H-IIA ロケットの固体ロケットブースタについて^{*1}

佐野 昇^{*2}・木内重基^{*3}
山田敏之^{*3}

Key Words: H-IIA Rocket, Solid Rocket Booster (SRB-A)

1. はじめに

H-IIA ロケットは現在の H-II ロケットに対して、多様な衛星打上げ需要への柔軟な対応及び打上げ費用の低減を目標として、2000 年 2 月の初号機打上げに向けて宇宙開発事業団 (NASDA) により開発が進められている。

H-IIA ロケット用の固体ロケットブースタ (SRB-A) についても上記の目標を達成すべく効率的

な開発及びシステムの簡素化を方針として開発を進めている。

本稿では SRB-A の概要を現 SRB からの変更点を主題として紹介するとともに、開発計画の概要についても述べるものとする。

2. SRB-A の概要及び主要諸元

SRB-A の概要を第 1 図に示す。また、主要諸元を第 1 表に示す。形状は SRB の約 $\phi 1.8\text{ m} \times L 23\text{ m}$ から約 $\phi 2.5\text{ m} \times L 15\text{ m}$ へと太く短くなっている。

SRB からの主な技術的な変更点は以下である。

- ① 一体型 CFRP 製モータケースの採用 (SRB は高張力鋼製 4 セグメント方式)
- ② モータ燃焼圧力の高圧化 (MEOP 57 kgf/cm² から 120 kgf/cm² へ)
- ③ 電動 TVC システムの採用 (SRB は油圧)
- ④ 分離系の変更
 - ・ストラップオン方式の分離機構 (SRB はホルドダウン方式)
 - ・ストラット+分離モータによる分離方式 (SRB は分離モータ単独方式)

また、プログラム上では、SRB が約 10 年で開発したのに比べ、SRB-A は約 4 年での開発という非常に短期間開発であることが特徴である。

以下に各サブシステムごとにその特徴を紹介する。

3. 推 進 系

モータケースは SRB の高張力鋼製 4 セグメント方式からフィラメントワインディング (FW) 成形による一体型 CFRP 製に変更した。

材料の CFRP は SRB の高張力鋼に比べ強度で約 2 倍、比重で約 1/5 と比強度が大変に高いことが特徴である。

FW ケースの製造については開発期間の短縮をはかるため米国から低コスト製造技術を導入することとし、開発試験及び EM 地上燃焼試験用の 2 式のケー

著 者 紹 介

佐野 昇

昭和 20 年生。徳島県出身。昭和 45 年東京大学工学部燃料工学科卒業、同年宇宙開発事業団入社。N ロケット、H-I ロケット、H-IIA ロケットの各種固体燃料ロケットの開発に従事。現在、角田ロケット開発センター所長。

木内 重基 (正会員)

昭和 29 年生。兵庫県出身。昭和 54 年京都大学工学部航空工学科修士課程修了、同年日産自動車(株)入社。M-3S-II、M-V、TR ロケット及び H-II SRB、H-IIA SRB-A 等の開発に従事。現在、宇宙航空事業部宇宙技術部第二宇宙技術課長。

山田 敏之

昭和 35 年生。兵庫県出身。昭和 58 年中央大学理工学部電気工学科卒業、同年日産自動車(株)入社。H-II SRB、TR-I A ロケット、HYFLEX 等の開発を経て、現在、H-IIA SRB-A の開発に従事。宇宙航空事業部宇宙技術部第二宇宙技術課に在籍。

^{*1} 平成 9 年 3 月 31 日、日本機械学会第 74 期通常総会講演会にて講演。平成 10 年 1 月 26 日原稿受理 Development of Advanced Solid Rocket Booster (SRB-A) for H-IIA Rocket

^{*2} 宇宙開発事業団 Noboru SANO

^{*3} 日産自動車(株) Shigeki KINAI and Toshiyuki YAMADA

第1図 SRB-A 全体概要図

第1表 SRB-A 主要諸元

	SRB-A	SRB
代表径	φ2.5 m	φ1.8 m
全長	15.2 m	23.4 m
全備重量	76.4 ton	70.4 ton
推進薬重量	65.0 ton	59.2 ton
全燃焼時間	100 s	94 s
比推力(真空中)	280 s	273 s
最大予想燃焼圧力	120 kgf/cm ²	57 kgf/cm ²
モータセグメント数	1 セグメント	4 セグメント
モータケース材料	CFRP	NT-150 鋼
ノズルスロート径	φ390 mm	φ534 mm
ノズル開口比	18	10
ノズル最大舵角	5 deg	5 deg

スを米国で製造、3式目以降を国内製造に切り換えるものである。

ノズルスロート部の材料はSRBのグラファイトの約10倍の強度を有する3DC/Cに変更した。

これらの利点を生かしてモータの高圧燃焼化(57 kgf/cm²→120 kgf/cm²)が達成され、それに伴いノズルの小型化、フレキシブルジョイントの小型化(=駆動トルクの低減)、ひいては電動TVCの採用が可能となった。尚、MEOP 120 kgf/cm²は、これまでの燃焼実績を踏まえて、コストミニマム点として選定したものである。

また上記の変更により、モータケース及びノズルのコストの削減がはかられている。

推進薬についてはSRBの59 tonから65 tonに増強され、推進薬成分には酸化鉄を加えて高燃速化がはかられている。

尚、一体型モータケースへの推進薬のローディングは、新規にNASDA種子島宇宙センター(TNSC)内に設置される国内最大規模の固体推進薬充填設備に

より可能となった。

4. TVC (推力方向制御) 系

SRBと同様に可動ノズル方式であるが、ノズル駆動方式としてSRBではヘリウムガスのブローダウンによる油圧アクチュエーションシステムとしているのに対し、SRB-Aでは電動アクチュエーションシステムを採用している。これにより大幅な整備費の低減がはかられている。

電動TVCシステムの構成は第2図に示す通りであるが、本システムの採用に当たっての技術課題は大出力小型電動モータ、大電力インバータ及び大出力電源の開発である。

まず、電動モータは高線積率ステータ及び高エネルギー積永久磁石を用いた大型で低イナーシャなロータの採用により実現される。

また、大電力インバータは高信頼性で小型モジュール化されたIGBT (Insulated Gate Bipolar Transistor) 及び耐振動性を増した大容量アルミ電解コンデンサの採用により実現される。

更に大出力電源は、他の飛翔体システムで実績のある熱電池の信頼性を高め、高電圧(300 Vクラス)で大電流(150 Aクラス)化することで実現される。

熱電池の構造を第3図に示す。作動原理は次の通りである。①点火器端子への通電により電気式点火器(火工品)が作動。②点火器により発熱体が燃焼。③発熱体からの大量の発熱反応により素電池(セル)が加熱。④素電池が数百°Cになり化学反応による放電を開始。

尚、素電池は負極(リチウム/アルミ)、電解質(塩化カリウム/塩化リチウム)及び正極(二硫化鉄)より構成される。

第2図 SRB-A 電動 TVC システムの構成

第3図 熱電池の構造

5. 構造系

構造系の基本構成はSRBとほぼ同様にノーズコーン、前部アダプタ、後部アダプタ及び結合構造部（新規追加）から成る（第1図参照）。

ノーズコーンは前部アダプタの上端に取り付けられ、半頂角はSRB及びコアロケットと同じ18度、先端の半径はコアロケットと同じ750mmである。尚、SRBのアルミセモノコック構造からハンドレイアップ一体成形のCFRP製に変更してコスト低減がはかられている。

前部アダプタ及び後部アダプタはSRBと同じアルミセモノコック構造であるが、分離部荷重によるFW製ケースへの伝達荷重を分散させること及びコスト低減を目的として、ストリングを用いず厚肉外板とリングからなる構造とした。

前部アダプタにはSRB-Aの推力を1段側に伝達するスラストストラット、ヨー方向の荷重を伝達する前方ヨープレス及びピッチ方向の荷重を伝達する前方ピ

ッチガイドが取り付けられる。また、SRB-Aを1段に取り付ける（VOS）さいには、前部アダプタ前端に取り付けたハンドリング治具を介してSRB-Aの全自重を支えることとなる。

後部アダプタには電装系、火工品系及びTVC系の全ての機装品が搭載され、下端はサーマルカーテンにてふさがれる。

結合構造部は、1段側にヨー方向荷重を伝達する後方ヨープレス及びピッチ方向荷重を伝達する後方ピッチガイドを結合するために新規に設けられた部分円筒状のアルミセモノコック構造であり後部アダプタに取り付けられる。

システムトンネルはSRBのアルミ製からウレタンフォームのベースとアルミ製カバーからなるものに変更しケースに接着にて取り付けられる。

構成としては、空調配管、電気ハーネス、点火系火工品（CDF）及び指令破壊用火工品（LSC）を搭載するメイントンネル及びLSCのみを搭載するサブトンネルからなり、飛行安全上の要求より180度対向の位置に取り付けられる。

6. 分離系

6.1 分離結合機構 H-IIロケットはSRBが射点に固定され、SRBでコアロケットを支えているSRBホールドダウン方式であったが、H-IIAロケットではコアロケットが射点に固定されて自立しているところにSRB-Aがぶら下がるストラップオン方式に変更されている。この変更によりSRB-AではSRBで保有していたホールドダウン機能及び射座分離機能が削除された。

SRB-Aとコアロケットは以下の5つの部品により結合される（第1図参照）。

- ・前方ヨープレス 2本
（切断用火工品（FLSC）で切断）
- ・前方ピッチピン/ガイド 1式
- ・スラストストラット（FLSCで切断） 2本
- ・後方ヨープレス（FLSCで切断） 2本
- ・後方ピッチピン/ガイド 1式

スラストストラットによりSRB-Aの推力（約200tonf）を1段エンジン部に、前方・後方ヨープレスによりヨー方向の荷重を、前方・後方ピッチピン/ガイドによりピッチ方向の荷重を1段側に伝達する。

ピッチピン/ガイドのピッチ方向以外の拘束はフリーであり、SRB-Aモータケースの内圧による伸びを吸収する機構となっている。

SRB-A分離時の結合の解除は、各プレス及びスラストストラットに配したFLSCにより円筒部を切断

して行われる。

6.2 分離方式 SRB-A の分離の概要を第4図に示す。SRB は相対加速度約1G で、SRB の前端及び後端に配置された分離モータの分離力により分離モータのプルームがコアロケットに影響を与えないように、コアロケットに対して約45度方向に分離する。

これに対してSRB-A はH-IIA のファミリー化に対応するため、コアロケットに対して真後ろに、かつ相対加速度約1~2G の全ての範囲で分離する必要がある。また、SRB-A の前方は1段LH₂タンク部に位置するためにプルームの影響を考慮すると分離モータを設けることが困難である。

これらの要求に対応するため、SRB-A は第4図に示す様に、スラストストラットを用いて棒高跳びの要領で真後ろに分離する。前方の分離力はスラストストラットと分離加速度、後方は分離モータによる。

第4図 SRB-A 分離の概要

7. 電 装 系

電装系は電力分配装置、点火用電池、各種センサ及びワイヤーハーネスにより構成される。SRB に搭載されていたテレメータパッケージ及び指令破壊用を除く電力供給機能はシステムの簡素化のためにコアロケットに統合される。

8. 指 令 破 壊 系

コアロケットからの指令破壊信号またはSRB-A が検出する早期分離信号のいずれかの信号で破壊するSRB と同様のシステムを搭載する。尚、飛行安全の要求よりLSC はモータケースに2列搭載する。

9. 開 発 計 画

SRB-A の開発スケジュールを第5図に示す。SRB が開発着手から初号機の打上げまで約10年かけて開発したの比べ、SRB-A は約4年で開発を完了する非常にタイトな開発である。

まず、推進系は、地上燃焼試験を1998年より3回実施する計画である。

モータケースはEM 地燃用、単体試験#1用、単体試験#2用、PM 地燃用及びQM 地燃用の5式のケースを試作し、最初の2式は米国にて製造する。

TVC系はEM、PM の2段階開発であり、H-IIA ロケット誘導系とのマッチングはシステム側で実施する誘導制御系試験及びGTVにて確認される。

構造系は1段階開発であり、主に強度試験及び機装試験を実施する。また、分離系は強度試験の他に実機スケールでの分離試験をTNSCにて実施する計画である。

第5図 SRB-A 開発スケジュール