

LE-7A エンジン用極低温ターボポンプの開発

Development of Cryogenic Turbopumps for the LE-7A Engine

小 野 彰	航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部	部長
藁 科 彰 吾	航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部	部長代理
都 丸 裕 司	航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部	課長 工学博士
小 口 英 男	航空宇宙事業本部宇宙開発事業推進部	課長

H- A ロケット第1段エンジン (LE-7A) 用極低温ターボポンプは信頼性向上とコスト低減を目標として開発が始まった。開発途中で発生した H- ロケット 8 号機事故の反映としてポンプ入口限界減圧試験を実施した結果、液体水素用インデューサに特定の条件で初めて発生するポンプ系の不安定現象が観察された。このため、さらなる信頼性向上を目的としたインデューサの改良を実施した。現在 H- A ロケットは 5 号機までの打上げに成功し、すべてのフライトでターボポンプの作動は正常であった。

Development of the turbopumps for the 1st stage engine (LE-7A) of the H- A rocket was started for the purpose of cost reduction and improvement in reliability in 1994. Although the qualifying examination including the actual proof of durability was completed in general in 1999, the launch failure of the H- rocket No. 8 occurred in November of the same year. As a result, actual proof examination on severer conditions than before was performed. The low inlet pressure examination observed unstable performance of a pump system. This paper describes a development outline focusing on the improvement design of inducers.

1. 緒 言

H- A ロケット第1段エンジン (LE-7A) 用極低温ターボポンプ (第1図) は、信頼性向上ならびにコスト低減を目標として開発が始まった。開発途中で H- ロケット 8 号機の重大事故が発生し、その反映として従来よりも厳しい条件での実証試験を実施することになった。その結果、液体水素用インデューサにはポンプ入口限界減圧試験の特定の条件で初めて発生するポンプ系の不安定現象が観察され、さらなる信頼性向上のための改良を進めることになった。

本稿ではインデューサの改良設計を中心とした開発概要について述べる。

2. 開発経緯

LE-7A エンジンには H- 用の LE-7 エンジンをベースにコスト低減、信頼性能向上を目的とし 1994 年に開発が開始され、1999 年には耐久性の実証を含む認定試験をほぼ完了した。しかし、1999 年 11 月に H- ロケット 8 号機の打上げ事故が発生し、深海 3 000 m の海底から回収したエンジンの調査を含む事故調査の結果、原因は第 1 段 LE-7 エンジン液体水素ターボポンプのインデューサと上流エル

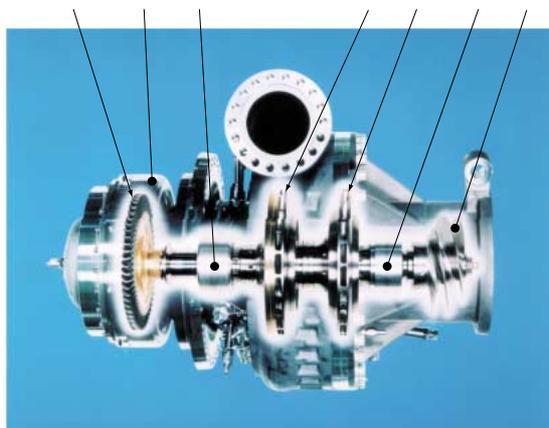
ボ管の整流ベーンとの干渉が主原因となり、インデューサの羽根が疲労破壊したことによって、エンジンの燃焼が急停止したものと推定された。

インデューサ羽根の疲労破壊は以下の二つの流体振動に起因する応力が主原因と推定された。

- (1) 液体水素ターボポンプ入口部の流体振動 (逆流を伴うキャビテーションと上流エルボ管の整流ベーンの干渉によって発生) で、インデューサ羽根が共振して生じた変動応力
- (2) 液体水素タンク減圧制御 (大気圧の減少に合わせて液体水素タンクを減圧すること) によって引き起こされるキャビテーション (旋回キャビテーション、アタッチドキャビテーションなどに分類される) による変動応力

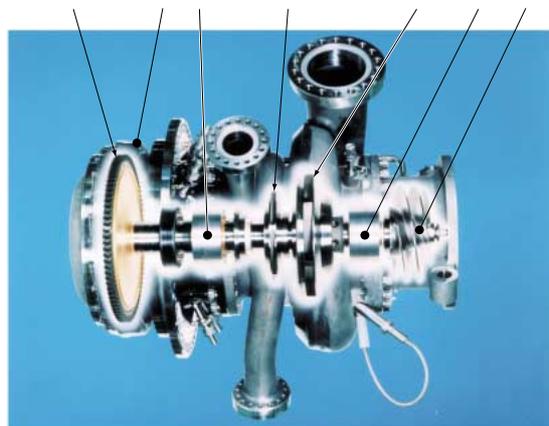
事故調査結果を受け、開発中の LE-7A エンジンに対して従来よりも厳しい条件での実証試験を実施することになった。これに伴い、飛行中に遭遇し得る最悪条件での減圧試験、作動範囲確認試験の実施、および強度評価のためのひずみデータを取得するインデューサ水流し試験を追加実施した。これら追加試験のために新たに 2 台の認定試験用エンジンを追加して試験を実施し、同時に製品の個

(a) 液体水素ターボポンプ



(注) : インデューサ : 2段インペラ
 : 軸受 : タービンノズル
 : 1段インペラ : タービン動翼

(b) 液体酸素ターボポンプ



(注) : インデューサ : スプリットインペラ
 : 軸受 : タービンノズル
 : メインインペラ : タービン動翼

第1図 ターボポンプ組立図
 Fig. 1 General arrangement of turbopumps

体差による特性の有意差についても確認した。追加試験の結果、液体水素インデューサはLE-7エンジンよりも強度余裕が向上していることが確認された。しかし、LE-7エンジンのフライト実績よりもはるかに厳しい限界減圧状態ではポンプ系の不安定現象が発生し、これに伴う急激なインデューサ揚程の低下と軸振動が発生することが判明した。このため、さらなる信頼性向上を目指し改良設計インデューサの開発を実施した。また、液体酸素インデューサについてもさらなる信頼性向上のための改良設計の開発を、液体水素インデューサの開発に引き続き実施することとなった。第2図にLE-7A用エンジンの開発スケジュールを示す。

3. LE-7A エンジン用ターボポンプの開発

3.1 LE-7 エンジンからの設計変更点と開発状況

LE-7A エンジンにはLE-7 エンジンに基づきコスト低減と信頼性向上を目的に開発が進められ、ケーシング鋳物素材の大型化、軸封シールの材質変更および機構の簡素化、インデューサおよびインペラの設計変更による吸込性能向上、揚程向上、などの設計変更が採用された。LE-7Aエンジンの設計変更内容の概要を第1表に示す。

開発は実機フェーズと認定フェーズの2段階で構成され、実機フェーズでは液体水素ターボポンプは供試体総数4台で延べ103回、6363秒、液体酸素ターボポンプは4台で延べ79回、5731秒のターボポンプ単体試験およびエンジン燃焼試験を実施した。また認定フェーズにおいては液体水素ターボポンプ6台で延べ113回、8816秒の試験を実施、液体酸素ターボポンプは6台で延べ84回、8694秒の試験を実施した。この間、液体水素ターボポンプの過大軸振動発生などの不適合が発生したが適宜対策を実施し対処した。

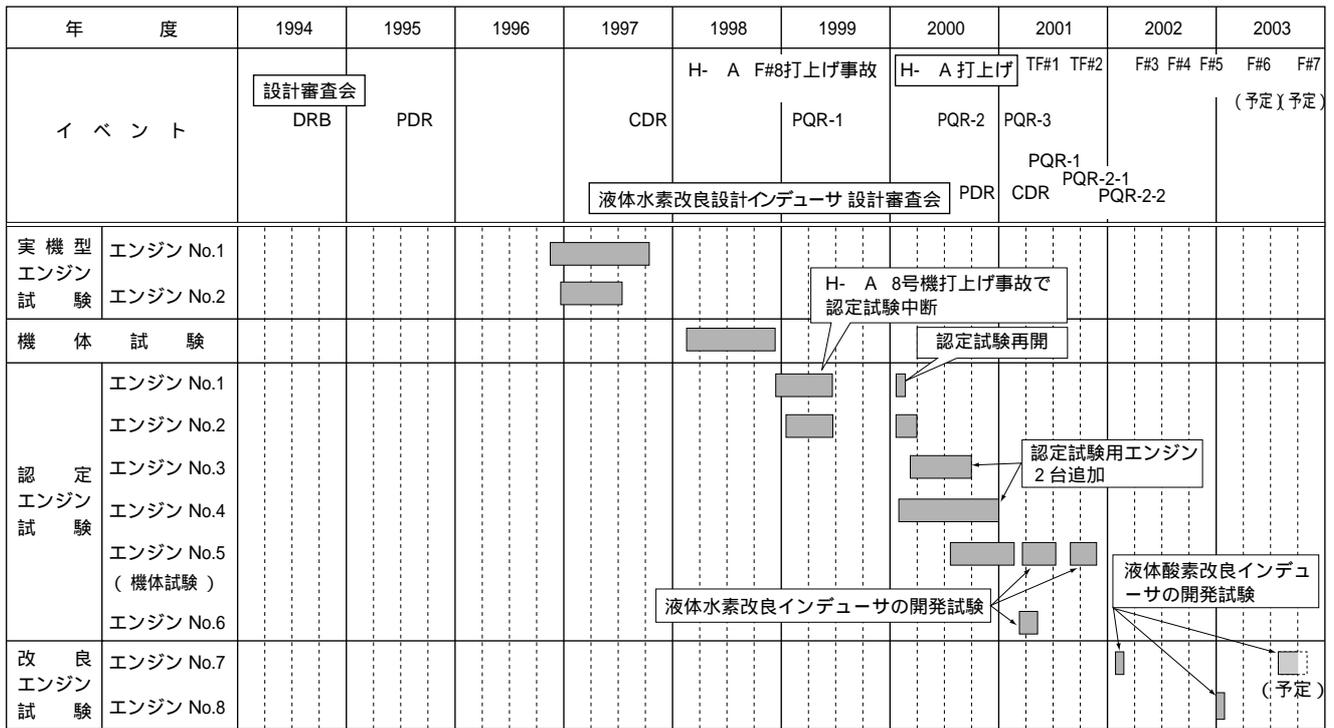
これらの開発試験の結果、1号機用エンジンの開発は2001年6月に完了し、H-Aロケット1号機は作動条件の見直しによって液体水素ターボポンプの作動に余裕を確保し2001年8月に無事打上げに成功した。2号機以降には改良型の液体水素インデューサを搭載することになり、改良インデューサの開発を継続して実施した。液体酸素インデューサについては液体水素インデューサに引き続き改良設計を開始した。

3.2 液体水素インデューサの改良設計

3.2.1 改良設計方針

限界減圧試験におけるインデューサ揚程係数と軸振動の状況を改良設計の結果と合わせて第3図に示す。ポンプ入口圧力を徐々に減圧するとインデューサ揚程が急激に低下し、同時に非同期振動が発生していることが分かる。原因としてはインデューサから入口上流への逆流が大きいため、ポンプ入口圧力が低下したときにチップクリアランス部から逆流してきた比較的高温の液体水素の気化が促進され、急激な揚程低下と不安定現象を招いたものと推定された。

逆流を改良するため、入口設計流量係数を若干大きくし、入口側の外径を縮小し斜流タイプとした。また吸込性能を最適化するため羽根入口角度を変えた設計のインデューサを3種類製作した。第4図に改良設計による変更内容を示す。



(注) DRB : 予備設計審査 PQR : 認定試験後審査
PDR : 基本設計審査 TF : テストフライト
CDR : 詳細設計審査 F : フライト

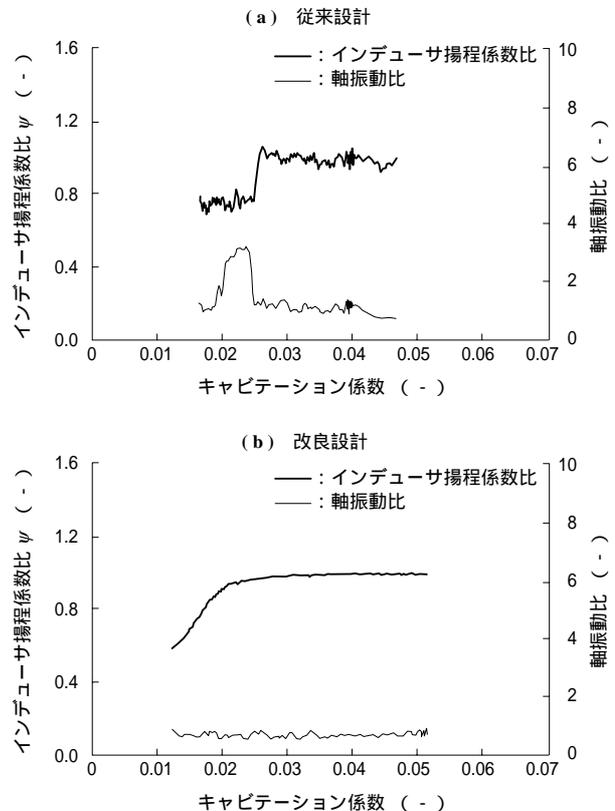
第 2 図 LE-7A エンジン開発スケジュール
Fig. 2 Development schedule of LE-7A engine

第 1 表 LE-7A エンジン用ターボポンプ設計変更内容
Table 1 Design changes of LE-7A turbopumps

	変更内容	変更目的
液体水素ターボポンプ	インデューサおよび出口案内羽根の形状変更	揚程向上
	1段, 2段インペラ外径増加, 羽根形状変更, 羽根厚み増加	コスト低減, 揚程向上, 羽根強度向上
	戻り羽根厚み減少, 材質変更	出口圧力変動低減による2段インペラ信頼性向上, 厚み変更に伴う強度維持
	ケーシング鋳物の大型化	コスト低減
	フローティングリングシールを溝付きシールに変更	コスト低減
液体酸素ターボポンプ	インデューサおよび出口案内羽根の形状変更	吸込性能向上
	ケーシングCとタービンノズルを分離構造に変更	ノズル翼の熱応力緩和
	ケーシング鋳物の大型化	コスト低減
	軸封シールの材質変更	コスト低減

3.2.2 開発試験

改良設計の開発試験としてはインデューサ単体の水流し試験と実液によるターボポンプ単体試験, エンジン組立による燃焼試験を実施した. 水流しおよび実液単体試験の結果, 改良設計3種のうちTYPE-5が吸込性能が最も良好な結果であったことから, 改良設計として同タイプを選定し, エンジン燃焼試験に供試した. エンジン燃焼試験ではポン



(注) 軸振動比, インデューサ揚程係数比は高キャビテーション係数における値を1とした時の比率を示す.

第 3 図 液体水素インデューサ特性
Fig. 3 Characteristics of FTP inducer

設計タイプ	従来設計	改良設計		
		TYPE-1	TYPE-4	TYPE-5
設計概要				
	$\beta_{1r}(\text{従来}) < \beta_{1r}(\text{TYPE-5}) < \beta_{1r}(\text{TYPE-4}) < \beta_{1r}(\text{TYPE-1})$		$D_1(\text{従来}) > D_1(\text{TYPE 1} \sim 5)$	
試験結果	・限界減圧条件で急激な揚程低下と回転非同期振動が発生する場合もある	・低流量比で吸込性能はやや劣る ・高流量比で回転非同期振動が発生する	・吸込性能は劣る	・吸込性能は良好、また回転非同期振動の発生もしない <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; display: inline-block;">改良設計として選定</div>

(注) β_{1r} : 入口チップ羽根角度
 D_1 : 入口径
 D_2 : 出口径

第 4 図 液体水素インデューサの設計変更内容
 Fig. 4 Design changes of FTP inducer

プ入口減圧を含め、飛行中に遭遇し得る作動範囲内でのターボポンプの機能性能の実証および耐久性の実証を行った。

また、実フライト状態を模擬するために機体装着状態でのエンジン燃焼試験を実施した。これらの実証試験の結果、改良設計 TYPE-5 は従来設計に比較し吸込性能が向上していることと、限界減圧状態においても急激な揚程低下や過大な軸振動の発生がないことを確認した。また要求寿命を十分満足する耐久性があることを確認した。

3.2.3 強度評価

強度評価は CFD (数値流体解析) 解析結果による羽根面圧力分布データを用いて三次元ソリッドモデルによる FEM (有限要素法) 解析を実施した。この結果、静的強度は遠心力および圧力に対して十分な余裕があること、従来設計に比較し安全余裕が増加していることを確認した。また、インデューサ水流し試験のひずみデータから推定した変動応力を用いて疲労強度評価を実施し、設計要求に対して十分な余裕があること、および従来設計に比較し強度余裕が増加していることを確認した。第 2 表に強度評価結果を示す。

3.3 液体酸素インデューサの改良設計

3.3.1 改良設計方針

液体水素ターボポンプと同様に、限界減圧試験を実施した結果、液体酸素ターボポンプの吸込性能は要求値に対しては満足するものの余裕が少ないことが分かった。また、フライト品の試験を進めるなかでインデューサ羽根先端形状の個体差で非対称キャビテーション (アタッチドキャビテーション) に起因する軸振動の発生状況にばらつきがあることが分かった。このため吸込性能の余裕確保とキャビ

第 2 表 液体水素改良インデューサの強度評価結果
 Table 2 Stress analysis of FTP improved inducer

応力種類	静的強度			疲労強度	
	荷重条件	解析結果 (MPa)	許容値 (MPa)	安全余裕	累積損傷度
1次膜応力	遠心力 + 圧力	250.8	940	2.8	1.71 E-5 ¹
1次膜 + 曲げ応力	遠心力 + 圧力	450.3	1 410	2.1 ²	

(注) *1: 従来設計は 1.56 E-1
 *2: " は 1.2

テーションに起因する振動の抑制を目的にインデューサの改良設計を実施した。

改良の方針として、翼間通路幅の拡大、リーディングエッジくさび部キャビテー干渉の改善、旋回キャビテーションに対してはインデューサライナに適切な入口段差を設けて抑制を図った。改良による設計変更内容を第 5 図に示す。

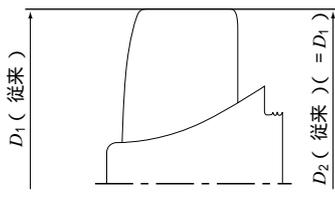
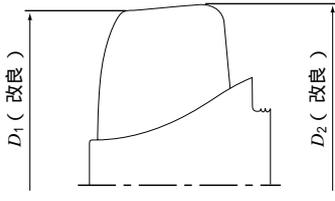
3.3.2 開発試験

開発試験としてはインデューサ単体の水流し試験と実液によるターボポンプ単体試験、エンジン組立による燃焼試験を実施する計画であり現時点で水流しおよび単体試験が完了している。実施済みの試験の結果、従来設計に比較し吸込性能が向上していること、および従来設計で発生していた旋回キャビテーションによる過大軸振動が発生しないことが確認されており、改良設計がほぼ妥当であるとの見通しを得た。

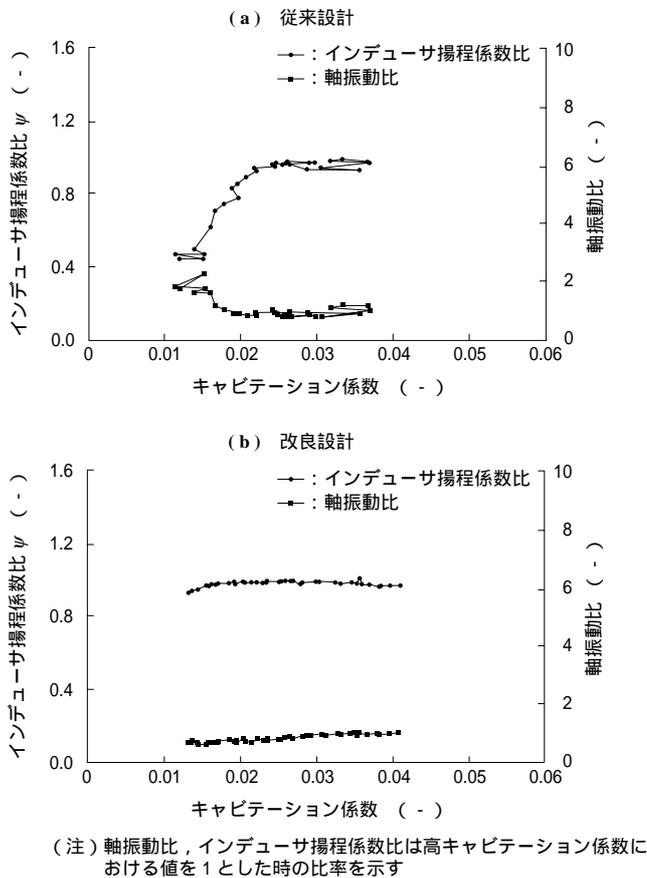
第 6 図に改良前後の吸込性能、軸振動の試験結果を示す。今後エンジン燃焼試験による作動範囲確認試験、耐久性確認試験を実施する計画である。

3.3.3 強度評価

液体水素インデューサと同様に CFD による翼面圧力分

構造	<div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> β_{1r} (従来) β_{2r} (従来)  従来設計 </div> <div style="text-align: center;"> β_{1r} (改良) β_{2r} (改良)  改良設計 </div> </div>	β_{1r} (従来) < β_{1r} (改良) β_{2r} (従来) < β_{2r} (改良) D_1 (従来) > D_1 (改良)
改良方針	<ol style="list-style-type: none"> 翼間流路幅の拡大 入口くさび部キャピティ干渉の改善 	<ol style="list-style-type: none"> 3. 旋回キャピテーション抑制に対してインデューサライナに適切な入口段差を設定し抑制
対策	<ol style="list-style-type: none"> 1. 入口径を縮小し入口流量係数を増加 2. 強度に余裕がある羽根外周部分の翼厚の減少 3. 入口くさびの角度を小さくする 	<ol style="list-style-type: none"> 4. キャンパラインの変更 5. β_{1r} を大きくし適切なインシデンス α を確保 6. β_{1r} 増加に対応し強度確保のため羽根付け根の翼厚を増加

第 5 図 液体酸素インデューサの設計変更内容
 Fig. 5 Design changes of OTP inducer



第 6 図 液体酸素インデューサ特性
 Fig. 6 Characteristics of OTP inducer

布の解析結果に基づき強度解析を実施し、従来設計に比較し静的強度余裕が向上していることを確認した。疲労強度についても同様にインデューサ水流し試験のひずみデータから推定した変動応力を用いて評価を実施した。

設計要求に対して十分な余裕があることおよび従来設計に比較し強度余裕が増加していることを確認した。

4. 結 言

LE-7A エンジンコスト低減と信頼性向上を目的として 1994 年に開発に着手し、約 7 年の開発期間を経て 2001 年 8 月に 1 号機の打上げに成功した。この間、H- ロケット 8 号機の打上げ事故が発生し調査の結果インデューサと上流エルボ管の整流ペーンの干渉が主原因となりインデューサ羽根が疲労破壊したものと推定された。

これを受けて LE-7A エンジンの開発強化が図られ、実証試験用供試体の追加と、より厳しい条件での試験を実施した結果、インデューサの設計改良を行うこととなった。液体酸素インデューサについては、すでに開発が完了しフライト 2 号機から適用されており、液体酸素ターボポンプについてはフライト 8 号機から適用を目指して現在開発中である。

H- A ロケットは現時点で 5 号機まで打上げを完了しているが、フライトにおいて飛行中に取得したすべての号機のデータに異常は認められず LE-7A エンジン用ターボポンプの作動は正常であった。

謝 辞

液体酸素ターボポンプ、液体酸素ターボポンプの開発に当たり、宇宙開発事業団および独立行政法人航空宇宙技術研究所の関係各位から多くのご指導とご助力をいただきました。

また、当社技術開発本部、航空宇宙事業本部の関係各位から多くのご助言とご協力をいただきました。ここに記し、深く感謝いたします。