

# 2A17 空気液化サイクルロケットエンジンを搭載した 単段打ち上げロケット構想

○須田広志, 野田智裕 (Space Transit株式会社),

Concept of Single Stage Rocket with Liquid Air Cycle Rocket Engine  
Hiroshi Suda, Tomohiro Noda (Space Transit Inc.) ,

Key Words : Air Breathing Rocket Engine, LACE, Heat Exchanger

## Abstract

The space transportation system consists of a single stage rocket. This rocket has an air breathing rocket engine, Liquid Air Cycle Rocket Engine (LACE). This engine is operated with air breathing mode in the air, and with rocket mode in the space. The single stage rocket has the ability to put a small satellite into LEO. The heat exchanger for liquifying air is made by AM technique.

## 1. 背景

近年、米国の民間ロケットベンチャー SpaceXが1段再使用型ロケットFalcon9を開発し商業打ち上げ市場に参入し、打ち上げ市場に革新をもたらした。またサブオービタル飛行ではBlue Origin社が試験飛行を成功させている。一方、日本では民間ベンチャーによる打ち上げロケットは、現在開発中であり実現には至っておらず、日本の基幹ロケットでは、低軌道に小型衛星を打ち上げるロケットとしては規模が大きすぎる。そのため、日本でも小型衛星を低コストで迅速に打ち上げられる民間ロケット開発の機運が高まっている。

現在、米国等で実用化されている民間ロケットは、燃料にケロシン等の炭化水素系燃料を用いているが、昨今の脱炭素社会への流れを考えると、ロケットの燃料といえども炭化水素系燃料から炭素フリーな水素燃料の採用を検討すべきである。

また、単段ロケットにすることで、開発要素の削減及び打ち上げ運用コストの低減が見込まれ、大幅な費用の削減につながると考えられる。

しかし、従来のロケットは2段もしくは3段ロケットであり、単段ロケットの実用化はまだ実現していない。単段ロケットでの軌道投入を実現するためには、ロケットの軽量化対策が必須である。特に、ロケット推進剤重量の大半を占める液体酸素は、液体水素ロケットで約80%もの重量を占めており、これを低減できれば単段ロケットが実現できる可能性が高いと考えられる。

そこで、大気中を飛行する間は大気を吸い込んで燃焼させるエアブリージングロケットの研究がされている。現在、宇宙科学研究所で研究されている再使用型観測ロケット RV-Xにエアブリージングロケ

ットとしてATR (Air Turbo Rocket) <sup>1)</sup>の搭載が検討されている。ATRは、ジェットエンジンと同様に、大気をファンで吸い込んで燃焼させて推力を得る仕組みで比推力は1,000s以上と高いが推重比があまり大きく取れない。

他方、大気中の空気を液化させ酸化剤として従来のロケットエンジンで燃焼させて推力を得るエアブリージングロケットとして、空気液化サイクルエンジン (liquid Air Cycle rocket Engine LACE) がある。LACEについては、1980年代に三菱重工にて検討され燃焼試験まで実施した事例<sup>2)</sup>があるほか、最近では、液化空気とブタンにて燃焼試験を実施した研究<sup>3)</sup>もある。LACEの利点として、

- ・従来のロケットエンジンに空気液化熱交換器を追加することで簡素な仕組みで実現できる。
- ・空気を液化後、高圧に昇圧できるため、ロケットエンジンと同等の性能、推重比が見込める。
- ・真空中では、液化空気の代わりに液体酸素を酸化剤として使用することで、同一のロケットエンジンを使用できる。
- ・液化した空気を一時的にタンクにため込み、空気液化量が低下する高高度飛行時に補充することが可能である。

欠点として空気液化熱交換器の分、機体重量が増加するが、それ以上に離陸時に搭載する液体酸素を減少させることができれば、打ち上げ能力を向上させ、小型衛星を低軌道に投入可能な小型単段ロケットが実現できると考えられる。

そこで、LACEを用いた小型単段ロケットの検討を行った。

## 2. 空気液化ロケットシステム概要

小型単段ロケットには、エアブリージングエンジンとしてLACEを1基搭載する。図1にLACEエンジンのイメージを示す。空気はロケット後方のエアインテークから取り込み、外周から中心に向かって流れながら冷却液化され、下部のロケットエンジンへ供給される仕組みである。

空気液化ロケットシステム（LACEモード）を図2に示す。大気飛行中に吸い込んだ空気は、予冷器及び液化器に導かれる。予冷器では、液化手前(約90K)まで冷却され、その後液化器にて液化空気となる。予冷器の冷熱源は一旦液化した空気を昇圧して予冷器に供給する。一方液化器の冷熱源は液体水素を用いる。

空気中の酸素だけでは混合比が低いため、燃焼温度が2,000Kを下回り、性能の低下及び燃焼振動の発生が懸念される。その対策として過冷却液体酸素を追加させることで、2,000K以上の燃焼ガス温度を生成させ燃焼安定性の向上を図る。追加する過冷却液体酸素の冷熱も利用して空気を液化させる。

熱交換器を出た液体空気及び液体水素は、ロケットエンジンに供給される。ロケットエンジンサイクルは日本で実績のあるエキスパンダーブリードサイクルを採用する。

一方、30km 以上ではほぼ真空状態となり空気を取り込むことができなくなる。そこで、図3に示すように、搭載している液体酸素は熱交換器をバイパスさせターボポンプに供給して、従来のロケットエンジンと同様に液体酸素と液体水素で燃焼させる（ロケットモード）。LACEモードとロケットモードの切り替えはバルブにより切り替えることができ、簡素な制御で実現できる見込みである。

LACEモードでは、空気を吸い込んで燃焼させる分、液体酸素の消費量を抑えることができる。そのため、打ち上げ時の比推力  $I_{sp}$  を向上させることが可能である。また、酸化剤搭載量を低減可能なため、打ち上げ時全備重量を低減することが可能となり、ロケットエンジンの推力を低減することができ、ロケットの小型化に寄与できると考えられる。



図1 小型単段ロケットおよびLACEイメージ

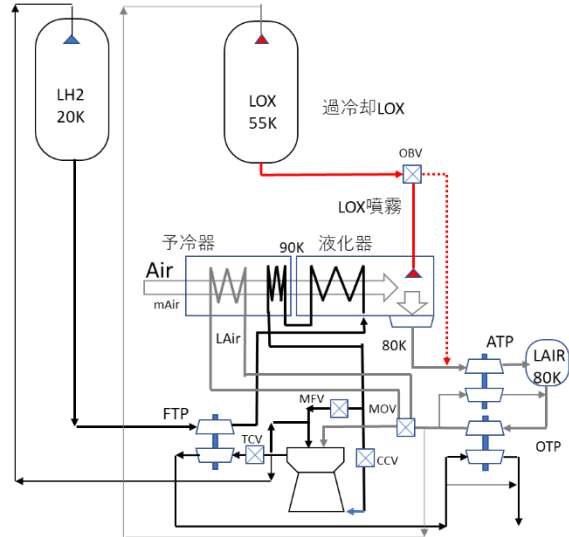


図2 空気液化ロケットシステム（LACEモード）

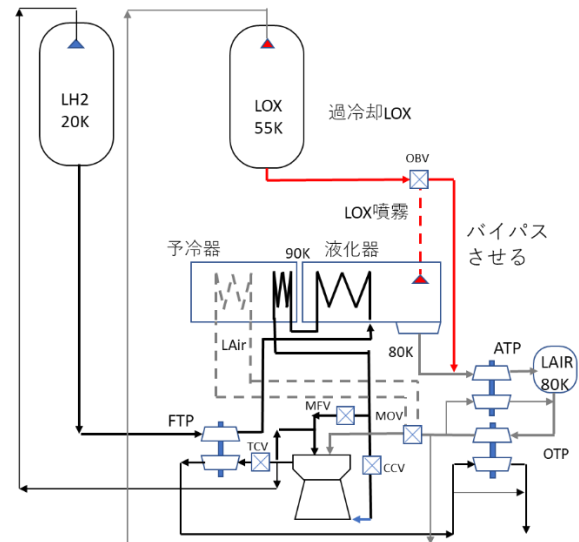


図3 空気液化ロケットシステム（ロケットモード）

## 3. 打ち上げ能力検討

大気飛行中はエアブリージングアシストすることで、打ち上げ能力を向上させる。エアブリージングロケットでの打ち上げ能力向上を従来のロケットと比較検討した。

比較対象は、以下の4形態とした

- (1) 従来の単段ロケット（レファレンスロケット）
- (2) (1)に高度補償型ノズルとしたロケット
- (3) 従来の2段ロケット
- (4) 小型単段ロケット  
(LACE+高度補償型ノズル)

比較する条件として

- ・ペイロード質量は同一とし200kg とする。
- ・搭載する推進剤は同一とし25,511kg とする。
- ・熱交換器以外の機体質量は同一とし3,350kgとする。
- ・空気液化熱交換器は 400kg とする。
- ・比推力、構造比は基幹ロケットの実績ベース。
- ・ノズルは従来ノズルと高度補償型ノズルで検討。

表1に、比較対象ロケットの諸元を、表2に各ロケットエンジン比推力をまとめる。

レファレンスロケットの機体質量は、構造比（構造効率）がH-IIA 第1段ロケット並みの0.12になるように設定している。2段ロケットは、1段目及び2段目の構造比が0.12程度になるように比例配分した。空気液化熱交換器の質量400kgは、空気液化に必要な交換熱量が確保できるフィン付きチューブ型熱交換器を概略検討した結果の値である。

高度補償型ノズルは、デュアルベルノズルを想定しており地上時はLE-9並みの352s、真空中は LE-5並みの450sとして計算した。

LACEについては、空気の液化率とLOX追加量からIspを推定しており、地上時で 593s 高高度で619s と見込んでいる。

表1 比較対象ロケット諸元

ロケットエンジン	レファレンスロケット	レファレンスロケット+高度補償型ノズル	2段ロケット	小型単段ロケット (参考)H-IIA1段	LE-7A x1		
	RRE x1	RRE x1	RRE x2	LACE x1			
ペイロード搭載量	Mpl	kg	200	200	200	200	
機体質量 (エンジン除く)	Ms (1段/2段)	kg	2,350	2,350	(1641/709)	2,350	11,800
ロケットエンジン重量	Me (1段/2段)	kg	1,000	1,000	(692/308)	1,000	1,800
空気液化熱交換器	Mnex	kg	0	0	0	400	0
構造重量 (エンジン含む)	Mss=Ms+Me	kg	3,350	3,350	3,350	3,750	13,600
推進剤搭載量	Mp	kg	25,511	25,511	25,511	25,511	100,000
構造比	Mss/(Mss+Mp)		0.12	0.12	0.12	0.13	0.12

表2 ロケットエンジン比推力

ロケットエンジン	レファレンスロケット	レファレンスロケット+高度補償型ノズル	2段ロケット	小型単段ロケット (参考)H-IIA1段	LE-7A x1			
	RRE x1	RRE x1	RRE x2	LACE x1				
比推力	LACE(SL)	ISPa(SL)	s	352	352	352	593	349
	LACE(高高度)	ISPa(High)	s	425	425	425	619	440
	ROCKET(真空中)	ISP(vac)	s	425	450	450	450	440

速度増分は、比推力及び初期重量と燃焼終了時の重量との比から以下の式にて計算している。

$$\Delta V = g * Isp * \ln \left( \frac{M_i}{M_f} \right) \quad (1)$$

$\Delta V$ : 速度増分[m/s]

$g$ : 重力加速度 9.80665 [m/s<sup>2</sup>]

$Isp$ : 比推力[s]

$M_i$ : 燃焼開始時ロケット質量[kg]

$M_f$ : 燃焼終了時ロケット質量 [kg]

重力損失及び空気抵抗分は合わせて 2,000m/s と想定した。また、地球自転による初速400m/s を加えて

いる。比較した結果を表3に示す。

表3 打ち上げ能力比較

		従来単段ロケット		従来単段+高度補償型ノズル	2段ロケット	LACE単段ロケット+高度補償型ノズル
		RRE x1	RRE x1 (高度補償型ノズル)	RRE x2	LACE x1	
打ち上げ時総重量	M1	kg	29,061	29,061	29,061	29,461
終了時総重量	M1	kg	11,414	11,414	11,414	20,323
平均比推力	ISPm	s	389	389	389	606
増速	$\Delta V1$	m/s	3,564	3,564	3,564	2,207
開始時総重量	M2	kg	11,414	11,414	9,131	20,323
終了時総重量	M2	kg	3,550	3,550	1,267	3,950
比推力	ISP	s	425	450	450	450
増速	$\Delta V2$	m/s	4,868	5,154	8,716	7,229
	$\Delta V = \Delta V1 + \Delta V2$	m/s	8,432	8,718	12,280	9,436
	$\Delta Vd$	m/s	-2,000	-2,000	-2,000	-2,000
	$V0$	m/s	400	400	400	400
	$V0 + \Delta V + \Delta Vd$	m/s	6,832	7,118	10,680	7,836

高度200km へ軌道投入するためには 7,780m/s の速度が必要であるが、従来のロケットエンジンを搭載した単段ロケットでは6,832m/sとなり、低軌道投入することはできない結果となった。高度補償型ノズルに置き換えて真空中の比推力を向上した場合、7,118m/sと速度増加するも軌道速度には到達できない。また、2段化した従来のロケットでは、10,680m/sまで速度増加させることができ、低軌道に投入する能力を確保できることがわかる。

一方、LACEエンジンに変更し、高度補償型ノズルを採用した場合は、7,836m/s となり低軌道への投入速度7,780m/s を上回り軌道投入できる結果となった。この際に空気を吸い込む量は、8,243kg となり、仮に吸い込む空気を全量搭載したとした場合の構造比は図4に示すように0.1となり、Isp=425s として(1)式で速度増分を計算すると

$$\Delta V = 9.80665 * 425 * \ln \left( \frac{33754 + 3750 + 200}{3750 + 200} \right) = 9,403 \text{ m/s}$$

となる、ここから損失分及び自転加速分を付け加えると

$$9,403 - 2,000 + 400 = 7,803 \text{ m/s}$$

となり、軌道投入できることがわかる。

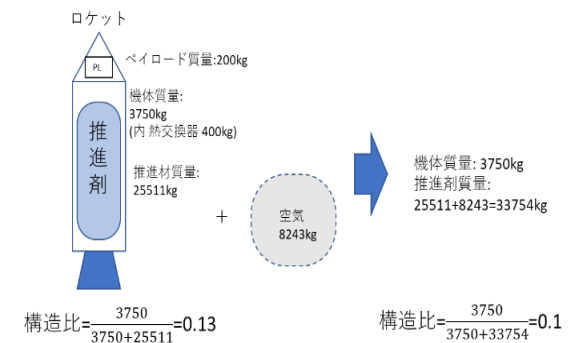


図4 空気液化ロケット 構造比

この結果から、空気吸い込みにより酸化剤の搭載量を削減することで、構造比（構造効率）を向上させ、低軌道へ軌道投入できるロケットを実現できると考えられる。なお、200km 以上への高度への軌道投入については、オプションでPBSを取り付け、高度を上昇させる計画である。

図5に簡易飛行経路計算した結果を示す。大気中を飛行する時間を確保するため、従来のロケットの飛行経路より低めの高度を飛行し、高度約24km マッハ数約3.3でロケットモードに移行させる。

ロケットモードでは、軌道高度を確保するために、

初期に機体を引き揚げて上昇させる。機体加速度が4Gを超えないように、適宜推力を絞りながら飛行し、最終的に高度200km の軌道に投入する。前述のように、200km ~500km 程度の軌道に投入する時は、ペイロードである小型衛星にPBSを取り付けておき、高度を上昇させることとする。

この結果より、LACEエンジンと高度補償型ノズルを搭載した小型単段ロケットで200kmの低軌道に200kg程度のペイロードを軌道投入が実現できると考えられる。

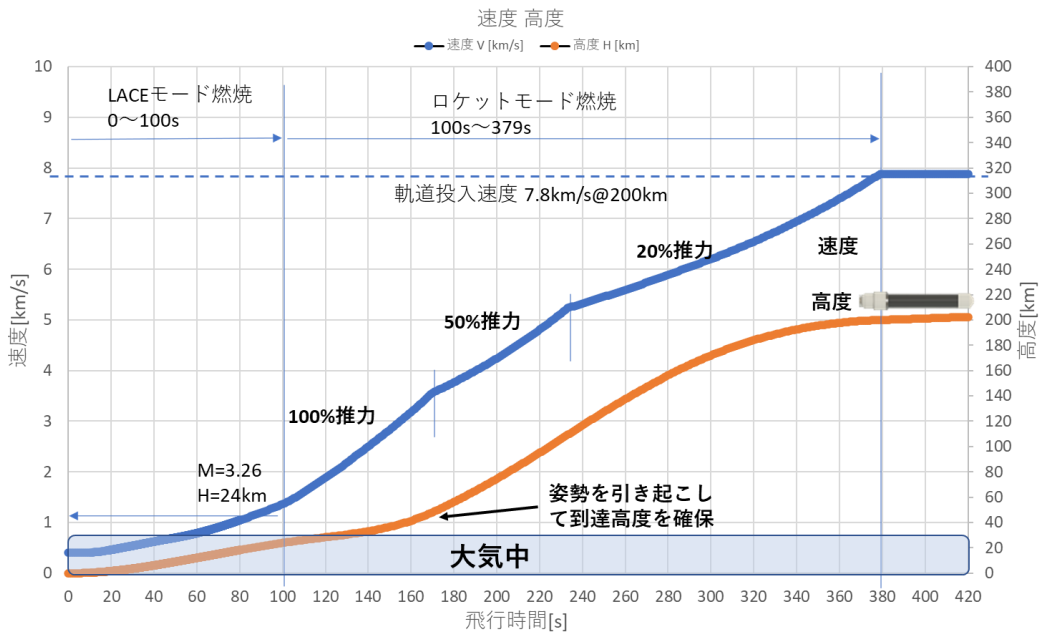


図5 飛行経路検討結果

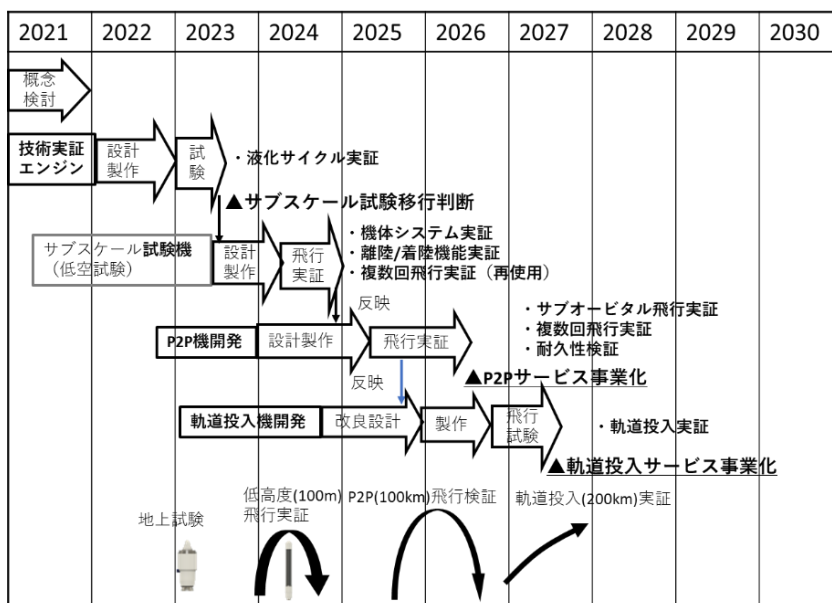


図6 開発スケジュール

#### 4. 開発スケジュール

前項で検討した小型単段ロケットの開発を進めている。図6に開発スケジュールを示す。現在は概念検討を実施中である。

2023年度までに技術実証エンジンによるサイクル実証し、サブスケール機による飛行実証を経て、P2P機を開発し事業化を目指す。その後、改良しながら軌道投入能力を確保した後、打ち上げサービスを事業化する予定である。

また、有人化及び大型化による大量輸送交通システムへ発展させることも視野に入れて開発していく。

#### 5. AM熱交換器製作

空気液化ロケットエンジンを実用化するためには、空気予冷器及び液化器に対して

- (1) 熱交換器内部で漏洩しないこと
- (2) 軽量コンパクトにすること

が必要である。従来の熱交換器は、ろう付け工法を用いておりろう付け部からの漏洩する懸念があった。

一方、数年前から金属3Dプリント技術(Additive Manufacturing)が急速に発達しており、ろう付けなどのプロセス加工を経ずに一体造形することが可能になってきた。

そこで、予冷器を模擬した熱交換器をAM技術にて設計通りに一体造形できるか試作した。

図7に試作した熱交換器形状を示す。上下に冷却管があり冷却管のまわりに空気が流れる構成である。造形方向は下から上に向かって造形する。図8に実際に試作した熱交換器外観を示す。冷却管、マニホールド、熱交換器外壁を一体造形できることが確認できた。

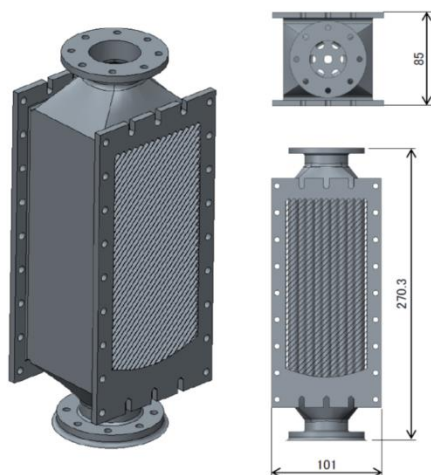


図7 試作AM熱交換器



図8 試作AM熱交換器外観

#### 6. 今後の予定

試作した熱交換器を用いた着霜状況の確認試験を実施予定である。また、技術実証エンジンの設計及び製作を進め、液体水素を用いた空気液化及び液化空気と水素を用いた燃焼試験を実施する計画である。

#### 7. 謝辞

AM熱交換器の試作にあたり、NTTデータザムテクノロジーズ 小河原氏、中央エンジニアリング 中村氏には多大なご協力を得ました。この場を借りて御礼申し上げます。

#### 参考文献

- 1) 小林弘明、坂本勇樹、丸祐介 他 ISAS新観測ロケットの開発計画 第64回宇宙科学技術連合講演会, 2020
- 2) 平社博之、鈴木崇宏、渡辺篤太郎, 空気液化サイクルロケットエンジン, 日本航空宇宙学会誌 第36巻 第410号, 1988
- 3) 平社博之、吉田裕宣、東島貞弘、他 空気液化ロケットエンジン(LARE)のフィージビリティ試験の進捗, 第63回宇宙科学連合講演会, 2019