた。筆者が参加したセッション4では、ダクティッドプロップファンエンジン、次世代超音速旅客機推進、極超音速推進及び材料・寿命・信頼性を中心に24件の発表があり、その多くはCIAMからの参加者によるものであった。彼らの口からは、環境、寿命、コスト、騒音といった聞きなれた言葉が飛び出し、ロシアも変わったと思うと同時に、彼らには我々には無い火星人的発想でユニークなことを考えてもらいたいと思ったのは私だけではないであろう。もっとも、このセッションの初日は40人程のロシア人の中で外国人は私だけで、それに2人の美人がつきっきりで英語に通訳してくれた。

3. C I A M

CIAMは昨年までTsAGIその他の研究所共々防衛産業省の傘下にあったが、ロシア政府の機構改革により、現在は経済省に属している。しかし独立採算を求める政策の下、国家からの補助は激減している。職員数は現在12,000名程度であるとのことだが、この3年間で1/3になったとのことであり、このこと一つでも財政面の苦境が察せられた。写真撮影はTsAGI共々禁止されたうえ、TsAGIの様なカラーを含む出版物が入手出来なかった。

訪問先はモスクワの東南約30 kmに位置するLytkarinoにある試験研究センターであった。本研究所はヘリコプター用エンジンから、SST、極超音速まで広い領域に渡るエンジンを取り扱っており、ターボファン/シャフト系に限らず、ラム/スクラムジェット of 試験設備も充実している。案内は副所長Dr. Vedeshikinが担当してくれたが、氏はスクラムジェット部門の責任者である。氏の説明によると、TsAGIとの関係では、空気取入口・推進系統合の研究までがCIAMで、その後の機体としてのシステムインテグレーションがTsAGIの担当であるとのことであった。しかしTsAGIでも上記の研究は行われており、またスクラムジェット研究は両者で実施中で、氏も苦笑しておられたところを見ると、こころへの

*¹ 平成9年10月27日原稿受理 Russian Research Activities and Test Facilities of Airbreathing Engines

*² 防衛庁技術研究本部技術部 Shunsuke KOIDE

第1表 CIAM テストセル

セル名称	試験対象
C-1 A	エンジン 高空性能
C-4-N	〃
C-3	圧縮機
C-5/1, 2, 4	燃焼器
C5/6	推力偏向ノズル
TC-2	タービン
C-16 K	高圧燃焼器
C-16 VK	ラム/スクラムジェット
TC 17	〃
BMG	〃
T 8101	〃
C-17 A 4	騒音計測
C-17(CELL 201)	ターボ/ラムジェット
C-17(CELL 202)	産業用ガスタービン
C-22	多目的大型低速風洞

1- pressure chamber; 2-stilling chamber; 3- test engine; 4- thrust measuring system, 5- engine frame; 6- aerodynamic nozzle; 7- propulsion intake.

(a) フリージェット形態

1- pressure chamber; 2- stilling chamber; 3- honeycomb; 4- screen to uniform the velocity field, 5- direct connect duct, 6- test engine, 7- thrust measuring system, 8- engine frame.

(b) 直結形態

第1図 C-1 A テストセル (CIAM のカタログより)

区分けは明確ではないように感じた。

試験センターには 100 程度の試験設備がある模様である。第1表に、現場で入手したカタログ及び参考文献1で知り得た CIAM の装置の一覧を示す。この内、時間の制限からエンジン高空試験装置 (ATF) のテストセル (C-1 A), 圧縮機試験装置 (C-3), 燃焼器試験装置 (C-5), タービン試験装置 (TC-2) 及び極超音速燃焼風洞 (C-16 VK) を見学した。

ATF は 50 以上のテストセクションを持ち、巨大な長方形の建造物の中に収められている。前述の C-3, C-5, TC-2 も同じ建物内に設置されており、空気源を共有しているものと思われる。空気源として一組だけでも大きな圧縮機及び電動機のセットが 8 組ずらりと並んでおり、施設の巨大さが推し量られた。空気源の概観は英国 DRA パイストックの ATF に類似している。1949 年に建設を開始し、1953 年に運用が開始されたとのことであり、多分その後増設に増設を重ねていったものと思われる。本 ATF はモスクワ地区最大の電気消費施設で、現在は夜間しか運転できないとのことであった。

C-1 A セルではフリージェット方式 (第1図(a)) 及び直結方式 (第1図(b)) での高空試験が可能である。カタログから読んだ本セルの主要諸元 (直結方式における) を第2表に示す。直結ダクトの途中にはディストーション発生プレートを装着できるようにしてある。フリージェット用超音速ノズル (第1図(a)の6) の出口は 1.8×2 m の矩形、模擬マッハ数範囲は 1.9~2.6 で、迎角はノズル自体を支点を中心に首振りさせることで 4° まで変化させられる。

C-1 A は CIAM におけるガスタービン性能確認試験セルの中心の一つで、今までに多数のイリュージ

第2表 C-1 A テストセル主要性能諸元

最大模擬飛行マッハ数(M)	3.0
最大模擬飛行高度(km)	27
最大計測可能推力(kN)	250
流入総圧範囲(kPa)	2.0~294
流入総温範囲($^{\circ}$ C)	-60~300
最大空気流量(kg/s)	240(流入総温-60 $^{\circ}$ Cにおいて) 800(〃 10 $^{\circ}$ C~60 $^{\circ}$ Cにおいて) 300(〃 60 $^{\circ}$ C~300 $^{\circ}$ Cにおいて)

1-vitiated heater; 2-aerodynamic nozzle; 3-scramjet model; 4-vacuum chamber.

第2図 C-16 VK 極超音速燃焼風洞¹⁾

ン・ツポレフの旅客機、輸送機や MiG-25/29/31 といった軍用機用エンジンの公式エンジン試験が行われた。ただ Dr. Vedeshikin によると、我々がやっている様な PFRT, QT といった試験の区別はしていないとのことである。

C-16 VK (第2図) は CIAM 最大のラム及びスクラムジェットエンジン用極超音速燃焼風洞である。本装置ともう一つの燃焼風洞 (C-16 K) が方形の窪地に設置されていたが、防爆対策であろうか。本装置は最大よどみ温度 2300 K, よどみ圧力 50 bars でマッハ 7 までの気流を供給可能であり、試験は直結、セミ

第3図 NK-93エンジン

フリージェット及びフリージェット形態で可能である。

4. 発表内容

シンポジウムでは、ダクティッドプロップファンエンジンに関する発表が多かった。第3図はMAKS '97で展示されていたNK-93エンジンのモックアップであるが、それに応用するものと推察された。本エンジンは1988年に開発開始後、どの程度開発が進んでいるかは不明であるが、主要諸元として離陸推力18トン、重量3650 kg、巡航時SFC 0.49がパネルに掲示されていた。本エンジンのファンは直径2.9 mで1段が8枚、2段が10枚であり、二重反転形式をとっている。着陸時にはファンのピッチを急激に変えて逆推力を得ようと考えており、十分な強度を確保するためのファン材料やエンジンの寿命、オーバーホール間隔の延長にも議論が及んでいた。

スクラムジェットに関する発表も盛んに行われた。TsAGIのスクラム研究として、Raduga Machine Building 設計局 (RMBDB) 及びドイツの諸機関と共同で研究している矩形タイプのもの (第4図) が紹介された。このプログラムではスクラムジェットをTsAGIが、それを試験条件まで加速するフライングテストベッド (FTB) をRMBDBがそれぞれ担当し

第4図 TsAGI スクラム供試体

ており、設計マッハ数は6である。シンポジウムでは3及び4段ランプを持つ空気取入口について、境界層ブリードの有無を含めた比較検討結果が紹介された。燃焼部に関する発表はなかったが、燃料噴射形式として、チューブ式、後退ランプ式及びフィン (ストラット) 式が検討された模様である。ショー会場には第4図のものとは別に焼けこげた供試体 (3段ランプ) が展示されていたが、それがFTBで試験したものか地上設備で試験したものか不明である。第4図の供試体を前方から見たとき、ストラット状の突起物が認められたので、フィン式噴射弁がFTBで試験されるのではなかろうか。CIAMのスクラム研究についても、マッハ7クラスの軸対称供試体及び矩形スクラムジェット3基を胴体下面に装着した有翼飛翔体 "IGLA" (マッハ15クラス) に関する発表²⁾があったが、紙面の関係上割愛させて頂く。

参考文献

- 1) Ogorodnikov, D. A. et al.: Extensive Capabilities of CIAM's Scientific Test Center, ISABE 97-7012, 13th International Symposium on Airbreathing Engines, 7-12 September, 1997, Tennessee, USA.
- 2) Roudakov, A. S. and Semenov, V. L.: The Progression of Program of Hydrogen Fueled Scramjet Flight Testing at Hypersonic Flying Test Beds, Aviation-2000 Prospects, 19-21 August, 1997, Zhukovskiy, Russia.