ATREX エンジンを搭載した 2 段式スペースプレーンの 概念設計に対する最適化手法の適用^{*1}

Conceptual Design Optimization of TSTO Spaceplane by ATREX Engine

土 屋 武 司^{*2}・森 隆 茂^{*3}
Takeshi TSUCHIYA and Takashige MORI

Key Words: Spaceplane, Design, Guidance and Control, Optimization Technique

Abstract: Recently, two-stage-to-orbit (TSTO) spaceplane is regarded as one of candidates for fully reusable space transportation system. It consists of a hypersonic booster propelled by airbreathing engines and an orbiter by rocket engines. In many concepts of the airbreathing engines, ATREX engine has been developed in ISAS. The aim of this paper is to apply an optimization method to conceptual designs of TSTO spaceplane with the ATREX engines and to obtain necessary vehicle size and its optimal flight trajectory. First, analysis methods are integrated to define optimization problems. Then, the optimal solutions show that it is necessary to reduce each component weight in order to achieve the practicable vehicles. Especially, the boosters need the huge ATREX engines, which requires improving ATREX engine performance. In addition, it is demonstrated that, by using optimal control technique, the booster can fly back to a launch site by little propellant consumption.

1. 序 論

現在、日米欧を中心に新しい宇宙輸送システムの研究開発が盛んに行われている。それは、従来の使い捨てロケットに代わり、低コスト、高信頼性を実現する再使用型宇宙輸送システムであり、宇宙開発、利用の促進に欠かすことができない要素の 1 つと誰もが認めている。1999 年 4 月、科学技術庁において「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会」が研究開発局長の諮問検討会として開催され、2000 年 10 月に報告書¹⁾がまとめられた。その報告書によると、単段式スペースプレーン (SSTO, Single-Stage-To-Orbit) は宇宙輸送システムの理想形態であるが、早期実現は困難であるため、第 1 段 (以後「ブースタ機」と呼ぶ) をエアブリージングエンジン推進の高速航空機、第 2 段 (以後「オービタ機」と呼ぶ) をロケットエンジン推進の有翼宇宙往還機とした 2 段式スペースプレーン (TSTO, Two-Stage-To-Orbit) の実現を目標に挙げた。ブースタ機に使われるエアブリージングエンジンの候補の 1 つとして挙げられているのが、宇宙科学研究所 (ISAS) において研究開発が進められているエキスパンダーサイクルのエアターボラムジェットエンジン (ATREX)²⁾ である。ATREX エンジンの開発を行っているグループからも ATREX エンジンをういた TSTO 機のコンセプトが提案されている³⁾。他方、米国で

もスペースシャトルに代わる次世代の宇宙輸送システムを開発する Space Launch Initiative (SLI)⁴⁾ プログラムが進行中であり、欧州では Future Launchers Technologies Programme (FLTP)⁵⁾ が進められている。

これら将来型宇宙輸送システムの概念検討は、機体設計、空力解析、構造解析、熱解析、誘導・制御系設計などの解析技術を含む複数の専門領域の協調なくして在り得ない。特に、再使用型宇宙輸送システムは現在の技術水準の限界域において初めて成立するため、各分野に存在する解析技術を十分に活用し、最適システム設計技術を適用することが必要不可欠である。この複数の専門領域を含む解析を複合領域解析 (multidisciplinary analysis, MDA) と呼ぶ。さらに、MDA に最適化手法を適用し、最も優れたシステムを求めることを複合領域最適化 (multidisciplinary optimization, MDO) と呼ぶ。近年のコンピュータの発達とともに、MDO は多くの実践的な手法が提案され⁶⁾、航空機のコンポーネントの設計から宇宙輸送機の概念設計にまで広く応用されるようになってきた⁷⁾。一方、著者らもこれまで SSTO スペースプレーンの機体サイズと飛行経路の統合的最適化に関する研究を行ってきた^{8, 9)}。

本論文はこれらを踏まえ、ATREX エンジンを搭載した 2 段式スペースプレーンの概念設計に最適化手法を適用する。前述の懇談会で提案されている形態の 2 段式スペースプレーンについて、最低限必要な機体規模とその最適飛行経路を求める。

^{*1} © 2003 日本航空宇宙学会

平成 14 年 7 月 23 日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

^{*3} 航空宇宙技術研究所宇宙輸送システムプロジェクトセンター

第1図 機体形状

第1表 設計変数

項目	変数
機体形状	ブースタ機 $l_1 \sim l_4, D, C_r, C_t, b$ (第1図参照)
オービタ機	$l_1 \sim l_3, D, C_r, C_t, b$ (第1図参照)
飛行性能	ブースタ機 総重量 最大垂直荷重倍数 最大軸方向加速度 最大動圧 ATREX ファン入口径 最大 ATREX 推力
オービタ機	総重量 最大垂直荷重倍数 最大軸方向加速度 最大動圧 ロケットエンジン推力
飛行軌道	ブースタ機 離散化された制御変数 離散化された状態変数 分離時間 終端 (帰還) 時間
オービタ機	離散化された制御変数 離散化された状態変数 終端 (エンジン停止) 時間

2. 解析手法と最適化問題設定

本論文で取り上げられる 2 段式スペースプレーンの機体形状を第 1 図に示す。この図中に変数として示されている機体各部のサイズに加え、飛行性能に関する変数と飛行軌道に関する変数が本論文において決定される設計変数 (第 1 表) である。本論文の特徴の 1 つとして、最適な上昇・帰還軌道を機体形状、飛行性能と同時に求めることが挙げられる。そこで、設計変数の中には、後に示す通り、離散化された飛行軌道の制御量と状態量も含まれている。

第 2 図にはそれら設計変数を入力として進められる解析プロセスが示されている。軌道に輸送可能な上昇用ペイロード重量と体積、及び軌道から地上に輸送可能な帰還用ペイロード重量と体積を指定し、設計変数に適当な数値が代入されれば、第 2 図の流れに従って連続的に分野ごとに解析が行われる。なお、ここで言うある分野における解析とは、

第2図 解析プロセス

その上流にある分野の解析の出力と設計変数を入力として、下流に続く分野の解析に入力される変数値を計算することに加え、設計変数が満たさなければならない等式または不等式の制約条件の制約関数値 (第 2 図の C_E, C_I) を求めることである。本研究では複数の専門分野の解析手法を結合し、すべての解析が人手を介さずに連続的に行われるようにした。

すべての制約条件を満たす設計変数値を求めることがシステム設計の大前提である。しかしながら、そのような設計変数値が制約条件のみではユニークに定まらない場合、その中からある評価基準に沿って最も優れた値を選ぶことが望ましい。そこで、最小化 (あるいは最大化する) 目的関数を設定し、最適化問題を定義する。

以下、各解析手法と目的関数、最適化手法を順次説明していく。

2.1 機体モデル定義 第 1 図に示すように、ブースタ機は極超音速機を想定し、オービタ機は再突入を考慮したスペースシャトルのオービタと HOPE-X に類似した機体外観を想定した。オービタ機のノーズ先端は半径 0.5 m の曲面になっている。胴体内には LH2 と LOX のノン・インテグラルタンクが収められる。各タンクは円柱と半球から構成される。また、オービタ機の 2 つのタンク間に指定された容積の立方形状のペイロードベイが存在する。ブースタ機の主翼断面形は NACA0005、オービタ機の断面形は NACA0010 とした。また、ブースタ機の 6 基の ATREX エンジンは主翼に懸架される一方、オービタ機には 1 基のロケットエンジンが胴体後部に収められている。横の安定性を得るために、オービタ機には垂直尾翼が、ブースタ機にはチップフィンが存在する。ブースタ機において、垂直尾翼の代わりにチップフィンを配置したのは、結合形態のとき、機体上面にある尾翼では、オービタ機の影響で尾翼の効きが小さいと思われたためである。機体各部の寸法は、第 1 図、第 1 表で示されるように設計変数で与えられるが、垂直尾翼とチップフィンのサイズは HOPE-X と等しい尾翼容積比になるように決定する。加えて、オービタ機にはボディフラップが存在するが、その大きさも HOPE-X の

ボディフラップの容積比から決める．

「機体モデル定義」部では，設計変数に含まれる機体形状に関する変数の値から，後の計算結果で示されるような機体表面パネル（メッシュ）を自動作成する．パネルの座標と，パネルが翼あるいは胴体のどちらに属するのかという情報は，第 2 図で示したように「空力解析」部に送られる．加えて，設計変数に含まれていない機体要素のサイズが計算されて「重量解析」部に送られる．

「機体モデル定義」部には幾つかの制約条件が存在する．機体形状に関する設計変数値が矛盾なく機体を形作るように不等式制約条件が定義される．また，ブースタ機の胴体が，後の重量解析の適用範囲を超えて細長くなることを抑えるために，細長比を 20 以下に制約する．同様に，飛行性能に関する設計変数にも重量解析の適用範囲に収まるように不等式制約条件を定義する．具体的には，設計変数内の最大垂直荷重倍数の取り得る値を 2.5～4 G，最大動圧の値を 15～50 kPa とする．さらに，「軌道解析」部からブースタ機，オービタ機それぞれが必要とする推進剤量が得られ，そこからタンクのサイズが求められる．胴体にこれらタンクとペイロードベイが収まることも制約条件の 1 つである．

2.2 空力解析 2 段式スペースプレーンの空力特性を知るためには，ブースタ機，オービタ機，及び結合機体に対し，亜音速から極超音速までの広い範囲の空力解析が必要である．「空力解析」部では，「機体モデル定義」部から各機体の表面パネルが与えられたとき，亜音速から極超音速までの代表的なマッハ数と迎角に対する揚力係数，抗力係数の数表を各機体について作成する．「軌道解析」部から軌道解析に必要なマッハ数と迎角が与えられたとき，それらは内挿され，各空力係数を「軌道解析」部へ送る．

また，亜音速，極超音速の状況下で，モーメント係数から縦の静安定性を評価し，機体重心の後方限界位置を求める．なお，本来ならマヌーバ特性から決まる重心の前方限界位置は，後方限界位置から機体長の 10% 前方の位置と仮定する．求められた重心位置範囲は「重量解析」部に送られる．

本研究では簡易的な空力解析法が用いられる．2 つの機体単体に対する亜音速の空力解析にはパネル法¹⁰⁾を，また超音速から極超音速に対しては Prandtl Meyer 膨張流理論と Tangent Cone/Wedge 法を適用する．これらの解析には既述の「機体モデル定義」部で作成された表面パネルを用いる．しかしながら，これら解析法では有害抗力を求めることはできない．特に，オービタ機は底面抵抗が有害抗力の大きな割合を占める．そこで，底面抵抗は底面積とマッハ数から文献 11) に従って推算することにする．また，摩擦抵抗は，上述の解析法から得られる機体表面の流速から各パネル上のレイノルズ数を求め，そこから得られる摩擦抵抗を総和して求める．さらに，遷音速域の空力は，文献 11) に従って，亜音速及び超音速の解析結果から推算する．

一方，ブースタ機とオービタ機の結合機体に対して，本論文の簡易空力解析法は適用できない．そこで，結合機体の揚力はブースタ機単体の揚力に等しく，抗力はブースタ機

第 3 図 ATREX エンジン（ファン入口径 1 m）の推力

第 4 図 ATREX エンジンの比推力

の抗力とオービタ機の有害抗力の和に等しいと仮定し，2 機体の空力干渉を考慮しない．また，ブースタ機と ATREX エンジンの干渉抗力も無視している．

本論文における空力解析法は最新の CFD 法に比べれば簡易的な手法である．しかし，本論文で実行される最適化法では解を得るために多数回の解析計算が行われるため，計算時間が短いという点でこれら簡易空力解析法は有益である．実際，文献 12) などで見られるように，次世代の宇宙輸送機の候補機体に対する空力的な予備解析にこれら簡易手法は広く使用されている．

2.3 エンジン解析 ブースタ機の ATREX エンジンの性能諸元値は宇宙科学研究所より提供された．単位ファン入口径あたりの推力と比推力の値が高度，マッハ数（最大作動マッハ数である 6 まで）に対する数表として与えられている（第 3，4 図）．エンジン 1 基あたりの推力は設計変数の 1 つであるファン入口径の 2 乗に比例すると仮定している．なお，エンジンは翼下部に取り付けられているが，インテークに流れ込む空気に対する機体予圧縮は考慮していない．

一方，オービタ機のロケットエンジンの推力は設計変数の 1 つであり，比推力は高度によらず 450 sec の一定値とする．「エンジン解析」部では「軌道解析」部よりマッハ数と高度が与えられたとき，推力と比推力を計算する．

2.4 重量解析 本研究では，機体重量の算出に統計的推算法である HASA¹³⁾を一部修正して使用する．設計変数である機体形状と飛行性能，「機体モデル定義」部から

与えられる構成要素サイズ、及び「軌道解析」部から得られる推進剤量より、ブースタ機とオービタ機を構成するコンポーネントの重量と総重量を求める。本解析法では、コンポーネント重量を計算するために、それらの和である総重量が必要となる。そこで、設計変数に含まれる 2 機体の総重量を入力として重量解析を行い、総重量を得る。設計変数に含まれる総重量と得られた総重量が等しいという制約条件を置く。

次の点で HASA の推算法に修正を加えた。

- ・オービタ機の降着装置は着陸のみにしか使用されない。一般に、宇宙往還機は総重量に占める推進剤重量の割合が大きいため、離陸重量と着陸重量の差が大きい。よって、降着装置重量の算定基準に総重量を適用すると過大に見積もる。そこで、帰還用のペイロード重量を含めた最大着陸重量をオービタ機の降着装置重量の算定基準とする。
- ・RCS/OME システムとその推進剤をオービタ機に加える。
- ・熱防護系 (TPS) 重量をより正確に推算する。オービタ機のノーズ先端及び翼前縁に C/C 材 (面密度 40 kg/m^2)、その他の部位に面密度 4 kg/m^2 の耐熱防護材 (厚さ 30 mm 相当のセラミックタイル) を配すると仮定する。また、ブースタ機の全表面にも面密度 4 kg/m^2 の耐熱防護材を貼ると仮定する。
- ・推進剤タンクはアルミ合金製とし、その形状は円筒と半球からなる。その上で、アレジ圧力に機軸方向最大加速度から求まるヘッド圧力を加えたタンク作動圧力に対し、膜理論を適用してタンク板厚を計算し、タンク重量を求める。
- ・ATREX エンジンの重量は文献 3) より、ロケットエンジンの重量は文献 14) より計算式を引用する。

重量の構成要素を機体内に配置することで機体の重心位置を推算できる。アポートも含めて起こり得る飛行状況を考慮して、推進剤満載時または空虚時の重心位置が、亜音速または極超音速時における重心位置制限内にあるという制約条件が定義される。また、結合機体からオービタ機を分離したとき、ブースタ機の重心位置が変化しないという条件も置く。本論文では、ブースタ機とオービタ機の結合位置は重心位置のみから決まることになる。

2.5 軌道解析 「軌道解析」部において 3 自由度軌道解析を行う。制御変数は迎角とバンク角の 2 個、状態変数は高度、経度、緯度、対地速度、経路角、方位角、質量の 7 個である¹⁵⁾。本来、軌道解析とは、時間の関数として制御変数を与え、状態変数を運動方程式の数値積分により求め、飛行中の各種制約条件の満足度を調べることである。本論文の特徴の 1 つは、軌道も他の設計変数と同様に求めることにすると述べた。しかしながら、時間とは無関係な他の静的な設計変数と異なり、軌道解析では時間の関数である動的変数を扱わなければならない。そこで、これら変数を離散化して、他の設計変数と同じ静的変数に変換し、設計変数に加える。同様に、微分方程式で表される運動方程式を差分方程式に、また状態変数と制御変数の関数

で表される制約条件も離散化する。離散化の方法は論文 16) に示された BDH 法を用いる。

この BDH 法による離散化法は後述する最適化法において、優れた解の収束性を示す。しかし、この方法に従うと、すべての状態量と制御量を離散化することになる。本論文では離散化によって生じる設計変数の数は膨大になり、解析と最適化計算に大きな負荷となる。そこで、状態変数を位置と横方向の運動に関する状態変数 (経度、緯度、方位角) 3 個と、その他の状態変数 (高度、対地速度、経路角、質量) 4 個に分ける。運動方程式の構造から見て、後者の 4 個の状態変数は相互に依存が強く、加えて、前者の状態量の変化に対する後者の状態量への影響は小さい。そこで、7 個の状態変数のうち、離散化するのは後者の 4 個にとどめ、前者の 3 個の状態量に関しては、その値が必要になったとき、これらの運動方程式を数値積分することによって求めることにする。

本研究では、キリバス共和国クリスマス島を打ち上げ基地として機体は飛行を開始する。離陸後、結合機体は真東に向かって加速上昇を行い、最適化される分離条件に達した時点でオービタ機を分離する。オービタ機は再び真東に向かって加速上昇を行い、高度 200 km の円軌道 (LEO) に投入される。一方、ブースタ機は打ち上げ基地に帰還する。オービタ機も後に再突入を行い、打ち上げ基地に帰還する。本研究では飛行を 4 つのフェーズに分ける。以下、フェーズごとに説明する。

(1) 結合機体加速上昇フェーズ

ブースタ機とオービタ機の結合機体が、打ち上げ基地より離陸し、両機体が分離するまでの飛行である。推力は最大推力状態にあるブースタ機の ATREX エンジンにより、オービタ機のロケットエンジンは停止している。結合機体は真東に向かって離陸し、バンクなしで加速上昇をする。離陸速度は 100 m/sec 以下に制約し、飛行中の拘束条件として、迎角、マッハ数、動圧、推力、垂直荷重倍数、機軸方向加速度に関する制限が存在する。これらのうち、迎角は 20 deg 以下、マッハ数は ATREX エンジンの動作範囲である 6 以下に抑えられる以外は、ブースタ機の設計変数である最大動圧、最大推力、最大垂直荷重倍数、機軸方向最大加速度の値によって拘束される。また、既述の通り、揚力と抗力は「空力解析」部から、推力と比推力は「エンジン解析」部から逐次得られる。

(2) オービタ機加速上昇フェーズ

結合機体から分離されたオービタ機が LEO まで上昇、加速するフェーズである。オービタ機はロケットエンジンによって、高度 120 km 以上、遠地点高度が 200 km の楕円軌道まで上昇する。そこで、エンジンを一旦停止し、遠地点に達したところで再着火して、高度 200 km の円軌道に入る。ただし、実際の軌道計算はエンジンを一時停止するまでを行い、円軌道に投入するための増速はインパルス噴射を仮定して必要推進剤重量を計算する。

本フェーズ開始点において、迎角は前フェーズの結合機体の迎角と不連続になることを許す。また、バンク角は本

フェーズでも 0 を維持しつづける．飛行中の拘束条件には，結合機体加速上昇フェーズと同様に，迎角，動圧，垂直荷重倍数，機軸方向加速度に関する制限が存在する．これらの値は，迎角を除いて，設計変数に含まれるオービタ機の飛行性能に関する値に制約される．機軸方向加速度は機体重量の減少と共に増加していく．ロケットエンジンの推力は「エンジン解析」部から得られるが，機軸方向加速度がオービタ機的设计変数の 1 つである最大機軸方向加速度に達した後，その加速度を維持するために推力を 40% まで徐々に絞ることにする．

(3) ブースタ機フライバックフェーズ

オービタ機を分離したブースタ機は，ATREX エンジンの推力を 10% に絞り，旋回して，打ち上げ基地であるクリスマス島に帰還する．文献 17) 等では，推進剤消費量を最小にする軌道最適化問題に対して，推力をパン・パン制御することが最適であると報告されている．一方，ATREX エンジンはその構造上，飛行中に完全に停止することはできないとされている²⁾．ゆえに，本論文では，ブースタ機はエンジン推力を極小の 10% まで絞り，滑空飛行に近い状態で打ち上げ基地まで減速しつつ戻る．エンジン推力をほとんど使用しなくても，結合機体の加速上昇飛行により生じたダウンレンジを十分に戻れることが後に示される．

本フェーズ開始時の迎角は前フェーズの結合機体の迎角と連続でなければならない．飛行中には，結合機体加速上昇フェーズと同様に，迎角，マッハ数，動圧，推力，垂直荷重倍数，機軸方向加速度に関する制限が存在する．本フェーズの終端時間で，緯度と経度が打ち上げ基地と一致し，高度は 0 km 以上という制約条件を置く．終端高度をあえて自由にしたのは，帰還時に ATREX エンジンをほとんど使用しなくても，十分なエネルギーを余して打ち上げ基地まで戻れることを示すためである．

(4) オービタ機再突入・帰還フェーズ

軌道上でのミッションを終了し，帰還用のペイロードを積載したオービタ機が再突入，着陸するまでの飛行である．本論文では，実際に運動方程式を計算してオービタ機の帰還軌道を求めることはしない．大気圏再突入は，スペースシャトル・オービタで採用されている Analytic Drag Control Guidance Law¹⁸⁾ を適用した場合，平衡滑空制限，加熱率制限，垂直荷重倍数制限，動圧制限の制約条件内を飛行できることを要求する．加熱率制限はノーズ先端と翼端前縁の最大加熱率が 400 kW/m^2 以下であることとし，最大垂直荷重倍数，最大動圧はオービタ機的设计変数より与えられる．また，オービタ機の亜音速での揚抗比は HOPE-X 相当の 5 以上となる制約条件を置き，さらに着陸進入時に最大垂直荷重倍数で引き起こしができることを制約条件に加える．

2.6 目的関数と最適化問題 以上説明してきた設計変数と各解析における制約条件に加え，ブースタ機とペイロード重量を含むオービタ機を合わせた結合機体の総重量を最小化する目的関数として定義する．これは，小さい規模の機体ほど実現性が高いこと，ミッションを実現可能な最小

第 5 図 ペイロード重量に対する重量構成

第 6 図 2 段式スペースプレーンの最適機体形状

規模の機体を求めることを考慮したためである．なお，上昇用と帰還用のペイロード重量と体積は $0 \text{ Mg}, 0 \text{ m}^3$ から $4 \text{ Mg}, 40 \text{ m}^3$ まで， $1 \text{ Mg}, 10 \text{ m}^3$ 間隔で変化させ，各々の最適解を求めることにする．

最適化手法として，逐次 2 次計画法 (SQP 法)¹⁹⁾ を適用する．軌道解析において述べたように，軌道の離散化法に BDH 法を用いることにより，SQP 法にあるヘッセ行列の計算は文献 16) に従う．

3. 最適化計算結果及び考察

3.1 最適機体サイズと諸元 第 5 図は各ペイロードに対する総重量の変化を示している．幾つかのペイロードに対する機体の詳細な性能諸元と重量構成が第 2 表と第 3 表に，またそれらの機体形状が第 6 図に描かれている．

たとえペイロードが存在しなくても，ブースタ機とオービタ機を合わせた総重量は 223.54 Mg になり，ペイロード

第 2 表 2 段式スペースプレーンの性能諸元の最適値

	ペイロード 0 Mg, 0 m ³		ペイロード 2 Mg, 20 m ³		ペイロード 4 Mg, 40 m ³	
	ブースタ	オービタ	ブースタ	オービタ	ブースタ	オービタ
胴体長 [m]	84.36	24.35	99.41	31.73	105.98	34.87
胴体幅 [m]	4.22	4.28	4.97	5.08	5.30	5.58
胴体細長比	20.00	5.68	20.00	6.24	20.00	6.25
主翼面積 [m ²]	322.2	113.4	484.4	197.0	577.1	250.0
主翼アスペクト比	0.41	1.16	0.48	1.17	0.52	1.21
主翼前縁後退角 [deg]	77.16	50.34	75.16	52.00	73.71	51.61
主翼テーパー比	0.056	0.178	0.054	0.143	0.054	0.134
翼面荷重 [kN/m ²]	6.804	6.336	8.042	6.462	9.226	6.660
総重量 [Mg]	150.28	73.26	267.43	129.79	373.10	169.81
最大垂直荷重倍数 [G]	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50
最大軸方向加速度 [G]	0.58	2.26	0.57	2.29	0.57	2.29
最大動圧 [kPa]	50.0	15.0	50.0	15.0	50.0	15.0
最大エンジン推力 [MN]	1.36	0.88	2.27	1.57	3.23	2.06
最大推力/総重量比	0.62	1.22	0.58	1.23	0.61	1.24

第 3 表 最適 2 段式スペースプレーンの重量構成 (単位は Mg)

	ペイロード 0 Mg, 0 m ³		ペイロード 2 Mg, 20 m ³		ペイロード 4 Mg, 40 m ³	
	ブースタ	オービタ	ブースタ	オービタ	ブースタ	オービタ
胴体	12.87	3.24	18.73	5.20	22.24	6.30
主翼	12.50	0.88	22.04	1.72	29.99	2.31
尾翼, チップフィン	1.03	0.42	2.05	0.83	3.06	1.12
熱防護システム	6.44	2.30	9.95	3.82	12.44	4.76
降着装置	10.40	0.48	19.84	0.91	28.19	1.23
タンク	5.64	1.38	11.07	2.58	15.62	3.44
ATREX エンジン	49.15		90.85		136.41	
ロケットエンジン		1.45		2.40		3.02
その他	11.72	4.27	18.50	6.07	25.10	7.21
乾燥重量	109.75	14.42	193.03	23.53	273.05	29.39
ペイロード		0		2.00		4.00
LH2 (加速上昇用)	38.02	8.16	68.59	14.46	90.92	18.92
LH2 (帰還用)	2.51		5.81		9.13	
LOX		48.97		86.78		113.54
RCS/OME 系推進剤		1.71		3.02		3.96
総重量	150.28	73.26	267.43	129.79	373.10	169.81
結合機体総重量	223.54		397.22		542.91	

重量 1 Mg の増加につき, 70 ~ 100 Mg の大きさで総重量が増加する。したがって, 総重量増加に対するペイロード重量増加の感度は小さく, 実用規模のペイロード (例えば, H-IIA と同程度であるならば LEO に 10 Mg 以上) を輸送可能な ATREX エンジン搭載の 2 段式スペースプレーン実現のためには重量軽減が絶対条件と言える。

ブースタ機の重量構成で大きな割合を占めるのは ATREX エンジンの重量である。エンジン重量はブースタ機の総重量の 1/3, 乾燥重量の半分に及ぶ。第 6 図の機体外観を見ても, 通常の航空機のイメージと異なり, ブースタ機は大きなエンジンを必要とすることが分かる。これは本論文のエンジンモデルでは離陸時と最大推力発生時における ATREX エンジンの推重比が 2 ~ 3 しかないことによる。最大推力と結合機体総重量の比も 0.6 程度でしかない。この大きく重いエンジンが翼に懸架可能か, 翼の揚力発生への影響など, ブースタ機の形態変更を含め, 更なる考察が必要である。

ブースタ機の胴体は抗力軽減のため非常に細長く, 胴体細長比は制約条件において上限とされた 20 になる。胴体

の強度解析, 内包される LH2 タンクの実現性など, 本論文で考慮されなかったことについて今後検討しなければならない。また, ブースタ機, オービタ機ともに, 主翼のアスペクト比は小さい。加えて, ブースタ機の主翼の大きさは, 離陸速度, 最大迎角で結合機体が離陸できる最小の大きさである。一方, オービタ機は, 分離後の上昇時には空気力がほとんど存在しないため, 再突入から着陸までの飛行条件により主翼の大きさが決まる。これら主翼は飛行可能な限界の大きさであり, 翼面荷重は通常の航空機に比べ大きな値となった。

3.2 最適飛行経路 第 7 ~ 11 図はペイロード 2 Mg の機体の最適上昇飛行軌道, 及びブースタ機の帰還軌道である。異なるペイロード重量の機体においても, ペイロード重量の変化と共に機体規模も大きくなるため, 第 7 ~ 11 図と最適軌道の傾向はほとんど変わらない。結合機体は最大迎角で離陸後, ゆっくりと加速上昇していく。ATREX エンジンの性能は動圧が高いほど良いため, ブースタ機が飛行できる最大動圧は上限値である 50 kPa に最適化されてい

第 7 図 最適飛行における高度履歴

第 10 図 最適飛行における迎角履歴

第 8 図 最適飛行におけるマッハ数・高度履歴

第 11 図 最適飛行におけるバンク角履歴

第 9 図 最適飛行における地表上の飛行履歴

る．よって、ブースタ機は動圧 50 kPa に沿って飛行すると思われたが、第 8 図による通り、遷音速域では一時的に高度を上げて動圧を下げ、抗力増加を抑えながら飛行している．既述された大きな ATREX エンジン遷音速で加速可能な最小サイズであることが分かる．ATREX エンジンの動作限界であるマッハ 6 に達すると、迎角を上げ、減速しつつ上昇し、動圧を 50 kPa からオービタ機の最大動圧である 15 kPa まで下げ、オービタ機を分離する．動圧 15 kPa で実際にオービタ機を分離できるかについての検証は今後の課題である．分離時のオービタ機のロケットエンジン推力と重量の比は 1.2 ほどである．分離後、オービタ機の加速度が最大軸方向加速度制限 2.29 に達すると、ロケットエンジンの推力を絞りながら、高度 120 km まで一気に上昇する．ロケットエンジンの推力方向は機軸方向と一致する

と仮定しているため、動圧が小さい状態でのオービタ機の迎角制御は推力方向の制御に相当する．

一方、ブースタ機は分離後、ATREX エンジンの推力を 1/10 に絞ると、すぐに旋回を開始する．第 11 図による通り、機体は 130 deg 近くもの大きなバンク角をとる．よって、分離時、ブースタ機の経路角は正であったが、機体はやがて降下を始める．対地速度が打ち上げ基地の方角に向かうにつれて、徐々にバンク角と迎角は小さくなる．降下により飛行動圧が制限値 50 kPa に至るときがあり、バンク角と迎角を微妙に調整している．方位角が打ち上げ基地の方角とほぼ一致し、バンク角が小さくなると、迎角は飛行距離を最大にする値をとる．終端時間近くの迎角の上昇は終端の高度を上げるために現れてきたものである．この最適解によると、ブースタ機は打ち上げ基地に十分な余裕を持って戻ることができるため、実際の飛行ではこの迎角操作は必要ないであろう．帰還軌道の最適解の特徴は分離直後の非定常旋回にある．以上のような飛行を行うことで、第 3 表によると、帰還に必要な推進剤 LH2 の量は上昇時の推進剤量の 1/10 以下であり、推進剤をほとんど使わずに帰還が可能である．また、高度を 13 km ほど余して、打ち上げ基地に戻ってきている．実際のブースタ機の飛行では、この後、スペースシャトルのオービタが行うような Terminal Area Energy Management²⁰⁾ フェーズを経て、滑走路に着陸することになる．

4. 結 論

本論文では, ATREX エンジンをブースタ機に搭載した 2 段式スペースプレーンの概念検討に対し, 最適化手法を適用して, 必要最小規模の機体を求めた. 宇宙輸送機概念設計には複数の異なった専門分野の協調が必要である. まず, 本文中において, 個々の分野に存在する解析手法 (機体表面パネル自動作成, 簡易空力推算, 重量推算, 軌道解析など) を説明し, それらを統合したことを述べた. その上で, 総重量を最小化すべき目的関数とした最適化問題を定義し, 最適化手法を適用した.

得られた最適化によると, ブースタ機には非常に大きな ATREX エンジンが必要となり, 機体の実現性を高めるためには ATREX エンジンの性能改善が必要である. また, 現実的な機体規模を実現するためには各コンポーネントの一層の重量軽減が要求される. 一方, 本論文では飛行軌道も同時に最適化した. これにより, 最適制御を行えば, 結合機体の加速上昇飛行により生じたダウンレンジを, ブースタ機は ATREX エンジンをほとんど使用せず, 推進剤 LH2 をほとんど消費せずに戻れることが示された.

今後, 各分野の解析ツールを整備し, 複数の専門領域の一般的な解析ツールを統合最適化する複合領域最適化法に関する研究を進めることが必要である. これによって, 本論文で取り上げたシステムを含む様々な再使用型宇宙輸送システムを, 客観的に精度良く比較検討することが可能となり, 予備設計, 詳細設計に役立たせることができる.

参 考 文 献

- 1) 将来型宇宙輸送システムに関する懇談会: 「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会」報告書, 2000.
- 2) Sato, T., Tanatsugu, N. and Naruo, Y.: Development Study on ATREX Engine, *Acta Astronautica*, **47** (2000), pp. 799–808.
- 3) 宇宙科学研究所将来型宇宙輸送システムワーキンググループ: ATREX エンジンをを用いた 2 段式スペースプレーンの開発研究提案書, 1998.
- 4) NASA Marshall Space Flight Center News Release: The Space Launch Initiative: Technology to Pioneer the Space Frontier, FS-2002-04-87-MSFC, 2002.
- 5) Bonnal, C. and Caporicci, M.: Future Reusable Launch Vehicles in Europe: the FLTP (Future Launchers Technologies Programme), *Acta Astronautica*, **47** (2000), pp. 113–118.
- 6) 川面恵司, 横山正明, 長谷川浩志: 最適化理論の基礎と応用, コロナ社, 東京, 2000.
- 7) Sobieszczanski-Sobieski, J. and Haftka, R. T.: Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments, AIAA Paper 96-0711, 1996.
- 8) 土屋武司, 鈴木真二: スペースプレーンの機体設計と飛行経路の同時最適化に関する数値解法, *日本航空宇宙学会誌*, **46** (1998), pp. 346–353.
- 9) Tsuchiya, T.: An Integrated Optimization for Conceptual Designs of Spaceplane, 22nd International Congress of Aeronautical Sciences Paper Number 7.4.1, 2000.
- 10) 柳沢三憲: 境界要素法による全機形状の空力特性の計算, *日本航空宇宙学会誌*, **34** (1986), pp. 21–31.
- 11) Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, Washington, D.C., 1999.
- 12) Divan, P.: Aerodynamic Preliminary Analysis System 2. Part 2: User's Manuals, NASA-CR-165628, 1981.
- 13) Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M.: HASA—Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA CR-182226, 1988.
- 14) Koelle, D. E.: Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems with TRANSCOST 7.0, TCS—Trans Cost Systems, Ottobrunn, 2000.
- 15) Zipfel, P. H.: Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, AIAA, Reston, 2001.
- 16) 土屋武司, 鈴木真二: 数理計画法を用いた最適制御問題解法に関する研究 (その 2) ブロック対角ヘシアン法の提案, *日本航空宇宙学会誌*, **46** (1998), pp. 497–503.
- 17) 加藤寛一郎: スペースプレーン, 東京大学出版会, 東京, 1989.
- 18) Harpold, J. C. and Graves, C. A., Jr.: Shuttle Entry Guidance, *J. Astronaut. Sci.*, **27** (1979), pp. 239–268.
- 19) 茨木俊秀, 福島雅夫: FORTRAN77 最適化プログラミング, 岩波書店, 東京, 1991.
- 20) Kraemer, J. W. and Ehlers, H. L.: Shuttle Orbiter Guidance System for the Terminal Flight Phase, Proceedings of the IFAC 6th World Congress, 1975.