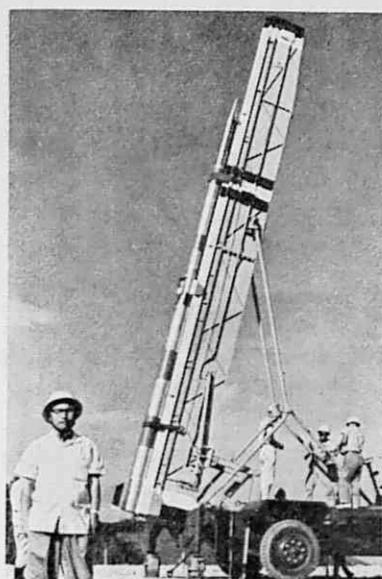


カ ッ パ 8 L 型 に つ い て

糸 川 英 夫



カ ッ パ 8 L 型

SE 研究班が観測ロケットに関して行なっている仕事は三つあって

A 技術的に完成されたロケットを用いて各種の宇宙観測を行なうこと。

B すでに観測の service flight に用いられている機種のパフォーマンス向上, 改良, refinement.

C 次期の宇宙観測の見通しを立て, 新機種についての研究開発試作, 試験飛行を行なうこと。

である。A の summary については各研究者から、本誌に述べられてあり、また C については Lambda 計画、Mu 計画等が該当し、これについては「1963 年における観測ロケットの計画」(本誌 14 ページ) の項を参照されたい。

K-8L 型は B 項に該当するもので、prototype は IGY 中多数使用された K-6 型である。K-6 型は生産研究第 11 巻第 8 号に述べたように性能向上されて K-6H 型 (H は High performance の略) になったが、K-8L 型はこれをさらに性能向上させたもので、原名は K-6S 型 (S は Super high performance の略) であった。

K-6 型と K-6H 型と K-8L 型の basic dimension

や性能の差は「1963 年における観測ロケットの計画」中の第 1 表、第 5 表に示されている。

おもな差異は重量が K-6 型の 260 kg から K-6H 型の 330 kg、K-8L 型の 337 kg と増加していること、全長も K-6 型の 5.6 m が K-6H 型で 6.9 m、K-6S 型で 7.3 m と少し伸び、また、second stage rocket の径が 155 から K-6S 型で 160 にわずか増加している。

性能の差はきわめて大きく K-6 型の 60 km、K-6H 型の 85 km が、K-8L 型では K-8L-1 号機の flight data は 175 km である。

K-8L 型は多少の modification や firing operation のやり方によっては (wind dispersion や launching angle) 200 km にも達する可能性があるもので、高度としては、K-8 型と同級になり、ただ payload が K-8 型の 40~50 kg にくらべて 12~15 kg と小さいだけなので K-6S 型から K-8L 型と改称された。

K-8L 型はその 2 号機でナトリウム発光弾およびテルミット弾で上層の風の観測機として、1963 年 6 月に flight が計画されているが、さらに 1963 年には 3 号機の flight の可能性があり、また IQSY では IGY における K-6 型に代わるものとして多数使用されよう。

もう一つ付け加えたいことは K-8L 型が日本の南極観測再開に備えて、もし南極観測が再開され、またもしこの折南極でのロケット観測計画が実現すればこのために最適なロケットであるといえよう。

K-8L-1 号機は、また KSC (東京大学鹿児島宇宙空間観測所) の初使用のロケットでもあった。

K-8L 型 (K-6S) の性能向上の手段は、比推力の大きい推進の開発とロケット機体各部の重量軽減、refinement によるもので、K-6 型系での最終版となる。

K-6S 型 (K-8L) の構想は 1961 年 9 月頃から立てられ first flight test は 1962 年 8 月 25 日行なわれた。これについては森助教の報告 (本誌 33 ページ) を参照されたい。

(1963 年 5 月 20 日受理)