

## (II. 4)

# ARIS および SSR の空気力学的研究

河村 龍馬 ・ 小口 伯郎 ・ 辛島 桂一 ・ 福井 四郎  
井内松三郎 ・ 関 和市 ・ 毛利 浩\* ・ 竹内 理\*  
谷 喬\* ・ 小早川真也\*\* ・ 酒井 春雄\*\*\*

## 概 要

ARIS および SSR に関して行なった空気力学関係の研究を報告する。この研究の目的は、これらロケットの飛しょう時の空力的安定性を確認することと、軌道計算に必要な抵抗曲線を可能な限りの正確さで決定することである。研究の内容は風洞試験（低速、遷音速、超音速）と、空力特性の推算とからなっている。実機の  $L/D$  が非常に大きいので、遷音速および超音速風洞試験では正確な実機の縮尺模型を使用することができず、また試験レイノズル数は必ずしも実機の値とは一致しないこともあって、風洞試験結果を直接実機に適用できないので、最も信頼度の高い方法で実機の空力特性を算出し、その結果を風洞試験結果と比較した。各種の影響要素を考慮すれば両者の一致はおおむね満足すべきものがある。実機の飛しょう実験の結果（軌道に関する研究参照）によれば、本研究で決定した抵抗曲線にもとづいた最高到達高度の計算値は飛しょう実験で得られた値とよく一致しているから、これによって本研究で行なったロケット空力特性推算法の妥当性が、間接的にはあるが、証明されたものと考えられる。

## ま え が き

ARIS および SSR に関して行なった空気力学関係の研究をここに報告する。

これらのロケットは、経過概要に記されているように、最初は推進および機体関係の研究を集大成して実機の開発にまで進んだものであるが、途中から実機の飛しょう試験を行なうことになったので、その安全性を確認し、かつ飛しょう軌道を正確に求めるために、空気力学的特性を明かにする必要性が生じてきた。

実機開発の段階では、空力グループは主として機体関係者を助け、設計上必要な参考意見を述べてきた。その一つはノーズ・コーンの形状についてであって、原案は円錐状であったが、空力グループの意見によって最終的には  $3/4$  乗曲線が採用された。また、HT-110 の 1 号機では前縁半径の大きい尾翼が用いられたが、2, 3 号機では空力関係者の主張によって前縁を鋭くしたものを採用し、その結果、実機の最高到達高度をほぼ予想通り増大することができた。

飛しょう実験を実施する方針が確立された後は、空力グループもこのプロジェクトに積極

---

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* (当時) 三菱重工名古屋航空機製作所, (現在) 日本航空機製造 K. K.

\*\*\* 三菱重工名古屋航空機製作所

的に参加し、すでに決定されていたロケット原型に基づいて、風洞試験とこれに関連する理論計算を行ない、その結果および既存の各種資料を参考として最も信頼度の高いと思われる方法で実機の空力特性を推算し、軌道計算の資料とした。

空気力学関係の研究の主目標は、打上げ実機の空力特性をできるだけ正確に決定し、この結果を直接あるいは間接に実機の飛しょう実験結果と比較することであった。ここで直接的というのは、たとえば飛しょう中の速度、加速度などを測定して各瞬間ごとの抵抗を求めこれと風洞試験あるいは理論計算の結果とを比較するということであり、間接的という意味は、事前研究で決定した空力特性に基づいて求めた軌道の計算結果を実機の飛しょう軌道と比較するというようなことである。実際には、種々の制約のために、このうちあとの間接的比較しか行なうことができなかった。

空力特性を決定するためにはまず風洞試験を行なうのが常識で、今回もこの方法をとることとした。最初に宇宙研 3m 風洞を用いて低速の試験を行なったが、これには特別の模型を作らないで、機体試験用実機をそのまま使用した。風洞に対してやや過大な嫌はあったが、これで一応マッハ数の小さい所での性能が得られた。次いで高速風洞試験を計画したが、このロケットの  $L/D$  は非常に大きくその値は原型で 30 にも達し、一方高速風に用いる内部天秤の外径はきまっているため、模型の胴体直径の最小値は約 30mm になり、実機の正確な縮尺模型では長さが風洞に対して過大になる。やむを得ず頭部以外の胴体を切縮め、 $L/D$  の異なる模型 3 種 ( $L/D$  はいずれも実機より小) を作って実験した。使用風洞は宇宙研の 30cm 誘導式遷音速風洞と同 40cm 超音速風洞である。この風洞試験と併行して、この種の機体に適用できる既存の理論を応用して空力特性の理論計算を行なった。その意味は、このように  $L/D$  が実機と異なる模型での風洞実験結果をそのまま実機に用いることはできず、中間に理論の助けを借りる必要があるからである。

このようにして宇宙研自体での空力研究が進んできたが、この際さらに手段を尽す意味で、航空宇宙技術研究所の大型風洞を利用することが計画された。この計画は同所の絶大な好意によって実行に移され、宇宙研との共同研究という形で、遷音速風洞および超音速風洞の試験が行なわれ、その資料が提供された。この際も模型の  $L/D$  はやはり実機より小さい値をとらざるを得なかった。

こうして、風洞試験の資料は整ったが、これをそのまま実機の空力特性とすることはできない。その理由は、前記  $L/D$  の相違やレイノルズ数の違い、その他風洞試験の状態が実機飛しょう時の条件を満さない要素がいくつかあるためである。そこで、実機空力特性の最終的決定は、これらの風洞試験の資料を十分取り入れ、かつ理論的実験的根拠に基づいた推算によることとした。その推算方法について宇宙研空力グループと三菱重工名航の担当者とは協力して研究した後これを決定し、数値計算は後者によって実行された。

最終的に決定された実機の空力特性は直ちに軌道計算に取入れられた。軌道に関する研究の項に明かなように、こうして事前に計算された軌道は実機の飛しょう軌道とよく一致していた。このことは本研究で行なった空力特性推算法が十分実情に適したものであることの一つの証明であり、したがってその裏付けとなった風洞試験などここにする研究の有用さを示すものと考えられる。

研究内容の詳細は下記各項に記述されている。なお各研究の主たる分担はおおむね次のとおりである。

総 括：河 村

3m 風洞試験：井 内

宇宙研遷音速および超音速風洞試験：福井・関

理論解析：小口・辛島

航技研遷音速および超音速風洞試験：毛利・谷・竹内

空力特性推算：小口・小早川・酒井

最後に、前記風洞試験に関してご協力いただいた航空宇宙技術研究所 松浦所長、重見空力第二部長、その他の関係者に対し、また特性推算についてご支援いただいた三菱重工名航高田技術部長ほかに対し、この機会に感謝の意を表したい。 (航空力学部 河村)

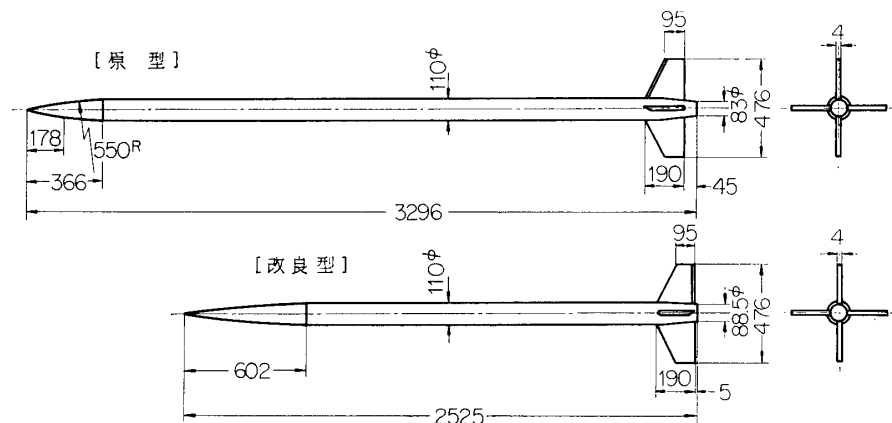
## [II. 4. 1]

### 3m 低速風洞試験

ARIS および SSR ロケットの空力特性に関する基礎的資料を得るため、宇宙航空研究所 3m 風洞において三分力試験（揚力、抗力、縦揺れモーメント）、境界層厚さなどの測定を行なった結果を報告する。

#### 1. 模型および風洞

実験に供した模型は、原型と改良型の2種類であり、その型状および寸法を第1図に示す。模型は強度試験ならびにアンテナ試験などにも用いるもので、したがって材質、構造、



第1図 模型

寸法など総べて実物と同じものである。なお、改良型の原型と異なる所は次の諸点である。

- 機体全長が 329.6 cm より 252.5 cm に短縮した。
- 機体表面に露出するネジの頭部をすべて低くして、さらにノーズ部分を長くし、表面