

論文の内容の要旨

論文題目 スペースプレーンに適用する予冷サイクルエンジンに関する研究

氏名 田口 秀之

宇宙輸送コストの大幅な低減のために、完全再使用型のスペースプレーン（宇宙航空機）の実現が期待されている。スペースプレーンを従来のロケットエンジンを使用して成立させるためには、推進薬消費量が多いため、構造質量の大幅な低減が不可欠となる。推進薬の多くは大気中における初期加速時に消費されるため、この領域で高い比推力を発揮する空気吸込式エンジン（図1）を大幅な質量増加なしに追加することができれば、スペースプレーンの実現性が高くなる。

単段式スペースプレーンを実現するためには、高比推力の空気吸込式エンジンを用いて推進薬質量を低減することが有効であるが、同時に軌道投入時にも切り離すことができないエンジンの質量を低減することが重要である。マッハ6~12程度の高速大気中においては、軽量耐熱材料と冷却構造が実現されれば、超音速燃焼を用いたスクラムジェットを適用することにより、比較的少ない質量増加で平均比推力を向上できると考えられている。一方、マッハ6までの初期加速について、ロケットエンジンを基にしたロケット系エンジンを使用すると、比推力が小さいために推進薬の消費量が多くなる傾向がある。一方、ターボジェットエンジンを基にしたターボ系エンジンを使用すると、エンジン質量が大きくなる傾向がある。

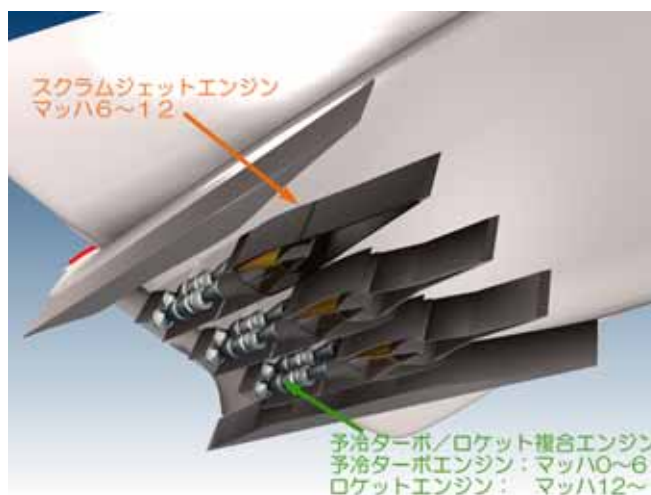


図1 空気吸込式エンジンの例
(予冷ターボジェット・スクラム・ロケット複合エンジン)

予冷サイクルエンジンは、液体水素や液体メタン等の極低温燃料の冷熱により、吸入される空気を冷却するエンジンで、これまでに、予冷ターボジェットエンジン、予冷エアターボラムジェットエンジン、空気液化式ロケットエンジン等が提案されている。これらのエンジンにおいては、予冷により吸込み空気の密度が高くなって空気流量が多くなるとともに、低温化によって圧縮仕事が小さくなるといった特徴がある。空気流量の増大は推力の増大、圧縮仕事の低下は比推力の向上につながり、無冷却のターボ系エンジンよりも加速性能が増大することが期待できる。さらに、空力加熱の厳しい高マッハ数においても、入口空気を冷却することにより、現状材料を用いた圧縮機を作動させることができる。一方、予冷熱交換器の搭載による質量増加があるため、エンジンサイクルの選定のためには、飛行に必要な推進薬の質量や機体質量も含めた検討を行う必要がある。

そこで、本研究においては、スペースプレーンに適用し得る予冷サイクルエンジンについて、主要要素の試験結果を反映した解析手法を用いることにより、現在の材料レベルで製作可能な範囲において性能と質量を定量的に評価し、設定軌道に輸送できるペイロードを最大化するためのエンジンシステムを選定する手法を確立することを目的とした。

まず、予冷サイクルを実現するための予冷方式について、熱交換器を用いる熱交換方式と燃料を圧縮機上流に噴射する予混合方式を比較し、圧縮機動力低減のためには、熱交換方式を採用する必要があることを確認した。また、予冷サイクルエンジンは当量比を高く設定して燃料過剰にすることにより、高い推力/質量比が得られることを予測した。また、マッハ6で分離する二段式スペースプレーンにおいて離陸質量を固定した場合、当量比1付近において、上段機体の質量を最大化できることを予測した。そして、液体窒素による予冷熱交換器と小型ターボジェットエンジンを組み合わせた小型モデルによる予冷ターボジェットエンジン予備試験を行い、予冷によって推力と比推力が改善されることを実証した。

次に、予冷サイクルエンジンを構成する要素の特性を取得して性能解析プログラムに反映するための要素試験を行った。超音速インテークについては、流量制御のためのバイパス機構を備えた超音速インテークモデルと小型ターボジェットエンジンを結合した試験を行った。この試験の結果として、バイパス機構によってインテーク流量とエンジン流量の差異を吸収して、インテークの作動状態を臨界点付近に維持しなければ、インテークの不始動に伴う過大な抗力が発生して、有効推力が大きく低下することが確認された。予冷熱交換器については、シェル・アンド・チューブ型熱交換器において、熱交換面積を増大させるためのフィンを装着することを想定し、質量と圧力損失の増加を抑制しつつ交換熱量を増大させた予冷熱交換器の試作と試験を行った。この試験結果を反映して、熱交換器の交換熱量と質量を解析するプログラムを作成した。圧縮機、燃焼器、タービンといったターボ機械を含むコアエンジンについては、高マッハ数における性能変化特性を取得するために、超音速ジェットエンジンの性能取得試験を行った。この試験結果を反映して、エンジン性能解析プログラムの圧縮機とタービンの要素特性を調整した。

上記の要素試験結果を反映して、エンジン性能解析プログラムの作成と調整を行った。インテーク性能については、米国標準の圧力回復率を用いるとともに、要素試験結果に基づいて、エンジン吸込み能力に合わせて空気流量を調節する機構を想定して算出した。予冷熱交換器の入口と出口の状態量は、温度効率と圧力損失を設定して算出した。圧縮機の回転数と圧力比、空気流量の関係については、圧力比5と圧力比50の基準圧縮機性能マップを作成し、設計点の近いマップを基準にして比例計算を行って求めた。燃焼器については、エンジン性能計算の時間短縮のため、空気-水素、空気-メタン、空気-ケロシンの3種類の燃焼について、断熱火炎温度解析結果を用いて混合比から燃焼温度を算出する近似式を作成した。タービン性能については、圧力比と効率を仮定した。ノズルについては、圧縮機性能マップ上で作動点が効率最高点を通過するようにスロート面積を調整する計算を行った。また、ノズル開口比については、ノズル出口面積の最大値をインテーク入口

最大面積以下として計算した。この結果としてノズル出口圧力が外気圧より高い場合は、不足膨張で排出するとして推力を算出した。比推力は推力から燃料流量を除いて求めた(図2)。

また、エンジン方式の比較検討を行うため、飛行解析プログラムと質量推算プログラムを作成した。飛行解析においては、飛行フェーズを分割して各々のフェーズにおける迎え角、推力、所要秒時を反復計算から算出し、推進薬の消費質量を最小化する簡易プログラムを作成した。インテークとノズルの質量については、断面形状と材料を設定して、パネルと梁の最適配置を解析して質量を算出するプログラムを作成した。予冷熱交換器の質量については、要素試験で確認した設計手法を用いて、チューブ、フィン等の主要部材の質量を積算して算出した。ターボジェットエンジンの質量については、既存エンジンのデータベースを基にして、圧縮機の圧力比と入口直径から質量を算出する推算式を作成した。推進薬タンクに関しては、内部圧力と材料を設定して質量を算出する推算式を作成した。タンク以外の機体の各要素の質量に関しては、米国NASAの文献による手法を用いて算出した。これらの、推進薬の消費質量、エンジン質量、および機体質量を合算して、打上質量から差し引くことで、それぞれのエンジン方式を用いた場合に、スペースプレーンが設定軌道に輸送できるペイロードを算出した。

これらのプログラムを用いて、単段式スペースプレーンに適用できる可能性のあるエンジンの各方式について、エンジン性能解析、飛行解析、および質量推算によりペイロード推算を行った。予冷サイクルエンジンのうち、広い当量

	Case 1	Case 2	Case 3	(RBCC)
飛行動圧	34 kPa	34 kPa	34 kPa	34 kPa
設計圧力比	50	50	3.3	1.0
燃焼器出口温度	2000 K	1100 K	2000 K	2000 K
当量比	約 1.8	約 5.3	約 1.8	約 0.8

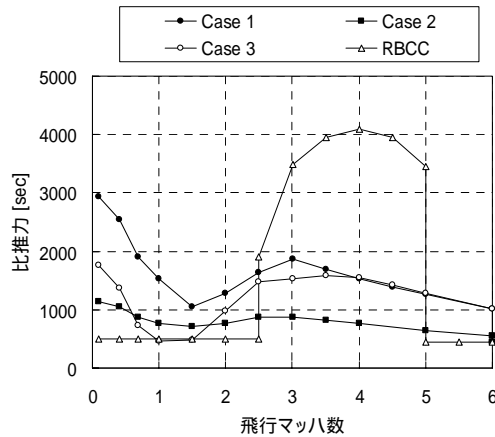


図2 予冷ターボジェットの比推力の比較

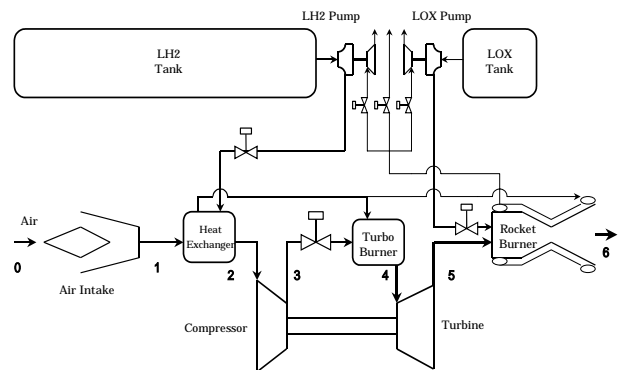


図3 予冷ターボジェット・ロケット複合エンジン系統図

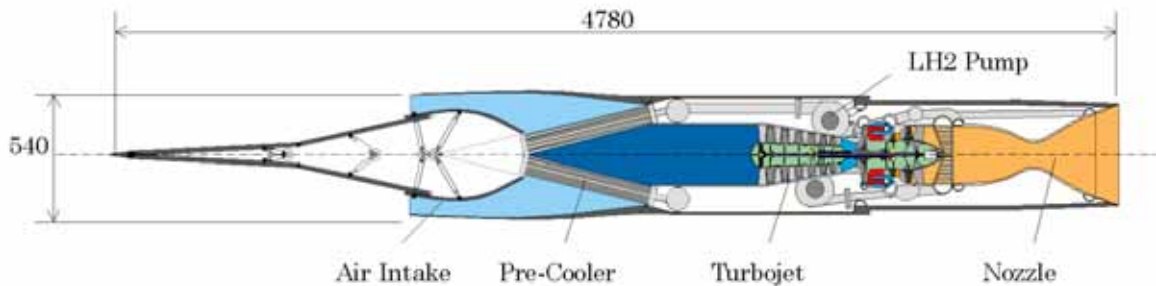


図4 予冷ターボジェット・ロケット複合エンジン断面図

比範囲でサイクルを選定することが可能な予冷ターボジェットについては、燃料過剰にすることで、タービン出口圧力をロケットエンジンと同レベルで設計することが可能で、燃料と酸化剤の供給系を制御することにより、タービン出口部分をロケットエンジンとしても作動させることが可能であることを示した(図3, 図4)。また、予冷ターボジェット・スクラム・ロケット複合エンジン(PATRES)を用いた単段式スペースプレーンのペイロードは、予冷ターボジェットの当量比が高いところで大きくなり、スクラム・ロケット複合エンジン(RES)を用いたものと同等のペイロードを打ち上げられる可能性があることが判った。これらのエンジンは、従来のロケットエンジンのみを用いた単段式スペースプレーンよりペイロードが大きいことも判った。空気液化式ロケット・スクラム複合エンジン(LACRES)を用いた単段式スペースプレーンにおいては、熱交換器に先進軽量材料を用いることを仮定しても、比推力増加による推進剤の質量低減が熱交換器の質量増加で相殺されるため、ペイロードがあまり向上しないことが判った(図5)。

二段式スペースプレーンの一段に使用できる可能性のある空気吸込式エンジンの各形式についても、エンジン性能解析、飛行解析、および質量推算によりペイロード推算を行った。その結果、分離マッハ数を6で固定した場合、ターボ系エンジンを用いた二段式スペースプレーンは、ロケット系エンジンを用いたものより、ペイロードが大きくなることが判った。ターボ系エンジンのうち、予冷ターボジェット、予冷エアターボラムジェット、ターボ・ラムジェットの3方式を用いた二段式スペースプレーンのペイロードには有意差は見出せなかった(図6)。方式の選定に際しては、インテーク・ノズルを含むエンジン各要素のより詳細な質量推算が必要である。

以上のように、本研究においては、スペースプレーンに適用する予冷サイクルエンジン合の比較検討を行う方法を確立した。また、単段式スペースプレーンの初期加速には高当量比の予冷ターボジェットエンジンが適していることと、二段式スペースプレーンの1段加速には、当量比1付近のターボ系エンジンが適していることを示した。

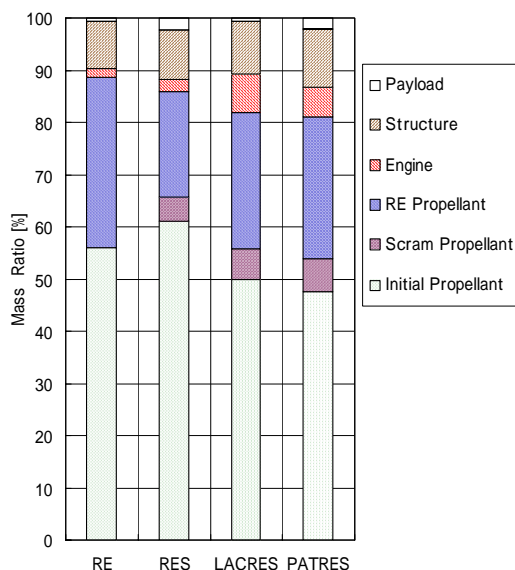


図5 単段式スペースプレーンの質量配分比較

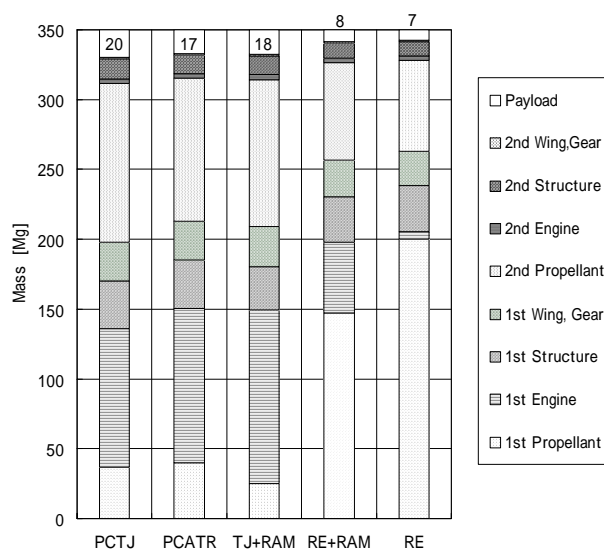


図6 二段式スペースプレーンの質量配分比較