

論文の内容の要旨

論文題目 A Framework for the Design and Optimization of Waverider-Derived Hypersonic Transport Configurations

(ウェイブライダー派生型極超音速輸送機形状の設計と最適化のためのフレームワーク)

氏名：ロビア マーカス

グローバル化が進んでいる現代世界において、高速度の移動手段が非常に重要であると考えられる。超音速輸送機を用いれば、乗客または貨物などを地球のどこへでも一日以内で移動させることが可能となる。しかし、2003年にコンコルドの運行が打ち切られた後、後継機が登場しないことからわかるように、超音速輸送機は亜音速機と比較すると、コスト、ソニックブームなど様々な問題があるため、経済的な成功は困難である。

高速度の航空機が飛行する時、ミッションの大部分は飛行高度とマッハ数がほぼ一定な巡航状態であると考えられる。巡航状態のみを考えると、式(1)に示すブレグーのレンジ方程式が得られる：

$$\ln\left(\frac{m_{fuel} + m_{structure} + m_{payload}}{m_{structure} + m_{payload}}\right) = \frac{d}{(U_{\infty})(I_{sp})(L/D)} \quad (1)$$

式(1)において、燃料重量 (m_{fuel})、構造および機体システム重量 ($m_{structure}$)、ペイロード重量 ($m_{payload}$)、飛行距離 (d)、速度 (U_{∞})、エンジン性能 (比推力 I_{sp}) を仮定し、マッハ数に対する L/D (揚抗比) をプロットしたものを図1示す。この図は、上記のように飛行の大部分が巡航状態であるクルーズミッションに対し、ミッションに要求される航続距離 (例えば東京・ニューヨークの間の 11000 km) を得るために必要な L/D を示しているとも言える。図1により、飛行マッハ数が低い方が必要な L/D が高いと分かる。図には、種々の高速航空機のデータより得られた最大 L/D とマッハ数の統計も示されている。マッハ数が増加するとともに必要 L/D も最大 L/D もともに減少しているが、マッハ数が高くなると後者が前者を上まわり、極超音速機の優位性が現れるのがわかる。しかし、空力加熱防御やエンジン技術などの問題を考慮すると、飛行マッハ数は6以下に設定するのが現実的である。

以上から、本論文では将来の高速輸送機としてマッハ数5で飛行する極超音速輸送機 (Hypersonic Transport : HST) が有望であることに着目し、その空力特性、ミッションの達成度、実現性などを調査し、HST の設計と最適化のフレームワークを開発することを目的

とした。巡航マッハ数を5に設定した利点として：1) 図1に示すように必要 L/D が超音速機の巡航マッハとして考えられる2-3に比べ低下する、2) 亜音速機や超音速機より速度が速く輸送能力に優れる、3) 炭化水素燃料を用いたラムジェットエンジンが利用可能、4) 高いマッハ数と高い飛行高度によりソニックブームが減少する可能性がある、5) 空力加熱は金属製の熱防御システムの利用が可能となるレベルに押しえられる、ことが挙げられる。本研究ではマッハ数5のHSTの空力形状としてウェイブライダーを用いることを提案する。その利点は：1) ウェイブライダー形状の採用により L/D が向上(図1参照)するため設計可能範囲が広がる、2) エンジン・ペイロード・構造等を組み合わせた総合的な設計が可能である、3) 逆設計法によって極超音速機周りの流れをエンジンに合わせて決定することが可能である、ことである。

本研究では、様々な計算モデルと設計方法を含めて、最適化設計を行う。図2に示すように、ウェイブライダー形状設計、ラムジェットエンジン解析、ミッション解析、空力特性の計算、を組み合わせたフレームワークが開発された。このフレームワークは、空力安定性解析、構造解析と組み合わせるなど、将来の拡張性にも優れている。

本論文は、第1部「研究背景と目的」、第2部「設計と最適化のためのフレームワーク」、第3部「結果とその考察」、第4部「結論」の4部で構成されている。第1部では、これまで述べてきたようにウェイブライダーを用いたマッハ5の極超音速輸送機の利点が説明され、研究の目的を明らかにしている。

第2部では、ウェイブライダーを用いた極超音速輸送機設計のためのフレームワーク構築法について述べられている。ウェイブライダーは設計状況で飛行する場合、機体前縁に衝撃波が接しており、下面と上面の流れが分かれているので従来の航空機より L/D を大きくできる可能性がある。ウェイブライダーを設計するためには、まず逆設計法で利用する流れ(Generating Flowfield: GF)を決定する必要がある。この流れから逆設計手法を用いてウェイブライダーの設計が可能となる。GFから、ウェイブライダーの形状を決定するために、まず、機体底面の下側曲線を与える。この曲線からGFの流線を上流に向かってトレースし、ウェイブライダーの下面を決定する。この流線がGFの衝撃波と交わるところが、ウェイブライダーの前縁となる。次に、この前縁部分から機体の底面まで自由流れ方向に下流に向かってトレースし、ウェイブライダーの上面が決定される。この方法の概略を図3に示す。本論文におけるウェイブライダー設計の特徴として、「接触円錐(Osculating Cone)」によるGFの利用が挙げられる。図4に示すように、接触円錐の流れは円錐流れと似ているが、対称軸はなく、各接触面上で円錐流れの解析解を適用する。それぞれの接触面において円錐流れの頂点の位置が個別に与えられ、衝撃波形状曲線(Shock Profile Curve: SPC)上の各点で異なった曲率半径を与えることができる。従って、SPCの形状を最適化する際に

中央付近に 2 次元流れをつくり出し、エンジンとの適合性を向上させることが可能である。

ウェイブライダー派生型 HST で仮定している推進システムはターボジェット（約マッハ数 0～2）とラムジェット（約マッハ数 2～5）であり、図 5 に示すようなミッション軌道で利用する。ラムジェットの燃料としては水素も考えられるが、低い温度または高圧で保存が必要なので現実的には難しい。そのため、ここではメチルシクロヘキサン（Methylcyclohexane : MCH）と言う炭化水素燃料を使うことを提案する。MCH は室内温度・圧力でも保存可能であるため、HST の翼の中に燃料タンクを配置可能である。また、MCH のもう一つの利点として、エンジンの中やノズルなど高温になっている表面の冷却として利用可能ことが挙げられる。

ラムジェットエンジンの形状を図 6 に示す。空気はウェイブライダーの下面でまず圧縮され、さらに空気取り入れ口の 2 次元のランプで圧縮されてストラットで作られているアイソレータに流入する。アイソレータの中でショックトレイン（normal shock train）が発生して、超音速流れを亜音速まで減速する。この亜音速流れが燃焼器に入り、ストラットの最後で燃料が投入され、燃焼を行う。流れは、燃焼器の中で熱的チョークにより超音速に戻り、ノズルで排気される。このラムジェットシステムは従来のエンジンと違い、断面積変化によるチョークではなく、normal shock train と熱的チョークで流れの減速・加速を行う。それにより、エンジンの構造が単純となる。

ここでは、上記のような推進システムの性能計算法を構築した。空気取り入れ口のランプでは衝撃波理論を利用し、アイソレータの入れ口の状況を得る。アイソレータと燃焼器の流れは準 1 次元解析で行い、面積変化、淀み点温度、摩擦、衝撃波、燃料投入などのモデルが入る。そして、ノズルの形状は特性曲線法を用い設計し、流れの解析も行う。これにより巡航に必要な燃料使用量を計算することができる。巡航状態以外の状況での必要な燃料使用量については、経験的・実験的の関係で推算し、前者に加えることでミッション全体に必要な燃料の計算を行う。

HST の空力性能の計算法は次の通りである。ウェイブライダーの下面の圧力分布は GF の解から得ることができる。上面は衝撃波・膨張波の解析法により計算する。表面の全体で圧力を積分して非粘性の空力特性を計算し、参照温度法による表面摩擦力を加えている。

この設計フレームワークではペイロードの形状も考慮されている。旅客機を想定し、乗客キャビンを前に、貨物室を後ろに配置したペイロード形状とした。このペイロードが収納できる条件がウェイブライダー形状設計に課せられる。ペイロード部より外側（通常の航空機では翼に相当する部分）では、必要な燃料タンク体積を保持した上で、上面の位置

を下げ傾斜をつけて、流れを膨張させることで L/D を向上させることが可能である。この点についても本フレームワークでは考慮されており、より高 L/D の機体形状設計を可能としている。

本法では HST の重量を 3 つの主な部分：燃料重量 (m_{fuel})、構造および機体システム重量 ($m_{structure}$)、ペイロード重量 ($m_{payload}$) に分け、この 3 つの和が HST の全体重量 (m_{total}) になる。重量計算に用いた方法は以下の通りである。まず、巡航時に揚力と重量が一致することから全体重量が決まる。必要な燃料重量は上記で説明したラムジェット性能計算法で算出される。一方、構造および機体システム重量は NASA で開発された HASA コードによりコンポーネントごとに詳細な計算を行い、それらを積算することで求める。ペイロードは全体重量から構造および機体システム重量と燃料重量を引く残りである。このようにして HST の重量サイジングが行われる。

以上のようにウェイブライダー派生型 HST の設計法の概略である。巡航時にはエンジンの推力 (T) と機体の抵抗 (D) が一致する必要がある、また、計算されるペイロード重量はミッション条件を満足させる必要がある。一方、機体全重量が低いとコストも減少できるので、できるだけ全体重量を小さくする必要がある。上記を考慮して、本論文では式 (2) に示す目的関数を最小にする最適設計を考える：

$$F_{obj} = -\left(\frac{T}{D}\right)^a \left(\frac{m_{payload}}{m'_{payload}}\right)^b \left(\frac{1}{m_{total}}\right) \quad (2)$$

$$\begin{aligned} &\text{if } T < D, \quad a \geq 1 && \text{if } m_{payload} < m'_{payload}, \quad b \geq 1 \\ &\text{if } T > D, \quad a \leq -1 && \text{if } m_{payload} > m'_{payload}, \quad b \leq -1 \end{aligned}$$

本フレームワークでは、上記で説明した GF の与え方、ペイロード形状、ラムジェットの設計など、合計 24 設計変数が考慮され、Nelder-Mead によるダウンヒルシンプレックス法で最適化が行われる。

本論文の第 3 部では、上記のフレームワークを用いて得られた HST の最適化設計について述べる。ここでは、図 7 に示す、2 種類のベースラインを設定し、最適化設計を行った。HST250 形状は乗客 250 人用 ($m_{payload} = 40,000 \text{ kg}$) であり、HST400 形状は乗客 400 人用 ($m_{payload} = 65,000 \text{ kg}$) である。この 2 つの形状の重量配分を表 1 に示した。HST250 の全体重量は現用の亜音速旅客機と同程度であり、HST400 においてもその値は十分現実的なものであると言える。機体各部分ごとの空気抵抗と揚力の配分を図 8 に示す。エンジンの抵抗は主にランプ (図 6) で発生していることがわかる。ウェイブライダーにおいて最も大きな揚力の発生源は下面であるが、上面の発生する揚力も無視できないことがわかる。先に説明したように本フレームワークでは傾斜上面形状が採用されており、それがウェイブライダー全機

の L/D を増加させるのに有効であることが示された。

ここで用いた空力特性推算モデルでは、計算時間短縮のためウェイブライダー上面の圧力分布に2次元の衝撃波／膨張波理論を用いているので、3次元オイラー方程式の数値解析結果との比較を行い、その妥当性を確認した。結果を図9に示す。表面上の密度分布と表面流線を見ると、2次元手法は3次元解析と比較して横流れを捕捉できていないことがわかる。しかし、圧力分布の面積積分から求められる L/D では二つの解析法の差は3%以内である。これから、本フレームワークで採用した上面に関する2次元モデルは、少ない計算量で空気を十分な精度で予測できていることが示された。

このフレームワークを利用することにより、各種パラメータの最適設計に与える影響を調べることができる。その結果、ラムジェットの高燃焼効率を向上させることの重要性が明らかになった。 $\eta_c = 1.0$ と $\eta_c = 0.8$ の2つの燃焼効率を仮定してHST形状を最適設計した場合、燃焼効率の20%減少がHSTの全体重量において26%もの増加をもたらすことになる。機体の設計において、トリム性能も重要な項目である。機体の圧力中心位置と重心位置が異なる場合、トリムをとるために、フラップ等の空力制御面を付加しなければならず、それによって抵抗が増大して L/D が減少する恐れがある。ここでは、機体の重心位置と圧力中心位置を目的関数に含めた最適化設計を行った。それによりトリム性能を向上させつつ高い L/D を発生させる機体の形状設計が可能であることが示された。極超音速機において空力加熱は重要な問題であり、熱防御システムに伴うコスト低減のためには、それを低減させることが求められる。ウェイブライダーにおいて、空力加熱を低減させるためには前縁を鈍頭とする必要があるが、それは同時に空気抵抗の増加を招き、 L/D を減少させてしまう。ここでは、3次元ナビエ・ストークス方程式の数値解析により、ウェイブライダーにおける鈍頭前縁の効果を調べている。その結果、鈍頭半径を適切に設定することにより、ウェイブライダーの高い L/D をほとんど損なうことなく、金属系の耐熱材料でも耐えられるレベルまで前縁の加熱率を減少させることが可能であることが明らかになった。

本論文で得られた結論は第4部のところで述べられている。本研究においてウェイブライダー派生型の極超音速輸送機の設計と最適化のためのフレームワークが構築された。本フレームワークは、ペイロード要求やエンジンの燃焼効率、トリム性能など多様な設計項目を考慮した実際的な機体設計に供しうる能力を有していることが示された。250人乗りと400人乗りのマッハ5の極超音速旅客機について最適設計を行った結果、現用の亜音速輸送機と比べ十分実現可能な機体全重量での設計が可能であることがわかった。これは、本研究で着目したマッハ5のウェイブライダー派生型極超音速機が、次世代の高速輸送機として有望であることを示すものであると言える。

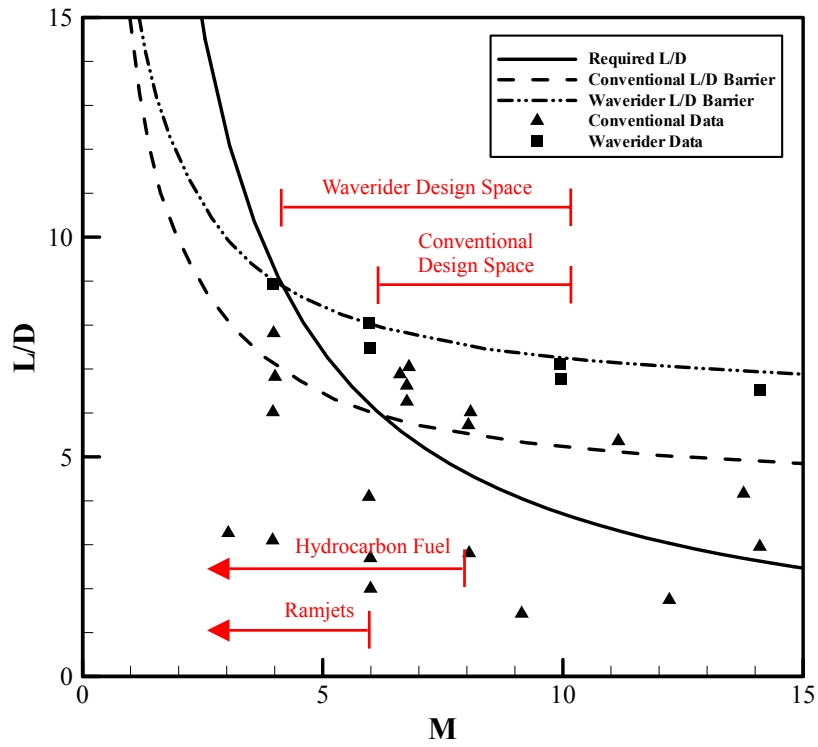


図1 マッハ数に対する L/D の変化

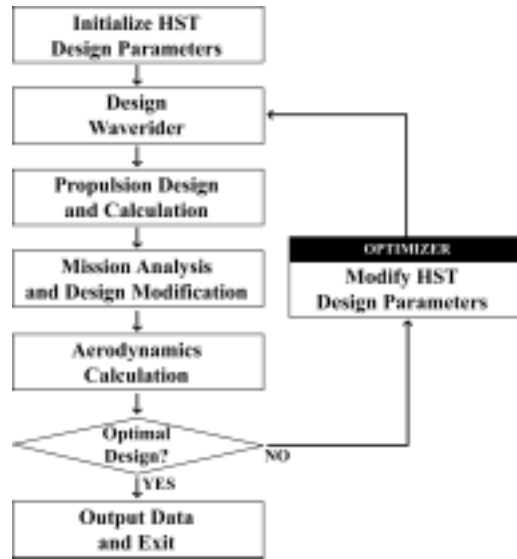


図2 本論文において開発された最適化設計フレームワーク

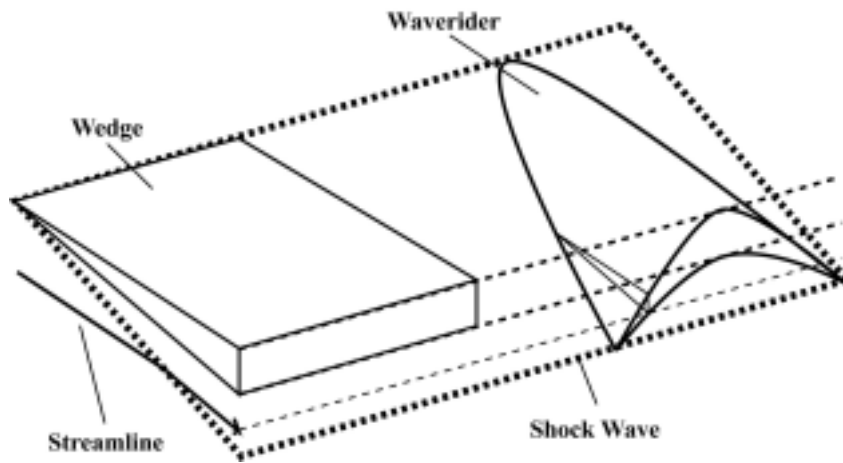


図3 ウェイブライダーの設計方法の概略図

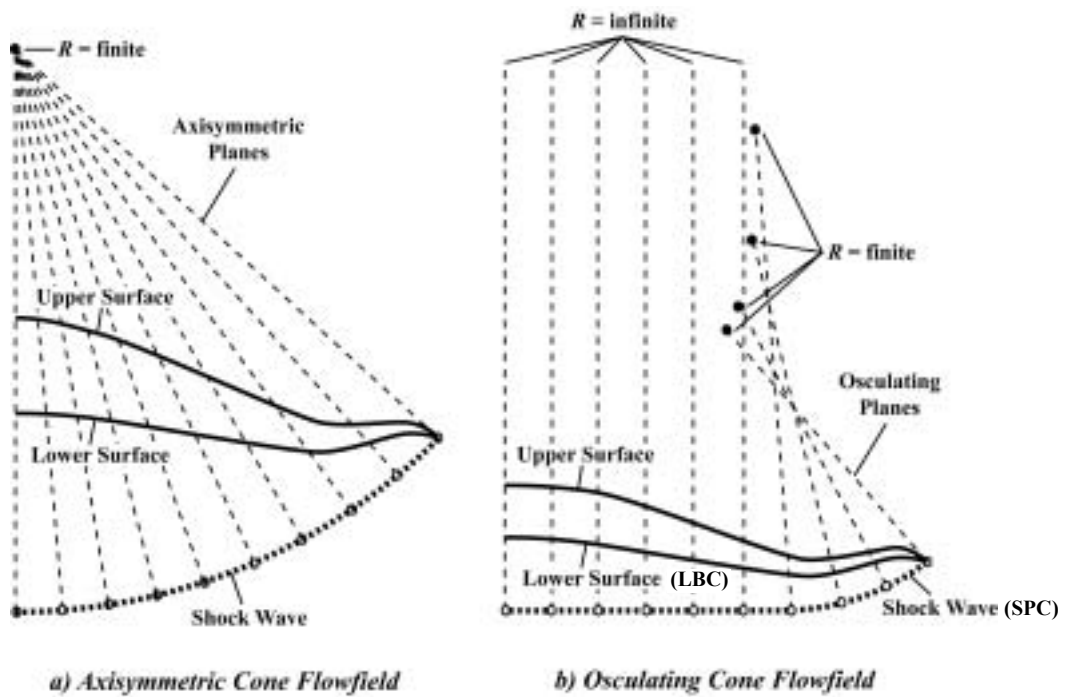


図4 a) 軸対象の円錐流れと b) 接触円錐流れの比較 (ウェイブライダーの底面から見た図、対称面の片側のみ表示。)

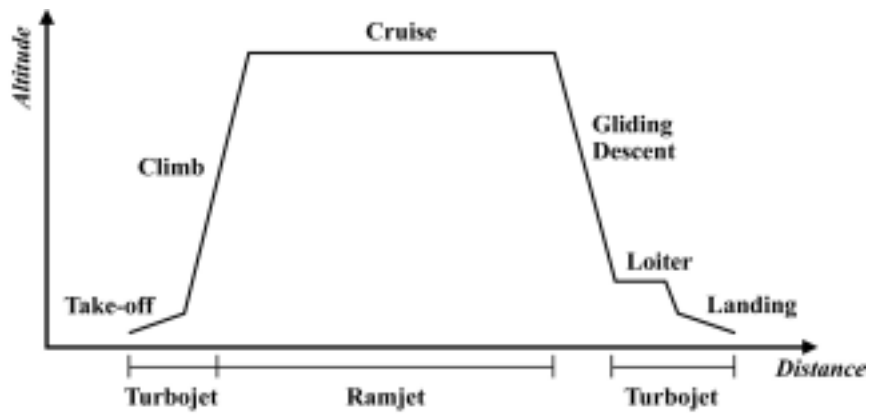


図5 ウェイブライダー派生型 HST の軌道例

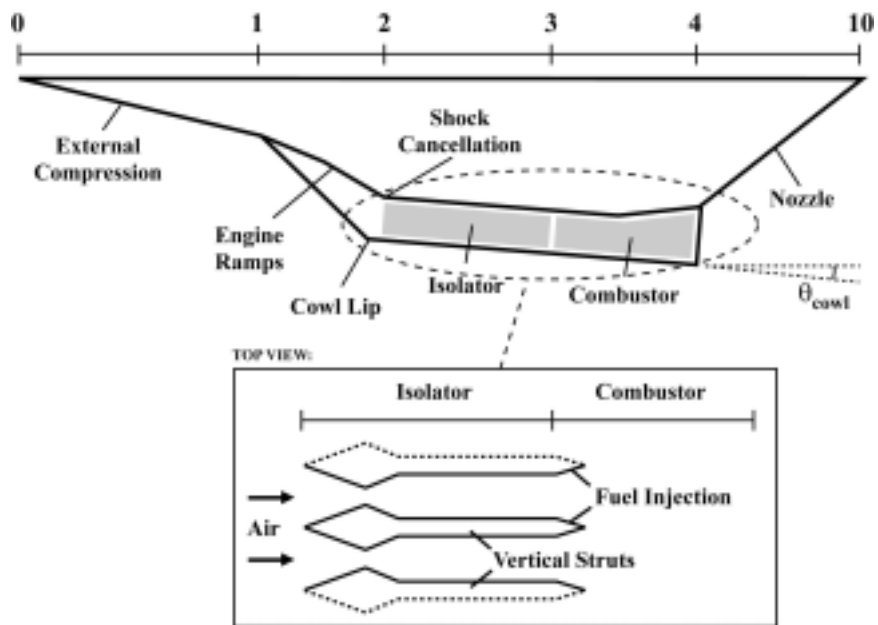


図6 HST のエンジン概略図

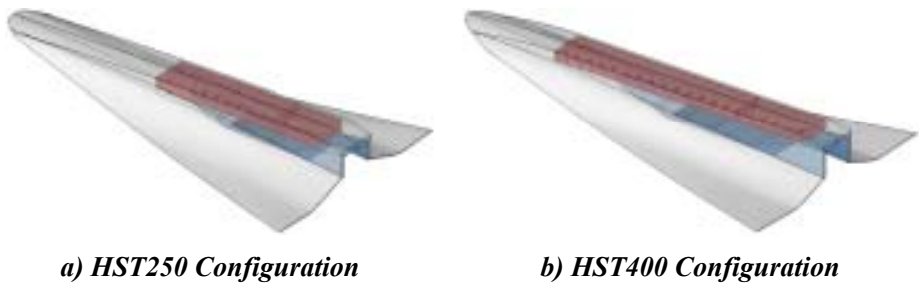


図7 最適化設計された a) 250 人用の HST250 形状と b) 400 人用の HST400 形状

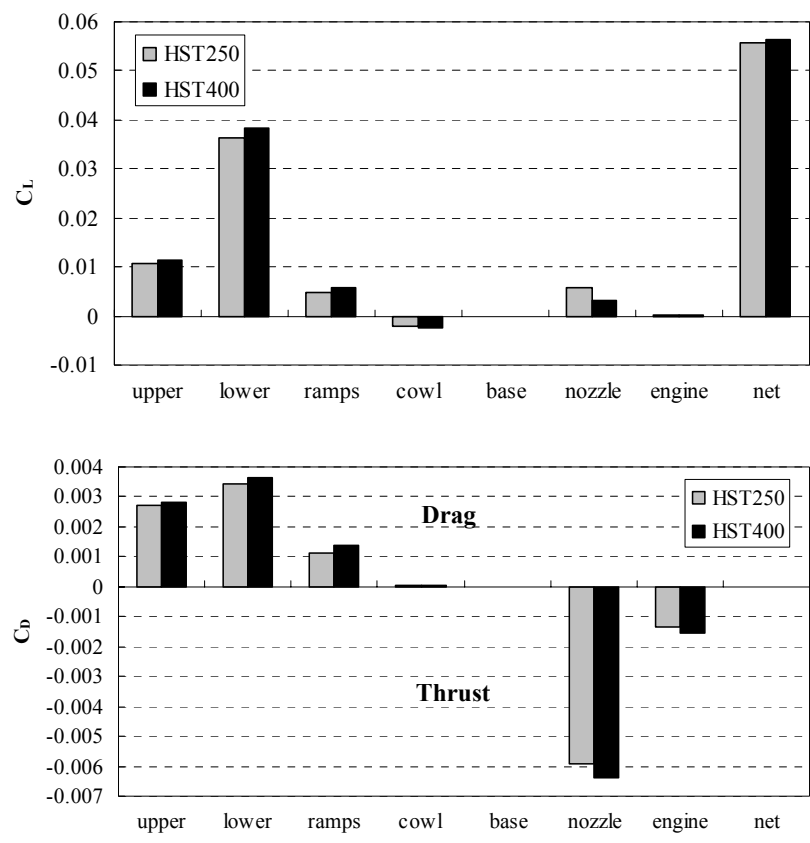


図8 最適化設計で得られた形状機体における各部分ごとの空気抵抗と揚力の配分

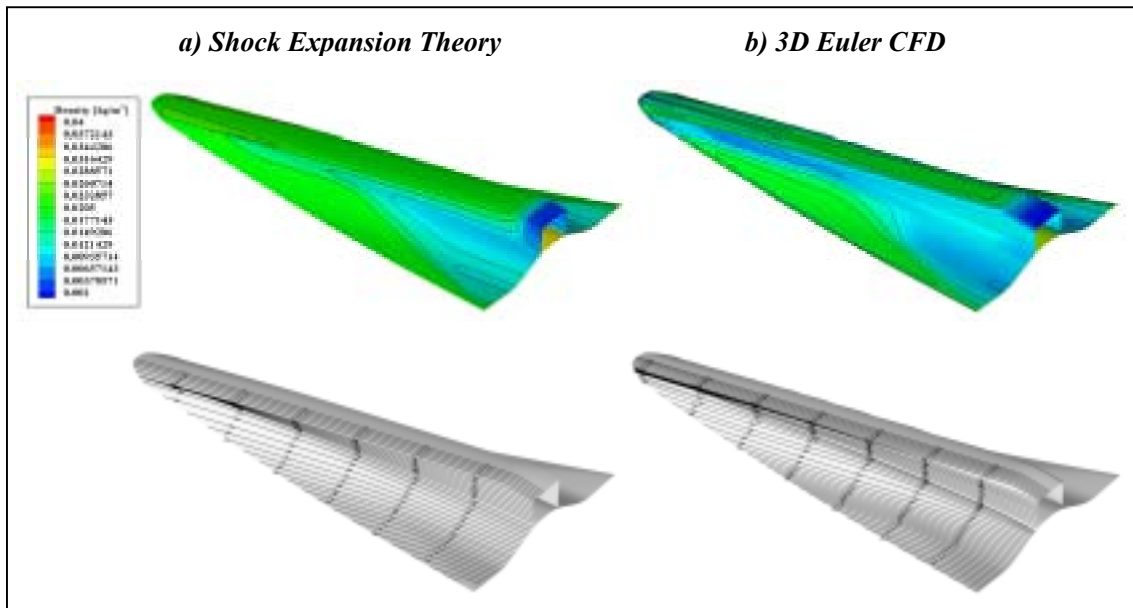


図9 HST250 形状上面における2次元衝撃波／膨張理論による解析結果（左）と3次元オイラー解析結果（右）の比較（上：密度分布、下：表面流線）

表1 最適化設計で得られた機体形状における重量配分

	HST-250-C100	HST-400-C100
$m_{payload}$	40000	65000
$m_{structure}$	118300	15400
m_{fuel}	150700	232300
m_{total}	309000	451400