

TED Plaza

低コスト化を目指した炭化水素燃料ロケットの研究開発



金井 竜一郎

インターステラテクノロジズ株式会社
軌道投入機「ZERO」 開発プロジェクトマネージャ
ryuichiro.kanai@stellartech.com

1. はじめに

インターステラテクノロジズ株式会社では、2006年よりロケットエンジンの開発を行っている。「宇宙をもっと身近に、もっと気軽に。誰もが宇宙に手が届く未来を。」というコンセプトのもと、宇宙開発および宇宙利用のハードルを下げ、関われる人を増やしていこうというのが会社としてのミッションである。

2006年の開発は、作家、宇宙ジャーナリスト、実業家、宇宙機エンジニアが手弁当で集まり結成した「なつのロケット団」により着手された。ロケット燃焼の専門家は1人もいないながら、関東某所において風呂場で水を流しての流量校正や、極低温ランタンクへの推進剤充填など、手探りで様々なノウハウを会得していった。この時に燃料として採用されたのが、取扱いが容易でなおかつ着火性も良好であるエタノールである。

2009年には北海道赤平市の株式会社植松電機の設備を間借りする形で、エンジンの大型化を進めていった(図1)。北海道大樹町で到達高度数 km 程度の小型ロケットを打ち上げ始めたのは2011年からである(この赤平での開発時代に、植松電機とハイブリッドロケットの共同研究をする北大工学部の宇宙環境システム工学研究室の学生として、筆者が同じ設備で実験をさせてもらっていたことを付記しておく)。



Fig. 1 Static firing test of 200 kgf thrust class engine

2013年に北海道大樹町でインターステラテクノロジズ株式会社が設立され、観測ロケット事業の実現を目指して開発を加速していった。設立当初の時点で、エンジン推力は500 kgfに達してい

た。開発のステップとして、新開発の推力 1.2 tonf 級エンジンを搭載し高度 100 km の宇宙空間に到達する観測ロケット「MOMO（名前の由来は色々があるが、漢字の『百』の訓読みに因るものが大きい）」の成功に向けて、初号機の打上げが 2017 年 7 月に行われた。初号機は飛翔には成功したが途中で構造破壊が原因とみられる電源喪失に陥り宇宙空間到達は叶わなかった。2 号機は離昇直後に高温ガス配管が溶損、空圧バルブの駆動ラインが焼き切られ推力停止し、射場に墜落、地球の裏側でも放映されるような大炎上（図 2）となった。



Fig. 2 A fall and a fireball of MOMO-F2

機体を拘束した状態でのステージ燃焼実験など、万全の準備の末に臨んだ 3 回目の打上げで、MOMO は宇宙空間に到達することができた（図 3）。2019 年 5 月 4 日のことである。



Fig. 3 Sight of the Earth and space from MOMO-F3

観測ロケット MOMO は、「国内で初の民間単独開発ロケット」と紹介されることが多いが、実は宇宙まで届いた国産開発の炭化水素系ブースターエンジンは民間かどうかに関わらず、MOMO のメインエンジンが初めてである（そうだと思っているが、もし事実誤認がある場合はご指摘いただきたい）。また MOMO のメインエンジンは噴射器に、国内では研究開発例の少ないピントル型インジェクタを用いている。2 号機では失敗の原因となってしまったが、3 号機では大活躍だったホットガススラストのインジェクタは異種衝突式である。

このように、当社では（多くの国内外文献を参考としながらではあるが）これまでの基幹ロケットとは全く別の系譜と言える、独自の推進系で宇宙まで到達し、これからさらに軌道投入用ロケット ZERO の開発を本格化させようとしている。本稿では、参考にした文献を紹介しながらこれまでの開発の経緯を紹介する。

2. 衝突型インジェクタの開発

開発初期に開発していたインジェクタは、図4に示すような衝突型インジェクタである。

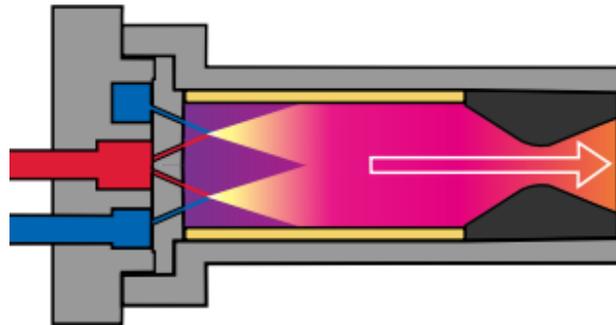


Fig. 4 A schematic of an impinging type injector

図に示すような単純な異種衝突タイプのものに加え、異種衝突する前に予め同種で衝突させておき、噴流ではなく、衝突した噴流が生成した異種ファン同士を衝突させる、というような方式も多く試された。衝突方式としては(徳留他, 2008)の報告に比較的近いが、ファン同士の衝突角度などが異なっている。いずれの方式でも、中心の酸化剤マニホールドと、周辺の燃料マニホールドのみ1つずつのみで構成されていることが特徴である。一般的に衝突型インジェクタでは、平岩らのように異種衝突エレメントを多数配置する方式(Hiraiwa et al., 2011)や、安富らのように同心円状に多数のマニホールドを持ち、半径方向に多数の衝突点を持つ方式(安富他, 2010)が多い。しかしいずれの方式においてもエレメント、またはマニホールドに多数の燃料/酸化剤隔壁が存在し、特に一体成型ではなく溶接によって複数パーツを組み合わせる場合は噴射まで燃料と酸化剤が絶対に混合しないよう入念な検査が必要である。

当社では、加工や溶接、そして溶接部の検査を簡略化するために、溶接部を極力減らすように現在の方式を取っている。燃焼器や噴射器自体が小型であることも、加工性や溶接性を下げる要因となっている。近年急成長を遂げている積層造形についても検討中ではあるが、天井のあるドーム状構造の積層が難しいこと、また流体の通る場所、特にロケットエンジンのような流速が大きい流路では表面荒さの管理が非常に重要になることから、社内では未だ検討の域を出ていないのが実情である。



Fig. 5 Static firing test of 1 tonf thrust class engine

燃焼室圧力は、小型飛行実験機でジンバルとガスジェットによる姿勢制御を確認する LEAP シリーズ(推力 150 kgf 級、燃焼時間約 15 秒、到達高度約 180 m)までは 2.5 MPa 程度と、ガス押しサイクルのロケットにしては比較的高圧であった。MOMO の開発の初期段階において、ロケット全体のシステム計算を実施したところ、軌道投入に至らない観測ロケットクラスでも最適な燃焼室圧が約 1 MPa となった(金井, 2015)。そこで、2015 年度には経済産業省からの研究開発委託を受け、低コストな燃焼器およびインジェクタの研究開発として燃焼室圧力 1 MPa、推力 1 トン級

のエンジンの研究開発を実施した。詳細は割愛するが、最終的な成果物として図 5 に示すような推力 1 tonf 級の衝突型エンジンで、100 秒間の燃焼を達成した。

1 tonf 級エンジンで実用的な効率を得られはしたが、150 kgf 級インジェクタの単一マニホールドを 7 つ並べるという構成上、溶接個所を最小限にしようとするとしても供給配管が膨大になり、ジンバルで推力ベクトル制御を行うエンジンと相性が悪かった。後述するピントル型インジェクタの高効率化開発の成功もあり、これ以降衝突型インジェクタは小型燃焼器に絞って適用されていく。

3. 衝突型インジェクタを用いたガス発生器の開発

MOMO のメインエンジンは 2016 年度からピントル型で開発が進められたが、同じ 2016 年度に衝突型インジェクタを活用した燃焼器として、ターボポンプ用ガス発生器 (GG: Gas Generator) の開発を行った。これも経済産業省からの研究開発委託を受けてのものである。

MOMO のようなガス押し式ロケットでは、加圧ガスボンベ→推進剤タンク→燃焼室という圧力勾配により推進剤を圧送するため、燃焼室圧力を上げて高比推力を得ようとする、推進剤タンクの厚肉化、加圧ガスボンベの重量増を招いてしまう。つまり MOMO のようなガス押し式ロケットでは、高比推力と高構造効率を両立させるために、高度な圧力容器の開発技術が不可欠になってしまう。当社では観測ロケット MOMO の次世代機として、超小型衛星を軌道投入するためのロケット、開発コードネーム“ZERO”を開発しているが、軌道投入用ロケット ZERO のメインエンジンは高比推力と供給系の軽量化を実現するために、ターボポンプを採用している。高圧軽量容器の開発と、ターボポンプの開発、どちらも茨の道であることは間違いないが、後者の方がまだ国内外のロケットでの採用例が多く、JAXA や大学等研究機関との連携により先人の知恵を拝借できると期待してのものである。



Fig. 6 Roll angle control experiment of sounding rocket with hot gasjet thruster

GG サイクルのロケットエンジンは主燃焼器の開発とターボポンプの開発とをある程度切り分けることができるため、設備投資や開発の手戻りがあっても、主燃焼器とターボポンプが足を引っ張り合わない、という観点で採用している。軌道投入機 ZERO のメインエンジンは推力約 6 tonf を想定しているが、その GG はちょうど数 10～数 100 kgf 程度、小型実証実験機のメインエンジンとして社内で開発実績のあるサイズとなった。そのため、過去の社内開発の知見を参考にしながら GG の開発を徐々に進めていき、2017 年度にはまだまだ粗削りではあるものの、ターボポンプの体を成したプロトタイプの動作試験を実施することができた。この GG 開発には、航技研角田支所（現在の JAXA 角田宇宙センター）で行われたガス発生器の実験（橋本他，1980）や NASA Fastrac の実験（Dennis et al., 2000）といった文献をかなり参考にしている。

ターボポンプ用の GG 開発に並行する形で、観測ロケット MOMO に搭載する小型 GG の開発も進められていった。MOMO は 3 軸姿勢制御を行っており、進行方向を変えるヨー・ピッチ方向はエンジンを偏向させることで、進行方向周りのロール回転はガスジェットを使うことで制御している。初号機は窒素ボンベによるコールドガスジェットでロール制御をしていたが、外乱トルクが想定値を上回り、制御が発散してしまった。対策としてガスジェットの推力を増強することとしたが、コールドガスジェットの場合ガス重量がかさむため、ホットガスジェットを開発することと

した。1液推進剤の間欠燃焼は、ヒドラジン以外では解がなく、開発費、管理コストの面から採用できなかった。既にターボポンプ用の GG 実験の実績があったため、最終的に「衝突型インジェクタでエタノール/液体酸素の2液式 GG を燃焼させ続け、ノズルを出たガスを偏向させる」という手法を採用した。図6に、自由回転できる架台で制御系と連成させた実験の様子を示す。

4. ピントル型インジェクタの開発

衝突型インジェクタは過去の文献が豊富であり、高い性能が比較的得やすいという利点が多いが、インジェクタの構造が複雑で、部品点数や接合長さが高み、その分検査工数が増えたり性能のバラツキの管理が難しくなったりするという問題点は当初から指摘されていた。そこで着目されたのがピントル型インジェクタである(図7)。

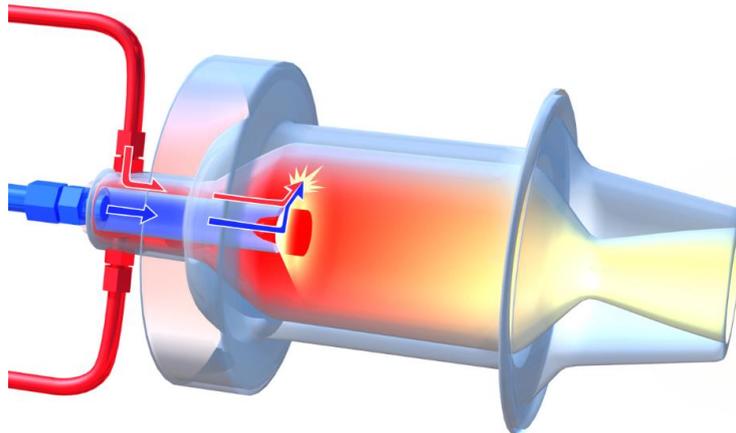


Fig. 7 A schematic of a pintle type injector

ピントル型インジェクタはアポロ計画で LMDE (Lunar Module Descent Engine, 月着陸船用降下エンジン) に使われた実績があり、その後アメリカを中心に多数のロケットやミサイルで使用されている (Dressler and Bauer, 2000). 教科書等ではそのスロットリング性能が着目されることが多いが、特筆すべきはその部品点数の小ささであり、最近では米 SpaceX 社が大型ロケットのメインエンジンに適用している。ピントル型はロケットやミサイルの開発を行っている企業を中心に研究開発が行われてきたため、衝突型インジェクタや同軸型インジェクタに比べると、公開されている先行研究は少なかった。しかし近年では SpaceX の成功に伴って大学等でも広く研究が行われるようになってきた (Vasques and Haidn, 2017) (Cheng, et al., 2017).

インターステラテクノロジズ社の前身となる有志の団体である「なつのロケット団」として燃焼実験を行っていたころから、衝突型インジェクタと並行してピントル型インジェクタを用いたエンジンの開発が実施されてきた。2013年に打ち上げられた、超音速実験機「すずかぜ」(図8)のメインエンジンは推力 500 kgf 級で、ピントル型インジェクタを利用していた。

開発中期のピントル型インジェクタの課題は性能の向上と、そのための現象解明であり、2013年から東大の津江・中谷研究室と、JAXA と共にピントル型インジェクタの共同研究を行っている。榊らと発表した論文 (榊他, 2015) を皮切りに津江・中谷研究室から数件の論文投稿と学会発表が継続して行われている。これまでには、2次元化したピントル型インジェクタや軸対称インジェクタによる噴霧構造の光学観察、各パラメータの性能への影響、燃焼振動の現象解明などが研究対象となっている。

この共同研究の成果や、TRW 社の文献 (例えば、Carter and Bell, 1969 など) を活用しながら、2016年4月にはピントル型インジェクタを用いた 1 tonf 級エンジンの燃焼実験に成功し、観測ロケットの成功に必要な性能と推力を得た。その後、燃焼の長秒時化開発や点火方式の変更による始動の安定化開発、ロケット全体の設計変更に伴う推力の増強開発 (1 tonf → 1.2 tonf) を経て、現在の MOMO メインエンジンへと至っている。

さらにインターステラテクノロジズ社では、経済産業省からの研究開発委託を受け、2018年度から常温炭化水素系燃料を用いた推力 6 tonf 級エンジンの開発に着手している(図9)。これまで以上の共同研究の活用や、航空宇宙研究開発機構 JAXA の宇宙イノベーションパートナーシッ

プ (J-SPARC) の利活用をしながら、更なる性能向上や軌道投入機実機へ適用できるエンジンの完成を目指し、日夜研究開発を行っているところである。



Fig. 8 The prototype of 500 kgf-class hypersonic rocket "Suzukaze", using pintle-type injector



Fig. 9 Ignition of 6 tonf class pintle type engine with hydrocarbon fuel

謝辞

本文中にも記載したが、弊社では推進系の研究開発の一部を経済産業省の宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業 (SERVIS プロジェクト) として受託している。本事業の技術検討委員会だけでなく、普段から様々な相談に乗っていただいている JAXA の平岩徹夫先生、東京大学の津江光洋先生、中谷辰爾先生、北海道大学の永田晴紀先生、室蘭工業大学の内海政春先生、元名古屋大学の青木宏先生に改めて御礼申し上げます。

また、MOMO 2 号機の失敗に対する原因究明と対策立案をきっかけに様々な技術支援をいただいている日本宇宙フォーラムの浅田正一郎様、日本宇宙フォーラム S-Bridge 事業における JSF パートナーである中川稔彦様、坂爪則夫様、成尾芳博様に御礼申し上げます。

最後に、MOMO 初号機、2 号機、「宇宙品質にシフト MOMO 3 号機」の打上げを支えていただいた関係各所の皆様と、クラウドファンディングでご支援いただいた方々に深く感謝の意を示す。当社 HP <http://www.istellartech.com/technology/momo> に、ご支援いただいた方のうち一部の方のお名前を掲載する。

文献

徳留真一郎, 八木下剛, 羽生宏人, 鈴木直洋, 大毛康弘, 嶋田徹, 亜酸化窒素 (N₂O) / エタノール推進系の実験研究, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, (2008), JAXA-RR-07-027.

- Hiraiwa, T., Saito, T., Tomita, T., Azuma, N., Okita, K., Obase, K., Kaneko, T., Research works of ethanol propulsion system for the future rocket-plane experimental vehicle, Proceedings of 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, (2011), AIAA 2011-6114.
- 安富義展, 石井雅博, 鳥井義弘, LNG推進系 LE-8 エンジンの開発, IHI 技報, Vol.50, No.3 (2010), pp.72-77.
- Kanai, R., Inagawa, T., Noda, A., Development of the low-cost LOX/Ethanol sounding rocket system, Proceedings of 30th The International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), (2015), 2015-o-1-08.
- 橋本亮平, 渡辺義明, 長谷川敏, 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシガス発生器の実験, 航空宇宙技術研究所報告, (1980), TR-642.
- Dennis, H. J. Jr., Sanders, T., NASA fastrac engine gas generator component test program and results, Proceedings of 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, (2000), AIAA 2000-3401.
- Dressler, G., Bauer J., TRW pintle engine heritage and performance characteristics, Proceedings of 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, (2000), AIAA 2000-3871.
- Vasques, B., Haidn, O., Effect of pintle injector element geometry on combustion in a liquid oxygen/liquid methane rocket engine, Proceedings of 7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), doi:10.13009/EUCASS2017-88.
- Cheng, P., Li Q., Xu S., Kang Z., On the prediction of spray angle of liquid-liquid pintle injectors, Acta Astronautica, Vol.138, (2017), pp.145-151.
- 榊和樹, 角銅洋実, 中谷辰爾, 津江光洋, 五十地輝, 鈴木恭兵, 牧野一憲, 平岩徹夫, エタノール/液体酸素ロケットエンジン燃焼室における平面ピントル型噴射器の噴霧燃焼構造の光学計測, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63, No.6 (2015), pp.271-278.
- Carter, W.A., Bell, G.S., Development and Demonstration of a N204/N2H14 Injector, Air Force Rocket Propulsion Laboratory Technical Report, (1969), AFRPL-TR-69-231.