

いわ た たくみ

氏 名 岩 田 創

授 与 学 位 博士(工学)

学位授与年月日 平成17年3月25日

学位授与の根拠法規 学位規則第4条第1項

研究科, 専攻の名称 東北大学大学院工学研究科(博士課程) 航空宇宙工学専攻

学 位 論 文 題 目 フライバックブースターを用いた再使用型宇宙輸送機概念研究

指 導 教 員 東北大学教授 澤田 恵介

論 文 審 査 委 員 主査 東北大学教授 澤田 恵介 東北大学教授 升谷 五郎

東北大学教授 大平 勝秀 東北大学助教授 上野 和之

論 文 内 容 要 旨

宇宙開発にとって、ペイロードの軌道輸送コストは常に大きな問題となってきた。現状の使い捨てロケット(expendable launch vehicle, ELV)による軌道輸送コストは、日本のH-IIAを例に取れば低軌道まで1 kgあたり90万円程度であり、より広汎な宇宙利用の促進のためには輸送コストの大幅な削減が欠かせない。しかし、使い捨てのシステムに頼る以上は、輸送コストの劇的な削減は困難であるため、輸送システムの再使用化がいずれは必要になると考えられている。

現在日本では中・長期的目標として、空気吸込エンジンを用いた2段式の再使用型宇宙輸送機(reusable launch vehicle, RLV)構想がある。しかし、空気吸込エンジン、再使用可能なロケットエンジン、そして機体の同時開発はリスクが高い。そこで本研究では、我が国で実績のあるロケットエンジンに基いたRLVコンセプトを検討する。まず、ベースラインコンセプトとして、ロケットエンジンを用いた2段式宇宙輸送機(two-stage-to-orbit, TSTO)コンセプトの概念設計を行う。次に、ロケットTSTO検討の延長として、ブースタへの空気液化サイクルエンジン(liquid air cycle engine, LACE)の適合性を概念設計により明らかにする。加えて、ロケットTSTOに至るための開発ステップとして、現在我が国の主力ロケットであるH-IIAに対し、液体推進剤を用いたフライバックブースタ(liquid fly-back booster, LFBB)を適用したコンセプトの概念設計を行う。また、これらの検討を通し、RLVの推進剤比較を行う。液体酸素・液体水素、液体酸素・ケロシン、液体酸素・メタンの3種の推進剤を用いた概念設計を行い、機体の総重量やドライ重量の比較から各推進剤のメリット、デメリットを明らかにする。

ロケットベース2段式宇宙輸送機概念設計

まず本論文における基本コンセプトとして、ロケットエンジンを用いた垂直離陸・水平着陸型のTSTOについての概念検討を行う。ブースタは分離後射場にフライバックを行う。ブースタ、オービタともに比推力450 sの液体酸素・液体水素エンジンを用いる。ブースタ、オービタ間の理想増速度(ΔV)配分を変え、総重量を最小にするような ΔV 配分を求める。加えて、推進剤に関するトレードオフスタディを行う。推進剤を液体酸素・液体水素から、比推力330 sの液体酸素・ケロシン、340 sの液体酸素・メタンに変え、総重量、ドライ重量の得失を比較する。

機体はブースタ、オービタ共に円筒形の胴体にチップフィン付きデルタ翼を組み合わせた形状で、胴

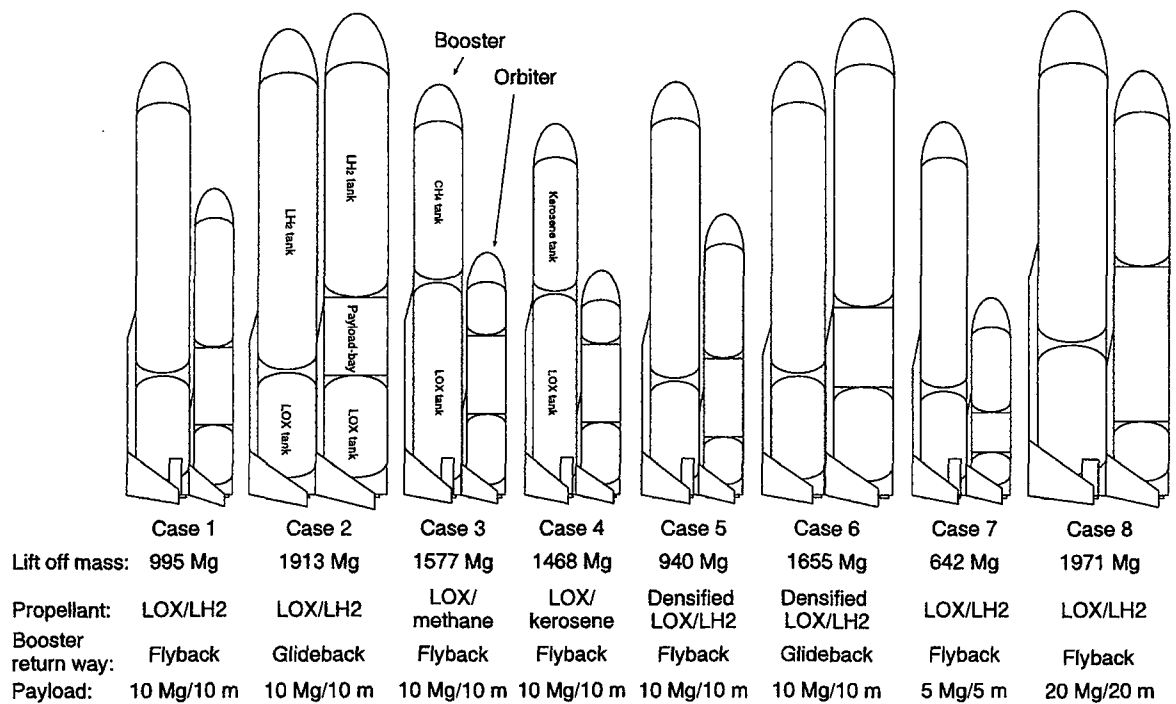


図1 ロケット TSTO の側面図

体はインテグラルタンクにより構成される。オービタにはタンク間に長さ 10 m のペイロードベイを配置する。

高度 400 km の低軌道に 10 Mg のペイロードを投入する打ち上げミッションを考える。打ち上げ場には赤道に近いキリバス共和国のクリスマス島を設定し、TSTO は真東に打ち上げられる。打ち上げから分離までの間はブースタ、オービタ双方のエンジンを使用し、ブースタからオービタへ推進剤クロスフィードを行う。分離後オービタは加速を続け、近地点 100 km、遠地点 400 km の遷移軌道に投入される。最終的に遠地点で軌道遷移エンジンを用いて、高度 400 km の円軌道に投入される。一方ブースタは分離後エンジンを停止し、空力で打ち上げ場に向けて旋回、滑空する。滑空のみで射場に帰還できない場合は、高度 10 km、マッハ数 0.6 でターボジェットエンジンを用いた巡航を行い射場に帰還する。

サイジング・重量評価は HASA という統計的手法に基く超音速機の重量推算コードをベースとした。ただし、RLV の重量評価に適合させるため、胴体、TPS、サブシステム類の重量は HOPE、スペースシャトルオービタ、H-IIA といった実機ベースの重量を機体サイズに合わせて補正して用いた。飛行経路解析には POST を使用した。また、機体の空力係数は X-34 の空力係数データを抗力係数を補正して用いた。

ブースタの理想増速度 ΔV_1 を 2000 m/s ~ 5000 m/s の範囲で変えて解析を行った結果、総重量は最小で 995 Mg となった。このときブースタは、射場に帰還するためにジェットエンジンを用いた 610 km の巡航が必要であった。図 1 に解析を行った代表的なケースの機体側面図を示す。ブースタがグライドバックで射場に帰還する場合、TSTO の総重量は最小で 1913 Mg と、動力フライバックの約 2 倍の重量となった。液体酸素・ケロシン推進剤を用いたケースでは、総重量は液体酸素・液体水素のケースよりも重くなるものの、機体サイズ、ドライ重量では液体酸素・液体水素のケースを下回り、ケロシン推進剤がドライ重量の軽減に効果があることが分かった。一方、液体酸素・メタン推進剤を用いたケースは、機体サイズこそ液体酸素・液体水素よりも小さくなるものの、総重量、ドライ重量ともに液体酸素・液体水素

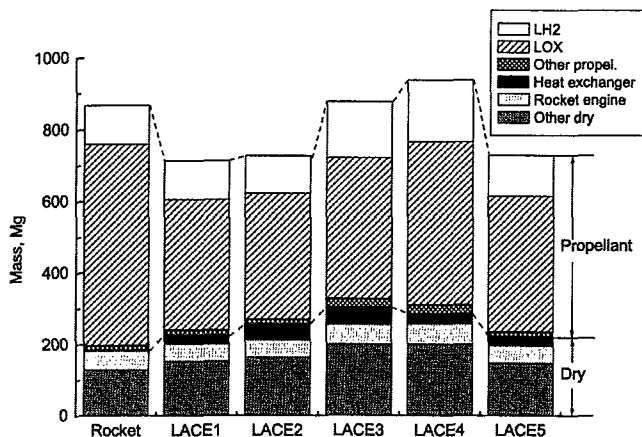


図2 LACEブースタの重量構成

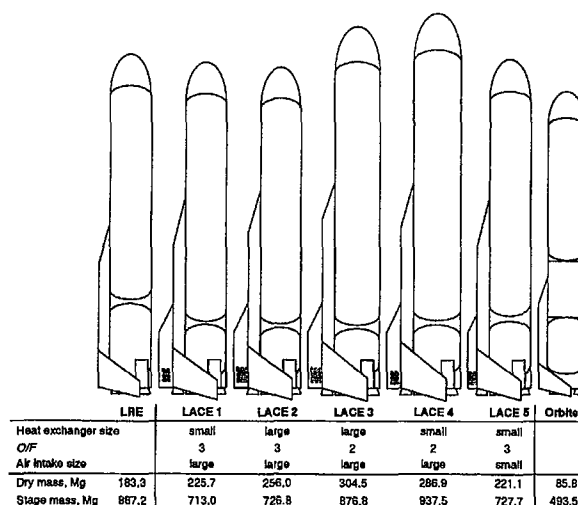


図3 LACE TSTOブースタの側面図

のケースを上回り、重量比較からはメタン推進剤に利点がないことが分かった。また液体酸素・液体水素を過冷高密度化したケースでは、動力フライバックするケースで5.5%，グライドバックするケースで13.5% 総重量が軽減した。

空気液化サイクルエンジンを用いた2 段式宇宙輸送機の概念設計

前章で検討したロケット TSTO に対する拡張コンセプトとして、ロケット TSTO のブースタに対する空気液化サイクルエンジン (LACE) の適用性を検討する。機体の基本形状は前章のロケットベース TSTO と同一とするが、ブースタに、空気を取り込み液化するためのインテークと熱交換器を追加し、ブースタのエンジンを LACE モードで使用する。LACE は、空気を液化するためのインテークと熱交換器を除けば、エンジンのほぼすべての構成要素がロケットエンジンと共通であるため、エンジンシステム重量の増加によるペナルティが小さく抑えられることが期待できる。LACE をブースタとロケットブースタの比較を行い、LACE のメリットである液体酸素消費量の減少と、デメリットであるインテーク、熱交換器の追加による重量増加のトレードオフスタディを行う。また、添加する酸素の量、インテークや熱交換器のサイズを変えた解析を行い、総重量、ドライ重量が小さくなる機体構成を求める。

LACE 性能は東北大学流体科学研究所の尾池，新山らの検討によるものを用い，動作範囲は高度 30 km 以下，マッハ数 5 以下，動圧 0.1 MPa 以下とした。打ち上げ時にはブースタのエンジンをロケットモードで動作させ，LACE モードの推力が十分に大きくなった時点で LACE モードに切り替える。LACE の動作限界となる高度 30 km，マッハ数 5 で分離を行う。

解結析果として，図 2 に LACE ブースタとロケットブースタの重量構成を，図 3 にブースタの機体側面形状を示す。ブースタに LACE を使用することで液体酸素の消費量が削減され，ブースタの総重量は最大で 11 % 減少した。しかし，インテークや熱交換器による重量が増加したため，ドライ重量は逆に 23 % 増加し，LACE を適用することによる明確な利点を見出すことはできなかった。また，酸素の添加量が多い方がドライ重量，総重量ともに小さくなった。これは平均推力が大きくなり，分離までの時間が短く，液体水素の消費量が小さくなったため，胴体サイズが減少したためである。また，熱交換器，インテークとも小さい方がドライ重量の軽減に有効であった。

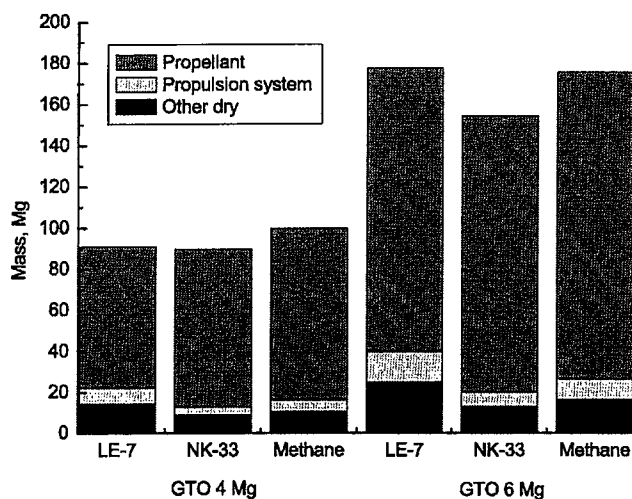


図 4 H-IIA LFBB の重量構成

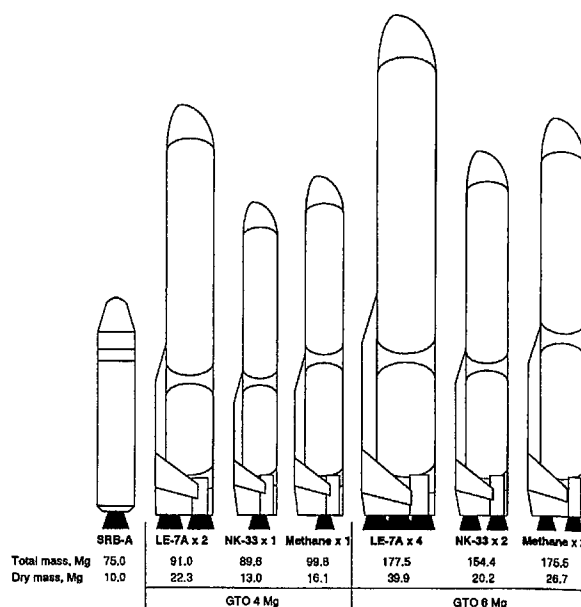


図 5 H-IIA LFBB の側面図

H-IIA ロケットに対する再使用型フライバックブースタの概念設計

ロケット TSTO に向けた開発ステップとして、現在運用中の日本の主力ロケットである H-IIA に対し、フライバックブースタ (LFBB) を適用することを検討した。LFBB は H-IIA の固体補助ロケット (SRB-A) の代替として、H-IIA のコアステージに 2 機結合される。LFBB の推進剤には、液体酸素・液体水素、液体酸素・ケロシン、液体酸素・メタンの 3 種類を検討し、H-IIA LFBB に対する各推進剤の適合性を調査する。LFBB の検討では、早期実現に重きを置き液体水素エンジン、ケロシンエンジンに関しては、現存のエンジンである LE-7A、NK-33 エンジンを用いる。メタンエンジンには既存のブースタ用エンジンがないため、欧州で検討されたメタンエンジンの推力を補正して用いる。

検討するミッションは静止遷移軌道投入ミッションとし、SRB-A を 2 本用いる H-IIA 202 に対応するペイロード重量が 4 Mg のケースと、SRB-A を 4 本用いる H-IIA 204 に対応する 6 Mg の場合の検討を行う。現行の種子島宇宙センターには LFBB が着陸するための滑走路を確保できないため、打ち上げ場はクリスマス島に設定する。

解結析果として、図 4 に各ケースの LFBB の重量構成を、図 5 に各ケースの LFBB 機体側面形状を示す。ケロシンエンジンである NK-33 を用いた LFBB が、GTO 4 Mg、GTO 6 Mg 双方のミッションで総重量、ドライ重量とも最小となった。GTO 4 Mg のケースでは、NK-33 LFBB を適用した H-IIA は、総重量で H-IIA 202 に対し 11 % の重量増加、GTO 6 Mg のケースでは H-IIA 204 に対しわずか 3 % の重量増加となっており、ブースタの再使用化は総重量には大きな影響を与えず、打ち上げコストの低減にも期待が持てることが分かった。液体酸素・液体水素エンジンである LE-7A を用いた LFBB は、機体サイズが NK-33 LFBB と比較して大幅に増加し、ドライ重量も大幅増加となった。推進剤密度の低い液体酸素・液体水素はブースタには向いていない。メタン LFBB は、LE-7A LFBB との比較ではドライ重量を削減できており、高密度推進剤としての効果があることが分かったものの、ケロシンの NK-33 LFBB に対しては総重量、ドライ重量ともに上回り、メタンのケロシンに対するアドバンテージはなかった。

論文審査結果の要旨

完全再使用型の宇宙輸送機は、信頼性の向上やコストの低減が可能であり、我が国でも将来宇宙輸送システムとして検討が開始されている。宇宙航空研究開発機構が描く現在のプランは、空気吸い込み式エンジンを用いた２段式の完全再使用型宇宙輸送機であるが、その実現には空気吸い込み式エンジンの実用化など、数多くの技術的ハードルが予見されている。一方、我が国は LE-7A に代表される世界最高レベルのロケット技術を保有していることから、ロケットエンジンを用いた２段式再使用型宇宙輸送機が現実的なプランと考えられるが、詳細な概念設計はこれまでに行われていない。本論文は、最適な推進剤や空気液化サイクルエンジンの検討を交えながら、ロケットエンジンを用いた２段式完全再使用型宇宙輸送機の実現可能性の概念設計を論じるもので、全編５章からなる。

第１章は緒論である。

第２章では、ロケットエンジンを用いた２段式完全再使用型宇宙輸送機の実現可能性の概念設計手法の構築を行い、ブースター段の理想増速度配分の最適化より離陸総重量最小の解を見出している。また、液体水素、ケロシンおよびメタンの比較から、ロケットエンジンを用いた再使用型宇宙輸送機に最適な推進剤の検討を行っている。概念設計で得られた宇宙輸送機は、995Mg の離陸総重量に対してペイロード比 1%を達成している。また、ケロシンを推進剤に用いると大幅なドライ重量削減が可能であることを明らかにしている。これらは、ロケットエンジンを用いた２段式完全再使用型宇宙輸送機の実現可能性を示すとともに、将来宇宙輸送システムのシナリオ策定に重要な知見を与えている。

第３章では、前章で得た２段式完全再使用型宇宙輸送機のブースター段に空気液化サイクルエンジンを搭載することによって得られる酸化剤重量やタンク重量の削減と、空気液化装置搭載によるドライ重量増加のトレードオフを、詳細な飛行経路解析に基づいて検討している。解析結果より、空気液化サイクルエンジンを用いると、ブースター離陸総重量は 18%削減されるがドライ重量が 23%増加することから、２段式再使用型宇宙輸送機への適用では軽量の液化装置の実現が極めて重要であることが示されている。これは、空気液化サイクルエンジンの実用化に重要な知見を与えている。

第４章では、H-IIA ロケットの固体ロケットブースターを代替する液体ロケットフライバックブースターの概念設計と、その最適な推進剤の検討を行っている。静止軌道にペイロードを投入するミッションでは、液体ロケットフライバックブースターによる離陸総重量の増加は僅かであることや、液体水素の代わりにケロシンを推進剤に用いると、離陸総重量とドライ重量の両者が削減できることを見出している。これらは、液体ロケットフライバックブースターの実現に重要な知見を与えるとともに、液体ロケットフライバックブースターの開発が、ロケットエンジンを用いた２段式完全再使用型宇宙輸送機実現に最適な技術ステップであることを示唆するもので、重要な成果である。

第５章は結論である。

以上要するに本論文は、ロケットエンジンを用いた２段式完全再使用型宇宙輸送機の実現可能性の概念設計手法を構築して、その実現可能性を明らかにするとともに、最適な推進剤の選択や H-IIA への液体ロケットフライバックブースター適用可能性を詳細な飛行経路解析に基づいて検討したものであり、航空宇宙工学と機械工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。