

打上げを待つ H-II ロケット

打上げ日：1994年8月17日



H-IIロケット射点/H-IIロケット
H-II Launch Complex/H-II Launch Vehicle

H-II ロケット・種子島の打上設備の紹介

宇宙開発事業団

打上管制部

上田 広幸

1. H-II ロケットの概要

1. 1 開発計画

H-II ロケットは、1990年代の主力ロケットとして、2ton級静止衛星を打ち上げることを目的として我が国で開発された液体酸素・液体水素を推進薬とした2段式ロケットです。1984年に宇宙開発委員会においてH-IIロケットの基本構成・目標性能・開発計画が選定され、宇宙開発事業団は1985年から開発基礎試験、翌年からは、開発に着手し、1991年に初号機打上げを目標に開発を進めてきました。

開発スケジュールを表-1に示します。

第1段・第2段機体、第2段エンジン(LE-5A)、固体ロケットブースタ(SRB:Solid Rocket Booster)、搭載電子機器、衛星フェアリングは順調に進みましたが、第1段メインエンジン(LE-7)の開発は、予想以上の高い技術力が要求されたため開発が難航し、初号機打上げを当初計画より2年遅らすよう見直しを行いました。

1991年～92

表-1 開発スケジュール

年にかけてはH-IIの地上総合試験用ロケット(GTV:Ground Test Vehicle)を用いて「ロケットの総合機能・打上げ地上設備との組み合わせ・打上げ整備作業の手順の確認」を目的とした射場システム試験を行い、引き続き「LE-7エンジンと機体タンクシステムとの機能

項目	年度	昭和58 1983	59 1984	60 1985	61 1986	62 1987	63 1988	平成1 1989	2 1990	3 1991	4 1992	5 1993	
開発段階	研究開発							開発					
主要マイルストーン	機種選定	概念設計			シフト設計	基本設計	詳細設計			維持設計			
設計段階	研究	概念設計			シフト設計	基本設計	詳細設計			維持設計			
開発	第1段	開発基礎試験			LE-7機体の開発			推進系の開発					
	エンジン	開発基礎試験			シフト試作試験			第2段の開発					
試験	第2段	開発基礎試験			固体ロケットブースタの開発								
	固体ロケットブースタ	開発基礎試験			固体ロケットブースタの開発								
試験	衛星フェアリング	開発基礎試験			フェアリングの開発								
	誘導制御系	開発基礎試験			誘導装置及びソフトウェアの開発								
施設・設備	計測通信系				計測・通信機器の開発								
	LE-7エンジン燃焼試験設備				SRB燃焼試験設備			射場設備					

・性能の検証」を目的とした第1段実機形タンクステージ燃焼試験(CFT:Captive Firing Test)が実施されました。

その後、LE-7の最終段階における開発試験は順調に完了し、1993年10月からH-IIロケット試験機一号機の発射整備作業が進められ、1994年2月4日7時20分に初号機が打上げられ、軌道再突入実験機(OREX:Orbital Re-entry Experiment)及び性能確認用ペイロード(VEP:Vehicle Evaluation Payload)を所定の軌道に投入することに成功し、日本のロケット技術が世界先端レベルに並んだことを示しました。

1. 2 構成・諸元

H-IIロケットは、2ton級衛星を静止軌道に打ち上げる能力を持つ全長50m・コア外径4m・ペイロードを含まない全備重量260tonの2

段式ロケットです。図-1に概念図を示します。

基本構成は、1段コア機体には、メインエンジンとして液体酸素・液体水素を推進薬とし、アメリカのスペースシャトルのメインエンジンと同様の2段燃焼サイクル方式のLE-7エンジンが単基搭載されており、海面上で約86tonの推力（真空中で推力約110ton）・比推力^{*1}は、445秒です。

2段コア機体にはH-Iロケットの第2段エンジンとして開発されていた液体酸素・液体水素を推進薬としたLE-5エンジンを改良し、高性能・高信頼性化した真空中推力約12ton・比推力452秒の性能を持つLE-5Aが単基搭載されています。

コア機体の両側には大型の固体ロケットブースタ（SRB）が取り付けられ、海面上で約160tonもの平均推力を発生することができ、コア機体の推力を補っています。

衛星フェアリングは、2ton級衛星に対応でき複数衛星の打上げが可能なようH-Iロケットの2.4m直径のものから4m及び5m直径のものへと大型化されています。

コア機体の構造は、主にアルミ合金製で内面を格子状に機械加工された（アイソグリッド構造）推進薬タンクから構成されており、タンクの外面には発泡性の樹脂断熱剤が塗布されています。

誘導制御系は、慣性誘導制御方式で姿勢の基準は機体に固定（ストラップダウン）されたセンサー・光学ジャイロにより機体の加速度や角速度のデータ計測を行う慣性センサーユニット（ストラップダウン方式）を採用しています。

飛行シーケンスを図-2に示します。

*1 比推力：推力を推進薬流量で割った値で、エンジンの推進薬消費効

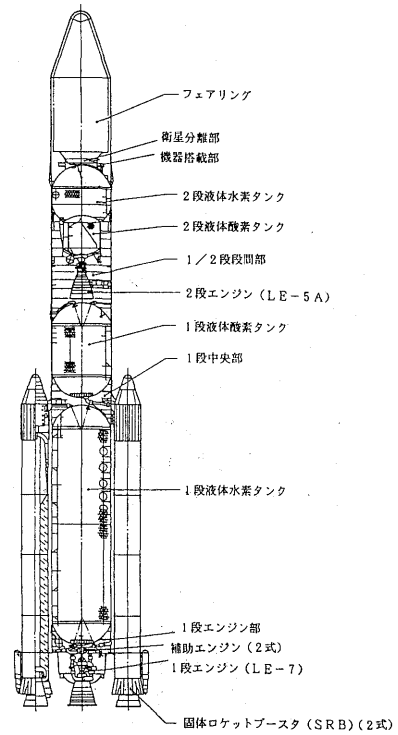


図-1 概念図

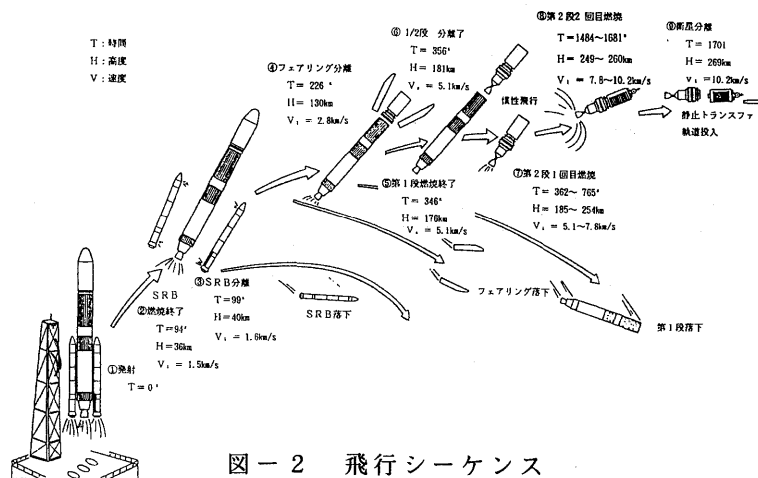


図-2 飛行シーケンス

率を表します。この値が大きいほどエンジンの性能が高いことを表します。

1. 3 液体酸素・液体水素エンジン

液体酸素・液体水素エンジンは、化学ロケットとしては、最高性能を誇るエンジンであり、アメリカのスペースシャトルやヨーロッパのアリアンIVにも使用されています。また、排出ガスが水蒸気であるため、環境汚染もありません。H-IIロケットでは2項で述べたようにコア機体の1・2段ともこの高性能エンジンを使用しています。

1. 3. 1 LE-7エンジン

LE-7エンジンは、H-Iロケットの第2段エンジンであるLE-5をベースに純国産技術で新規に開発された2段燃焼サイクルを採用したエンジンです。

2段燃焼サイクルとは、プリバーナーと呼ばれる燃焼器で液体酸素・液体水素を一担燃焼させることで、ターボポンプ駆動用の高温・高圧ガスを発生させ、その駆動ガスをメイン燃焼器に導き、再度燃焼させるという方式であるため推進薬を最大限利用し、無駄がありません。

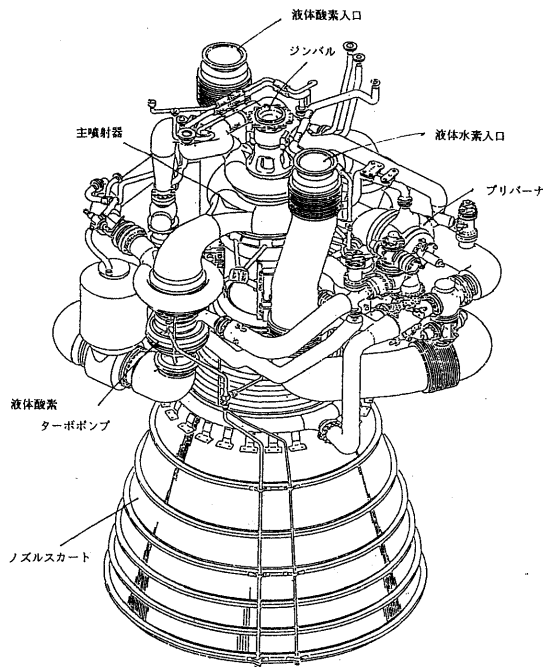


図-3 LE-7 外観図

大流量の高温・高圧ガスを利用する効率の良いエンジンであるため、高い技術要素が必要とされ、高比推力を発生させるターボポンプは液体酸素側で毎分約18,000回転、液体水素側で毎分約42,000回転の高速で回転し、液体水素のターボポンプは、1秒間にドラム缶2本半分のもの水素をエンジンに供給します。そのためメイン燃焼器の圧力は約130 kg/cm²Aに及ぶ高圧となります。

図-3に外観図・図-4に系統図を示します。

1. 3. 2 LE-5Aエンジン

LE-5Aエンジンは、H-Iロケットの2段用として開発された真空再着火機能を持つLE-5を高機能・シンプル化に改良した液体酸素・液体水素のエンジンです。

LE-5Aは、LE-5の始動時に用いていた水素ブリードサイクルと

呼ばれる方式を定常作動時に採用しています。この方式は、エンジンに供給した液体水素を燃焼器壁面の冷却過程で気化させて得たガスを用いてターボポンプを駆動することから、LE-5のガス・ジェネレータを省略したシンプルな構成で効率の良い方式です。

図-5に外観図・図-6に系統図を示します。

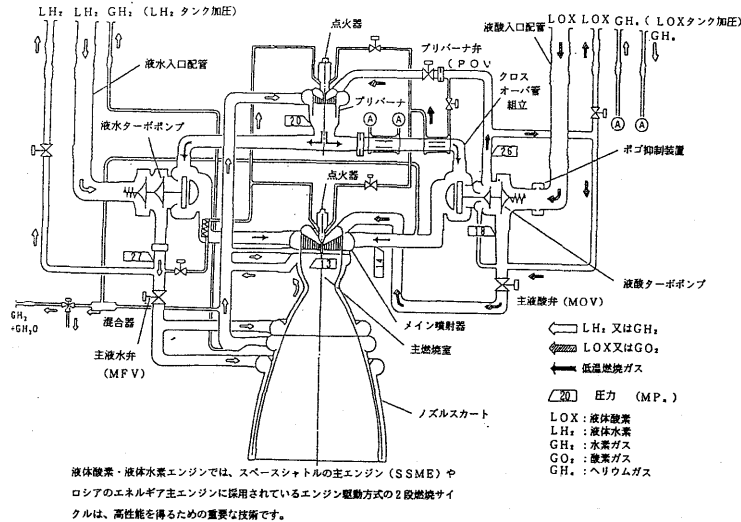


図-4 LE-7系統図

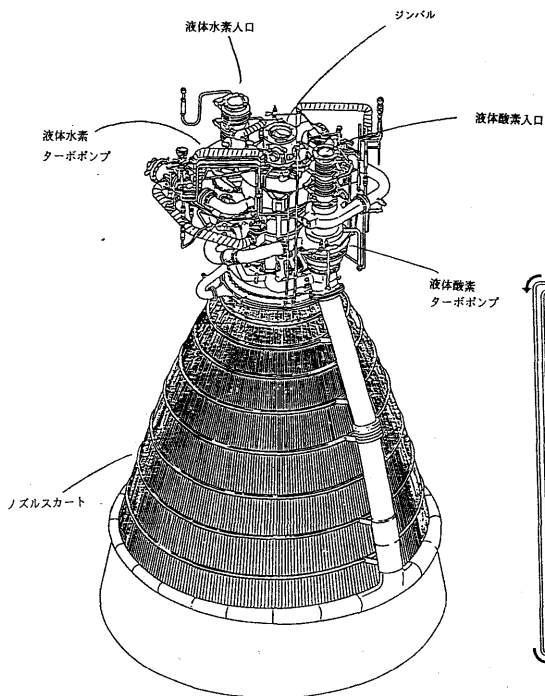


図-5 LE-5A 外観図

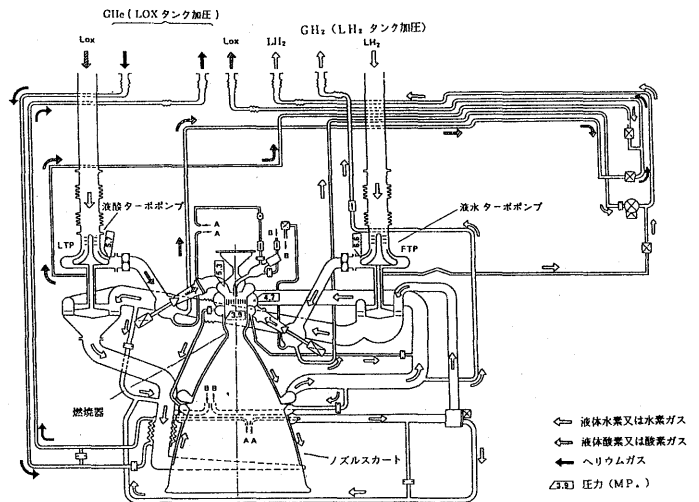


図-6 LE-5A 系統図

1. 4 今後の打上げ計画

H-II ロケットは、1994年8月に試験機2号機により技術試験衛星VI型 (ETS-VI: Engineering Test Satellite)、'95年2月には試験機3号機により静止気象衛星V型 (GMS: Geostationary Meteorological Satellite) と宇宙実験フリーフライヤー (SFU: Space Flyer Unit) を打上予定で、今後の日本の宇宙開発における輸送システムとして主役を担うロケットです。

2. 種子島宇宙センターの液化水素設備の概要

2. 1 液化水素貯蔵供給所 (L H S : Liquid Hydrogen Storage)

種子島宇宙センターには、H-IIロケットの燃料である液化水素 (L H₂) を発射直前にロケットのタンクに充填するため、あらかじめL H₂を貯蔵しておく設備として液化水素貯蔵供給所 (L H S) が設けられています。L H Sの主な設備は、面積約4800m²屋外ヤードの中に容量540m³の球形貯槽2基、L H₂サービスタンク (容量50m³) 1基、L H₂貯槽加圧蒸発器1基、L H₂高圧蒸発器2基、およびそれらを接続する配管、バルブ類が設置されており、約100m離れた山上にはG H₂ (水素ガス) ベントスタックが設けられ、逃気配管が敷設されています。また建屋施設としてはG H₂貯気槽棟、制御室、与圧送風機室があります。貯気槽棟にはL H₂高圧蒸発器で製造されたG H₂を貯蔵するため、横置型のG H₂貯気槽 (容積20m³、圧力250kg/cm²) 5基が設置されており、与圧送風機室の圧縮空気はダクトによって制御室に送られ、室内を空気与圧し水素漏洩時にG H₂の室内侵入を防止します。図-7にL H S区域全景の写真を示します。

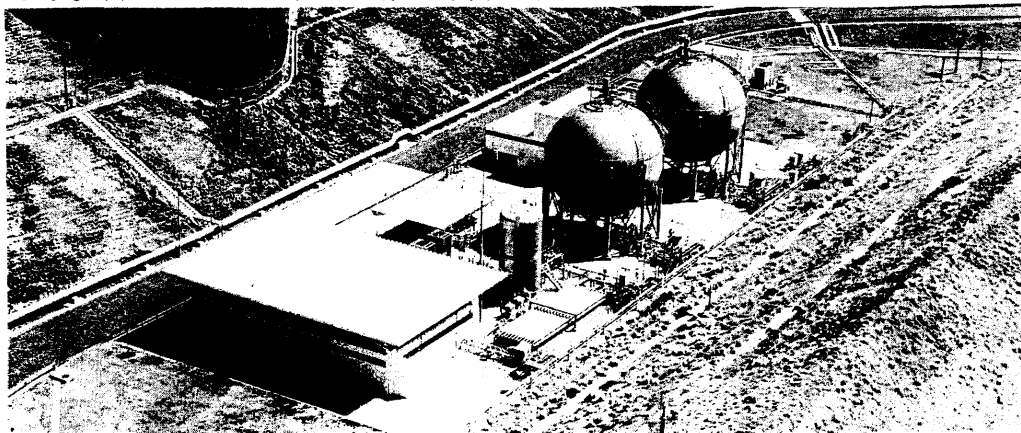


図-7 L H S 区域全景

L H₂貯槽は二重殻球形貯槽で、内槽は外槽に連結された10本のハンガーロッドおよびスウェイロッドにより支持されており、真空断熱構造は1年間真空引きを行わなくとも所定の蒸発量 (規定: 0.18%/Day) が維持できるようになっています。また容量は、貯槽1基にて打上げ時のオペレーションに対応できるようになっています。L H₂サービスタンクは、貯槽加圧蒸発器とL H₂昇圧ポンプ (高圧のG H₂製造時) にL H₂を供給する役割を持っています。貯槽加圧蒸発器はL H₂の充填作業に入る前に予め貯槽を所定の圧力まで加圧するときに使用され、所定圧力に設定後は自動制御により要求圧力範囲内に入るように常時加圧が行われます。またこの蒸発器は、水素配管等のG H₂置換を行うときのG H₂供給にも用いられます。貯気槽に貯蔵されているG H₂は、L H₂充填時にH-IIロケットのL H₂タンクの予冷を行うために用いられ、その他にエンジンから排出される未燃G H₂を燃焼させる地上設備であるトーチ (G H₂とG O X (酸素ガス) を混合させ1段エンジン点火数秒前に着火される) にも供給されています。

2. 2 射座点検塔 (P S T : Pad Service Tower) 内液化水素供給設備

H-IIロケットは、整備組立棟 (V A B : Vehicle Assembly Building) で移動発射台 (M L : Mobile Launcher) 上に組み立てられてM Lによって500m離れた射座点検塔 (P S T) に運ばれ、そこで発射瞬間までの全作業が行われます。P S

Tは、固定部、左旋回部、右旋回部の3つの構造体からなり、左右の旋回部で包み込む形でロケットを収納しており、推進系供給装置、電気系・衛星系アンビカル設備、各種支援設備、監視・制御装置等が設置されています。発射時には左右の旋回部が開かれ、PST固定部とロケットを結ぶアンビカルホースを介して発射台上のロケットに推進薬が充填されます。(図-8参照) H-IIロケットは2段式液酸・液水ロケットであり、 $LH_2 \cdot LOX$ (液化酸素)のタンクは1・2段それぞれに設けられています。そのためPST内にある LH_2 供給設備も1段・2段用に分かれています。機能的にはほぼ同じなのでここでは1段供給設備について述べます。

第1段液化水素供給設備(図-9参照)は、LHS設備から供給される LH_2 を所定の流量・温度で第1段機体に充填する機能、及び1段 LH_2 タンクからのベントガスを水素ガス処理場(HDF: 2.3項参照)へ排出する機能を有しています。 LH_2 供給に使われる配管として、 LH_2 充填ライン、充填ライン予冷ライン、予冷戻りライン、ベントラインが設置されており、充填ラインは真空断熱二重配管で配管への入熱を防ぎ、充填効率を上げる構造になっています。液化水素の充填を開始する前には、まず充填ライン自体を冷却することが必要であり、そのため充填ライン予冷ラインを設け、充填ラインと充填ライン予冷ライン内に LH_2 を流すこと

で冷却を行います。その後1段 LH_2 タンク及びエンジンの急冷を防止するため、充填ライン等に設けられている流量調節弁の開度調整を行いながら予冷を実施し、タンク温度がある程度低下してから最終的に充填作業を開始します。

PSTの第1段液化水素供給設備として配管、バル

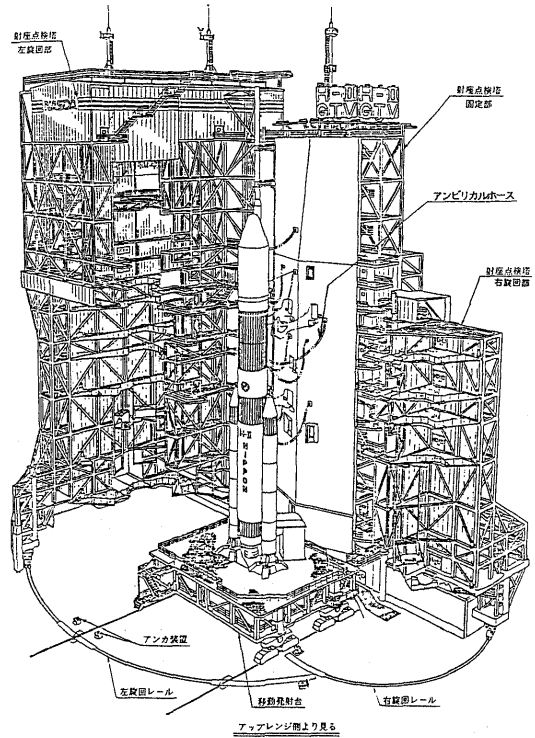


図-8 射座点検塔 (PST)

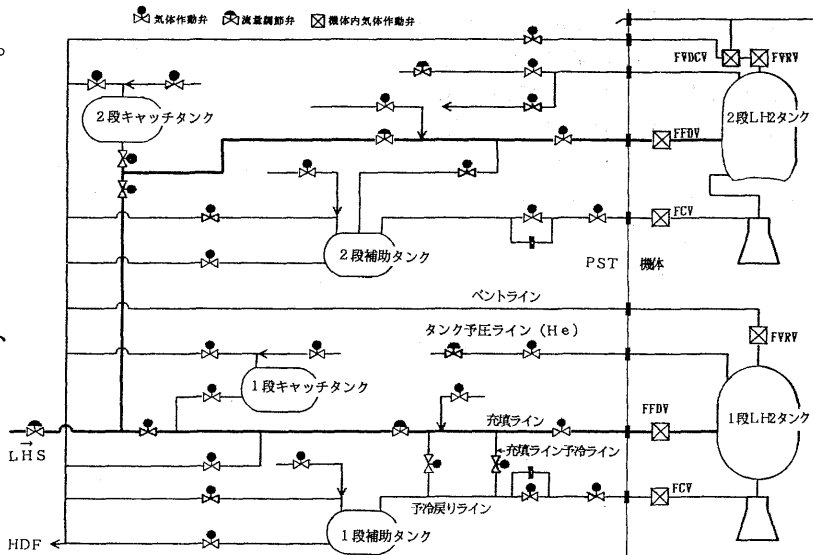


図-9 LH_2 系基本系統図

ブ、センサ（温度、圧力）以外に液化水素補助タンク、液化水素キャッチタンクがあります。液化水素補助タンクは、1段機体タンクへの100%充填および100%維持補充のためのLH₂を一時的に貯蔵する機能を持ち、できる限りラインからの侵入熱の影響を小さくし、低温のLH₂を供給するために機体近くに設置してあります。なお補助タンクはLH₂消費量削減と充填時間短縮のため、内槽に予冷用コイルを装着しLN₂（液化窒素）を用いて事前に予冷ができる構造になっています。液化水素キャッチタンクは、充填ライン予冷、1段LH₂タンク及びエンジン予冷時に排出されるLH₂・GH₂を一時的に貯め、気液分離し、キャッチタンクからHDFまでの背圧の影響を抑え、LH₂タンク非加圧時にエンジンのターボポンプの予冷が正常に行えるようにPSTに設置されています。また液化水素補助タンク、キャッチタンクの貯槽には、温度上昇防止のために散水装置が設けられ、遠隔操作により一斉散水が可能になっています。

2. 3 水素ガス処理場（HDF：Hydrogen Disposal Facility）

LHSとPSTの間には水素ガス処理場（HDF）があり、ライン予冷あるいは機体へのLH₂充填時に発生する大量のGH₂を、燃焼させることにより安全に処理するための設備です。HDFは、不燃性材料を使用した高さ5mの囲いの内側に水槽（バーンポンド）を設置し、バーンポンドの中にGH₂の放出ノズル4列とプロパンガスによるパイロットバーナ8個を備えています。バーナは発射管制塔からの遠隔操作により予め点火され、このバーナの周囲にGH₂を放出し燃焼させます。このため、HDF施設としてはバーンポンドの他にLPGボンベ棟、燃焼制御室、排水棟、貯水棟等が設けられています。

3. H-IIロケット打上げにおける液化水素の取扱いについて

3. 1 液化水素供給準備期間中

液化水素設備はロケットへのLH₂供給時に備えて、配管の漏洩点検、気体作動弁や流量調節弁、安全弁の漏洩点検、作動点検、さらに配管等の清浄度管理を行い、ロケットへのLH₂供給が確実にできるように整備作業が入念に実施されています。LH₂の供給は基本的に打上げ当日と極低温点検（極低温推進薬を用いた機体の推進系低温機器の機能確認試験）の時のみであり、その他の期間はLH₂の受け入れ及びGH₂の製造を行っています。受け入れ時には水素の清浄度を維持するために受け入れ水素を分析し、清浄度要求を満足していることの確認を行っています。LH₂の供給時以外は、LH₂・GH₂の配管および機体のLH₂タンクへの空気、水等の混入を防ぐために、配管・タンク内に乾燥したヘリウムガス（GHe）を封入し大気圧よりも高い圧力に保っています。水素系統への空気の混入は、爆発の危険性があるばかりでなく、水分も進入することになります。水分は、極低温のLH₂環境になった場合、霜付きによるバルブの作動不良やバルブシート面への水の付着による内部漏洩発生の原因になります。

3. 2 H-IIロケットへの液化水素供給

打上げ当日は、推進薬供給準備としてLHSでLH₂貯槽の加圧が行われ、その後LH₂をPSTに供給し始めますが、並行して酸素やGHe等の高圧ガスの供給も開始され危険作業となるため人員は打上げ約4時間前から総員退避となって発射管制棟内以外は半径3km以内に人は入れなくなります。よって、推進薬充填などの作業は全て射座から約500m離れた発射管制棟からの遠隔操作により行われます。

LH₂の供給は、まずLH₂供給配管等に封入されているGHeを貯槽加圧蒸発器から供給されるGH₂により置換を行ない、LHS内の配管をLH₂にて予冷してPSTに供給できるよう準備します。次に、機体タンク、エンジン内GHeのGH₂置換を行います。そして機体タンクの予冷をLH₂とGH₂の混合によって作った低温のGH₂により実施し、タンク温度の低下に合わせてGH₂の供給量を減らし、最終的に打上げの約3時間前からLH₂の機体への充填に移行します。充填は、蒸発GH₂をベントラインからキャッチタンクへ排出しながらLH₂を98%まで供給し、その後補助タンクより機体タンクへのLH₂送給とベントラインからの放出を繰り返しながら充填量約100%を維持させるシステムになっています。

機体とPSTはアンビリカルフレキシブルホースによってつながっていますが、機体の打上げ直前にはこれが分離します。そこで機体とホースの結合部には分離機構を持ったキャリアというものが設けられており、キャリアのアクチングピンを抜くとホースが機体から離れるメカニズムになっています。ところで、キャリアが機体から離脱するときに配管内に水素が残っていると、分離口から流れ出た水素に引火し爆発の危険が発生します。よって、分離前に分離部前後の充填ライン内LH₂を除去する必要があり、そのため充填ラインのGHeパージを行います。GHeパージとは、封入するGHe（沸点：-268.9℃）のガス圧によりLH₂を排出することであり、まず充填ラインに設けられたキャリア下流の機体内バルブを閉じ、そこにパージラインよりGHeを供給しLH₂をPST側に排出し、次にキャリア上流のアンビリカルフレキシブルホース先端にあるバルブを閉じ、GHeを供給することでホース内に残留しているLH₂をPST内キャッチタンクへと排出という手順です。排出が完了したことの確認は温度センサによるライン温度の上昇により判断し、これを実施後キャリア離脱を行い打上げることで、機体、設備とも水素ガスによるダメージを最小限に食い止めることができます。

打上げ時に使用しなかった補助タンクのLH₂はLHSの貯槽に返送されますが、返送しきれない分やGH₂についてはHDFにて処理されます。また、打上げ後は再び水素の供給ラインは未使用状態に入るために、水素配管や補助タンク、キャッチタンクはGHeにより置換し微圧をかけておき、GH₂雰囲気除去し空気などの侵入を防止する処置を行います。

3. 3 防災設備

これまで述べてきた以外の防災設備について簡単に紹介します。GH₂を取り扱うエリアには水素ガス検知器や火災報知器が設置されていて、作業者にガスの漏洩をブザーで知らせるとともに、種子島宇宙センター内の防災拠点である総合防災監視所で警報が鳴り、即座に対応ができるようになっていました。さらに、PSTやLHS内で使われる電気製品は防爆型のものが使用されており、防爆構造を持たないものは空気と圧された圧室内で取り扱われています。

設備配管については安全弁が各所に設置してあり、液のラインについてはバルブとバルブで液封される可能性がある配管に、ガスラインについては減圧弁の2次側と蒸発器出口側に取り付けられ、過加圧の防止を行っています。

以上のように水素の取扱いについて細心の注意を払っているため、今まで設備として水素に起因する事故は一度も発生しておらず、今後も取扱いに十分気を付け、H-IIロケットの打上げを成功させてゆこうと努力しています。