

第4回宇宙輸送小委員会
令和5年8月7日(月)13:30-15:00
内閣府宇宙開発戦略推進事務局 大会議室

我が国の宇宙輸送の将来像実現にむけた
アカデミアからの提言

名古屋大学

未来材料・システム研究所

笠原 次郎

次期基幹ロケット

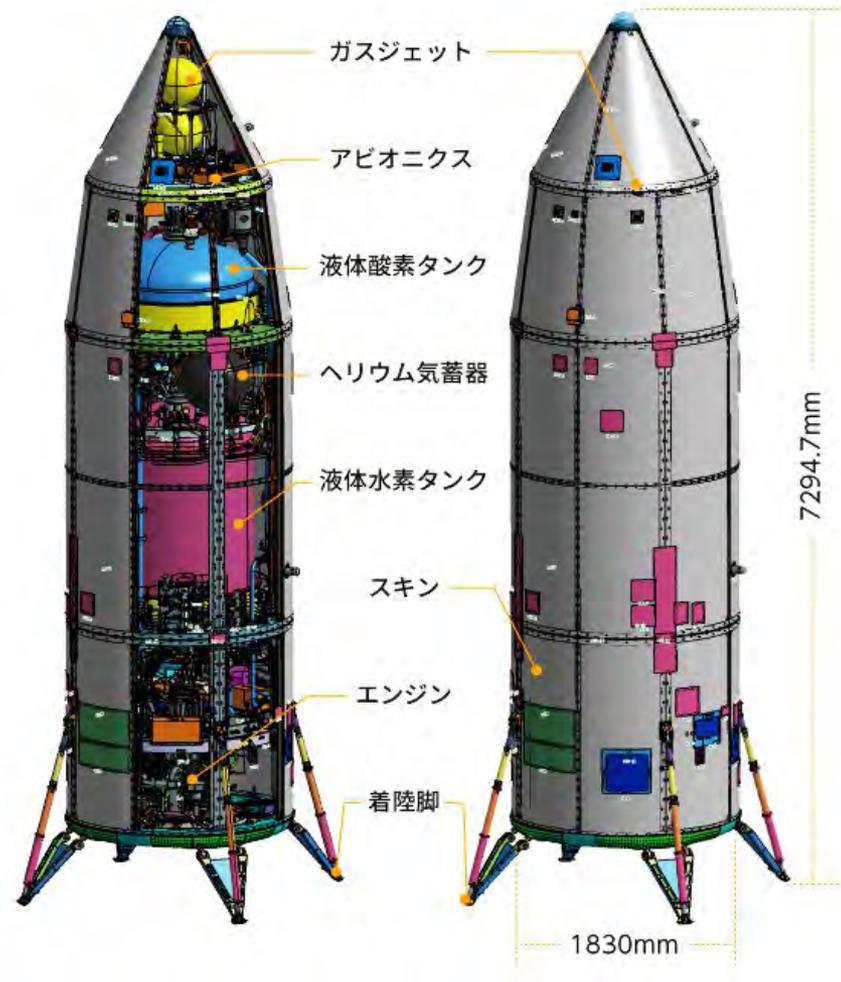
- ・基幹ロケットに相応しい余裕のある設計(思い切ったリソース投入)
H3の2段はH2Aと同じ。イプシロンのRCS用の推進剤タンク
- ・技術は、人から人へ受け継がれるので、絶えず開発が必要
- ・設計は向こう三軒両隣まで掃除するつもりで(名大松山特任教授)
新既開発の頻度が高ければ、設計法も受け継がれる
- ・固体ロケットはペンシルロケット(東大)から
内之浦の宿泊施設では、家族同然の扱いを受けた
- ・液体ロケットも宇宙研(東大)で実験開始 棚次先生

機体再使用技術

- ・再使用観測ロケットRV-X
- ・Space-X、Blue Originより早い開発スタート
- ・稲谷教授から、観測ロケットによる、デトエーションエンジンの飛行実証をすすめられる。

有翼形態飛翔技術

- ・ATREXエンジン(米国が注目した極超音速エンジン)
- ・戦後はじめて日本が米国を引き離れた瞬間に立ち会う。
(超音速エンジン分野の師弟研究者に技術は、受け継がれている)
- ・棚次教授から、デトネーションエンジンの滑走試験をすすめられる。



再使用観測ロケットRV-X

<https://www.kenkai.jaxa.jp/research/rvx/rvx.html>

次期基幹ロケット

- ・基幹ロケットに相応しい余裕のある設計(思い切ったリソース投入)
H3の2段はH2Aと同じ。イプシロンのRCS用の推進剤タンク
- ・技術は、人から人へ受け継がれるので、絶えず開発が必要
- ・設計は向こう三軒両隣まで掃除するつもりで(名大松山特任教授)
新既開発の頻度が高ければ、設計法も受け継がれる
- ・固体ロケットはペンシルロケット(東大)から
内之浦の宿泊施設では、家族同然の扱いを受けた
- ・液体ロケットも宇宙研(東大)で実験開始 棚次先生

機体再使用技術

- ・再使用観測ロケットRV-X
- ・Space-X、Blue Originより早い開発スタート
- ・稲谷教授から、観測ロケットによる、デトーションエンジンの飛行実証をすすめられる。

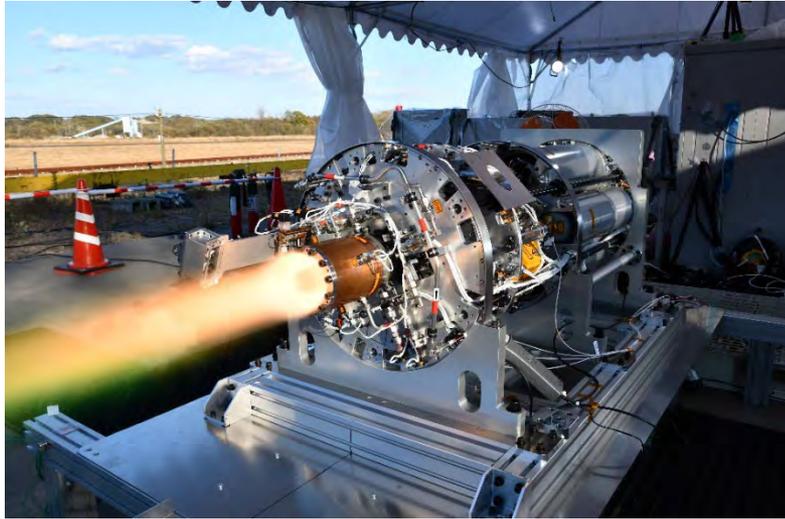
有翼形態飛翔技術

- ・ATREXエンジン(米国が注目した極超音速エンジン)
- ・戦後始めて日本が米国を引き離れた瞬間に立ち会う。
(超音速エンジン分野の師弟研究者に技術は、受け継がれている)
- ・棚次教授から、デトネーションエンジンの滑走試験をすすめられる。

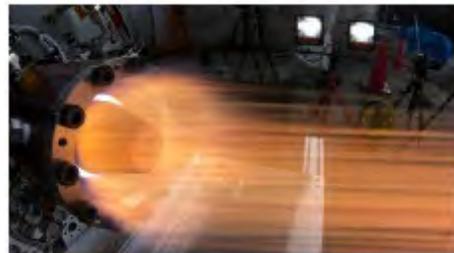
DES total view



The Detonation Engine System Flight Model (DES-FM) of the S-520-31 sounding rocket was completed. It was confirmed that 530 N of thrust and 1.5 m/s^2 of flight acceleration could be achieved by RDE operation.



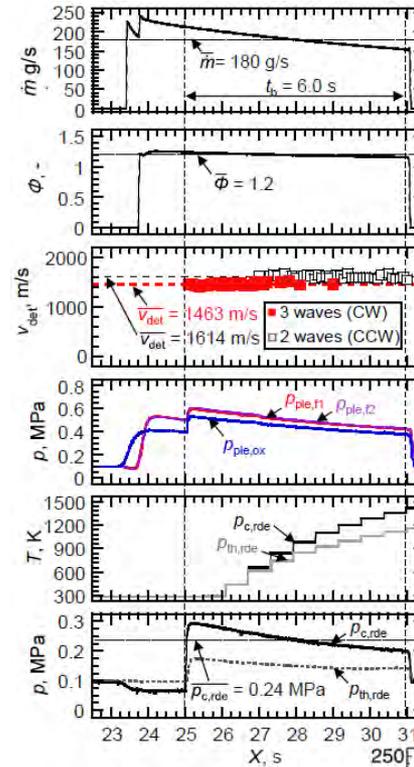
DES-FM



Digital camera
(RATS recovery)



Analog camera
(Ku-TV telemetry)



Mass flow rate 180 g/s

Equivalence ratio 1.2

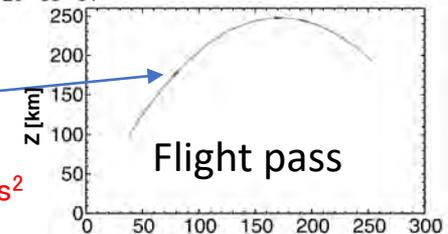
2 or 3 waves
detonation mode

Plenum pressure
0.4 MPa or higher

Temperature

Combustion pressure
0.23 MPa

RDE operation
thrust 530 N
acceleration 1.5 m/s^2

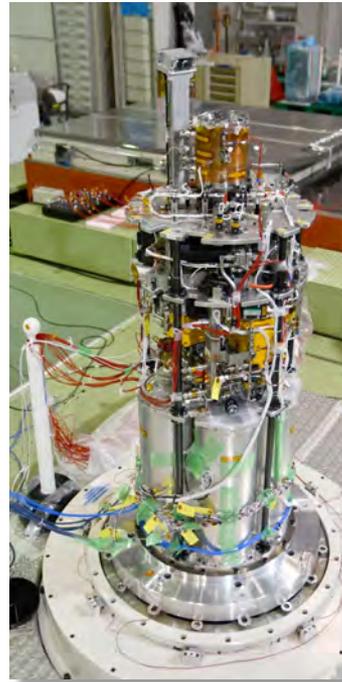


Environmental tests (dynamic balance test, vibration/shock test) and combustion test were conducted to confirm the soundness of the system. High-pressure gas filling equipment (crane, balance, manufacturing) was fabricated to enable gas filling at the launch site.



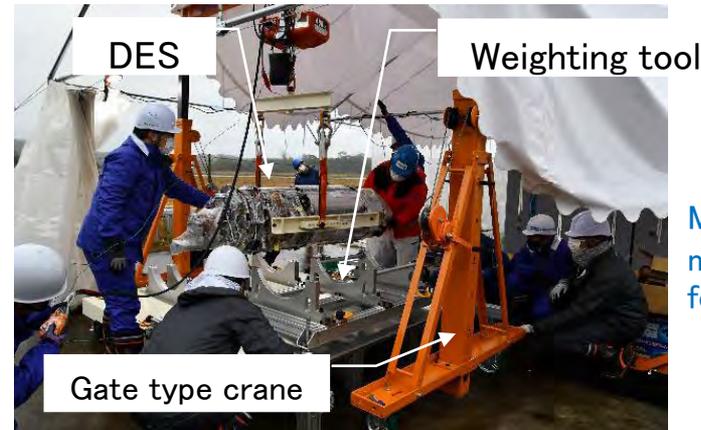
D/B test

Completed D/B adjustment for DES alone.



vibration/shock test

The soundness of the DES structure was confirmed.

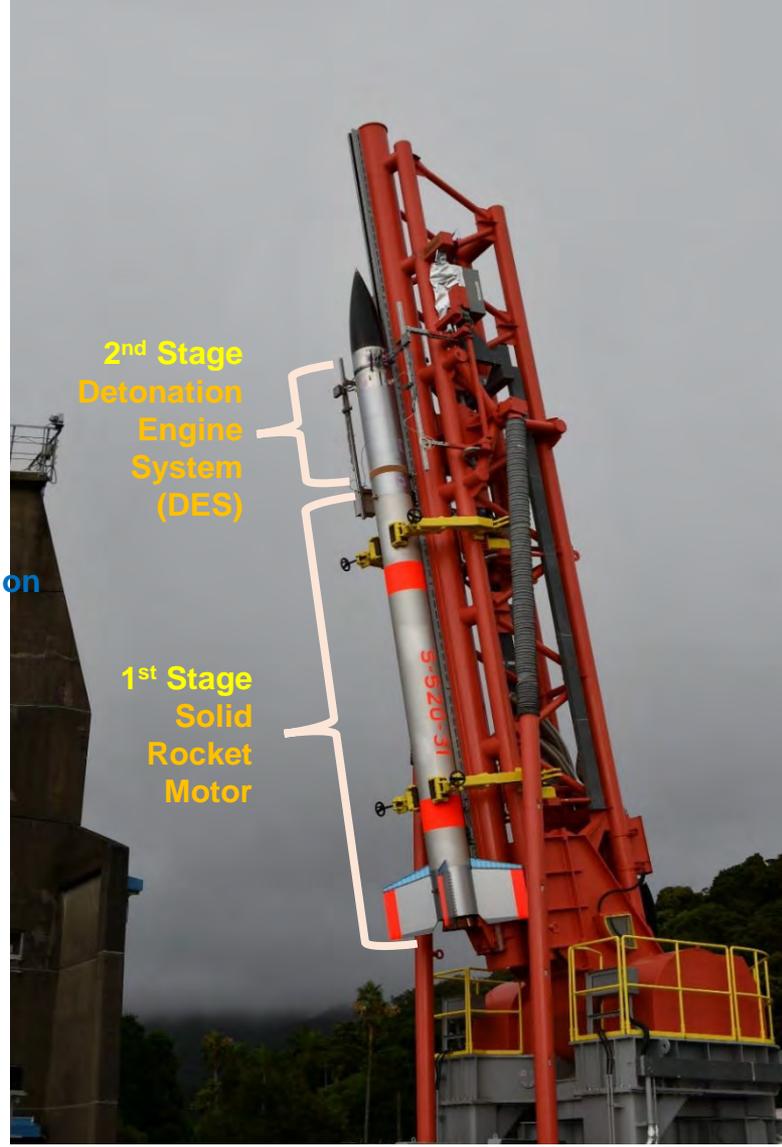


Mass measurement formation



High-pressure gas filling formation

High pressure gas filling equipment (crane, balance, manufacturing) At the Shiraoi test facility, we actually operated the equipment and confirmed its function.



JAXA Sounding Rocket S-520-31

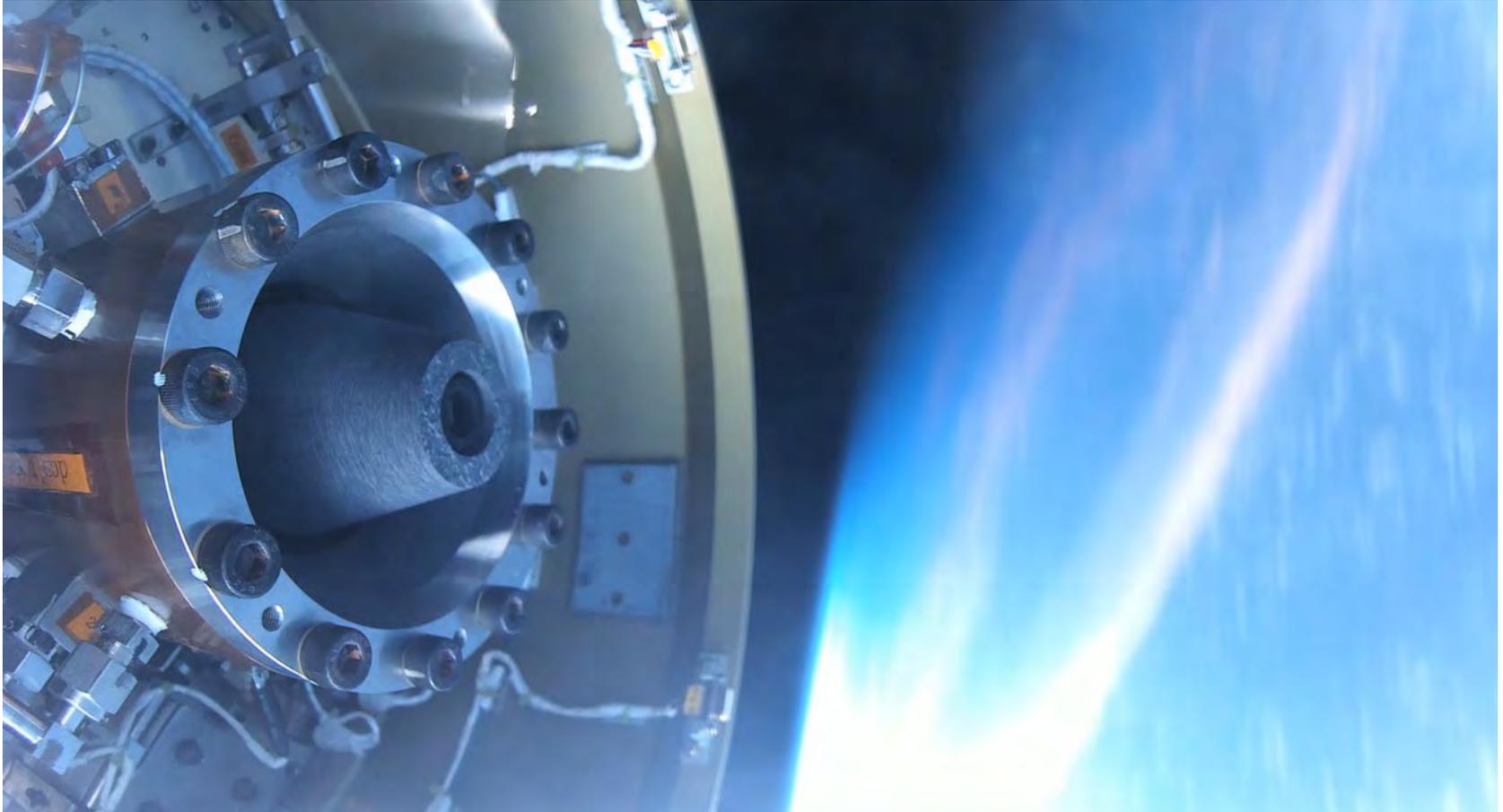


Launch of JAXA Sounding Rocket S-520-31

Second stage separation



Analog Camera Movie



Digital Camera Movie

- ・米国航空宇宙学会(AIAA)内にデトネーションエンジン(PGC)技術委員会が設立・NASA等国立研究所、全航空宇宙機エンジンメーカー、大学多数(委員数規定越)。
AIAA SciTech2023でデトネーションエンジンセッション数は15(過去最多, 5日間)。



Pressure gain combustion (PGC) is a new type of combustion process that offers many advantages over conventional combustion. PGC engines are compact, lightweight, and have a high thrust-to-weight ratio. They are also able to operate at high altitudes and in high-speed flows. However, PGC engines also have some challenges, such as high noise levels and the need for advanced materials and cooling systems. The Japanese Aerospace Establishment (JAXA) is currently conducting research on PGC engines and has developed a number of prototypes. The slide discusses the progress of this research and the potential applications of PGC engines in aerospace propulsion.

AEROSPACE AMERICA

2021 Year in review

247 kilometers on one charge and dozens of other big breakthroughs

AIAA

For the past several years, pressure gain combustion (PGC) has been a hot topic in the aerospace community. PGC engines offer many advantages over conventional combustion, such as high thrust-to-weight ratio and the ability to operate at high altitudes and in high-speed flows. However, PGC engines also have some challenges, such as high noise levels and the need for advanced materials and cooling systems. The slide discusses the progress of research on PGC engines and the potential applications of PGC engines in aerospace propulsion.

AEROSPACE AMERICA

2019 Year in Review

Artemis

AIAA

次期基幹ロケット

- ・基幹ロケットに相応しい余裕のある設計(思い切ったリソース投入)
H3の2段はH2Aと同じ。イプシロンのRCS用の推進剤タンク
- ・技術は、人から人へ受け継がれるので、絶えず開発が必要
- ・設計は向こう三軒両隣まで掃除するつもりで(名大松山特任教授)
新既開発の頻度が高ければ、設計法も受け継がれる
- ・固体ロケットはペンシルロケット(東大)から
内之浦の宿泊施設では、家族同然の扱いを受けた
- ・液体ロケットも宇宙研(東大)で実験開始 棚次先生

機体再使用技術

- ・再使用観測ロケットRV-X
- ・Space-X、Blue Originより早い開発スタート
- ・稲谷教授から、観測ロケットによる、デトーションエンジンの飛行実証をすすめられる。

有翼形態飛翔技術

- ・ATREXエンジン(米国が注目した極超音速エンジン)
- ・戦後はじめて日本が米国を引き離れた瞬間に立ち会う。
(超音速エンジン分野の師弟研究者に技術は、受け継がれている)
- ・棚次教授から、デトネーションエンジンの滑走試験をすすめられる。



ATREX エンジン

JAXA/ISAS

<http://www.iadf.or.jp/document/pdf/24-4.pdf>

極超音速旅客機の実現に向けた研究開発

次期基幹ロケット

- ・基幹ロケットに相応しい余裕のある設計(思い切ったリソース投入)
H3の2段はH2Aと同じ。イプシロンのRCS用の推進剤タンク
- ・技術は、人から人へ受け継がれるので、絶えず開発が必要
- ・設計は向こう三軒両隣まで掃除するつもりで(名大松山特任教授)
新既開発の頻度が高ければ、設計法も受け継がれる
- ・固体ロケットはペンシルロケット(東大)から
内之浦の宿泊施設では、家族同然の扱いを受けた
- ・液体ロケットも宇宙研(東大)で実験開始 棚次先生

機体再使用技術

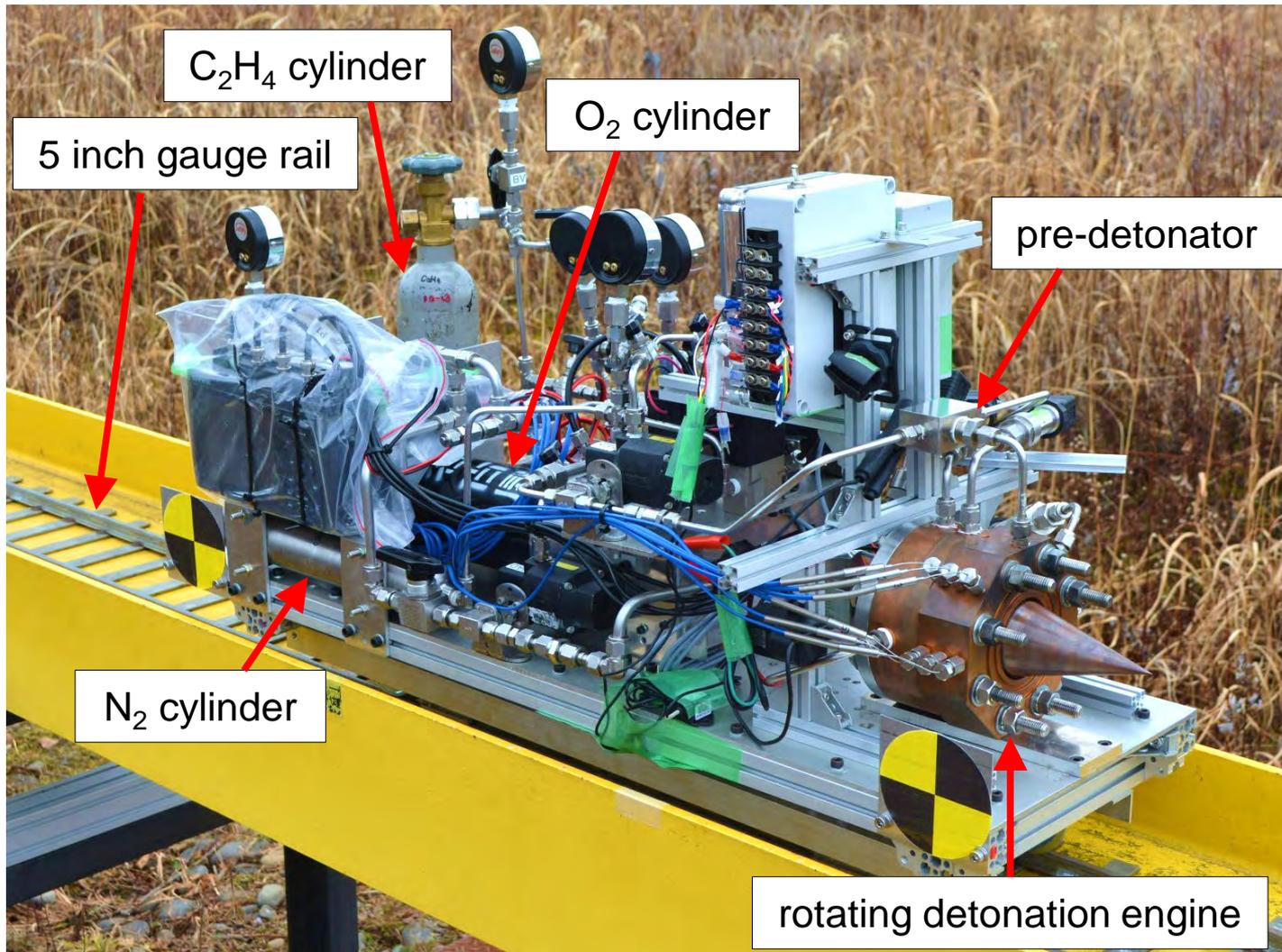
- ・再使用観測ロケットRV-X
- ・Space-X、Blue Originより早い開発スタート
- ・稲谷教授から、観測ロケットによる、デトーションエンジンの飛行実証をすすめられる。

有翼形態飛翔技術

- ・ATREXエンジン(米国が注目した極超音速エンジン)
- ・戦後はじめて日本が米国を引き離れた瞬間に立ち会う。
(超音速エンジン分野の師弟研究者に技術は、受け継がれている)
- ・棚次教授から、デトネーションエンジンの滑走試験をすすめられる。

The first rocket sled test of RDE toward practical use

17



RDE rocket sled

The First Rocket Sled Test of RDE Shiraoi, Hokkai-do, Japan



2018年7月には米国機械学会(会員12万人)のMechanical Engineering magazine
 特集ページにて本プロジェクトが見開き写真で紹介。
 (ASME Mechanical Engineering magazine 2018 July)



MECHANICAL ENGINEERING | JULY 2018 | P. 27

THERE'S A *NEW* CYCLE IN TOWN

The rotating detonation combustor promises a simple and efficient engine to transform heat directly into work. **BY CRAIG A. NORDEEN AND LEE S. LANGSTON**

New technologies appear to come out of nowhere. The long gestation period is often hidden. Franz Sholez first filed a patent application for the turbojet engine in 1873. It was rejected. It wasn't until the 1930s that Hans von Ohain and Frank Whittle designed operational jet engines. It took another 20 years after that before gas turbines beat piston engines in thermal efficiency to become the primary propulsion method of modern aviation.

Similarly, Herman Oberth's writing on electric propulsion waited 60 years for the launch of the first ion engine aboard Deep Space 1 in 1998. If there is a half-century wait for technologies to develop, then it is time for the rotating detonation engine (RDE). The RDE was first conceived in the 1950s and the first experimental devices were run at the Lavrenyev Institute in Novosibirsk, Russia, and at the University of Michigan. Such an engine would differ from a conventional turbojet by combusting fuel via detonation rather than deflagration.

Deflagration and detonation waves differ by structure and characteristic velocity. Deflagration—whether the controlled burn inside a gas turbine or the rapid burning of gunpowder—features a subsonic flame front that advances by diffusion of heat and species. In contrast, detonation is a layered structure of a leading shock wave, subsonic combustion, and thermal choke followed by a supersonic expansion. The entire sandwich is driven through the reactants at supersonic or even hypersonic speeds.

In popular imagination, detonations are short, sharp shocks, but a rotating detonation engine will run as long as reactants are supplied, producing a roar worthy of any NASA rocket.

An engine that uses detonation rather than deflagration could have some key advantages. If harnessed in a gas turbine or rocket, detonation could reduce the need for some expensive hardware, lighten engine weight and increase power output and efficiency.

Today, variants of the RDE as a combustor for gas turbines, rockets, and scramjets are being explored at the Air Force Research Laboratory (AFRL), Naval Research Laboratory, Naval Postgraduate School, and the Department of Energy. Similar work is being conducted in Russia, France, Poland, Japan, China, Germany, and several other countries.

A rotating detonating engine developed at AFRL is being used to evaluate engine thrust and confirm stable operation under vehicle acceleration.
 NASA Langston

「革新的なエンジンサイクル登場」
 というキャッチコピー

推進系技術

大推力エンジン高性能化技術

液体水素エンジン

液化メタンエンジン

固体モーター

エアブリージングエンジン

デトネーションエンジン

どれも重要である。

ポイントは、仕組み(土台、インフラ、フレームワーク)があること。

これまで

- ・ファンド: JAXA戦略的開発経費、NEDO、JSPS科研費、共同研究
輸送系のシステム開発のためには、資金規模は足りない
- ・ミッション: JAXA/ISAS観測ロケット実験、ISS利用、JAXA革新的衛星実証
軌道上へ到達する実証機会がない

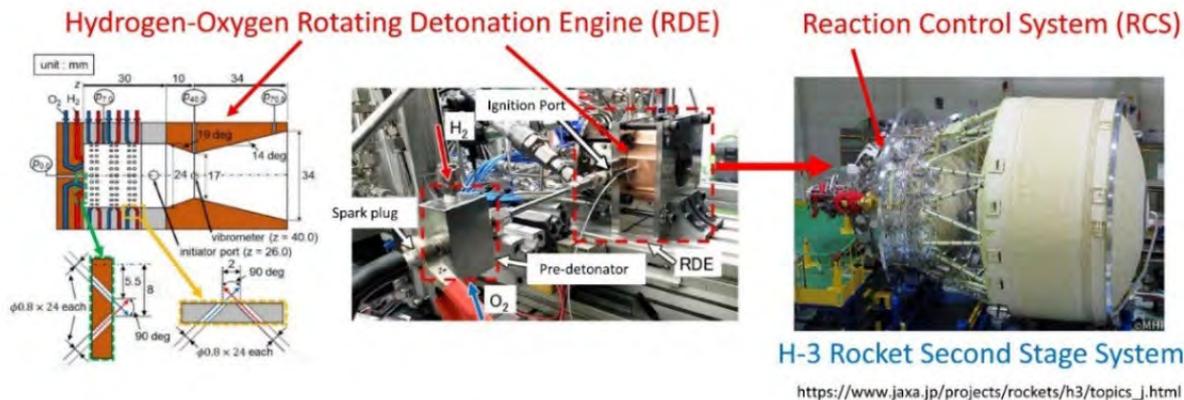
これから

- ・ファンド: 宇宙輸送系のミッション用のファンドを立ち上げるべき。
- ・上記の推進系技術の飛行実験用のミッション公募を立ち上げるべき。

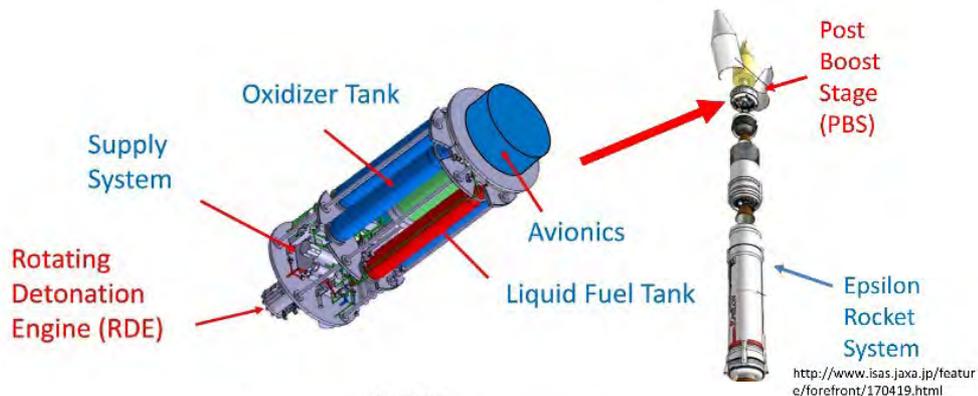
宇宙飛行ミッションは、最大の若手教育の場でありコミュニティを形成可能。

JAXA研究開発本部と軌道上ミッションを立ち上げる

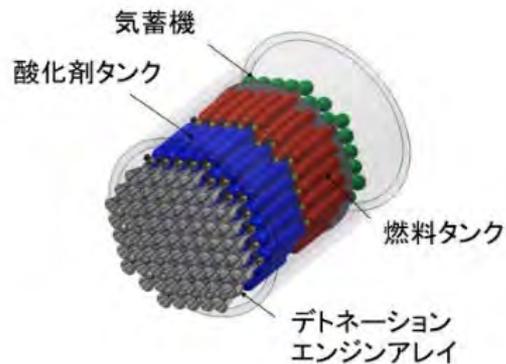
RCS



PBS



キックモーター



推進系技術

大推力エンジン高性能化技術

液体水素エンジン

液化メタンエンジン

固体モーター

エアブリージングエンジン

デトネーションエンジン

どれも重要である。

ポイントは、仕組み(土台、インフラ、フレームワーク)があること。

これまで

- ・ファンド: JAXA戦略的開発経費、NEDO、JSPS科研費、共同研究
輸送系のシステム開発のためには、資金規模は足りない
- ・ミッション: JAXA/ISAS観測ロケット実験、ISS利用、JAXA革新的衛星実証
軌道上へ到達する実証機会がない

これから

- ・ファンド: 宇宙輸送系のミッション用のファンドを立ち上げるべき。
- ・上記の推進系技術の飛行実験用のミッション公募を立ち上げるべき。

宇宙飛行ミッションは、最大の若手教育の場でありコミュニティを形成可能。



デトネーションエンジンのコミュニティ
(IWDP/ICVDCW 2022 at Berlin)

まとめ

- ・宇宙輸送系として「勝てる」プロジェクトが重要。
- ・革新的な新技術・システムの芽を育てる。
- ・システムとしての滑走試験、飛行試験が大きなインパクトをもたらし、世界的なコミュニティが育つ。
- ・欧米を圧倒的にリードすべき(追いつく気にさせない)。
- ・飛行ミッションを立ち上げる(申請書が書ける)仕組みが重要

様式2

2021 年度以降 観測ロケット実験申請書

2019 年 7 月 8 日

研究代表者 所属	名古屋大学 未来材料・ システム研究所	氏 名	笠原 次郎
連絡先	電話：052-789-4404 E-mail：kasahara@nuae.nagoya-u.ac.jp		
実験名 和文 (英文)	観測ロケットSS520を用いたデトネーションキックモーター軌道投入実証実験 (Demonstration Experiment of Low-Earth Orbit Injection by Detonation Kick Motor Using Sounding Rocket SS520)		
使用するロケット	S-310・S-520・SS-520・その他（ ）		
実験実施時期/時間帯	特に制約なし。一例とし て、2023 年 12 月/日照 にてエンジン周囲が撮影 可能な時間帯	実験実施場所	鹿児島・北欧・その他（ ）
研究目的と期待される成果 <small>・ここには要約を簡潔に記載し、詳細は別添資料でご説明下さい</small> <p>現在のデトネーションエンジンは、極めて高い周波数（1~100kHz 以上）でデトネーション波を発生させることが可能になりつつあり、宇宙用エンジンとして、実用化を視野に入れた研究が日欧米、アジアで活発である。また、地上試験において、その高い推進性能が各国で確認されており、高性能な深宇宙探査用キックモーター（高 ISP・総インパルス量調整可能）への応用が期待されている。さらに、高真空・微少重力環境下（スペース）にて、エンジンを起動・停止し、かつ、キックモーターとしての安定作動が、2020 年 8 月に予定されている観測ロケット S520-31 号機による飛行実験で実証予定であり、試験結果が待ち望まれている。</p> <p>本申請の観測ロケット SS-520 を用いた実験では、デトネーションキックモーターを 3 段目として、ペイロードを地球周回軌道に到達させることができることを実証する。本研究では、液体酸化剤、液体燃料を使用した 3 段目デトネーションキックモーター及び関連システムを開発する。本実証に成功すれば、SS-520 が高い軌道到達能力を獲得できるのみならず、次世代イプシロンの深宇宙探査用高性能上段キックモーター（目標：推力 100 kN（イプシロンとしての要求は 50 kN 以上と仮定。イプシロン要求を中心とし、多様な発展形態も実現可能）、Isp 380 s、長期貯蔵、tankage fraction < 0.2）、再使用ロケットの軌道投入段推進系の実用化が可能となり、今後の宇宙（天文・太陽）観測・月惑星探査・深宇宙探査へ大きく貢献する成果となる。つまり、ISAS 宇宙輸送系の中長期戦略（宇宙輸送専門委員会からの提言 2018）におけるキックステージから軌道間輸送システムへの発展を見据えた高性能推進系の基幹技術を構築する。なお、本プロジェクトで実施する実証実験はロケットエンジン史上初のデトネーション燃焼による地球周回軌道投入となる。</p>			
実験の概要および実験方法 <small>・要約を簡潔に記載し、詳細は別添資料でご説明下さい</small> <small>・テレメータ、電力、姿勢制御等に特別な要求がある場合には、要約にもご記入下さい</small> <p>観測ロケット SS-520 の PI 部に液体燃料・液体酸化剤のデトネーションエンジンの推進システム及びペイロード部を搭載する。観測ロケット打ち上げ後、1 段・2 段の固体ロケットモーターでの加速終了後、ノーズコーンを開頭し、PI 部を切り離し、デトネーションエンジンを作動させる。25 秒のデトネーションエンジンの燃焼を行い、質量流量 6kg/s、推力 20 kN、$\Delta V=4.5$ km/s を得て、ペイロード部を地球周回軌道に投入する。ペイロード部にて、デトネーションエンジン推力特性・姿勢・位置の計測を行い、データを地上へダウンロードする。PI 部の全備重量は 150 kg 前後を予定。</p>			