

宇宙開発委員会安全評価部会構成員

(部会長)

吉田 忠雄

元法政大学教授
足利短期大学学長 (平成11年5月より)

(部会長代理)

山中 龍夫

元横浜国立大学教授

(専門委員)

岩崎 民子

(財)放射線影響協会疫学センター長

岡本 謙一

郵政省通信総合研究所標準計測部長

河村 光隆

通商産業省工業技術院物質工学工業技術研究所
高分子材料部長

栗林 忠男

慶応義塾大学法学部教授

近藤 恭平

東京大学工学部教授

坂田 八昭

(社)日本遊技関連事業協会参与

佐藤 壽芳

中央大学理工学部教授

佐藤 吉信

東京商船大学商船学部教授

戸田 勸

科学技術庁航空宇宙技術研究所研究総務官

長谷川和俊

消防庁消防研究所第二研究部長

雛田 元紀

文部省宇宙科学研究所教授

平野 敏右

元東京大学教授

三浦 秀一

○ 宇宙開発事業団理事

谷島 一嘉

日本大学医学部教授

○印の専門委員は、今回の調査審議については説明者として参加。

(参考3)

推力停止時の破片飛散及び固体推進薬の二次爆発の影響について

別添表 破片等により影響が及び可能性のある区域

| 代表的な破片 | 部位 | 着地速度 (m/s) | 破片到達距離 (m) | 二次爆発に伴う 爆風保安距離(m) | 二次爆発に伴う二次 破片飛散距離(m) | 破片影響距離 (m) |
|--------------------------------------|-----|---------------|---------------|----------------------|------------------------|---------------|
| エンジン | 1段 | 81 | 1494 | 0 | 0 | 1494 |
| タンク外板 | 1段 | 16 | 1432 | 0 | 0 | 1432 |
| コントロールボックス | 2段 | 113 | 1777 | 0 | 0 | 1777 |
| エンジン | 2段 | 61 | 1236 | 0 | 0 | 1236 |
| SRBの固体推進薬の最大破片 (参考図3-1及び参考図3-2参照) | SRB | 154 | 1664 | 569 | 408 | 2233 |

注1) 破片到達距離：8号機の3σ分散飛行範囲を飛行中にロケットが故障して破壊した場合の射点から破片の落下点までの距離。夏期の80%統計風を想定。

破片到達区域は射点を中心として破片到達距離を半径とする円内。

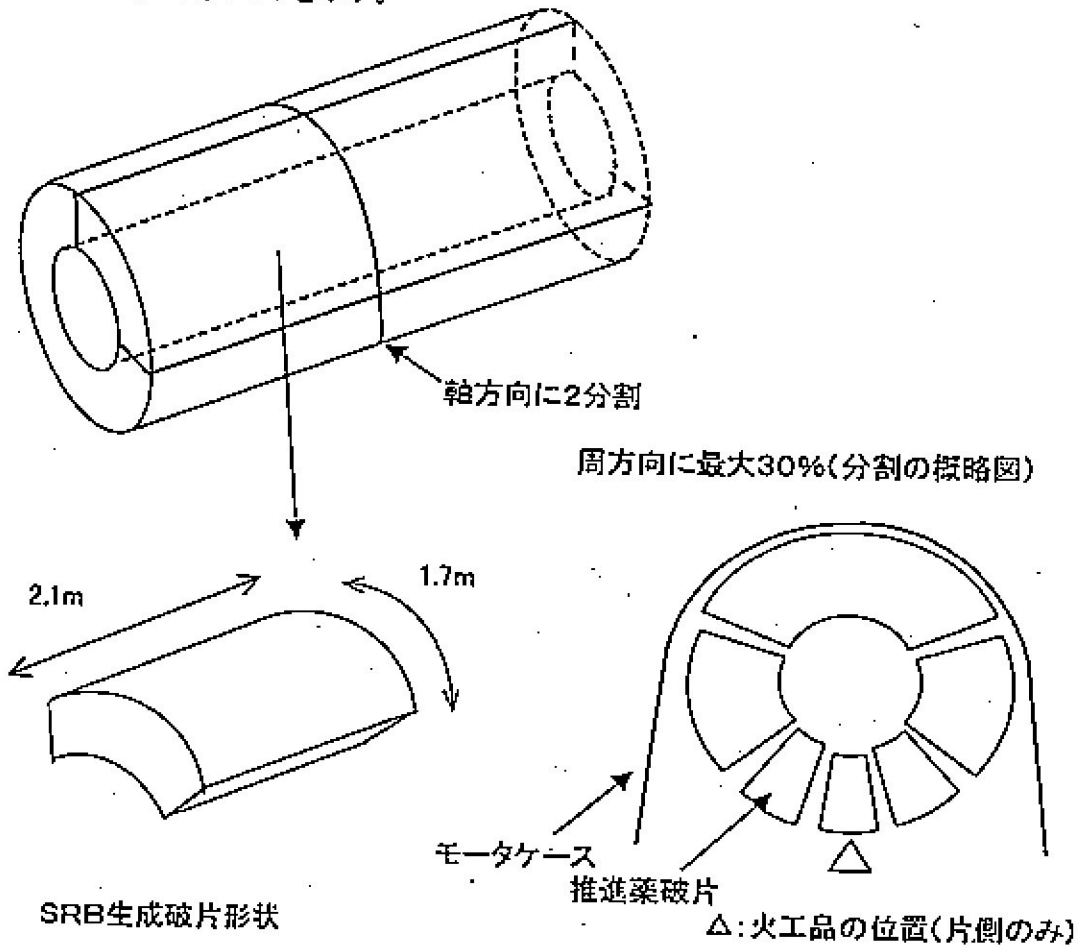
爆風保安距離：固体推進薬破片が二次爆発した場合に発生する爆風に関する爆風の落下点から爆風圧が1.379kPaとなる地点までの距離。TNT換算率45%を想定。

二次破片飛散距離：固体推進薬破片が二次爆発した場合の、二次爆発地点からの二次破片の最大到達距離。

破片影響距離：破片到達距離に、爆風保安距離と二次破片飛散距離の大きい方の値を加えた距離。

破片影響区域は射点を中心として破片影響距離を半径とする円内。
注2) 表中の数値は、打上げ後の秒時について破片影響距離が最大となる時点のもの。

SRBの1セグメントを示す。



参考図3-2・指令破壊時のSRB最大破片モデル

H-II ロケット 8号機 第2段 高度化機体に

おける 1～6号機との変更点

H-II ロケット 8号機 第2段は高度化機体を使用する。

H-II ロケット 1～6号機 第2段推進薬タンクと第2段エンジンからの主な変更点は以下に示すとおりである。

1. 第2段推進薬タンク

1～6号機 第2段推進薬タンクと8号機 第2段高度化機体推進薬タンクの主要構成は、参考図4-1に示すとおりである。

第2段高度化機体推進薬タンクの1～6号機 第2段推進薬タンクからの主な変更点は次のとおりである。

- ①液体水素、液体酸素の各タンクが一体型から分割型へ変更した。共通隔壁構造を削除することにより、製造上のコスト低減及び運用性が向上した。
- ②2段液体水素タンクのシリンダー部は、従来と同様アルミ合金のアイソグリッド・パネルを溶接したものである。ドーム部は一体スピン成形で製造する楕円ドームを採用した。尚、従来は溶接組立構造の球形ドームであった。
- ③2段液体酸素タンクは、楕円ドームを溶接したものである。ドーム部は一体スピン成形で製造する楕円ドームを採用した。尚、従来はシリンダー部を有する円筒形であった。
- ④エンジンのノズルの動作を従来の油圧式から電動アクチュエータに変更した。これによりコスト削減及び運用性が向上した。

第2段高度化機体推進薬タンクは、十分な実績のある手法(基本的な設計手法は従来と同じ)で設計解析を行うと共に、検証試験によって設計手法の確認を行っている。

また、実機タンクと同じ設計・製造手法で強度試験用タンクを製作し、地上

取り扱い時及びフライト時に想定される予想最大荷重を模擬した強度試験を行い設計製造手法の検証を行っている。また、共通隔壁からセパレートタンクとなったので、従来のタンクシステムより安全性が向上している。

液体水素、液体酸素の搭載量は以下に示すとおりである。

| | 1～6号機 | 8号機 |
|------------|--------|--------|
| 第2段液体水素搭載量 | 2.4 t | 3.0 t |
| 第2段液体酸素搭載量 | 11.7 t | 12.8 t |
| 合計 | 14.1 t | 15.8 t |

2. 第2段エンジン

1～6号機第2段エンジンLE-5Aと8号機第2段エンジンLE-5Bの主要構成は、参考図4-2に示すとおりである。

LE-5BエンジンのLE-5Aエンジンからの主な変更点は次のとおりである。

① 燃焼室ブリードサイクル採用

LE-5Aの燃焼室は冷却管のろう付け構造であったが、LE-5Bでは内部に冷却溝をもち電鍍で成形した銅の一体構造とした。これにより燃焼ガスの漏洩しない構造としたので安全性が向上している。

② 加工コスト削減

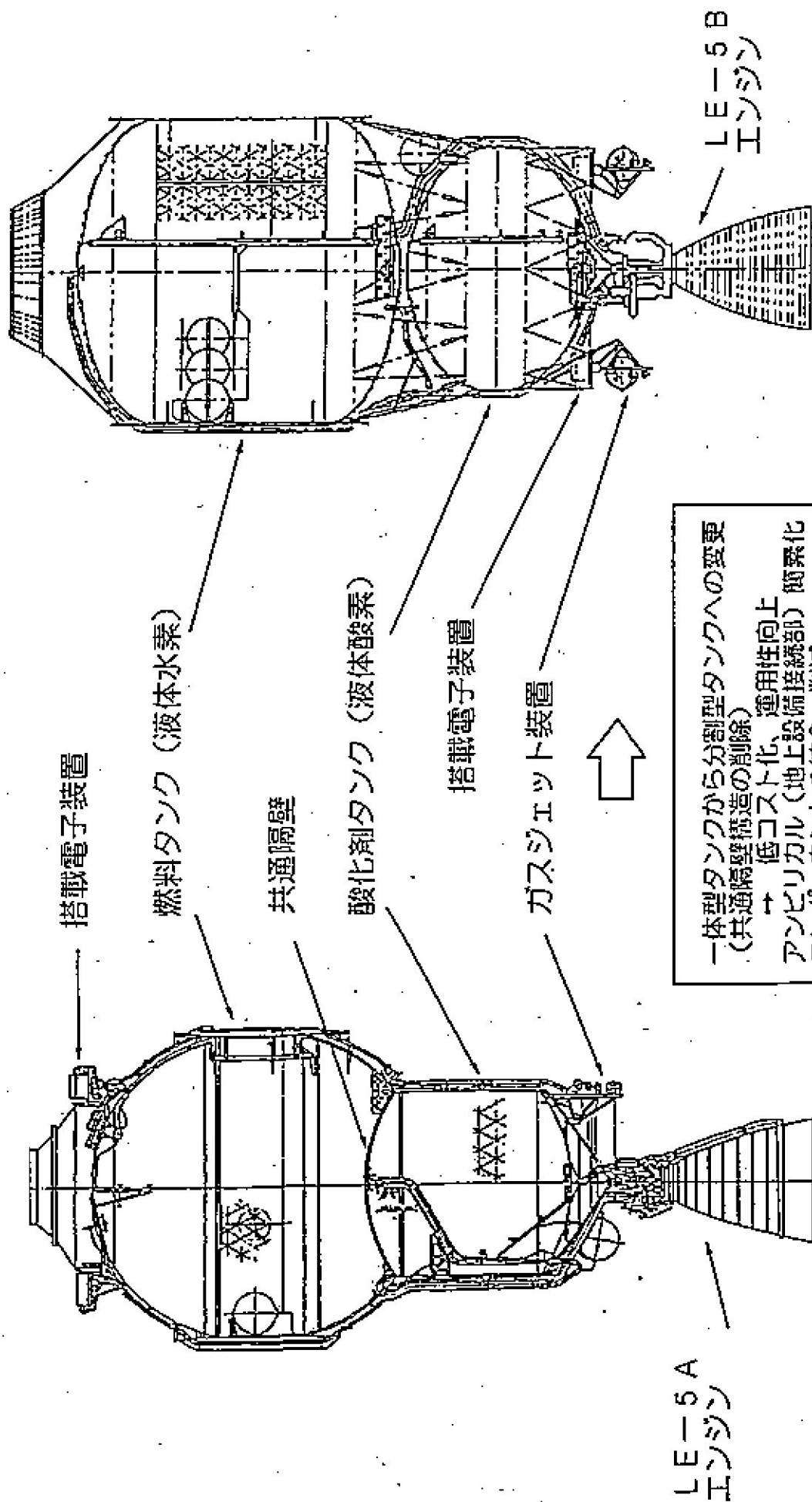
タービン動翼の加工方法を電解加工に変更し、また噴射エレメントが削減されたことにより、加工コストが削減した。

③ 燃焼試験の効率化

常圧燃焼試験設備で領収試験を実施することにより、燃焼試験が効率化された。

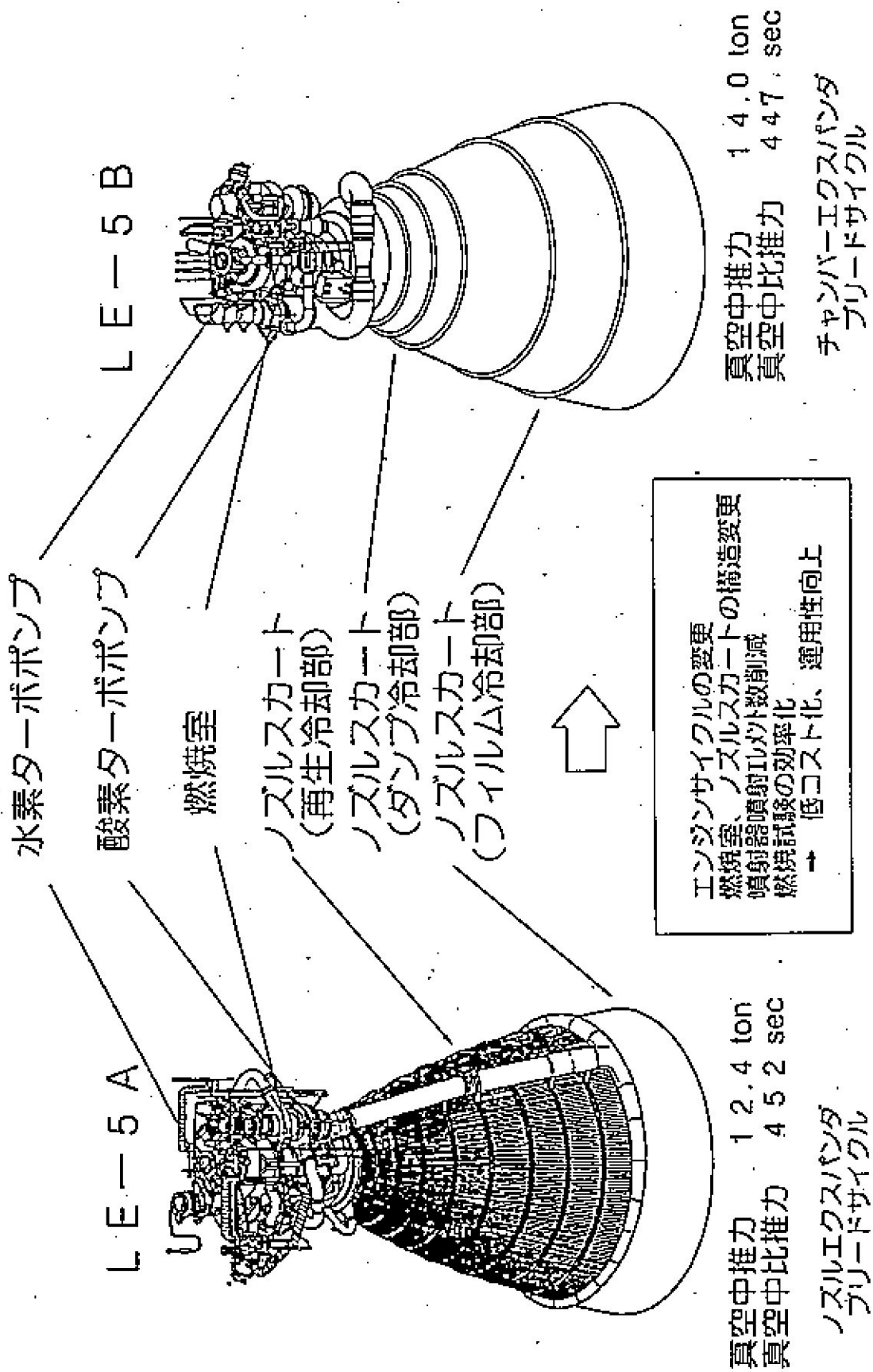
LE-5Aエンジン、LE-5Bエンジンの主要諸元は以下に示すとおりである。

| | LE-5A | LE-5B |
|--------|--------|--------|
| 真空中推力 | 12.4 t | 14.0 t |
| 真空中比推力 | 452 s | 447 s |
| 燃焼時間 | 598 s | 538 s |



一体型タンクから分割型タンクへの変更
 (共通隔壁構造の削除)
 → 低コスト化、運用性向上
 アンピリカル (地上設備接続部) 簡素化
 コンポーネントの統合・削減
 油圧から電動アクチュエータへ変更
 → 低コスト化、整備性向上

参考図 4-1 推進薬タンクの主要構成



参考図 4-2 LE-5A と LE-5B の主要構成