

H-IIA 用 ロケット エンジンの 開発

H-IIA Rocket Engine Development

名古屋誘導推進システム製作所 松山行一^{*1} 伊藤隆^{*2}
大東弘幸^{*2} 安井正明^{*3}
真子弘泰^{*3}

LE-7A, LE-5BはH-IIAロケットの第1段, 第2段用エンジンである。両エンジンは1994年に開発が開始され, LE-5Bは2000年に開発を完了, LE-7Aは開発試験で明らかになった改善点の改良を現在も継続中である。開発期間中の1998年にH-IIロケット5号機22段エンジンLE-5A不具合, また1999年にはH-IIロケット8号機第1段エンジンLE-7不具合という2機連続にわたるミッション不達成を招く大きな不具合を経験しており, これら不具合の反省点を開発試験に反映しつつ開発を進めた。2001年8月に初飛行に成功したH-IIA試験機1号機において両エンジンの良好な作動が確認された。

The first-stage LE-7A and second-stage LE-5B engines of the H-IIA launch vehicle started being developed in 1994, with the LE-5B development completed in 2000, the LE-7A development is still under way to improve the engine further. Failures occurred in the H-II Flight No.5 launch in 1998 where the second-stage engine, the LE-5A, failed and in the H-II Flight No.8 launch in 1999 where the first-stage engine, the LE-7, failed. Development of these engines was continued improving the development plan reflecting the cause of these launch failures. Both engines operated satisfactory in 2001 during the maiden flight of the H-IIA.

1. ま え が き

LE-7AエンジンはLE-7エンジンの改良型として高信頼化, 低コスト化を主目的に1994年より開発が開始された。現在までに8台のエンジンの試験が完了しているが, 現在も改良のための開発が継続している。

LE-5BエンジンはLE-5Aエンジンの改良型として高推力化, 低コスト化を主目的に1994年より開発が開始された。現在までに5台のエンジンによる開発試験が終了し, 開発が完了している。

なお, これらのエンジンは宇宙開発事業団(以下, NASDAと称す)の取り纏めの下で, ターボポンプを石川島播磨重工業(株)が, その他の部位を当社がNASDAとの契約に基づき開発を担当している。

2. エンジン概要

2.1 LE-7Aエンジン

図1にLE-7Aを示す。本エンジンはH-IIロケット1段エンジンLE-7を改良したエンジンである。エンジンの燃焼方式(2段燃焼サイクル)には変更はないが, LE-7からLE-7Aで高信頼化, 低コスト化, 高機能化のための改良を実施している⁽¹⁾⁽²⁾。なお, 高機能化としてスロットリング機能を付加するために, ノズル下部を板金構造, フィルム冷却方式としたが, 後に予期しない問題に面することになった。

2.2 LE-5Bエンジン

図2にLE-5Bを示す。LE-5BはLE-5Aをベースに推力を12.4tから14tへ向上させたエンジンであるが, エンジンサイクルを変更することにより高推力化を達成すると同時に低



図1 LE-7Aエンジン LE-7Aエンジンの外観を示す
The LE-7A Engine

コスト化, 高機能化を実現している⁽²⁾⁽³⁾。

3. 開発経過と成果

3.1 LE-7Aエンジン

LE-7A開発スケジュールを表1に示す。LE-7Aの開発は1994年, LE-7を用いてLE-7Aに採用を予定していた簡素化を適用して妥当性を検証する試験(フィジビリティ試験)から始まった。1995年から試作の位置付けとなる実機型エンジンの設計を開始, 1997年より3台の実機型エンジンに

*1 エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課長

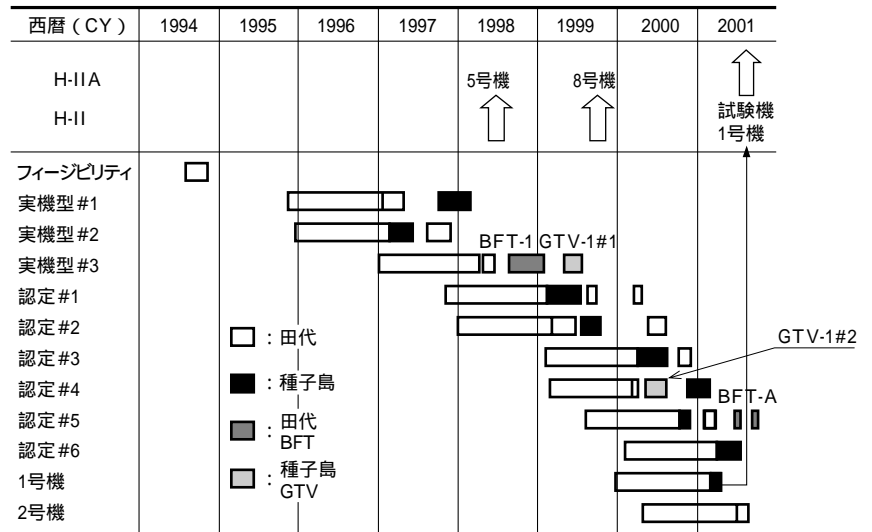
*2 エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課主席

*3 エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課



図2 LE-5Bエンジン LE-5Bエンジンの外観を示す
The LE-5B Engine

表1 LE-7A開発スケジュール
The LE-7A Engine Development Schedule



よる燃焼試験を開始した。3台中、エンジン単体開発試験に供された実機型#1、#2の2台は、それぞれ23回/2293s、23回/2024sの燃焼試験を行い、寿命要求である10回/1900sを満足した。LE-7では同等の寿命要求を満たすまでに約10年の歳月を要したことを考えると、設計技術、特に構造強度設計、の格段の進歩が分かる。実機型で発生した大きな不具合としては以下がある。

- (1) 主燃焼室壁面溶損 (対策は燃焼室設計変更とフィルム冷却量の調整)
- (2) プリバーナ取付ボルト折損 (対策はフランジ位置変更とフィルム冷却強化)
- (3) 主噴射器酸素ポスト折損 (対策は折損部R寸法拡大による応力緩和)
- (4) 下部ノズル座屈 (対策は材質変更と補強リブ追加)
- (5) プリバーナ燃料エレメント折損 (対策はフィルム冷却流量変更による共振回避)
- (6) ノズル再生冷却チューブ溶損 (対策は後述)

またこの時期に、機体システム試験 (GTV-1, Ground Test Vehicle No.1) で使用されていた実機型#3で以下の不具合が発生した。

- (7) 始動停止過渡時横推力過大 (対策は後述)
- (6)(7)の不具合はいずれもノズル下部を板金、フィルム冷却とした構造に起因しており、当時H-IIA初号機打上げ予定であった2000年初頭までという短い期間で完全な対策を取る事は困難と判断された。このため、当面の打上げは、若干性能は低下するものの下部ノズルを装着しないエンジンを使用し、この形態のエンジンの確性を初号機に間に合うよう

先行して行い、対策を取った形態のエンジンの開発をこれに引き続いて行うことが決断された。なお、下部ノズルを外すことで推力は112tから109.5tに、比推力は438sから430sになる。

1999年11月、H-IIロケット8号機は、1段エンジンLE-7が飛行中に停止したことによりミッションに失敗した。不具合の発生したエンジンは3000mの海底より引き上げられ、故障原因が追求された。原因は水素ターボポンプのインデューサ翼が飛行中の低入口圧力作動条件で疲労破壊により損傷したためと結論された。飛行中、水素タンクは構造制約から外気圧との差圧を保つように圧力制御を行うので、高空では水素ターボポンプの入口圧力は低下する。この条件は地上試験で圧力条件を模擬して確認を行うが、低入口圧力時に水素ターボポンプのインデューサに旋回キャビテーションと呼ばれる現象が生じることが知られていた。故障解析の結論は、当該エンジンではこのキャビテーションの状態が個体差のばらつきで激しく、翼の応力振幅が大きかったところに、流体振動、翼にあった加工傷といった他の要因が重なり、疲労破壊に至ったというものであった。

この不具合はLE-7Aの開発に大きな影響を与えた。まず、2000年2月に予定されていたH-IIA初号機の打上げは1年延期され2001年2月となり、また、故障原因究明の間、開発試験は停止した。原因究明がなされ2000年6月よりエンジン、認定#3と認定#4の2台を追加し、認定試験が再開されたが、H-II8号機不具合の反省として、以下が試験計画に反映された。

- (1) エンジン作動確認範囲の拡大
- (2) 飛行時ターボポンプ入口圧力条件での作動確認の強化
- (3) 水素ターボポンプインデューサ確認試験の実施 (インデューサ単体/ターボポンプ単体)

(1)はエンジンの各コンポーネント特性のばらつきを考慮して可能性のある作動範囲を決め、これに対し余裕があることを確認することが目的で、これにより認定試験範囲を見直し、拡大された部分を以降の燃焼試験で実証している(2)

は、水素、酸素いずれのターボポンプも回転キャビテーションが発生する入口圧力条件での試験を、飛行中遭遇する時間に対し十分余裕を持って確認する(3)は翼応力の計測やエンジン試験では実施できない極限条件での試験を実施することが、それぞれの目的である。

認定試験再開後、8月には機体システムとの組合せ燃焼試験(GTV-1)が種子島の射座において実施され、最長150sまでの燃焼が確認され、9月の時点では3台の単体試験用エンジンが各々20回/1991s、23回/2103s、12回/2029sと寿命要求を満足した。しかし、平行して実施された水素ターボポンプ単体試験結果から、入口圧力がある値以下に低下すると軸振動が急増する現象が観察され、この圧力はエンジンコンポーネントの組合せによっては飛行中に遭遇し得る値であることが判明した。このため、初号機についてはエンジン推力を低めに調整しターボポンプ回転数を抑制し、また、機体のタンク加圧制御を見直すことにより可能な範囲で圧力を高めに設定し、ターボポンプの使用条件を緩和して、上記条件を回避して安全に飛行に供し、インデューサは吸い込み特性を改善させる設計変更を進め、2号機から適用する方針が決定された。同時に、H-IIA初号機、2号機は実用衛星を搭載しない試験機とすることが決定した。

同年10月、試験機1号機用エンジンの領収燃焼試験への移行が決定された。領収試験は10月中旬に実施されたが、3回の試験終了後に以下の不具合が発生した。

- (1) 酸素タンク加圧用配管ペロウズの流体励起振動による破損(対策:ペロウズ設計変更)
- (2) 酸素ターボポンプケーシングニッケルめっき剥れ(対策:めっき補修の非適用)

これらの不具合は直ちに対策処置が取られ、反映後に確認のための追加試験が11月に実施された。しかし、さらに12月に次の不具合が発生した。

- (3) ノズル冷却管ろう付け侵食(対策は後述)

本不具合はノズル冷却管のろう付け時に、バインダ量が多い場合に冷却管母材が侵食されてしまうというもので、バインダ混合量を抑制し、さらに炉の圧力・温度制御によりバインダ揮発を促進することで対策した。試験機1号機用ノズルはフライトに供しても問題ないことが解析・試験で示されたが、一連の不具合の発生に対し、NASDAの判断で、試験機1号機の打上げはさらに半年延期して2001年8月とし、その間にH-IIA開発総見直し(品質再評価活動)を実施することとなった。また試験機1号機用エンジンは認定#5として改良設計インデューサ水素ターボポンプの開発に引き当て、試験機1号機には新規にエンジンを再製作することとなった。

2001年1月～4月にNASDAと合同で品質再評価活動を実施し、抽出された事項を反映しつつ、設計・工作・品質保証・研究部門が総力を結集して試験機1号機用エンジンの再製作を行い、4月に3回の領収試験を実施、無事完了した。エンジンは再整備後、5月に当社名古屋航空宇宙システム製作所飛鳥工場に引き渡され、機体の準備作業に供された。この後、購入品の配管類で購入先の洗浄・検査方法に不備があり、清浄度規定が満たされていない可能性が判明したため、

エンジンのバルブ駆動系を中心に特別点検を実施し、問題ないことを確認した。それ以降、エンジンは特に問題なく、初飛行に供せられた。

試験機1号機におけるエンジンの作動は良好で、主燃焼室圧力計測が氷結により途中より欠測した以外問題はない。推力、混合比は領収試験時よりやや低めであるが、従来のH-II/LE-7でも発生していたばらつきの範囲内である。

LE-7Aエンジンは現在でも開発が継続しており、改良設計インデューサ水素ターボポンプを装着した認定#6による認定試験、認定#5による機体組合せ試験(BFT-A, Battleship Firing Test-Addition)が継続中であり、いくつかの新しい不具合を経験し改善を進めている。また、今後下部板金ノズルを止めノズル全体を再生冷却構造とした完全再生冷却ノズル、水素ターボポンプ同様、低入口圧力での吸い込み性能に余裕がないことが判明した酸素ターボポンプのインデューサ改良設計が進行中で、2002年にこれらを適用した新エンジン、認定#7による認定試験を実施予定である。

3.2 LE-5Bエンジン

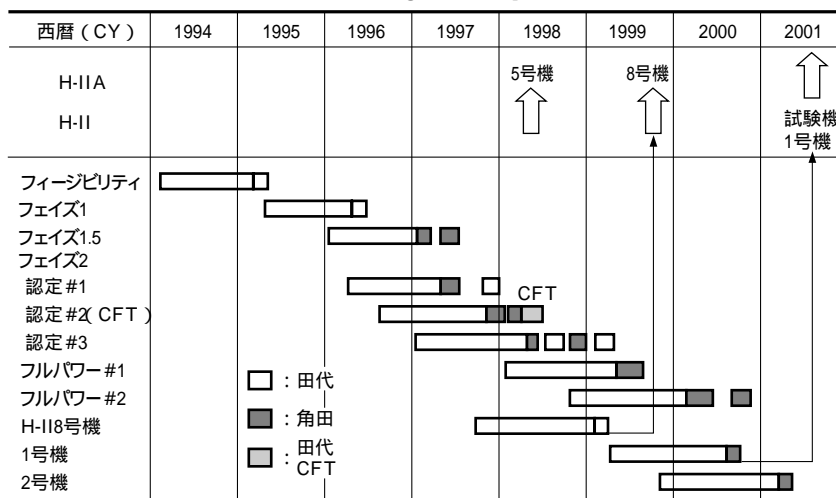
LE-5B開発スケジュールを表2に示す。LE-5Bエンジンの開発は1994年に始まる。1995年に開発で使用したLE-5Aエンジンをベースに、燃焼室を銅溝冷却燃焼室に置き換え、噴射器を改修して噴射流速比を調整し、8回/237sのフィージビリティ燃焼試験を実施し、燃焼室エキスパンダブリードサイクルの成立性、燃焼室の構造強度を確認した。

翌1996年には、LE-5B用に設計された噴射器とフィージビリティ試験に供した燃焼室を用いたフェイズ1エンジンによりスロットリング燃焼、アイドルモード燃焼を含む13回/931sの燃焼試験を実施した。結果は概ね良好であったが、燃焼効率が約96%と低いことが判明した。この原因は、主噴射器の水素噴射温度が当初計画値に対し低いと推定された。対策としては、主噴射器の酸素ポストにスワラーを装着し燃料の混合を促進させる方法と、燃焼室を延長し吸熱量を向上させ水素噴射温度を上昇させる2案が考えられた。

前者についてはスワラーを適用した噴射器を製作し、これを用いたフェイズ1.5エンジンとして3回/19.9sの燃焼試験を実施したが、エンジン始動時低混合比領域通過時に高レベルの燃焼振動が発生し、適用を断念した。後者を対策として採用し、認定試験に相当するフェイズ2で性能を確認することとした。フェイズ1.5は噴射器をフェイズ1のものに戻し、さらに5回/127sの燃焼試験が行われた。

フェイズ2は最終的に3台のエンジンで開発が行われた。1997年9月からスタートし、1999年4月に完了している。認定#1エンジンは、フェイズ1～1.5で使用した燃焼室に、フェイズ1設計に若干の改修を加えエレメントとフェースプレート冷却量を適正化した噴射器の組合せで、2シリーズ、6回/331sの試験に供したが、推進薬漏れによる外部燃焼により損傷し、試験続行不可となった。認定#2エンジンは2シリーズ、11回/1361sの試験に供された後、機体推進系との組合せ試験(CFT, Captive Firing Test)でさらに7回/1709sの試験に供された。燃焼室を延長した効果は顕著で、燃焼効率回復が得られ、比推力448sを達成した。認

表2 LE-5B開発スケジュール
The LE-5B Engine Development Schedule



定 # 3 エンジン は 4 シリーズ , 37 回 / 8 456 s の 累 積 を 達 成 した . なお , この 間 , 1999 年 2 月 に は H-II 8 号 機 用 エンジン の 領 収 試 験 が 実 施 さ れ て い る .

フェイズ 2 で 発 生 した 主 要 な 不 具 合 は 以 下 で あ る .

- (1) ニューマチックパッケージ作動不良 (対策: 部品寸法公差見直し, ベントポート共通化)
- (2) エンジン作動点シフト (対策: 酸素ターボポンプタービン入口に整流ベーン装着)
- (3) 水素ターボポンプディスクシャフトクラック (対策: ショットピーニング適用, 隅R拡大)

フェイズ 2 の 間 , 1998 年 2 月 に H-II 5 号 機 で , LE-5A エンジン の 冷 却 管 ろ う 付 け 構 造 の 燃 焼 室 が チューブ 間 から 外 部 漏 え い を 起 こ し , 制 御 系 の 電 線 を 焼 き 切 り , エンジン が 早 期 停 止 す る 不 具 合 を 経 験 した が , LE-5B で は 既 に 銅 溝 冷 却 構 造 の 燃 焼 室 が 採 用 さ れ て お り , 同 様 の 不 具 合 の 可 能 性 は 無 く , 直 接 の 反 映 事 項 は な か っ た . し か し , ノズル ダンプ 冷 却 部 に 同 様 の ろ う 付 け 構 造 が あ り , この 部 位 に つ い て は 高 解 像 度 の X 線 (マイクロフォーカス X 線) 撮 影 結 果 を 画 像 処 理 す る こ と に よ り 冷 却 管 の 間 の ろ う 着 状 態 を 検 査 で き る 技 術 を 確 立 し , ノズル の 信 頼 性 向 上 に 成 功 した .

当 初 計 画 で は , この フェイズ 2 結 束 を も っ て , LE-5B は 開 発 完 了 の 予 定 で あ っ た . し か し , フェイズ 2 で 実 施 した 燃 焼 試 験 域 は , NASDA 角 田 高 空 燃 焼 試 験 設 備 能 力 の 制 約 から 定 格 14 t に 対 し て 必 ず し も 十 分 な 余 裕 を 取 っ た 試 験 が で き て い な い 状 況 に あ り , LE-5A で 観 察 さ れ て い た 再 着 火 時 の 燃 焼 圧 が 初 回 着 火 時 よ り 上 昇 し て し ま う 再 着 火 フライ ト シフト 現 象 が LE-5B で も 発 生 す る 可 能 性 が あ っ た こ と から , 角 田 試 験 設 備 を 改 修 し 追 加 エンジン に よ り 高 推 力 域 の 確 認 を 追 加 す る こ と と な っ た . エンジン は 2 台 追 加 し , 1 台 を 高 推 力 試 験 に 用 い (フル パワー # 1 エンジン) , も う 1 台 (フル パワー # 2 エンジン) は バックアップ 的 位 置 付 け と した .

フルパワー # 1 エンジン 試 験 は 1999 年 6 月 ~ 9 月 に 実 施 さ れ , 13 回 / 2 977 s の 試 験 が 行 わ れ た . 領 収 範 囲 に 調 整 さ れ た エンジン が 固 体 差 に よ っ て は 再 着 火 フライ ト シフト を 起 こ す と 認 定 試 験 で 確 認 さ れ て い る 推 力 範 囲 を 超 え て し ま う 可

能 性 が あ り , この 領 域 を カバ ー す る 試 験 を 実 施 し て い る .

この 後 , 同 年 11 月 に H-II 8 号 機 不 具 合 を 経 験 す る . 2 段 に は LE-5B が フライ ト 初 搭 載 さ れ た が , 残 念 な が ら 十 分 な 飛 行 データ は 取 得 で き な か っ た も の の , 1 段 燃 焼 停 止 後 に 2 段 は 着 火 に 移 行 し て お り , 極 め て 悪 い 始 動 条 件 (予 冷 不 足 , 低 入 口 圧) で も エンジン が 始 動 し , 100 s 程 度 安 定 し て 燃 焼 し て い る データ が 取 得 で き た の は 望 外 の 成 果 で あ っ た .

8 号 機 不 具 合 の 反 映 と し て , 当 初 数 回 程 度 の 試 験 の み を 計 画 し て い た フル パワー # 2 エンジン は , 試 験 計 画 を 見 直 し 広 範 囲 な 試 験 点 と 十 分 な 試 験 秒 時 を 確 認 す る 方 針 と な っ た . 本 エンジン は 14 回 / 5 470 s の 試 験 に 供 さ れ た . フェイズ 2 で 発 生 した 不 具 合 対 策 で あ る 対 策 型 水 素 ターボポンプ ディスク シャフト , 整 流 ベーン の 寿 命 確 認 が な さ れ た . シリーズ 結 束 後 の 分 解 点 検 で 水 素 ターボポンプ の タービン ディスク に クラック が 見 つ か っ た が , 故 障 解 析 の 結 果 , 寿 命 を 超 え て 使 用 し た メカニカルシール から の 水 素 漏 れ に よ る 温 度 分 布 の 発 生 が 原 因 と 判 断 さ れ , 特 に 対 策 は 不 要 と な っ た .

試 験 機 1 号 機 に お け る エンジン の 作 動 は 良 好 で , 心 配 さ れ た 再 着 火 フライ ト シフト は 観 察 さ れ て い な い .

4. む す び

LE-7A で は , LE-7 開 発 で 問 題 と な っ た 高 温 構 造 部 の 耐 久 性 な どの 問 題 点 は ず べ て 改 善 さ れ , 高 信 頼 化 , 低 コ ス ト 化 が 達 成 で き た . 現 在 水 素 ターボポンプ インデューサ 改 良 , 完 全 再 生 冷 却 ノズル 等 の 改 善 プログラム が 進 行 中 で あ る . LE-5B は 過 酷 な 開 発 試 験 を 問 題 な く クリ ア ー し , ロバ ス ト な エンジン と し て 完 成 さ れ た .

参 考 文 献

- (1) 岸本ほか, 改良型 LE-7 エンジン の 開 発 , 三 菱 重 工 技 報 Vol.33 No.3 (1996) p.194
- (2) 岸本ほか, H-IIA ロケット 用 エンジン (LE-7A, LE-5B) の 開 発 , 三 菱 重 工 技 報 Vol.35 No.5 (1998) p.344
- (3) Kakuma, Y. et al., LE-5B Engine Development , AIAA-2000-3775