

博士論文

環境負荷低減を目指した将来型水素燃料  
超音速旅客機に関する研究

学籍番号 117063

湯原達規

指導教員(主査)： 李家賢一 教授

平成25年12月



# 概要

本論文は、将来型水素燃料超音速旅客機の機体成立性を統括的に評価することを目指し、航空機設計の初期段階である概念設計での使用を念頭に入れた機体推進統合設計環境を開発し、機体系 / 推進系 / ミッション系を設計変数とし航空機性能 / 環境性能を評価項目とする全体最適化に取り組み、将来型水素燃料超音速旅客機に関する具体的な設計指針を提示したものである。

次世代超音速旅客機の開発を成功させるためには航空機性能を改善するだけでなく環境負荷の低減が必要である。2007年に米国航空宇宙局(NASA)は次世代超音速旅客機が達成すべき目標値(N+3目標)を発表したが、その中で燃費、ソニックブーム、空港騒音、NO<sub>x</sub>排出量といった環境負荷に関する数値目標を示した。気候変動に関する政府間パネル(IPCC)の報告によると超音速旅客機が巡航すると想定される成層圏における水蒸気排出が地球温暖化に強い影響を与える可能性を指摘している。このように環境適合性への関心は高まっており、関連した研究報告が多く見受けられる。その中で石油の代替燃料であり、排気がクリーンである水素燃料航空機の検討例がいくつか報告されている。水素燃料と従来のケロシン燃料は組成、密度、発熱量、比熱、可燃範囲という物性値において異なり、航空機システム全体に影響を与えることが予想される。2000年代に行われた欧州共同体(EC)による検討では水素燃料亜音速旅客機を対象として様々な側面から考察を行った結果、技術的には成立すると結論付けている。1970年代に行われたNASAによる検討には亜音速旅客機だけでなく超音速旅客機も対象に含めて考察を行っている。本論文では、水素燃料超音速旅客機について航空機性能だけでなく環境性能も合わせて議論する。

超音速旅客機の航空機性能と環境性能を評価するためには機体系のみならず推進系の評価が必要である。水素燃料機においては、ジェット燃料と水素燃料の物性値は多くの点で異なることが知られており、従来のケロシン燃料機と比べて航空機システム特に機体系と推進系に影響を与えることが予測される。こうした背景から概念設計段階での使用を念頭に入れた機体推進統合設計環境を構築が求められる。本検討では機体推進統合設計環境の構築の際にスクリプト処理による自動化を行い、高速化および設計自由度向上を目的とした設計ツールを選択した。設計ツールには三次元パネル法ツールであるPAN AIRと粘性抵抗推算ツールであるFRICT、エンジン性能評価には商用ツールであるGasTurbを使用する。これは水素航空機などの非従来型航空機を設計するためには、限られた既存データまたはそれを基にした統計モデルではなく、物理モデルを使用することで設計の自由度を高めることが必要と考えたからである。空力性能評価は設計

手続きの中で計算コストが高くなる傾向にあり、その計算コストの大幅な低減を狙って三次元パネル法ツールであるPANAIRを使用する。しかし、PANAIRではナセル形状を含んだモデルの計算結果が不安定であることがその欠点として挙げられ、それを回避するためにナセル形状と等価な回転放物体形状を機体形状に組み込むことにする。設計ツールの妥当性については、コンコルドおよびオリンパスエンジンに関するデータを用いられ評価が行われる。

水素航空機においては、これまでは要素ごとの最適化が中心であった。超音速旅客機においては、航空機性能向上と環境負荷低減の両立の必要性がある。本論文で評価する航空機性能は、離陸滑走距離、離陸上昇率、高高度上昇率、航続距離、そして直接運航費を含む。また、評価する環境性能は、ソニックブーム騒音値、空港側方騒音値、巡航時NO<sub>x</sub>排出量、そして巡航時排気が将来の地表平均気温変動に与える影響である。こうした背景から、全体最適という観点が必要とされ、そのために多制約・多目的設計問題に対応した最適化法および多次元データ分析法の導入が行われる。データ分析手法には分散分析による寄与度解析、平行座標系による多次元データ表示、自己組織化マップを使用し、大域的な視点から機体成立性を考察する。

第一章では次世代超音速旅客機と水素燃料航空機の研究動向について環境負荷という観点から論じられ、本論文の目的と意義が述べられる。

第二章では水素燃料が航空機に与える影響について整理を行う。

第三章では本設計環境における流れについて説明を行いその全体像を明らかにする。使用された空力性能、エンジン性能評価ツールおよび環境性能評価モデルについてコンコルドおよびオリンパス593エンジンの公開データとの比較により妥当性を検証する。その中で空力性能、エンジン性能、環境性能については両者概ね一致することが示される。また、ナセル形状をそれと等価な回転放物体形状に置換するというモデル化についての議論が行われる。

第四章ではケロシン燃料と水素燃料を想定した二つの超音速旅客機に関して、それぞれの設計空間の分析結果を比較する。ケロシン燃料に比べて水素燃料は質量密度が低いと同時に熱量密度は高いという重要な性質の違いがあり、この違いは主に機体系、推進系の両方に影響を与え、機体サイズ、機体重量スケールの違いとして現れる。こうした背景において、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の最適巡航高度は上昇することが示される。また、ケロシン燃料機では離陸滑走路距離に関する制約条件が決定的であり、水素燃料機では高高度上昇性能に関する制約条件が決定的であることが示される。加えて、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機は翼面荷重の低減により離陸性能が大幅に向上するが、その向上の度合いは一般的な制約条件を大幅に上回るものであることが示される。

第五章ではケロシン燃料機と水素燃料機を、環境性能という観点から比較が行われる。ケロシン燃料に比べて、水素燃料の燃焼による水蒸気排出量は単位熱量当たり2.6倍になるという性質の違いから気候変動に与える影響の違いが示される。それに関連して、環境性能と航空機性能に関する7つの制約条件、気候変

動への影響と直接運航費を目的関数とする多制約・多目的最適化問題のパレート解が分析される。ケロシン燃料機と比べて、水素燃料機は機体サイズ、機体重量スケールが異なることで最適巡航高度が高くなることからソニックブーム減衰の効果が期待でき、その効果が定量的に示される。それに関連して、一般配置を考慮した機体形状の考察および翼胴形状と航空機性能に関する考察が行われる。ケロシン燃料に比べて、水素燃料は可燃範囲が広くより希薄側での燃焼が可能であり、気体状態で燃焼されることからNO<sub>x</sub>排出量低減が期待でき、その効果について考察が行われる。ケロシン燃料に比べて、水素燃料は分子量が異なり、そのため音速が高くなる。この性質の違いが空港騒音に与える影響について考察が行われる。

第六章では本論文において得られた結果を要約するとともに、将来型水素燃料超音速旅客機の機体成立性と設計指針について論ずる。

# 目次

概要	i
記号表	vi
第1章 序論	1
1.1 超音速旅客機の開発	1
1.2 超音速旅客機と環境負荷	1
1.3 水素燃料航空機	5
1.4 目的と意義	8
第2章 水素燃料航空機	9
2.1 概要	9
2.2 燃料特性	9
2.3 エンジン性能	11
2.4 空力性能	13
第3章 概念設計法	15
3.1 概要	15
3.2 航空機設計における概念設計の位置づけ	15
3.3 設計環境	16
3.4 性能評価法	18
3.5 設計ツールの妥当性検証	28
3.6 ナセルモデル空力形状の検討	33
第4章 水素燃料とケロシン燃料の比較－設計空間の比較－	37
4.1 概要	37

目次	v
4.2 設計範囲	38
4.3 比較方法	40
4.4 比較結果	41
4.5 機体成立性	53
第5章 水素燃料とケロシン燃料の比較ー環境性能の比較ー	56
5.1 概要	56
5.2 気候変動への影響	56
5.3 ソニックブーム	62
5.4 NOx排出量	79
5.5 空港騒音	80
5.6 機体成立性	80
第6章 結論	84
付録A 近似モデル・データ分析・最適化法	88
A.1 データ分析法	88
A.2 最適化法	91
謝辞	93

# 記号表

$\Delta P$	sonic boom overpressure
$\text{CO}_2$	carbon oxide
$\text{EINO}_x$	emission index of $\text{NO}_x$
$\text{EINO}_{xSCENIC}$	reference emission index of $\text{NO}_x$
$\text{NO}_x$	nitrogen oxide
$\Delta T$	future mean earth's surface temperature change
$\Delta T^{CH_4}$	future mean earth's surface temperature change due to $\text{CH}_4$
$\Delta T^{CO_2}$	future mean earth's surface temperature change due to $\text{CO}_2$
$\Delta T^{H_2O}$	future mean earth's surface temperature change due to $\text{H}_2\text{O}$
$\Delta T^{O_3}$	future mean earth's surface temperature change due to $\text{O}_3$
$\dot{m}$	mass flow
$\dot{m}_f$	fuel flow
$\tau$	residence time
$B_{wing}$	wing span
$C_D$	drag coefficient
$C_L$	lift coefficient
$C_m$	pitching moment coefficient
$C_p$	specific heat
$DOC$	direct operating cost
$DOC_{depr}$	direct operating cost: depreciation
$DOC_{fin}$	direct operating cost: financing
$DOC_{flt}$	direct operating cost: flight
$DOC_{lnf}$	direct operating cost: landing fee
$DOC_{maint}$	direct operating cost: maintenance
$EPNdB$	equivalent perceived noise level

---

<i>EPNL</i>	effective perceived noise level
<i>FC</i>	fuel consumption
<i>FC<sub>SCENIC</sub></i>	reference fuel consumption
<i>ICAC</i>	initial cruise altitude climb capability
<i>K<sub>a</sub></i>	amplitude factor
<i>K<sub>R</sub></i>	reflection factor
<i>K<sub>s</sub></i>	shape factor
<i>L/D</i>	lift drag ratio
<i>LCV</i>	energy density
<i>LTO</i>	landing and takeoff
<i>N</i>	number of engine
<i>p<sub>CA</sub></i>	pressure at cruise altitude
<i>p<sub>3</sub></i>	combustor inlet pressure
<i>PLdB</i>	perceived level
<i>psf</i>	pound per square feet
<i>RANGE</i>	range
<i>RF</i>	radiative forcing
<i>S<sub>wing</sub></i>	wing area
<i>SFC</i>	specific fuel consumption
<i>SSC</i>	second segment climb
<i>T</i>	time
<i>T/W</i>	thrust weight ratio
<i>T<sub>3</sub></i>	combustor inlet temperature
<i>T<sub>4</sub></i>	turbine inlet temperature
<i>TOFL</i>	take off field length
<i>TROOT<sub>wing</sub></i>	wing root thickness
<i>V</i>	cruise speed
<i>V<sub>j</sub></i>	jet velocity
<i>W</i>	weight
<i>W/S</i>	wing loading
<i>W<sub>components</sub></i>	component weight
<i>W<sub>TO</sub></i>	takeoff weight

---

$W_F$	fuel weight
$XL F$	ultimate load factor



# 第1章

## 序論

### 1.1 超音速旅客機の開発

欧米を中心として超音速民間旅客機の研究開発が行われてきた。現在も日本を含めて研究開発が続いている。それは航空輸送需要の急増，経済活動の国際化による時間価値上昇に伴い，大量高速輸送の将来的需要が見込まれているからである。欧州で開発されたコンコルドは1976年に就航を開始し，約30年ほど運用が続けられた。一方，米国では1990年代にHigh Speed Research Program という超音速旅客機開発に関する大規模プロジェクトが行われた。実機開発には至らなかったものの研究開発自体は続いている。そうした研究開発から超音速旅客機のボトルネックがソニックブームであることが明らかになり，日本においてはソニックブーム低減を中心に研究開発が行われている。

### 1.2 超音速旅客機と環境負荷

コンコルドは定期便就航を実現した唯一の超音速旅客機として知られるが，その経済性の低さ，環境性の悪さ故に2003年退役となった。超音速旅客機が成立する上で経済性の向上は不可欠であり，多くの研究が抵抗，燃料消費率などの改善に注力してきた。一方，環境問題に対して社会的な関心が高まっており，航空機に対する環境規制は年々厳しさを増している。こうした背景から2012年に米国航空宇宙局(NASA)は2030-35年における次世代超音速旅客機に関する技術目標値を発表した。<sup>[1]</sup> 図1.1に示すように，巡航時のNO<sub>x</sub>排出量，水蒸気排出量，空港騒音，ソニックブームといった環境性能に関する数値目標が示されている。

Balanced Goals for Practical Civil Supersonic Aircraft (Technology Available)	N+1 Supersonic Business Class Aircraft (2015)	N+2 Small Supersonic Airliner (2020)	N+3 Efficient Multi-Mach Aircraft (Beyond 2030)
<i>Design Goals</i>			
Cruise Speed	Mach 1.6-1.8	Mach 1.6 -1.8	Mach 1.3 - 2.0
Range (n.mi.)	4000	4000	4000 - 5500
Payload (passengers)	6-20	35-70	100 - 200
<i>Environmental Goals</i>			
Sonic Boom	65-70 PLdB	85 PldB (Revised)	65-70 PLdB Low Boom flight 75-80 PldB Overwater flight
Airport Noise (cum below stage 4)	Meet with Margin	10 EPNdB	10-20 EPNdB
Cruise Emissions (Cruise NOx g/kg of fuel)	Equivalent to current Subsonic	< 10	< 5 & particulate and water vapor mitigation
<i>Efficiency Goals</i>			
Fuel Efficiency (pass-miles per lb of fuel)	1.0	3.0	3.5 - 4.5

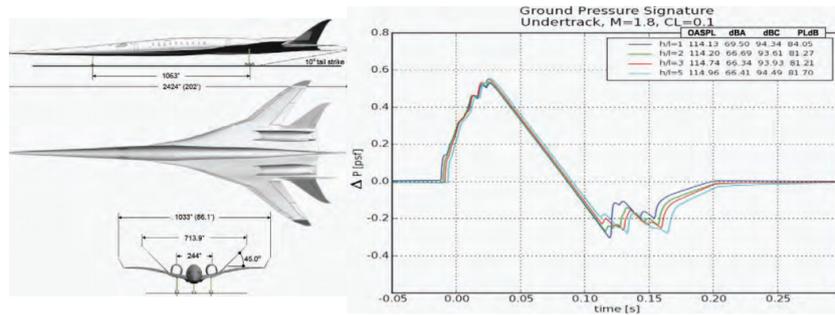
図1.1 将来型超音速旅客機が達成すべき目標

### 1.2.1 ソニックブーム

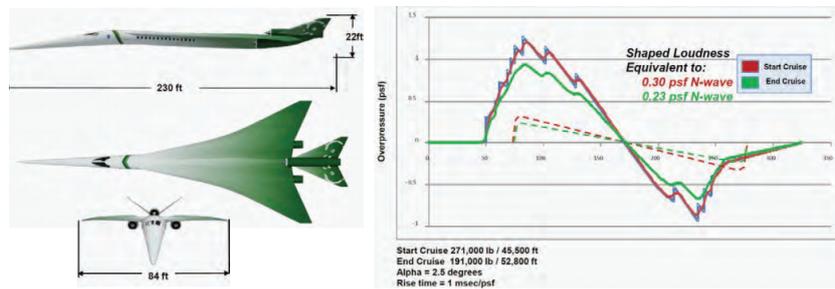
ソニックブームは超音速飛行体の前後端から発生する衝撃波が地面に衝突、反射するときにかかる圧力変化の現象である。一般に大気中を超音速飛行する航空機の各部からは大小様々な強度の衝撃波が発生し、これらの衝撃波が引き起こす圧力の変動は、航空機近傍においては機体形状に大きく依存した複雑な波形を呈している。それらの衝撃波は航空機から離れるにつれてその非線形性ゆえに次第に整理統合され、十分離れた遠方場においてはそれらが集積してできたN波と呼ばれる圧力波形を示す。このN波には前端と後端に二度の激しい圧力上昇が伴うため地上では強い爆音が観測される。そのために、連邦航空局(FAA)は陸上での超音速飛行を規制しており、実際にコンコルドの就航路線は限られていた。1950年代からソニックブームに関する研究は始まり、Seebass George Dardenらによる低ブーム設計理論が構築された。<sup>[2,3]</sup> 実在大気には密度勾配が存在することで圧力波形における衝撃波の整理統合が遅れることが明らかになり、機体形状を工夫して近傍場において好ましい圧力波形を得ようとする理論である。その方法では胴体を鈍頭にして強い離脱衝撃波を発生させることにより、その後方の衝撃波の強度を弱めるものであり、衝撃波の統合を遅らせることができる。そして非N型の圧力波形を実現することで先端圧力上昇量を低減するものである。先端圧力上昇量はソニックブーム騒音を示す一つのメトリクスであるが、現在NASAが有望視しているメトリクスはPerceived Level(PL)であり、それはソニックブームに対して人間が示す反応と強い相関がある。<sup>[4]</sup> そのPLの値は衝撃波の内部構造が大きく影響を与えることが知られており、特に衝撃波の立ち上がり時間との相関があることが知られている。そして、圧力上昇量が小さいほど、衝撃波の立ち上

がり時間が長くなり，ソニックブーム騒音値PLは下がること became 明らかになった．こうしたことから，小さな階段状のステップ的な圧力上昇の組み合わせた波形となるような機体形状設計が試みられている．なお，コンコルドにおけるソニックブーム波形は先端圧力上昇量が約2.0psfで，100PLdBを超える騒音値であったことが知られている．<sup>[5]</sup>

NASAからの委託を受けBoeing社およびLockheed Martin社がN+2をターゲットとした機体の研究を行っている．図1.2に示すように機体形状を工夫することで非N型で，ステップ的な圧力上昇の組み合わせた波形を実現するコンセプトを提示した．



(a) Boeing社によるコンセプト<sup>[6]</sup>



(b) Lockheed Martin社によるコンセプト<sup>[7]</sup>

図1.2 N+2コンセプト機体

### 1.2.2 NO<sub>x</sub>排出

NO<sub>x</sub>生成量は燃焼機内部の温度に依存することが知られている．超音速飛行時の高効率を実現するためには高温化が必須であると考えられており，それに伴ってNO<sub>x</sub>は非常に発生しやすくなるものと考えられる．<sup>[8]</sup> 離着陸時LTOサイクルのNO<sub>x</sub>排出量に関する規制は国際民間航空機関(ICAO)により基準が定められている．巡航時におけるNO<sub>x</sub>排出基準は現在のところ定められていないが，超音速旅客機が巡航する成層圏ではNO<sub>x</sub>排出がオゾン層に対して強い影響を及ぼすことが報告されている．そのため航空環境保全委

員会(CAEP)において規制に関する議論が行われている。<sup>[9]</sup> また、コンコルドを実際に巡航高度・速度で飛行させてNO<sub>x</sub>排出量を計測した結果、コンコルドのEINO<sub>x</sub>は約23g/kgであった。<sup>[10]</sup> NO<sub>x</sub>低減の対策としては局所的な高温部を減らして均一な温度分布を得ることが有効であると考えられており、従来の拡散燃焼方式に変わって予混合燃焼方式が有望視されている。<sup>[8]</sup>

### 1.2.3 空港騒音

高々度で超音速飛行を行う超音速機にとって、エンジンサイクル設計上では、排気速度の速い低バイパス比のターボファンエンジンが最適となる。このため、離陸時の排気ジェット速度が騒音上著しく問題となるレベルにまで達してしまう。航空機全体の騒音を分類した時に、ジェット騒音/ファン騒音/タービン騒音/機体騒音が存在するが、超音速機の場合にはジェット騒音がそれを卓越していることが知られている。<sup>[11]</sup> 空港騒音に関してICAOにより基準が定められている。離陸、側方、進入の3箇所に評価点があり、各所において規制値が航空機の最大離陸重量の関数として与えられる。1976年にはChapter3が制定され、2001年にはより厳しいChapter4が制定された。2017年からはChapter14が適用されることが決まっており、Chapter4より7EPNdB、Chapter3より17EPNdB低減することが求められ、さらに厳しい規制となっている。<sup>[12]</sup> なお、コンコルドクラスの機体についてchapter3側方騒音規制値は約100EPNdBであるが、コンコルドの排気速度が約3000ft/sであり、側方騒音値はそれを大きく上回る119EPNdBであったとされる。<sup>[13]</sup> 空港騒音低減の対策のポイントはバイパス-コア流れの混合、衝撃波 - 乱流境界層の干渉にあり、ジェット騒音を低減するためのデバイスの開発などが行われている。<sup>[11]</sup>

### 1.2.4 気候変動への影響

気候変動への影響を考慮して、亜音速旅客機のCO<sub>2</sub> 排出量規制に関する議論がCAEPで行われている。<sup>[14]</sup> 気候変動に関する政府間パネル(IPCC)による 1999年のSpecial Report on Aviation and the Global Atmosphereの結論の中で、亜音速機排出ガスの中でCO<sub>2</sub> / NO<sub>x</sub> / H<sub>2</sub>O(飛行機雲)はそれぞれが同じレベルの強さで気候変動に影響を与えるが、超音速機では成層圏下層におけるH<sub>2</sub>O排出が最も不確定で、最も重要な要素であるとしている。<sup>[15]</sup> さらに図1.1に示すように、2012年、N+3目標の中に水蒸気排出低減を目指すことが追記された。図1.3 に2050年における旅客機による放射強制力の予測結果を示すが、亜音速旅客機の場合と比べて水蒸気排出による影響が大きく、そして誤差範囲が相対的に広いことが分かる。すなわち、まだその全容は解明されていないものの、成層圏における水蒸気は対流が少ないため滞留時間が長くなることで気候変動への影響が強くなるものと考えられる。超音速旅客機による気候変動への影響を低減するための対策としては、巡航高度を下げることで水蒸気の排出高度を下げる事が考えられる。

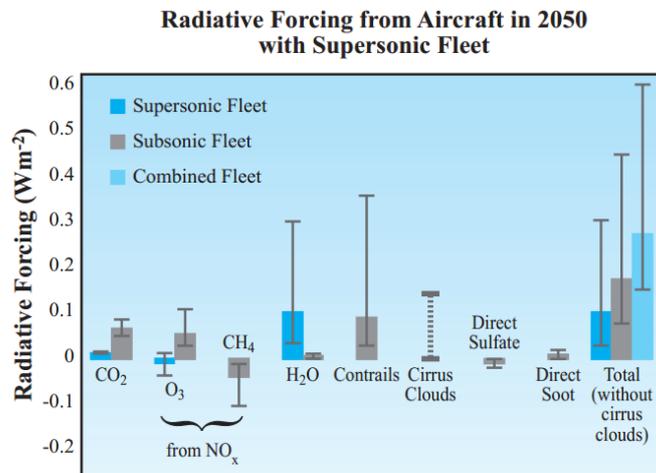


図1.3 2050年における航空機フリートによる放射強制力<sup>[16]</sup>

超音速旅客機フリートが2015年に運航を開始2040年までに1000機が就航，そして亜音速旅客機フリートによる排気の11%分を代替するという場合を想定

### 1.2.5 航空機性能向上と環境負荷低減の両立

このように超音速旅客機が成立するためには経済性の向上のみならず，環境負荷の低減が必要であり，超音速旅客機概念設計には航空機性能と環境性能を同時に評価し，航空機システム全体を最適化することが求められる．そのために概念設計の段階から多分野統合設計環境の構築が必要である．また，航空機システム全体を最適化が求められる場合，航空機設計問題は多目的化，多制約化が進み，複雑化することが予想される．近年，最適化手法やデータ分析手法に関する研究が進められているが，こうした研究成果を積極的に応用することが望ましいといえる．

## 1.3 水素燃料航空機

環境問題が注目されると同時に，エネルギー問題に対する関心が高まりつつある．とくに21世紀に入り，エネルギー供給不安定による危機感から石油依存体質からの脱却に向けた動きが世界各国で見られる．こうした背景において，ジェット燃料の代替燃料であると同時に環境負荷を低減する燃料という観点から水素は将来型航空機燃料の有力候補として考えられる．しかしながら，従来の航空機燃料であるジェット燃料と水素燃料は多くの点で物性値が異なることが知られており，水素燃料を使用することで航空機システム全体に影響が与え，多くの技術的課題が予測される．これまでに水素燃料航空機に関する検討がいくつ

が行われてきたが、その代表例を次に示す。

### 1.3.1 過去の水素燃料機検討例

#### NASAによる水素燃料エンジンの飛行実験

1950年代に爆撃機B-57を利用した実験がNASA Lewis Research Centerにて行われた。B-57は双発のエンジンを持つが、その左側のエンジンJ-65に水素燃料を供給するという飛行試験が行われた(図1.4)。そのエンジンは離陸と初期巡航においてジェット燃料が供給され、高度50000ft / 速度M0.75という巡航条件に達したときに燃料供給をジェット燃料から水素燃料へと切り替えられた。燃料切替時におけるエンジンの挙動が問題視されたのみで、試験自体は滞りなく行われ成功した。

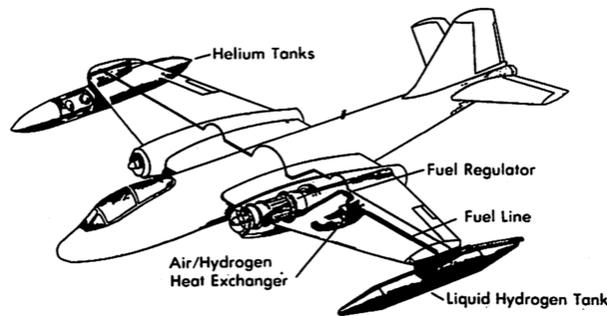


図1.4 NASAによる水素燃料エンジン飛行実験(B-57)<sup>[17]</sup>

#### ECによる水素燃料亜音速旅客機の検討

2000年代に行われた欧州共同体(EC)によるCryoplane Projectでは水素燃料亜音速旅客機について詳細な検討が行われた。36の産業 / 大学 / 研究機関が連携し、プロジェクトは2年間行われた。その最終報告書の中で、現状ではコストやインフラという面で課題はあるものの、技術的には機体は成立すると結論づけている。<sup>[18]</sup> すなわち、水素燃料を使用することで航空機システム全体に影響を与えることが推測されるにもかかわらず、旅客機として機能する上での技術的課題は解決可能である、というように考えることができる。

#### NASAによる水素燃料超音速旅客機の検討

1970年代にNASA Langley Research Centerが主導した検討では、超音速旅客機を対象に水素燃料とジェット燃料の比較が行われた。<sup>[17]</sup> 表2.2はコストや環境性能を比較した結果を示しており、ほぼあらゆる点で水素燃料機の方にアドバンテージがあるとの結論に達している。水素燃料超音速旅客機は1970年代の

NASAによる検討以後において、筆者の知る限り、表立った検討はない。1970年代にはおいてソニックブームや航空機排気を与える気候変動への影響に関する研究などはまだ過渡期にあった。したがって、2013年現在の水素燃料超音速旅客機に関する検討の余地は残されているものと考えられる。

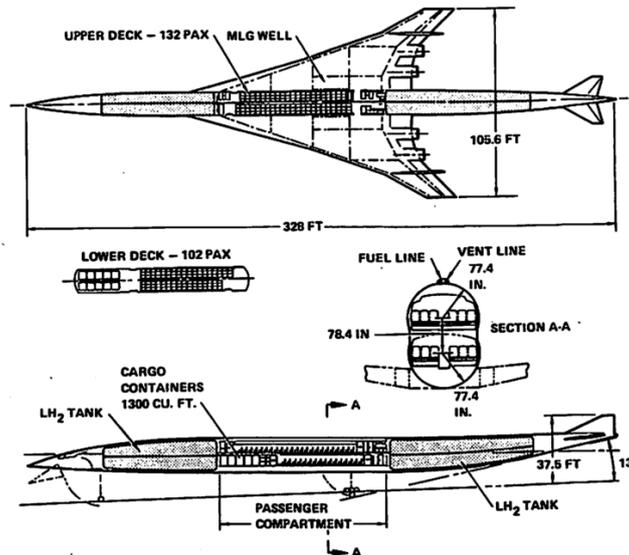


図1.5 NASAによる水素燃料超音速旅客機コンセプト<sup>[17]</sup>

### 1.3.2 水素燃料機の導入

現実的に水素燃料機を導入するためには、航空機としての技術的課題は当然だが、それ以外の課題を解決しなければならない。例えば、水素製造工程における価格と環境負荷に関する課題がある。現状において水素燃料は主に化石燃料や天然ガスから製造されているが、その製造工程において発生する運搬や保存などのコストが発生し、加えて二酸化炭素等の温室効果ガスが排出される。理想的には化石燃料ではなく、太陽/風力エネルギーなどといった再生可能エネルギーから安価に水素燃料を製造できるような仕組みが求められている。また水素燃料機の普及のためには、相応のインセンティブが重要な役割を果たすことが考えられ、例えば、二酸化炭素などの温室効果ガス排出を削減のために環境税がEUで導入されている。ただし、こうした課題は本論文の範囲外として、技術的課題にのみ焦点を当てる。

## 1.4 目的と意義

本論文は将来型水素燃料超音速旅客機の技術的な機体成立性を統括的に評価することを目的とし，そのために次に示すことを行う．

超音速旅客機においては，航空機性能と環境性能を評価するためには機体系のみならず推進系の評価が必要である．水素燃料機においては，ジェット燃料と水素燃料の物性値は多くの点で異なることが知られており，従来のケロシン燃料機と比べて航空機システム特に機体系と推進系に影響を与えることが予測される．こうした背景から概念設計段階での使用を念頭に入れた機体推進統合設計環境を構築する．

超音速旅客機においては，航空機性能向上と環境負荷低減の両立の必要性がある．水素航空機においては，これまでは要素ごとの最適化が中心であった．こうした背景から，全体最適という観点が必要とされ，そのために多制約・多目的設計問題に対応した最適化法および多次元データ分析法の導入を行う．

ケロシン燃料機および水素燃料機の航空機性能と環境性能について考察を行うが，とくに設計空間を分析しその結果を比較することで両者の特性の違いを明らかにする．加えて環境性能という観点からより詳細に比較検討を行う．

前提条件として一般的な超音速機の航空機形態のみを対象を絞り，機体形態はデルタ翼と胴体を組み合わせたTube-Wing方式，エンジン形態はターボファン方式とする．加えて，技術レベルに関して，水素燃料を使用するという点以外に新規技術は考慮されない．

以上により，将来型水素燃料超音速旅客機の技術的課題に着目した機体成立性に関する考察を深め，具体的な設計指針を提示することで，今後の水素燃料機および超音速旅客機開発の一助になるものと考えられる．

## 第2章

# 水素燃料航空機

### 2.1 概要

本章においては、従来のケロシン燃料と比べた水素燃料の物性値の違いが航空機に及ぼす影響を考察する。そして水素燃料が航空機のエンジン性能/空力性能に与える基礎的な影響について検討する。

### 2.2 燃料特性

表2.1にジェット燃料と水素燃料の物性を比較し、その違いから航空機の機体系/推進系にどのような影響を及ぼすかを考察する。

密度(質量密度)について、気体水素に比べて液体水素は質量密度が800倍高いことが分かる。表中では標準大気の質量密度が示されているが、気体水素を液体水素と同程度の密度にするためにはそれ相当の加圧が必要となる。したがって液体水素として航空機に積載することが現実的であり、筆者の知る限り、過去の検討例全てにおいて液体水素を前提としている。しかし液体水素だとしても、ケロシン燃料に比べて質量密度は0.09倍ほどであり、従来の航空機よりも大きな燃料容積が必要である。ただし、ケロシン燃料に比べて水素燃料は低位発熱量(熱量密度)が2.8倍であるために、同一ミッションを達成するために必要な燃料重量は概算で65%ほど減少することが考えられる。そこで熱量的に等価な質量密度を考えると、ケロシン燃料に比べて水素燃料は0.25倍となり、単純な質量密度を考える場合より改善されるものの、それでも必要な燃料容積は増加する。

このように必要燃料重量が減少する代わりに、必要燃料容積が増大することから、大きなタンクが必要とされる。ケロシン燃料機は、一般的に構造部材そのものを燃料タンクとして利用するインテグラルタンクを採用するために、全体重量の中でタンクのために必要な重量は大きくはない。しかし、表2.1からケロシン燃料に比べて液体水素燃料の沸点はかなり低いことが分かるが、これは極低温のタンクが必要であることを示している。極低温を維持するためには、一般的に熱伝導率がゼロである真空層をタンクと外気の

間に作る必要があり、タンク重量増加が見込まれる。また極低温を維持することにより、ケロシン燃料と比べて液体水素燃料は取扱いが難しいことが知られている。ケロシン燃料は大気に晒されても状態変化は生じない。一方で液体水素は大気に晒されると状態変化が誘発されるため、一般的には気体水素またはヘリウムといった限られた物質のみが液体水素との接触が許される。したがって外気の遮断のために、そしてエンジンに対する燃料供給のために、液体水素タンクの加圧が必要である。地上での運用を考えた時少なくとも1気圧以上の加圧が必要であり、一般的な航空機客室内が0.8気圧であることを考えれば、相応のタンク構造が必要であると分かる。具体的には円筒形のような外皮により荷重を受ける構造が望ましく、その円筒形構造を積載するには薄い主翼内ではなく、胴体内が適当であると考えられる。このように液体水素の極低温特性によって、燃料タンクには断熱/加圧が必要であり、全体重量の中でタンク重量が占める割合は無視できないものと予想される。

1970年代のNASAによる検討ではタンクに関して詳細な考察が行われ、断熱化/気化最小化/構造重量最小化という設計方針のもとで最終的には21.5K / 21.0psia(大気圧の約1.5倍)という設計点が導かれた。そのタンク重量は燃料重量の約24%と推算されている。<sup>[20]</sup> 表2.2に示すNASAによる水素燃料超音速旅客機の検討結果からは、ケロシン燃料参照機体と比べて、燃料重量は約75%、空虚重量は28%、離陸重量は約50%低減することが示されている。タンク重量は機体重量の中で大きな割合を占めているが、燃料重量の大幅な低減効果によって空虚重量そして離陸重量の低減につながったものと考えられる。ただし、この検討は燃料重量が離陸重量の半分近くを占める超音速旅客機を対象としている。2000年代に行われたEUによ

表2.1 ジェット燃料と水素燃料の物性値<sup>[19]</sup>

		液体 気体		Jet A
		水素		
組成		H <sub>2</sub>		C <sub>12</sub> H <sub>23</sub>
分子量		2.016		168
低位発熱量	[kJ/g]	120		42.8
密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	71	0.09	811
比熱	[kJ/kg/K]	9.69	14.3	1.98
沸点(大気圧)	[K]	20.27		440-539
融点	[K]	14.1		233
蒸発熱(大気圧)	[J/g]	446		360
冷却能	[kJ/g]	> 16.9		0.39
可燃範囲(当量比)	[%]	14-250		52-400
最小着火エネルギー	[mJ]	-	0.019	0.2-0.3

る水素燃料亜音速旅客機の検討では、これほどまでの重量低減効果は見られなかった。したがって重量低減という観点からは、水素燃料の適用は亜音速機よりも超音速機の方が適していると考えられる。

液体水素燃料は熱交換器で気化された後、エンジンへ供給され燃焼されることが想定されている。ケロシン燃料に比べて気体水素燃料は可燃範囲が広いことが表2.1から分かる。ここで可燃範囲は当量比で示されているが、より低い当量比すなわち希薄側での燃焼が可能であることを意味している。希薄燃焼は断熱火炎温度を低減することが一般的に知られており、そのため燃焼器内温度の低減、それに伴って高温燃焼の過程で空気中の窒素と酸素が反応して発生するサーマルNO<sub>x</sub>排出の低減が期待される。また、ケロシン燃料に比べて気体水素燃料は組成が異なる。燃焼に関する化学反応式を考えると、水素燃料燃焼によるCO<sub>2</sub>排出量は無いが、H<sub>2</sub>O排出量は単位重量あたり7.2倍、熱量的に等価な場合を考えると2.6倍ほど高くなることが予想される。温室効果ガスとしてCO<sub>2</sub>がよく知られているが、第一章で示したように超音速旅客機においてはH<sub>2</sub>Oすなわち水蒸気排出が問題となっている。その点、気候変動に与える影響は考慮すべきことであるとする。

一般的に水素燃料はその安全性が危惧されている。実際にケロシン燃料に比べて水素燃料は、可燃範囲が広く、着火エネルギーが小さいことが表2.1から分かるように、その扱いには十分気をつける必要がある。しかしながら、ケロシン燃料に比べて水素燃料は気化し易く高い拡散性を有するために、燃え広がりにくいという点はプラスであると考えられる。<sup>[19]</sup> 水素燃料の特性を把握した上で、安全性を十分保証する設計が求められる。

## 2.3 エンジン性能

水素燃料がエンジン性能に及ぼす影響について考察する。エンジン性能評価には商用ツールであるGasTurbを使用した。GasTurbには燃料のオプションがあり、そこで水素燃料を選ぶことができる。想定したエンジンタイプはピュアジェットである。ALT / MACH /  $\dot{m}$  / TIT / OPRといった入力値を一定とした。

表2.3に結果を示す。ケロシン燃料機に比べて水素燃料機はV<sub>j</sub>が2.9% 高くなるが、これは排気気体の平均分子量はケロシン燃料に比べて下がり、その結果が音速に反映されるものと考えられる。ケロシン燃料機に比べて水素燃料機はFNが3.6% 上がるが、これは排気速度が上昇したことによる。ケロシン燃料機に比べて水素燃料機は燃料流量(=Fuel Flow)は62.4% ほど低減し、それに伴ってSFCは63.9% 下がる。SFCはFNをFuel Flowで割った値であるが、燃料流量低減効果と推力上昇効果が反映されていることが分かる。

ケロシン燃料に比べて水素燃料は熱量密度が2.8倍高いことから約65% の必要燃料低減が予測されていたが、GasTurbを使用したエンジン性能評価の結果とほぼ一致することが示された。以上の性能差は、組成 / 分子量 / 熱量密度の違いから生じたものである。

表2.2 NASAによる水素燃料超音速旅客機の検討<sup>[17]</sup>

		Jet A-1	LH <sub>2</sub>
Cruise Speed	Mach	2.7	
Range	nm	4,200	
Payload	lb	49,000 (234pax)	
Gross Weight	lb	750,000	368,000
Operating Empty Weight	lb	309,700	223,100
Fuel Weight	lb	391,300	95,900
Engine Thrust	lb	89,500	46,000
Cost (RDT & E)	\$ × 10 <sup>9</sup>	4.28	3.32
Cost (Production Aircraft)	\$ × 10 <sup>6</sup>	67.33	47.97
Noise (Sideline)	EPNdB	108	106.1
Noise (Flyover)	EPNdB	108	104.2
Sonic Boom Overpressure	psf	1.86	1.32
Energy per Seat Mile	Btu/seat/nm	6102	4274
Emissions	-	CO	None
	-	HC	None
	-	NOx	Minimal
	-	H <sub>2</sub> O	Twice

表2.3 水素燃料とケロシン燃料のエンジン性能比較

		Kerosene	LH <sub>2</sub>
Alt.	ft	1000	1000
Speed	M	0.35	0.35
$\dot{m}$	lb/s	504	504
TIT	R	2640	2640
OPR	-	15.2	15.2
P3	psia	232	232
T3	R	1241	1241
Fuel Flow	lb/s	10.1	3.8
FN	lb	38400	39800
SFC	/hr	0.94	0.34
Vj	ft/s	2740	2820

## 2.4 空力性能

水素燃料が空力性能に及ぼす影響について考察するが、本比較では質量密度の違いから生じる影響について考察する。空力性能評価には3次元パネル法ツールであるPANAIRと平板摩擦抵抗係数を利用したツールFRICTを使用した(評価ツールについては第三章に後述する)。ケロシン燃料に比べて水素燃料は熱量的に等価な質量密度が0.25倍であり、比較的大きなタンク容積が必要とされる。また、水素燃料機のタンクは円筒形が理想的であり、胴体に積載することが現実的な方法である。そこで本比較においては胴体容積を変化させた時の空力性能について考察する。なお、胴体容積以外は変化させていない。

図2.1に示す三種類の胴体容積を持つ形状を比較する。図2.2には空力性能を比較している。 $C_L - C_D / C_L - \alpha / C_m - \alpha$ 曲線についてそれほど大きな違いは見られないが、 $C_L - C_D$ 曲線のボトム抵抗の内訳を示した図2.2(a)を見ると、胴体摩擦抵抗に差が生じていることが分かる。 $Vol. = 30[kft^3]$ のとき20.0cts,  $Vol. = 40[kft^3]$ のとき23.9cts,  $Vol. = 50[kft^3]$ のとき27.4ctsとなる。

水素燃料による重量低減効果を期待する場合には、航続距離が長く、燃料積載量が多い、すなわち胴体容積が大きい機体の方が、従来ケロシン燃料機よりもアドバンテージが大きくなる。しかしながら、空力性能という観点からは胴体摩擦抵抗が増加することに注意が必要である。

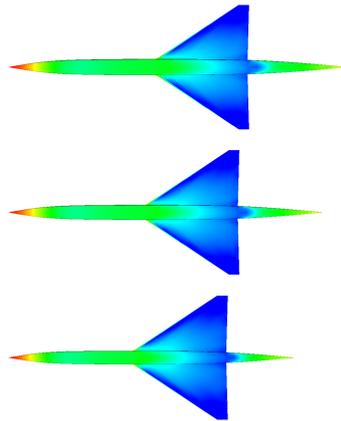
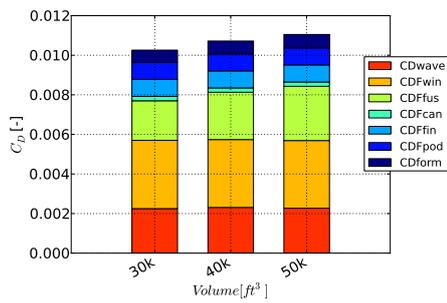
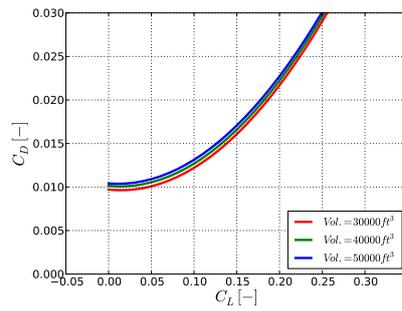


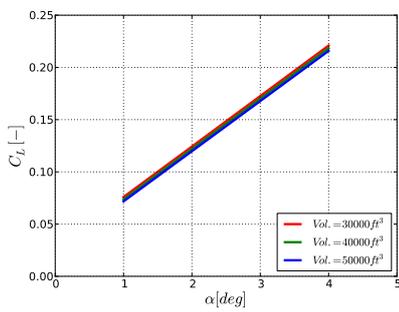
図2.1 胴体容積に関する形状比較(上から  $Vol. = 30, 40, 50[kft^3]$ )



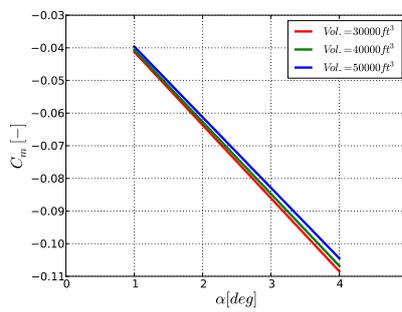
(a)  $C_D$ (ボトム抵抗)の内訳



(b)  $C_L - C_D$  曲線 (圧力抵抗 + 粘性抵抗)



(c)  $C_L - \alpha$  曲線



(d)  $C_m - \alpha$  曲線

図2.2 胴体容積に関する空力性能比較(M1.57)

## 第3章

# 概念設計法

### 3.1 概要

本設計環境における流れについて説明を行いその全体像を明らかにする．そして使用された空力性能／エンジン性能評価ツールおよび環境性能評価モデルについてコンコルドおよびオリンパス593エンジンの公開データとの比較により妥当性を検証する．

### 3.2 航空機設計における概念設計の位置づけ

図3.1の左に航空機設計全体の流れを，その右に概念設計の流れを示す．図に示す通り概念設計は航空機設計の上流に位置していることがひとつの特徴である．その中で概念設計に求められることは，設計情報が少ない状況から機体概念に関する設計情報を短期間に，網羅的に取得し，その中で最良の機体概念を選択しその設計情報を下流工程に伝達することであると考えられる．一般的に概念設計では過去の設計情報を補正し活用することが常套手段であるが，極めて設計情報が少ない非従来型航空機の設計では設計自由度の高いツールを利用することが望まれる．概念設計の高速性は設計情報を多数取得するためには必要不可欠な要素ではあるが，概して高速性と精度はトレードオフの関係にあることに注意が必要であり，それを考慮した上で設計ツールを選択しその妥当性を検証することが必要である．概念設計では多数の機体概念の性能を評価することになるが，ひとつの機体概念に着目するにしても評価項目は多数ある．特に近年は航空機性能だけでなく環境性能にも着目されることが多いため評価項目数は増加する傾向にある．こうした状況で最良の機体概念を選択するために多目的最適化手法や多次元データ分析手法が近年有望視されており，その活用が期待される．なお，概念設計の上流側に概念検討という段階があり，ここでは航空機形態に関する検討が行われる．本研究では，機体形態はデルタ翼と胴体を組み合わせたTube-Wing方式，エンジン形態はターボファン方式とし，一般的な超音速機の航空機形態を前提として議論が行われる．

### 3.3 設計環境

本研究において構築した概念設計法の流れを図3.2 に示す．ひとつの機体概念に対してエンジン性能 / 空力性能評価から始まり，その結果を基に航空機性能 / 環境性能評価が行われる．一連の作業はバッチ処理によって自動化されており，計算時間はワークステーション(CPU:3.6GHz/4core)を用いて1ケースあたり1分弱である．そして評価結果をもとに繰返し計算が行われ，多数の評価項目を含んだ多次元データが得られ，その結果が分析される．本研究で使用した最適化手法およびデータ分析手法についてはAppendix A に詳説する．本節では，エンジン性能 / 空力性能評価ツールおよび航空機性能 / 環境性能評価モデルについて説明する．

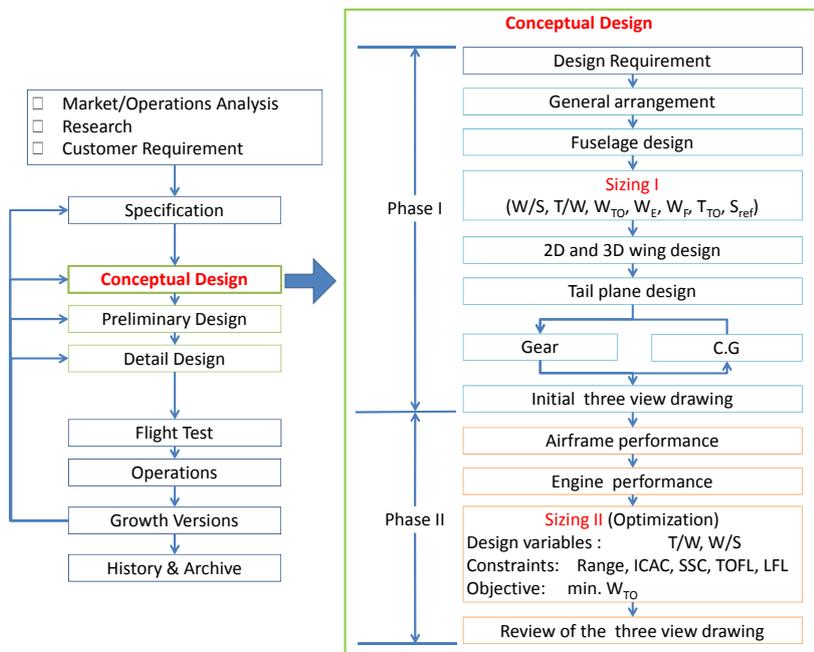


図3.1 航空機設計と概念設計の流れの一例<sup>[21,22]</sup>

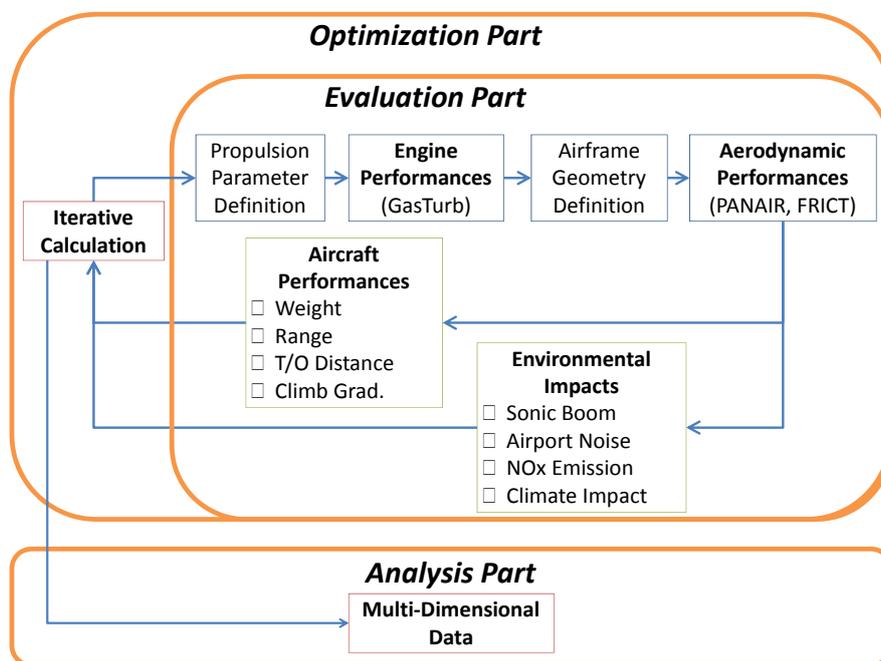


図3.2 本概念設計法の流れ図

## 3.4 性能評価法

### 3.4.1 空力性能

空力性能評価は概念設計全体において最も計算コストが高くなる傾向にあるが，超音速機のような非従来型の機体形状にも対応できる評価ツールが必要であったため，本研究では三次元パネル法ツールである PANAIR<sup>[23]</sup>と粘性抵抗推算ツールFRICT<sup>[24]</sup>を併用した．PANAIRは式3.1に示す双曲型のポテンシャル方程式の解であるソース/ダブルレットを機体表面パネル上に分布させることで機体周りの流れ場を得る．

$$(M_{\infty}^2 - 1)\phi_{xx} - \phi_{yy} - \phi_{zz} = 0 \quad (3.1)$$

その特徴としては，一回の計算で最大四迎角について解を出力することで揚力/抵抗/モーメント曲線の取得が可能であり，それと同時に近傍場波形の取得が可能であることが挙げられる．図3.3に示す機体表面パネルの作成のために独自のコードを作成した．FRICTは平板境界層の摩擦抵抗係数を使用して，層流/乱流における摩擦抵抗および剥離に伴う圧力抵抗を推算する．

翼胴形状はTube-Wing方式を採用し，図3.4に形状の詳細を示す．胴体形状は胴体容積/細長比/キャンパー分布/半径分布から定義される．図3.4(b)に示されるようにキャンパー分布/半径分布はNURBS曲線により決定され，胴体形状設計の自由度を上げる．図3.4(a)に示されるように主翼平面形状は基本的には主翼面積/テーパ比/前縁後退角/後縁後退角から定義される．その上で，内翼に関しては前縁延長部(LEX)/後縁延長部(TEX)/キンク(KINK)から定義される．図3.4(c)に示されるように主翼翼型形状はWARPプログラムから出力されるデータを使用する．<sup>[25]</sup> そのWARPプログラムとは主翼平面形および巡航条件が与えられた後，揚力造波抵抗を理論上最小にする圧力分布を実現するようなキャンパー/捻り分布が出力される．水平尾翼/垂直尾翼形状は主翼形状に準ずる形の定義法を使用し，ナセル形状については次節で説明する．本論文の第四章においては航空機性能に対して比較的高い感度を有すると考えられる主翼面積/前縁後退角/後縁後退角に関する検討が行われ，本論文の第五章においてはより詳細な機体形状を検討するために胴体半径分布，内翼のLEX/TEX/KINKが扱われる．

図3.5に空力性能評価の流れを示す．エンジン性能評価と同様に離陸条件および巡航条件で評価を行うが，簡単のために両条件で同じ形状を使用する．したがって離陸フラップは考慮されない．揚抗比を計算する際には，主翼面積/重量/巡航動圧から $C_L$ を求め，PANAIRとFRICTから得られた $C_L - C_D$ 曲線より $L/D$ を求める．近傍場波形を計算する際には，その $C_L$ とPANAIRから得られた $C_L - \alpha$ 曲線より巡航時の迎角を求め，その迎角における近傍場波形を線形補間により求める．このように巡航時における揚抗比/近傍場波形の取得を考えた時，CFDでは1回の計算でひとつの姿勢(迎角)における評価しか出来ず，結

果として数回の計算が必要となる．一方でPANAIIRはわずか1回の計算で所望の条件下における揚抗比 / 近傍場波形を求めることができる．多くの機体形状評価が必要とされる概念設計の初期段階においてCFDよりもパネル法ツールは優位であると考えられる．

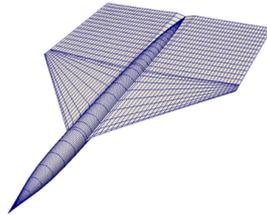
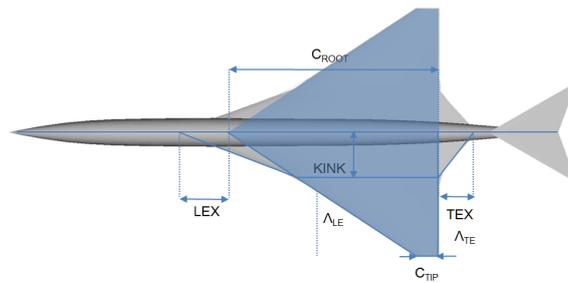
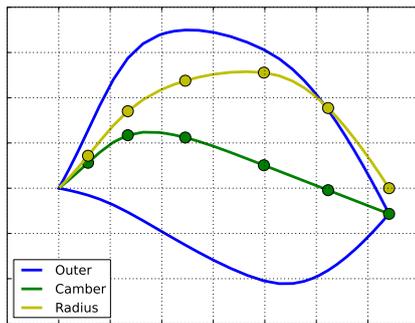


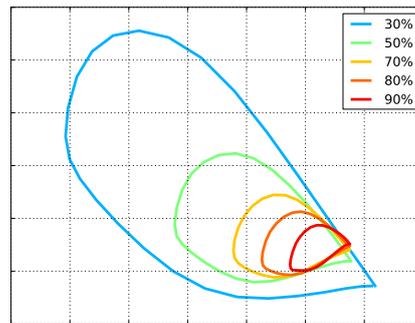
図3.3 機体表面パネル



(a) 主翼平面形状



(b) 胴体形状



(c) 翼型形状(WARPプログラムより出力される)

図3.4 胴体 / 主翼形状定義法

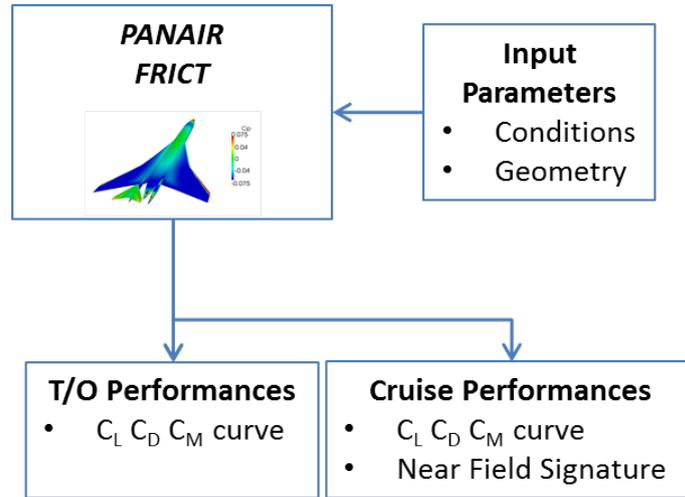


図3.5 空力性能評価の流れ図

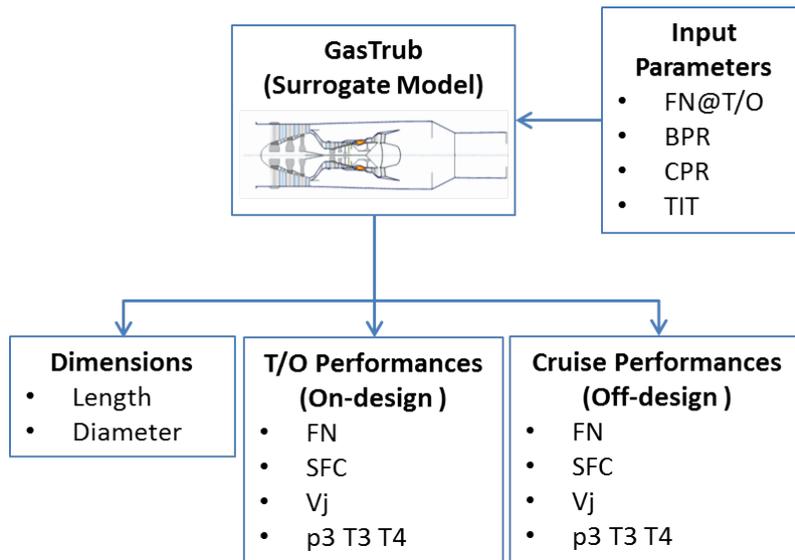


図3.6 エンジン性能評価の流れ図

### 3.4.2 エンジン性能

エンジン性能評価では、水素燃料エンジンの評価が必要であること、NO<sub>x</sub>排出量推算のためにエンジン内部状態変数を見る必要があること、空港騒音推算のために排気速度を見る必要があること、といった理由から設計自由度が高い評価ツールが求められ、本研究では商用ソフトウェアであるGasTurbを使用した。<sup>[26]</sup> GasTurbはGUIを基にしたソフトウェアであり、多くのエンジンタイプが用意されていることが特徴として挙げられる。

本論文の第四章においてはエンジンタイプを二軸のターボファンとし、入力パラメータの範囲を表3.1に示す。離陸条件を設計点として選び、巡航条件におけるエンジン性能は非設計点として評価を行った。図3.6に入力と出力パラメータを示す。GasTurbはGUIを基にしたソフトウェアであるが、本設計環境はスク립ト処理によって自動化を実現している。そこでGasTurbにおける一連の作業を自動化するために、表3.1に示す範囲で実験計画法を行い、そのサンプル結果をもとにしたKriging近似モデルを作成した。また、GasTurbにおいては離陸推力は出力パラメータとして扱われる。しかし、航空機設計では離陸推力を入力パラメータとした方が理解し易く都合が良い。そこで、GasTurbにおいて入力パラメータとして使用される空気流量と離陸推力の関係を利用することで、近似モデル上では離陸推力を入力パラメータとすることにした。また、ここで得られたエンジン全長および径はその後の空力性能評価で使用される形状モデルに反映させることにしている。

表3.1 ターボファンエンジンの入力パラメータの範囲

		On-design	Off-design
<b>Alt.</b>	kft	1	45.0 - 65.0
<b>Speed</b>	M	0.35	1.50 - 2.00
<b>mdot</b>	lb/s	400 - 1200	-
<b>BPR</b>	-	1.5 - 2.5	-
<b>TIT</b>	R	2500 - 3000	-
<b>FPR</b>	-	3.5	-
<b>CPR</b>	-	6.0 - 8.0	-
<b>(OPR)</b>	-	約21.0 - 28.0	-

## 3.4.3 航空機性能

航空機性能は離陸滑走距離( $TOFL$ ) / 離陸上昇性能( $SSC$ ) / 初期巡航高度における上昇性能( $ICAC$ ) / 航続距離性能( $RANGE$ ) / 直接運航費( $DOC$ )を評価する。<sup>[21,27,28]</sup> 使用したモデルを下式に示す。

$$TOFL = 40.3 \times \frac{W/S}{C_{Lmax} T/W} \quad (3.2)$$

$$SSC = \frac{N-1}{N} \times T/W - \frac{1}{L/D} \quad (3.3)$$

$$ICAC = V \times (T/W - \frac{1}{L/D}) \quad (3.4)$$

$$RANGE = \frac{V \times L/D}{SFC} \ln\left(\frac{W}{W - W_F}\right) \quad (3.5)$$

$$DOC = DOC_{flt} + DOC_{maint} + DOC_{depr} + DOC_{lnr} + DOC_{fin} \quad (3.6)$$

Where:

$W/S$ : 翼面荷重	$V$ : 速度	$DOC_{flt}$ : 飛行に関するコスト
$T/W$ : 推力重量比	$W$ : 重量	$DOC_{maint}$ : 整備に関するコスト
$C_L$ : 揚力係数	$W_F$ : 燃料重量	$DOC_{depr}$ : 減価に関するコスト
$L/D$ : 揚抗比	$SFC$ : 燃料消費率	$DOC_{lnr}$ : 着陸費などに関するコスト
$N$ : エンジン数		$DOC_{fin}$ : 資金調達に関するコスト

これらの航空機性能を評価するためには機体重量の評価が必要となる。本研究では統計データを利用した重量評価モデルを構築した。式3.7はその基となり、式中の $X$ は各コンポーネントに対して感度をもつ設計変数により構成され、一例として主翼重量の評価式の場合を式3.8に示す。その他のコンポーネントについては文献<sup>[29]</sup>を参考にした。図3.7に示すように、4つの超音速機概念設計結果から線形回帰により評価モデルを得た後に、コンコルドのコンポーネント重量を用いて補正を加えた。<sup>[30,31,32,33,34]</sup> 表3.2に線形回帰および補正後の各係数および相関係数を示す。

$$W_{components} = A \times X^B \quad (3.7)$$

$$W_{wing} = A \times \left( \frac{W_{TO} \times X_{LF} \times B_{wing} \times S_{wing}}{T_{ROOT_{wing}}} \right)^B \quad (3.8)$$

Where:

- $W_{TO}$  : 離陸重量
- $XLF$  : 終局荷重係数
- $B_{wing}$  : 主翼スパン長
- $S_{wing}$  : 主翼面積
- $TROOT_{wing}$  : 主翼翼根厚さ

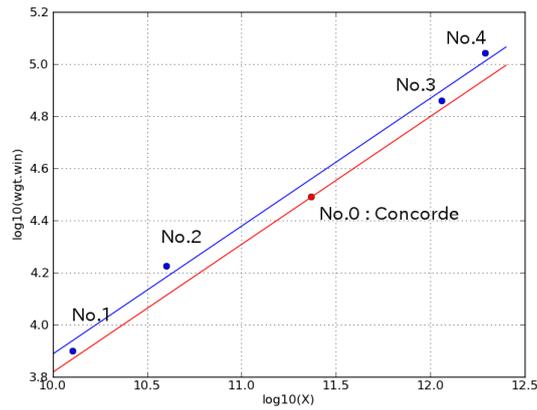


図3.7 主翼重量評価モデル

表3.2 各コンポーネントの重量評価モデルにおける係数および相関係数

	$A$	$B$	$R^2$
Wing	0.15745	0.46578	0.99425
V. Tail	156.47323	0.64237	0.84017
H. Tail	141.14637	0.05127	1.00000
Fuselage	0.22664	1.17475	0.96613
Gear	0.41983	0.81802	0.97057
Nacelle	0.00353	1.28758	0.87773
Engine System	7.85371	0.55808	0.83740

### 3.4.4 環境性能

#### ソニックブーム

ソニックブームを評価するモデルはいくつか提案されている。FirstCut法は巡航速度/高度/重量/機体長といった飛行条件を式3.9に代入することでソニックブームの圧力上昇量を求める手法である。<sup>[35]</sup> ただし、航空機形状の三次元性は考慮されずソニックブームはN型の波形であることを想定しているが、その簡易さ故に航空機設計初期段階の検討に適しているといえる。本論文の第四章と第五章の多目的最適化において本評価モデルが使用される。

$$\Delta P = \beta^{0.25} \sqrt{\rho_h \rho_g} K_a K_R K_s \left(\frac{h}{l}\right)^{-0.75} \quad (3.9)$$

Where:

- $K_a$  : 圧力増幅係数
- $K_R$  : 反射係数
- $K_s$  : 機体形状係数

ソニックブームは飛行条件だけでなく機体形状の三次元性に大きく依存するが、その三次元性を考慮するためにPANAIRと波形パラメータ法を使用する。<sup>[36]</sup> その概要を図3.8に示す。PANAIRで機体表面にソース/ダブレットを分布させた後に、その分布から近傍場での $C_p$ 分布すなわち近傍場波形を求める。<sup>[37]</sup> ただしPANAIRは線形パネル法であるために衝撃波を取り扱うことができないため、その近傍場波形に対してAgingによる非線形修正が必要であるが、修正後の近傍場波形はCFD解析結果や実験計測データとよく一致することが知られている。その後、波形パラメータ法により実在大気条件を考慮して近傍場波形を地上まで外挿することでソニックブーム波形を求めることができる。本論文の第五章において本評価モデルが使用され、機体形状の三次元性を考慮したソニックブームの検討が行われる。騒音値の評価にはPerceived Level(PL)を使用した。<sup>[4,38]</sup> PLに対して衝撃波の厚みが比較的高い感度を有することが知られているが、本評価においてはTailor shock structureが仮定されている。<sup>[39]</sup>

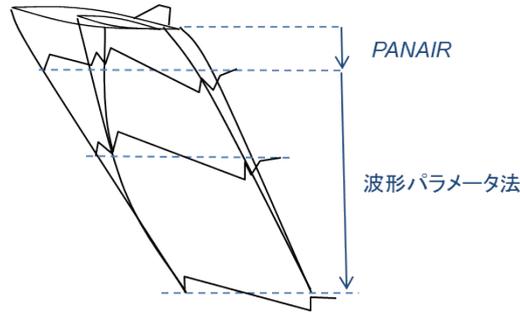


図3.8 PANAIR と波形パラメータ法によるソニックブーム評価の概要

空港騒音

超音速機の場合、空港騒音はエンジン排気速度による影響が支配的である。そこで空港側方騒音値の評価には排気速度との相関関係を使用した。<sup>[40]</sup> 図3.9から読み取った式3.10を使用する。

$$EPNL = 95 + (100 - 95) \frac{(V_j - 1450)}{(1750 - 1450)} \tag{3.10}$$

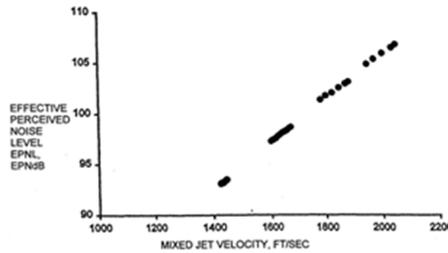


図3.9 機排気速度と空港側方騒音値の相関関係

NO<sub>x</sub>排出

NO<sub>x</sub>は燃焼器内部の温度分布により生成量が変化するため、燃焼器前後の状態変数について高い感度をもつことが知られている。式3.11はN+3超音速旅客機のNO<sub>x</sub>排出量の検討に使用された評価式であり、燃焼器入口そして出口における圧力/温度からNO<sub>x</sub>排出量を直接評価を行なっている。<sup>[5]</sup> 本論文の第四章と第五章の多目的最適化において本評価モデルが使用される。

$$EINO_x = 4.19 \times 10^{-3} T_4 \left( \frac{P_3}{439} \right)^{0.37} e^{(T_3 - 1471)/345} \tag{3.11}$$

Where:

$p_3$  : 燃焼器入口圧力

$T_3$  : 燃焼器入口温度

$T_4$  : 燃焼器出口温度

ただしエンジンサイクルの状態変数だけでなく、燃焼器形態や燃焼方式もNO<sub>x</sub>生成量に対して感度を持つ。図3.10は拡散燃焼方式と予混合燃焼方式による温度分布の概念図を示す。従来の拡散燃焼方式では燃料噴射口直下で局所的に高温部が生じやすく、そのことでNO<sub>x</sub>生成量は増大することが知られている。一方で、予混合燃焼方式は温度分布が燃焼器全体で平滑化されるため、NO<sub>x</sub>低減技術として注目されている。NO<sub>x</sub>生成量に対して感度を持つその他のパラメータとしては、滞留時間、燃焼速度などが挙げられるが、こうした燃焼器内部の現象を厳密に評価するためには非定常物理モデル、非平衡化学モデルが必要となると考えられる。本論文の第五章において燃焼器に関する検討が行われる。

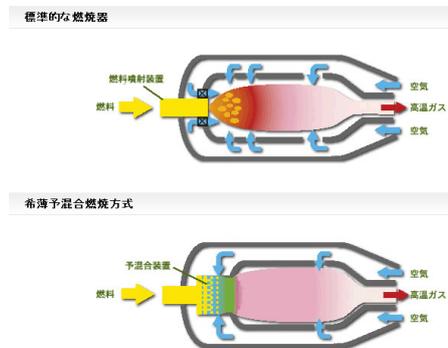


図3.10 燃焼器内部の温度分布<sup>[41]</sup>

#### 気候変動への影響

航空機排気による気候変動への影響をみる際に使用される測定単位はいくつか存在する。最も使用される測定単位には放射強制力(Radiative Forcing)があり、排気擾乱が地球大気に対して余分にもたらすエネルギーを示す。放射強制力は短期間の影響をみる場合には有効であるが、長期間の影響を見る場合には不向きであると考えられている。それは温室効果ガスはそれぞれ滞留時間すなわち寿命が異なるためである。この時間の影響を考慮するために、放射強制力を時間積分することで得られる測定単位を地球温暖化係数(GWP:Global Warming Potential)と呼び、IPCC京都プロトコルで採用された後、多くの研究で使用されている。<sup>[15]</sup> 式3.12に示すように、CO<sub>2</sub>のGWPの比として表される。

$$GWP_i(T) = \frac{\int_0^T RF_i \cdot e^{-\frac{t}{\tau}} dt}{\int_0^T RF_{CO_2} \cdot e^{-\frac{t}{\tau}} dt} \quad (3.12)$$

Where:

$RF$  : 放射強制力

$T$  : 対象期間

$\tau$  : 滞留時間

GWPの問題点としては、対象期間の取り方に任意性があり、誤評価につながる可能性がIPCC Expert Meetingにおいて指摘された。<sup>[42]</sup> 短寿命のガスが数日間の寿命の間に地球にもたらしたエネルギーは地球表面(海洋, 大地)に吸収され徐々に地表平均気温の上昇に反映されていくが、GWPは対象期間が長くなるにつれて徐々にその評価が下がり、短寿命のガスによる寄与分の過小評価につながる恐れがある。GWPの代わりに測定単位として提案されているのが、全球温度変化指数(GTP:Global Temperature Change Potential)であり、排気擾乱が将来の地表平均気温に与える変動を示す。<sup>[43]</sup> 短寿命ガスでも時間軸とともにGTP評価は増加し、合理的な評価であるといえる。超音速機の排気ガス中で最も懸念されている水蒸気は短寿命のガスとされており、超音速機による気候変動への影響を見る場合にはGTP評価が適当であると考えられる。Greweらは超音速機排気による気候変動への影響を大気モデルAirClimとGTPにより評価を行い、その結果をもとにした線形近似モデルClimate Functionを提案した。<sup>[44]</sup>

式3.13に示すように航空機排気によって四種類の温室効果ガスの存在量に変化をもたらす、その結果将来の地表平均気温に変動 $\Delta T$ を与える。式3.13の導出においては、超音速機フリートが2015年に就航開始し2050年に最大就航数に達した後運航を継続するという仮定のもとで、2100年次における地表平均気温に変動 $\Delta T$ を予測している。 $CO_2 / H_2O$ は航空機排気に含まれる成分である。数十年から数百年というオーダーの滞留時間の長さを持つ $CO_2$ による寄与分 $\Delta T^{CO_2}$ は燃料消費量 $FC$ だけの関数となる。一方で、水蒸気としての $H_2O$ による寄与分 $\Delta T^{H_2O}$ は燃料消費量 $FC$ だけでなく巡航高度における気圧 $p_{CA}$ の関数として表される。水蒸気の滞留時間について、対流圏においては降雨などによる循環により短くなるが、高度が上昇するに伴い大気循環が減少し滞留時間が長くなる。したがって、巡航高度は $\Delta T^{H_2O}$ に対して感度を持つことがわかる。 $O_3 / CH_4$ は航空機排気に含まれる $NO_x$ を通じて間接的にその存在量が変化する。 $NO$ が $NO_2$ に変化するとき $O_3$ が増加し、逆に $NO_2$ が $NO$ に変化するとき $O_3$ は減少する。その反応速度は高度に依存し、 $O_3$ が生成から消滅に転じる高度は成層圏の下層である16km(52,000ft)とされている。また、 $CH_4$ については $NO_x$ 排出は $CH_4$ を消滅させる方向に働くことが知られている。

現状において超音速機排気による気候変動への影響をGTPという尺度で予測できるツールは、筆者の知る限り、Climate Functionのみである。そこで本論文の第四章、第五章において本評価モデルが使用される。

$$\begin{aligned} \Delta T(p_{CA}, FC, EINO_x) = & \Delta T^{CO_2}(p_{CA}) + \Delta T^{H_2O}(p_{CA}, FC) \\ & + \Delta T^{O_3}(p_{CA}, FC, EINO_x) + \Delta T^{CH_4}(p_{CA}, FC, EINO_x) \end{aligned} \quad (3.13)$$

$$\Delta T^{CO_2} = 1.65 \times 10^{-10} \times FC$$

$$\Delta T^{H_2O} = (-626 \times \log 10p_{CA} + 1449) \times \frac{FC}{FC_{SCENIC}}$$

$$\Delta T^{O_3} = (-53.44928036 + \sqrt{68730.2188 \times \log 10p_{CA} - 116758.68}) \times \frac{FC \times EINO_x}{FC_{SCENIC} \times EINO_{xSCENIC}}$$

$$\Delta T^{CH_4} = (-109.328255 \times (\log 10p_{CA})^2 + 462.227 \times \log 10p_{CA} - 504.7347) \times \frac{FC \times EINO_x}{FC_{SCENIC} \times EINO_{xSCENIC}}$$

Where:

$p_{CA}$  : 巡航高度における気圧

$FC$  : 燃料消費量

$EINO_x$  : Emission index of NO<sub>x</sub>

$FC_{SCENIC}$  :  $6.77 \times 10^{11}$  kg (FCの基準値 SCENIC project)

$EINO_{xSCENIC}$  : 10.84 g/kg (EINO<sub>x</sub>の基準値 SCENIC project)

### 3.5 設計ツールの妥当性検証

ここではコンコルド模擬形状およびオリンパス593模擬モデルを作成し、シミュレーション結果および実機データと比較することで、各種評価ツールおよびモデルの妥当性を検証する。

#### 3.5.1 空力性能評価ツールの妥当性

比較対象データはナセル無しのコルコルド模擬形状に対してEuler解析により圧力抵抗を、DATCOMにより粘性抵抗を評価を行なっている。<sup>[45]</sup> 図3.11に本評価ツールで使用したコンコルド模擬形状を示す。主翼はダブルデルタ翼でオージー翼を近似した。式3.14に本評価で着目した抵抗係数の式を示す。表3.3には圧力抵抗、表3.4には粘性抵抗の比較結果を示す。 $C_{L0}$ について差が16%であったが、これは主翼ワープ形状を厳密に一致させていないことから生じる誤差であると考えられる。 $K$ については差が3%であったが、これは主翼平面型がよく近似できているためであると考えられる。結果として、最大16%以下の差で評価が行われたことが分かる。

$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + \Delta C_{Di} + C_{Dw} + C_{Df} \quad (3.14)$$

Where:

- $K$  : 誘導抵抗係数
- $C_{L0}$  : WARP効果に $C_L$ 方向のずれ
- $\Delta C_{Di}$  : WARP効果に $C_D$ 方向のずれ
- $C_{Dw}$  : 造波抵抗係数
- $C_{Df}$  : 摩擦抵抗係数

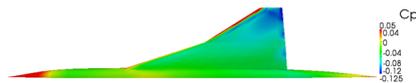


図3.11 PANAIRで使用したコンコルド模擬形状

表3.3 空力性能評価ツールの検証，圧力抵抗について

	Ref <sup>[45]</sup>	NAL-CFD	PANAIR	差
$Mach$	2.0		2.0	-
$K$	0.5276		0.5095	3%
$C_{L0}$	0.01959		0.01654	16%
$\Delta C_{Di} + C_{Dw}$	0.00564		0.00524	7%

表3.4 空力性能評価ツールの検証，粘性抵抗について

	Ref <sup>[45]</sup>	DATCOM	FRICT	差
<b>Mach</b>	2.0		2.0	-
<b>Altitude</b>	50kft		50kft	-
$C_{Df\_fuselage}$	0.00157		0.00163	4%
$C_{Df\_wing}$	0.00300		0.00286	5%
$C_{Df\_tail}$	0.00031		0.00035	13%

### 3.5.2 エンジン性能評価ツールの妥当性

比較対象データはオリンパス593エンジンの文献値である。<sup>[46]</sup> 本評価ではエンジンの主なパラメータを文献値と一致させてサイクル計算を行い，その結果を表3.5に示す．エンジン長については44% と大きな差

が生じているが、それ以外は最大17%の差が生じていることが分かる。

表3.5 エンジン性能評価ツールの検証

		Ref <sup>[46]</sup>	GasTurb	差
Mach	M	0	0	-
Altitude	ft	0	0	-
mdot	lb/s	410	410	-
TIT	R	2640	2640	-
OPR	-	15.5	15.5	-
Length	in	138.2	198.9	44%
Diameter	in	47.9	49.3	3%
FN (dry)	lb	31350	34153	9%
SFC (dry)	/hr	0.70	0.82	17%
Vj	ft/s	-	1909	

### 3.5.3 環境性能評価モデルの妥当性

#### ソニックブーム評価モデルの妥当性

比較対象データはコンコルドの実機による波形データである。<sup>[5]</sup> そのときの飛行条件はMach2.0 / 50kft /  $C_L = 0.10$ で、コンコルドの全長は212ft / 最大離陸重量は400klbである。図3.13にソニックブーム波形を、表3.6にソニックブームの先端圧力上昇量の比較結果を示す。ナセルの無いコンコルド模擬形状ではソニックブームがN型波形にはならなかったが、ナセルの代わりに等価衝撃波を有する軸対称物体を使用した形状からはN型の波形が得られていることが分かる。コンコルドの波形データと比較して、最大で13%の差が生じることが確認された。

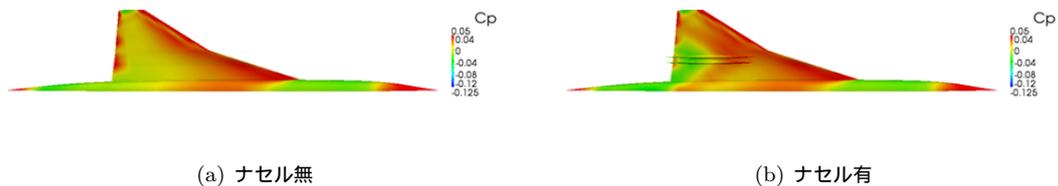


図3.12 表面圧力分布の比較

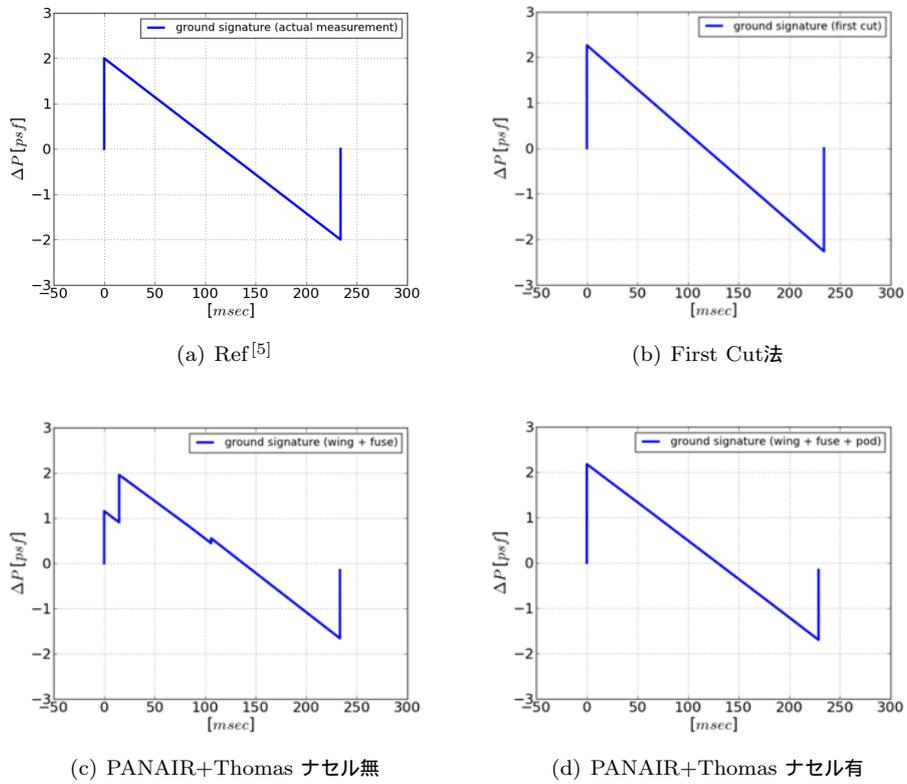


図3.13 ソニックブーム波形の比較

表3.6 ソニックブーム評価モデルの検証

	$\Delta P$	差
	psf	-
Ref <sup>[5]</sup>	2.00	-
First Cut	2.26	13%
PANAIR+Thomas ナセル無	-	-
PANAIR+Thomas ナセル有	2.17	9%

### 空港側方騒音値評価モデルの妥当性

比較対象データはオリンパス593エンジンの文献値である．本検証では文献値の排気速度を評価モデルに代入し，その結果を比較する．表3.7に示されるように差は1%程度であることが分かる．

表3.7 空港側方騒音値評価モデルの検証

		Ref <sup>[13]</sup>	Ref <sup>[47]</sup>	評価モデル	差
<b>Vj (wet)</b>	ft/s	2952	-	-	-
<b>Sideline Noise</b>	EPNdB	-	119	120.1	1%

### NO<sub>x</sub>排出量評価モデルの妥当性

比較対象データはコンコルド実機から観測された排気データである．本検証ではオリンパス593エンジンの模擬モデルを使用しその飛行条件でのオフデザインを行い，得られた状態変数の値を評価モデル(式3.11)に代入した．表3.8に比較結果を示す．この結果からエンジン内部の状態変数について，P3で1% ,T3で3%の差であり，エンジンサイクルを良く模擬できていることが分かる．排気データについてはその平均と比較すると5%の差が生じることが分かる．

表3.8 NO<sub>x</sub>排出量評価モデルの検証

		Ref <sup>[48]</sup>	Ref <sup>[49]</sup>	Ref <sup>[10]</sup>	評価モデル	差
<b>MACH</b>	-	2.00		1.97	2.00	-
<b>ALT</b>	ft	54000	Cruise	52800	54000	-
<b>SFC</b>		1.25	-	-	1.23	-
<b>p3</b>	psia	-	142	-	140	1%
<b>T3</b>	R	-	1512	-	1556	3%
<b>T4</b>	R	-	-	-	2463	-
<b>EINO<sub>x</sub></b>	g/kg	-	-	19.9-27.1	22.2	5%

### 3.5.4 妥当性検証のまとめ

コンコルドおよびオリンパス593エンジンの模擬形状を作成しシミュレーション結果および実機データと比較することで，各評価ツールおよびモデルの妥当性を検証した．エンジン長については44%と比較的大きな差が生じたが，それ以外では最大で17% ，平均で8%の差で評価が行われたことが示された．各種評

価ツールおよびモデルは航空機設計の初期段階である概念設計での使用を念頭に入れており、この差は許容できるレベルにあると考える。

### 3.6 ナセルモデル空力形状の検討

機体系と推進系が交差する部分としてナセルの空力形状が挙げられ、航空機設計の初期段階である概念設計において機体推進統合を図るためにはそのナセル形状を如何に扱うかがひとつ課題であるといえる。3次元パネル法ツールであるPANAIRは計算コストが比較的低い上に3次元形状を考慮できるといった長所をもち、非常に優れた概念設計ツールであるが、その反面でフロースルーナセル形状の計算結果が不安定であることが指摘されている。本節では3次元パネル法での使用を目的としたナセル形状のモデル化について考察する。図3.14および3.15に考察の対象となる2つのモデル形状を示すが、ひとつはナセル形状のフロースルー部を埋めることで衝撃波パターンを合わせることを意図したModelAで、もうひとつはフロースルーナセル形状をマッハコーンにより切って得られた断面積分と一致するようなModelBとする。この2つのモデルの基となったナセル形状は厚み比3%の円弧翼である。この2つのモデルをコンコルド模擬形状に適用しPANAIRによる解析を行った結果を図3.16に示す。(a)に示す表面圧力分布からModelBはナセルから比較的強い衝撃波が生じており、それによって近傍場波形に影響を与えていることが分かる。また主翼および胴体下面の表面圧力分布に対しても影響を与え、空気力 $C_L C_D C_m$ に影響を与える。衝撃波パターンという点ではModelAの方が忠実であることは明らかであり、近傍場波形、 $C_L - \alpha$ 曲線、 $C_m - \alpha$ 曲線においてはModelAの方が正しいと見るべきである。一方で、造波抵抗という点ではModelBの方が忠実であり、 $C_L - C_D$ 曲線におけるボトム抵抗はModelBの方が正しいと見るべきである。図3.16(b)のボトム抵抗についてModelAは42カウント、ModelBは46カウントであり、4カウントすなわち9%の差が生じていることが分かる。本研究ではナセルの衝撃波パターンに合うような軸対称物体ModelAを採用することにするが、その造波抵抗評価において9%程度の差が生じることを認識すべきである。

PANAIRとナセル形状に関連して、その配置位置による近傍場波形への影響について考察する。一般にナセルを主翼の上面側に配置されたとき、ナセルからの衝撃波は主翼により遮蔽されることが予想される。図3.17(a)に示すように、ナセルを主翼上面側に配置した形状、下面側に配置した形状、そしてナセルのない形状、合計三形状についてPANAIRによる計算を行った。図3.17(b)より、ナセルを主翼上面側に配置した形状とナセルのない形状の近傍場波形が一致しており、PANAIRではナセルから生じる衝撃波について主翼による遮蔽効果が正しく反映されているものと考えられる。したがって、ソニックブームとナセル配置に関する検討が可能であることが分かる。

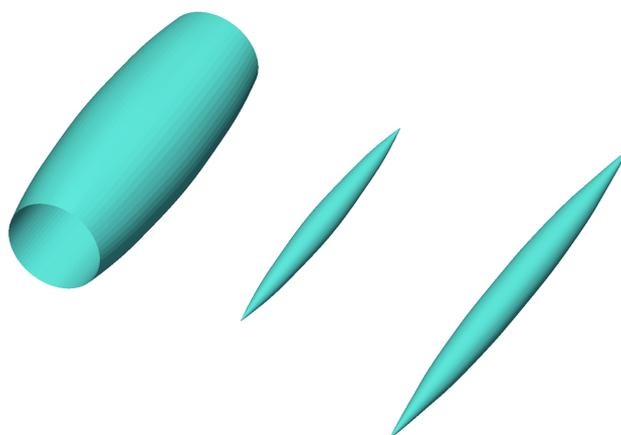
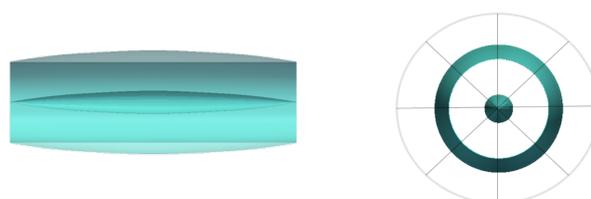
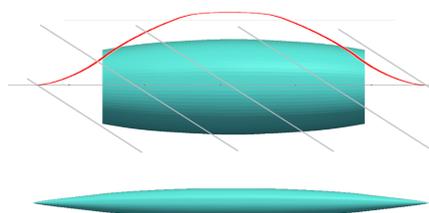


図3.14 ナセルモデル形状(左：ナセル形状，中央：Model A，右：Model B)

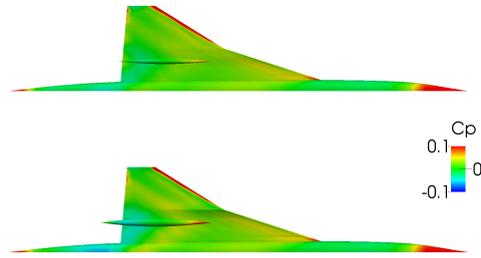


(a) Model A と衝撃波パターンイメージを示す。

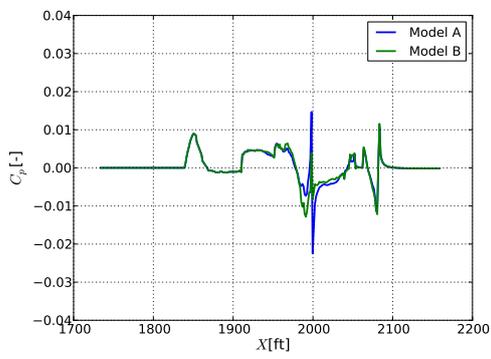


(b) Model B とその基となったナセルの断面積分布を示す。

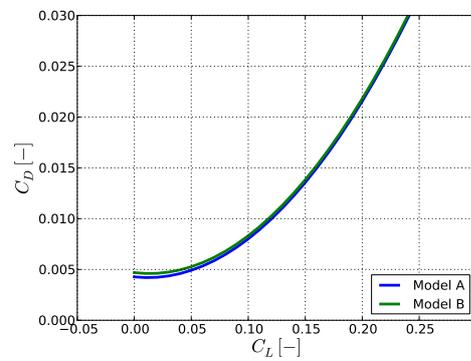
図3.15 ナセルモデル形状のアイデアについて



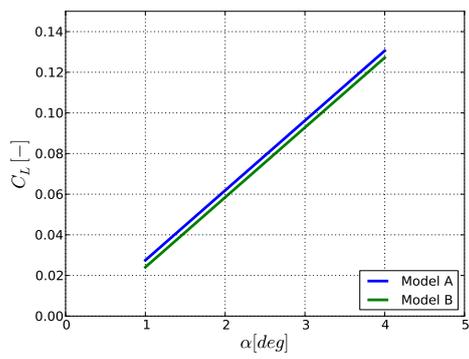
(a) 表面圧力分布(上:Model A 下:Model B)



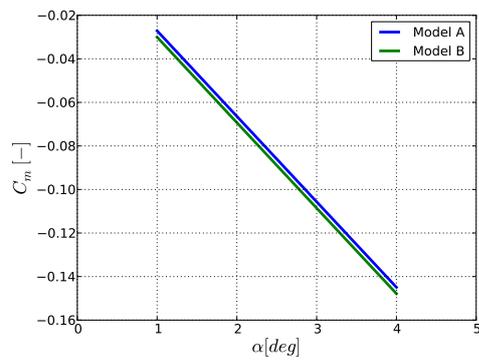
(b) 近傍場圧力波形( $H/L = 5.0$ )



(c)  $C_L - C_D$  曲線

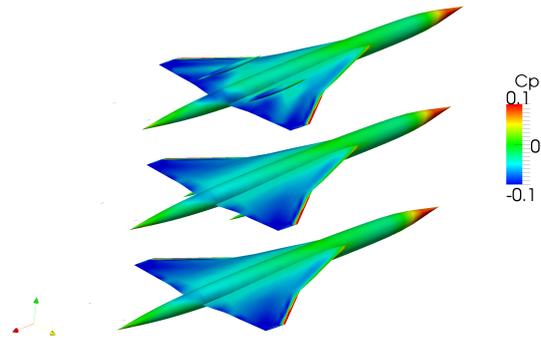


(d)  $C_L - \alpha$  曲線

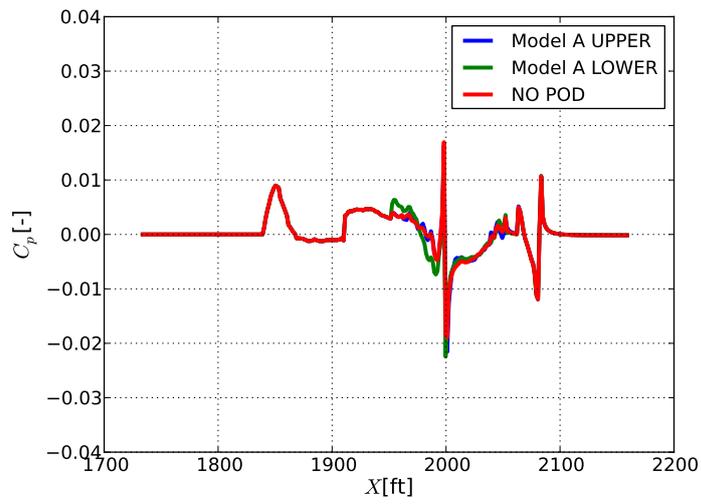


(e)  $C_m - \alpha$  曲線

図3.16 Model A と Model B の空力性能比較( $M2.0$ )



(a) 表面圧力分布(上:主翼上面側 中:主翼下面側 下:ナセルなし)



(b) 近傍場圧力波形( $H/L = 5.0$ )

図3.17 ナセル配置位置による空力性能比較( $M2.0$ )

## 第4章

# 水素燃料とケロシン燃料の比較－設計空間の比較－

### 4.1 概要

超音速旅客機の開発において航空機性能だけでなく環境性能の向上が強く望まれている。本章で取り扱う航空機性能とは離陸滑走距離 / 離陸上昇率 / 高高度上昇率 / 航続距離 / 直接運航費，環境性能はソニックブーム / 空港騒音 / NO<sub>x</sub>排出 / 気候変動への影響である。ここで挙げた評価項目全てに対して設計要求を同時に満たすことが理想であり，そのためには航空機システムを全体最適化が必要となってくる。

本章では超音速旅客機の燃料として水素燃料とケロシン燃料の比較が行われる。それぞれの燃料において任意に選ばれたひとつの設計解を比較することによって各種性能の差を評価することができるが，しかしながらそれは断片的な比較であり，その性能差が生じた理由を説明するため根拠としては乏しいものである。本章ではそれぞれの燃料における設計空間の分析を行い，その結果の比較を試みる。設計空間を分析するための手法はAppendix Aに詳説するが，具体的には寄与度 / 設計可能範囲 / 分類結果を見ることにする。いずれの手法も多変量分析やデータマイニングで使用されてきた技術で，航空機設計分野においては比較的新たに適用が試みられている手法であるが，本章でその適用を試みる。

問題設定について，航空機性能 / 環境性能を評価項目とし，ミッション系 / 機体系 / 推進系を設計変数として扱う。概念設計の初期段階では主翼面積 / 離陸推力が設計変数として選ばれることが多く，航空機性能に強い影響を与えるパラメータであることが知られている。また，主翼平面形 / エンジンサイクルも主翼面積 / 離陸推力に次いで感度が高いパラメータであることが予想され，設計変数に加えることにした。さらに巡航高度および速度といったミッション系のパラメータを設計変数に加えることにした。これは，将来型亜音速旅客機に関する検討例において現在の旅客機よりも低い高度，遅い速度で飛ぶことが環境性能を向上させると報告されているが<sup>[50]</sup>，超音速旅客機の巡航高度および速度についての検討例は少なく，本研究でその点を考察するためである。

以上の設計変数 / 評価項目で構成された設計空間に対して分析手法を適用し、水素燃料とケロシン燃料の比較が行われる。

## 4.2 設計範囲

対象とする超音速旅客機の機体系はコンコルドをベースとし、推進系は4発のターボファンエンジンとする。とくに胴体はコンコルドを参考に形状を作成し、乗客数は100PAXとしている。技術レベルは水素燃料を使用するという点以外に新規技術は考慮しない。なお水素燃料機の燃料タンク重量 / 燃料供給系重量はBrewerらの技術検討を参考にする。<sup>[20]</sup> 表4.1に水素燃料を適用するにあたり考慮した点を示すが、推進系 / 機体系への主な影響が考慮されており、水素燃料機の概念設計段階の検討としては十分であると考えられる。空力性能評価の際にケロシン燃料機、水素燃料機で変更した点はなく、エンジン性能評価においてはGasTurbにおける燃料オプションで変更を行った。

設計変数であるミッション系 / 機体系 / 推進系のパラメータの範囲を表4.2に示す。既存プロジェクトを参考にし、また各評価ツールおよび評価モデルの適用範囲を考慮した上で範囲を設定した。両燃料機を公平に比較するためには設計変数空間を同一に設定することが望ましいが、本検討では主翼面積範囲を取るように設定した。そのひとつの理由として、独自に作成したPANAIR入力用パネル自動生成ツールの適用範囲を考慮したことが挙げられる。もうひとつの理由としては、高高度上昇率、航続距離といった制約条件を満たすために水素燃料機の主翼面積は比較的増加する傾向にあることを事前に把握していたことが挙げられる。したがって主翼面積範囲を同一に設定したとしても制約条件により水素燃料機の主翼面積は増加する方向へ範囲が狭められるものと考え、主翼面積範囲の不一致による比較結果への本質的影響はないと判断した。

評価項目である航空機性能 / 環境性能の評価モデルは第二章で示したが、ケロシン燃料機 / 水素燃料機ともに同一モデルで評価される。表4.3に評価項目を示す。一般的に明確な閾値が存在しない評価項目は目的関数として扱われる。例えばDOCは下げるに越したことはなく、多くの場合目的関数として設定される。一方で閾値が存在する評価項目は制約条件として扱われる。例えばTOFLは空港滑走路長から自ずと閾値が決まるために、多くの場合制約条件として設定される。本検討での評価項目は9項目であるが、その中で目的関数として考えられるものはDOC /  $\Delta T$ であり、いずれも明確な閾値が存在しない項目である。それら以外のTOFL / SSC / ICAC / RANGE / NOISE / EINO<sub>x</sub>は制約条件として選ぶべき項目であると考えられる。また本章においてソニックブームはFirst Cut法によって評価が行われ、その評価値 $\Delta P$ を制約条件として扱うこととする。ただしNASA N+3目標で示されたソニックブーム低減目標値を考えた場合、現状でその目標値を達成することは難しいものと考えられている。<sup>[5]</sup> したがって、本来ならばソニックブームは制約条件ではなく、目的関数として扱うべきと考えられる。第5章においてはソニックブームを目的関

数とした最適化が行われる。

表4.1 水素燃料機設計の際に考慮した点

		Kerosene	LH <sub>2</sub>	
積載燃料	klb	200.0	71.4	熱量の一致を考慮
胴体容積	kft <sup>3</sup>	12.5	30.0	燃料積載を考慮，細長比20は維持
燃料タンク重量	-	0.0	$0.24 \times W_F$	
燃料供給系重量	-	1.0	1.84	
GasTurb燃料オプション	-	Generic	Hydrogen	
水蒸気排出量	-	1	7.21	単位燃料当り，燃焼の反応式を考慮
CO <sub>2</sub> 排出量	-	1	0	単位燃料当り，燃焼の反応式を考慮
NO <sub>x</sub> 排出量	-	1	1	
燃料価格	-	1	3	単位重量当り，熱量等価価格

表4.2 設計変数

設計変数		下限	上限	
巡航高度	ALT kft	45.0	65.0	
巡航速度	MACH -	1.5	2.0	
離陸推力	FN klb	25.0	35.0	
バイパス比	BPR -	1.5	2.5	
圧縮機圧力比	CPR -	6.0	8.0	
タービン入口温度	TIT R	2500	3000	
主翼面積	SWIN kft <sup>2</sup>	3.0	5.0	LH <sub>2</sub> 機では下限6.0，上限10.0
前縁後退角	ΛLE deg	45.0	65.0	
後縁後退角	ΛTE deg	-10.0	10.0	

表4.3 評価項目

評価項目		
直接運航費	DOC	\$/PAX/nm
航続距離	RANGE	nm
巡航高度上昇率	ICAC	ft/s
離陸滑走距離	TOFL	ft
離陸上昇率	SSC	-
側方騒音値	NOISE	EPNdB
巡航時EINOx	EINOx	g/kg
ソニックブーム圧力上昇量	$\Delta P$	psf
地表平均気温変動	$\Delta T$	mK

### 4.3 比較方法

設計空間を網羅するような近似モデルを作成した後、その近似モデル上での寄与度 / 設計可能範囲 / 分類結果を見ることにする。使用した方法の概要を下記に示すが、参考文献などの詳細はAppendix Aに示す。

#### 近似モデル

近似モデルを構築する際に実験計画法によるサンプリングを行った。各設計変数を等間隔にサンプリングを行うとサンプル数が膨大になってしまうため、ラテン超方格法を使用することでサンプル数を低減しながらも設計空間を網羅し、150のサンプルを取得した。近似モデルの作成法としては線形回帰やニューラルネットなどがあるが、その中でサンプル点を必ず通過し非線形的な応答にも対応が可能なKriging法を使用した。

#### 寄与度

寄与度とは変数が関数に与える影響の度合いである。設計空間全体で寄与度を見るための手法として分散分析(ANOVA)が知られている。設計空間が関数モデルで記述されているときに使われる関数分散分析(Functional ANOVA)を使用することにした。

#### 設計可能範囲

設計範囲は制約条件により狭められるが、制約条件を満たした設計可能な範囲を確認することが重要である。一般的に航空機設計の初期段階においては、主な設計変数である主翼面積 / 離陸推力を直交軸とした二次元平面上に制約条件の等値線を描くことで設計可能範囲の確認が行われる。しかしながら、多次元設計変数に拡張したとき直交座標系による表示は困難である。本検討ではその

代替として平行座標系を使用することにした。

#### 分類結果

本検討では一つの航空機に関して9変数、9項目の多次元データを扱うことになる。こうした多次元データを分析することは難しいが、機械学習を用いたデータマイニング法である自己組織化マップによって自動的に設計解を分類することが可能である。本検討ではその自己組織化マップを利用した。

#### 使用したデータ

寄与度解析には構築した近似モデルを使用した。平行座標系と自己組織化マップの作成には、近似モデル上でランダムに取得したサンプルを使用した。その際に、設計空間を網羅することを意識して十分多くのサンプル数(約1万)を取得した。

## 4.4 比較結果

### 4.4.1 寄与度解析

評価項目に対するミッション系 / 機体系 / 推進系の設計変数の寄与度を図4.1に示す。後述するようにミッション系の設計変数が評価項目に与える寄与度が比較的大きいために、機体系 / 推進系の設計変数からの寄与度が見づらい。そこで機体系 / 推進系のみに着目した寄与度を図4.2に示す。

#### ケロシン燃料機

図4.1(a)におけるケロシン燃料機の環境性能に着目する。 $\Delta T$ は高高度でのエンジン排気が将来の地表平均気温に与える変動量を表しているが、ALTによる影響を強く受けることが分かる。温室効果ガスである $H_2O$  /  $CO_2$ 排出と、間接的に温暖化に寄与する $NO_x$ 排出の中で、とくに $H_2O$ 排出は排出高度が高いほど $\Delta T$ を上昇させる。これは対流圏以下で排出された $H_2O$ は降雨によって地表に戻るが、成層圏以上の高高度では降雨がないために大気残留時間が伸びるためである。このように $H_2O$ 排出高度が上がることで、 $H_2O$ 排出量による $\Delta T$ への影響は大きくなることが知られており、そのために $\Delta T$ に対するALTによる寄与が強くなったものと考えられる。

EIN $NO_x$ は燃料1kgを燃焼させたときに発生する $NO_x$ 量を表すが、CPRの影響を強く受けることが分かる。これはCPRが燃焼器前後の状態変数である $p_3 / T_3 / T_4 (=TIT)$ を通じて $NO_x$ 排出量に影響を与えるためである。

NOISEは側方騒音値を表すが、BPR / TITによる影響を強く受けることが分かる。これはBPR / TITがエンジン排気速度を通じて側方騒音値に影響を与えるためである。

$\Delta P$ はN型波形におけるソニックブーム圧力上昇量を表し、First Cut法を用いて評価を行っている。その

ため機体長、重量、巡航速度、高度の関数となっているが、その中でもALTからの影響を最も強く受けることが分かる。

図4.2(a)におけるケロシン燃料機の航空機性能に着目する。DOCに注目すると寄与度が最も大きい設計変数はFN、次点でALEとなることが分かる。DOCの主な内訳は燃料費/整備費/減価償却費で、単位航続距離/単位乗客数における費用を示している。本問題では燃料を一定としているためRANGEが伸びるほど単位航続距離当たりの燃料費は安くなる。また、整備費/減価償却費は機体価格/エンジン価格を反映しているが、機体価格はWTOの関数でエンジン価格はFNの関数としている。こうした背景からDOCはRANGE/WTO/FNと強い相関があると考えられる。

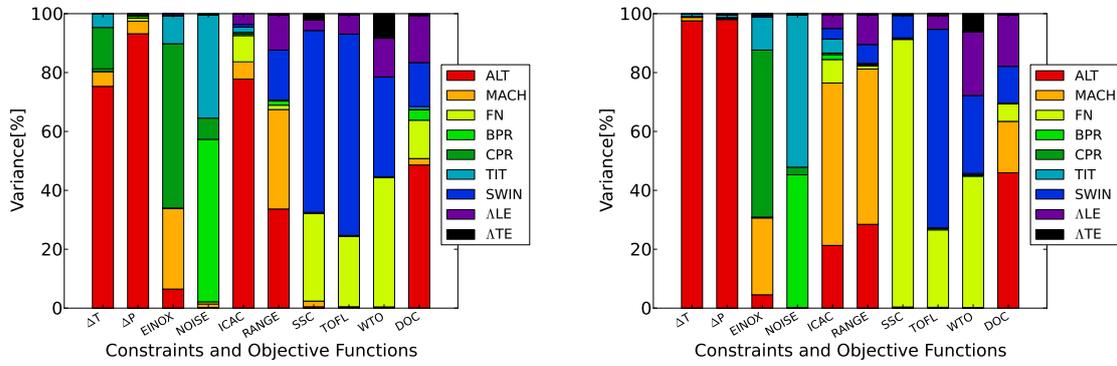
次にICACに注目すると寄与度が最も大きい設計変数はFN、次点でTITとなることが分かる。ICACについても機体系と推進系の両方から影響を受けるが、本設計空間では推進系変数による寄与の方が大きいということがいえる。一方でRANGEに注目すると寄与度が最も大きい設計変数はALE、次点でSWINであると分かる。RANGEは機体系と推進系の両方から影響を受けるが、本設計空間では機体系変数による寄与の方が大きいということがいえる。

一般的に推進系変数は巡航時のSFCを通してRANGEに影響を与えることが知られているが、その影響が比較的小さく見えた理由について考察する。図4.3に巡航時の揚抗比 $L/D$ と燃料消費率SFCに関する寄与度解析結果を示すが、(a)はミッション系の設計変数を変動させた場合、(b)はミッション系の設計変数を固定した場合である。とくに(a)ではMACH以外の寄与は殆ど見ることができない。これはMACH以外の設計変数のSFCに対する感度は僅かであることを意味している。そのために、ミッション系設計変数を固定した設計空間では、SFCの変動は僅かであり、推進系よりも機体系の方がRANGEに対して高い感度をもつ。

#### ケロシン燃料機と水素燃料機

図4.1(a)と(b)におけるケロシン燃料機と水素燃料機の環境性能に着目する。水素燃料機のNOISE/EINO<sub>x</sub>/ΔPについては、ケロシン燃料機とほぼ同じ寄与度分布を持つことが分かる。ただし、水素燃料機のΔTについてはALTからの寄与が大きくなることが分かるが、これは水素燃料機の方が水蒸気排出量が多くなったことが一因として考えられる。なお、水素燃料機のΔTは第5章において詳説する。

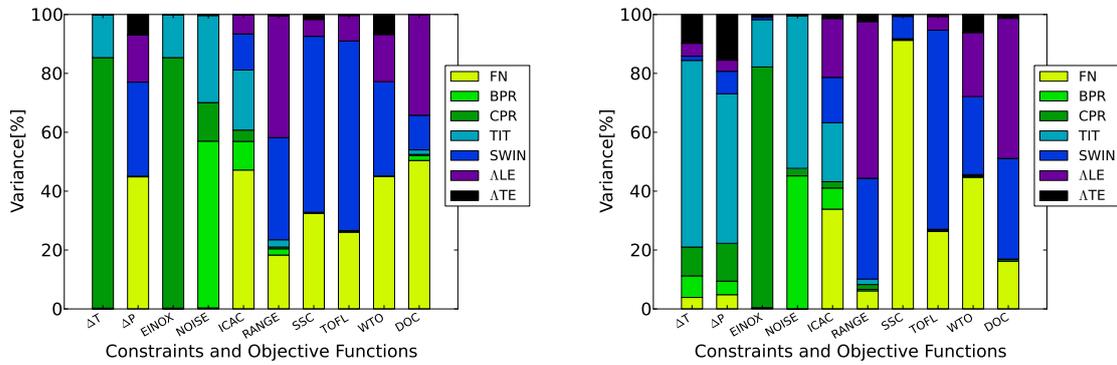
図4.1(a)と(b)におけるケロシン燃料機と水素燃料機の航空機性能に着目する。水素燃料機のSSCについては、FNからの寄与が大きくなることが分かる。式3.3で示されているように、SSCは推力重量比と揚抗比から決定される性能値である。FNが増加するとき、推力重量比は高くなるが、一方でナセル径・長さの変化を通じて揚抗比は低くなる。水素燃料機の機体サイズに対するエンジンサイズの割合は小さい。そのため、FNが揚抗比に与える影響は小さくなり、その結果、FNのSSCに対する影響力は顕著になる。



(a) ケロシン燃料

(b) 水素燃料

図4.1 寄与度解析結果



(a) ケロシン燃料

(b) 水素燃料

図4.2 寄与度解析結果 - ミッション系変数を固定 -

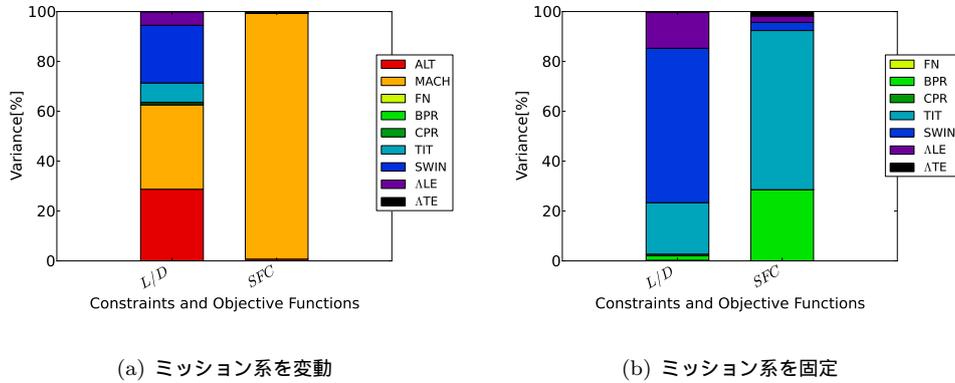


図4.3 揚抗比と燃料消費率の寄与度解析結果

#### 4.4.2 設計可能範囲

##### ケロシン燃料機

図4.4に航空機性能に関する制約条件を科した場合の設計可能範囲を示す．ひとつひとつの線は各サンプルの設計変数ベクトルを表している．

SSCに関する制約条件は $SSC > 0.03$ としたが，これは連邦航空法(FAR)が定めているエンジン4発機片発停止時に求められる上昇勾配である．<sup>[21]</sup> SSCに対して高い寄与度を持つFN / SWINの可変域が制約を受けると予想できるが，図4.4(a)の設計可能範囲を見ると，あまり制約を受けないように見える．ただし制約を受けるかどうかは初期に設定された設計範囲に大きく依存することに注意されたい．

TOFLに関する制約条件は $TOFL < 10000ft$ としたが，これは大規模な国際空港が所有する滑走路長を参考に決定した．図4.4(b)の設計可能範囲を見ると，TOFLに対して高い寄与度を持つFN / SWINの可変域が狭められ，特にSWINの下限側から狭められていることが分かる．

ICACに関する制約条件は $ICAC > 0.0ft/s$ としたが，これは高高度での上昇性能を有する条件として定めた．<sup>[51]</sup> 図4.4(c)の設計可能範囲を見ると，いくつかの設計変数の可変域が限定され，特にICACに対して高い寄与度を持つALT / MACHの上限側から狭められることが分かる．ICACは巡航時の推力 $FN_{cruise}$ と揚抗比 $L/D$ から決定される性能である．式4.1で示されるように $FN_{cruise}$ はエンジンが作り出す運動量から求められ，左辺はネット推力，右辺第一項はグロス推力，第二項はラム抗力と呼ばれる．<sup>[52,53]</sup> ALTを下げるほど空気密度とともに空気流量 $\dot{m}$ は増加し $FN_{cruise}$ が増加する．またMACHすなわち式中の $V$ を下げるほどラム抗力が低減し $FN_{cruise}$ は増加する．それに加えて，ターボファン方式は $\dot{m}$ が推力を担う方式であり高高度における推力低下率が顕著になる．こうした背景からALT / MACHの可変域が上限側から狭めら

れたものと考えられる．関連して，BPRは低下する方向，TITは上昇する方向，すなわち推力低下率を抑える方向に可変域がシフトしていることが分かる．

$$FN_{cruise} \approx \dot{m}(V_j - V) \quad (4.1)$$

$L/D$ という観点からは，一般的に $L/D$ を最大にする最適揚力係数 $C_{Lopt}$ が線形理論から導き出されるが，この事実が設計変数の可変域に対して影響を与えていると考えられる．巡航に必要な揚力係数 $C_L$ は式4.2で示されるが，それが $C_{Lopt}$ に近いほど効率良く巡航できる． $C_L$ を $C_{Lopt}$ に近づけるためには，翼面荷重 $W/S$ もしくは動圧 $0.5\rho V^2$ を変化させる必要がある．ここでは $0.5\rho V^2$ のみを考えると，ALTの可変域が上限側から狭められることが分かっているため，最適点はALTの下限側に存在するものと考えられる．その最適点は後ほど明らかになる．加えて，ALE(図中のLESA)が大きいほど，つまり細長い主翼平面形ほど超音速時における揚力依存抵抗係数が低くなることが知られている．<sup>[54]</sup> こうした背景から設計変数の可変域が限定されたものと考えられる．

$$C_L = \frac{W/S}{0.5\rho V^2} \quad (4.2)$$

$$L/D = \frac{C_L}{K(C_L - C_{L0})^2 + C_{D0}} \quad (4.3)$$

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{KC_{L0}^2 + C_{D0}}{K}} \quad (4.4)$$

RANGEに関する制約条件は $RANGE > 3750nm$ としたが，これはコンコルドと同程度の航続距離性能を有することを想定し定めた値である．図4.4(d)の設計可能範囲を見ると，RANGEに対して高い寄与度を持つALT/MACHの上限側から狭められていることが分かる．RANGEは $L/D$ と $SFC$ から決定される性能である． $L/D$ という観点から考えると，上述の通り， $L/D$ を最大にする点がALTの下限側に存在することが考えられる． $SFC$ は式4.5で示されるように $FN_{cruise}$ と燃料流量 $\dot{m}_f$ の比から決定される．RANGEを向上させるためには $FN_{cruise}$ を増加させる方向が望ましく，特にMACHを下げるほど $SFC$ は向上することが分かっている．また，寄与度解析の結果からTIT/BPRも $SFC$ に対して寄与度を持つが，MACHと比べたら寄与度は小さいために，TIT/BPRの可変域に対してそれほど大きな影響は与えなかったものと考えられることができる．

$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{FN_{cruise}} \quad (4.5)$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}C_p(T_4 - T_3)}{LCV} \quad (4.6)$$

以上，SSC/TOFL/ICAC/RANGEによる制約条件を全て満たす設計可能範囲を図4.4(e)に示す．

図4.5に環境性能に関する制約条件を科した場合の設計可能範囲を示す．環境性能に関する各制約条件はコンコルドを基準にして設定した． $\Delta P < 2.00psf$ は，コンコルドのソニックブームがN型波形で先端圧力

上昇量が約2.00psfであったことを参考にして定めた値である。<sup>[5]</sup>  $NOISE < 97.5EPNdB$ は、コンコルドクラスの航空機に要求されるICAO chapter3側方騒音規制値は100EPNdBであることを参考にして定めた値である。<sup>[12]</sup> ただし、現行のchapter4ではchapter3で定められる離陸/側方/進入騒音規制値の合計から10EPNdB、平均で3.3EPNdBの低減を要求していることを考えると、ここで設定した制約条件は不十分である。 $EINO_x < 12.1g/kg$ は、コンコルドの巡航時NO<sub>x</sub>排出量が約23g/kgであったこと、そして現在の旅客機のNO<sub>x</sub>排出量が約15g/kgであることを参考にして定めた値である。<sup>[9][10]</sup> 以上、 $\Delta P / NOISE / EINO_x$ による制約条件を全て満たす設計可能範囲を図4.5(d)に示す。

航空機性能および環境性能による制約条件が設計可能範囲に与える影響を比較するために、図4.4(e)と図4.5(d)に着目する。注目すべき点として、ALT / FN / TITが相反する方向へ可変域が狭められていることが分かる。とくに巡航時の航空機性能ICACに関する制約条件からALTは下限方向へ、FN / TITは上限方向へ可変域が狭められる。一方で、環境性能 $\Delta P$ に関する制約条件からALTは上限方向へ可変域が狭められ、NOISEに関する制約条件からFN / TITは下限方向へ可変域が狭められる。

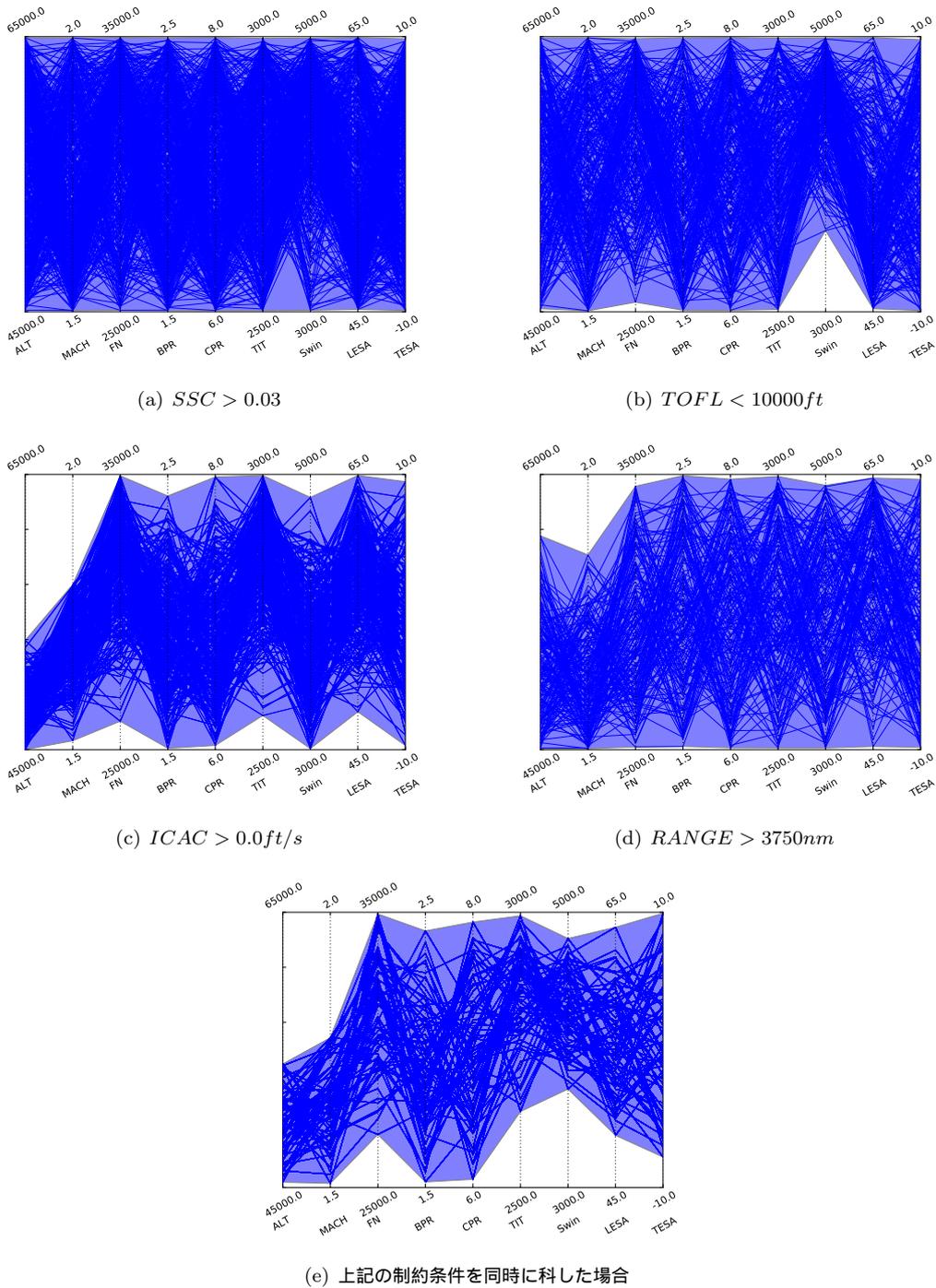
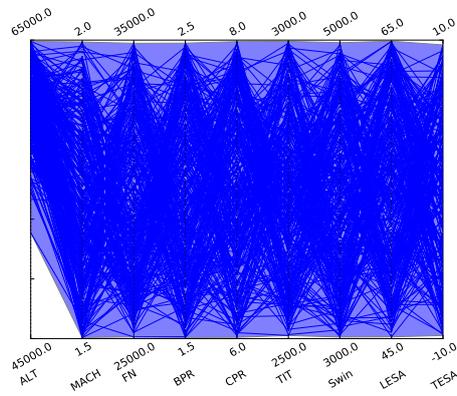
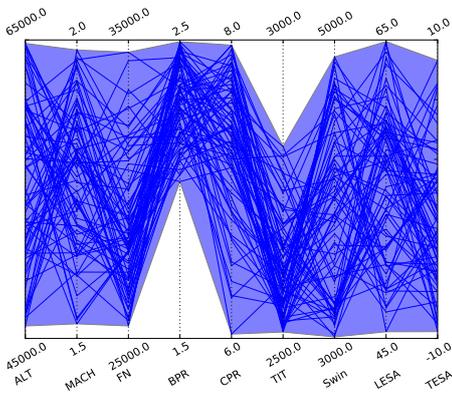


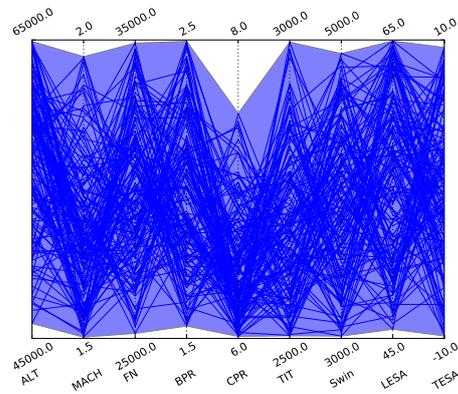
図4.4 航空機性能に関する制約条件と設計可能範囲



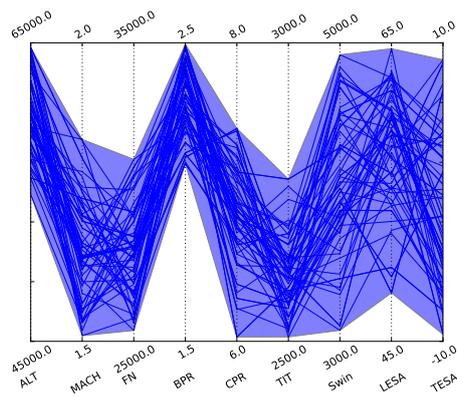
(a)  $\Delta P < 2.00psf$



(b)  $NOISE < 97.5EPNdB$



(c)  $EINOx < 12.1g/kg$



(d) 上記の制約条件を同時に科した場合

図4.5 環境性能に関する制約条件と設計可能範囲

## ケロシン燃料機と水素燃料機

燃料の違いが各評価項目に与える影響を見るために、表4.2に示す設計変数の範囲でランダムサンプリングを行い取得した各評価値の最大値、最小値、平均値を表4.4および表4.5に示す。また水素燃料機のWF/WTOおよびSFCには熱量密度差2.8倍を乗じた値を付記する。この値はケロシン等価値(KE値)と呼ばれ、水素燃料機とケロシン燃料機の比較を簡単にする方法である。[55]

ケロシン燃料機に比べて、水素燃料機の離陸性能SSCおよびTOFLは閾値を超える性能を有することが分かる。SSCは式3.3に示されるように離陸時の $T/W$ および $L/D$ から決定される値である。離陸推力 $FN$ は両者ともに同一範囲内で変化させている。また水素燃料機のWTOは平均値で約20%ほど低減している。したがって水素燃料機の方が高い $T/W$ を有しており、その結果、SSCが向上したものと考えられる。TOFLは式3.2に示されるように離陸時の $T/W$ および $W/S$ から決定される値である。 $T/W$ は上述した通りであるが、 $W/S$ についてはWTO低減効果に加えて、水素燃料機のSWINの方が大きくなる。したがって、水素燃料機の方が低い $W/S$ 、そして高い $T/W$ を有していることから、TOFLが向上したものと考えられる。

ケロシン燃料機よりも水素燃料機のICACは低くなる傾向が見られる。ICACは式3.4に示されるように $FN_{cruise}$ および $L/D$ から決定される性能である。 $L/D$ という観点から考えると、 $C_L$ が $C_{Lopt}$ に近いほど $L/D$ は向上し、その $C_L$ は式4.2で示されるように $W/S$ と $0.5\rho V^2$ から決定される。ただし水素燃料機の方が $W/S$ が低くなる。 $C_{Lopt}$ は一定値であると仮定すると、ケロシン燃料機よりも $0.5\rho V^2$ が低い方向、すなわちケロシン燃料機よりも高いALTに $L/D$ の最適点が存在するものと考えられる。加えてALTが高くなるほど $FN_{cruise}$ は低くなる。この二つの理由からケロシン燃料機よりも水素燃料機のICACは低くなると考えられる。

水素燃料機のRANGEはケロシン燃料機のRANGEとほぼ同じ水準であり、閾値を参照値として1%未満の差であることが分かる。RANGEは $L/D$ 、 $SFC$ そしてWF/WTOから決定される性能である。ケロシン燃料機と水素燃料機のSFC(KE値)に差はほとんど見られない。一方でケロシン燃料機に比べて水素燃料機の $L/D$ の平均値は低いが、水素燃料機のWF/WTO(KE値)の平均値は高い。なおWF/WTOが高いほど、すなわちWE/WTOが低いほど、RANGEは増加する(軽い機体の方が航続距離が伸びる)。このように水素燃料機の $L/D$ 悪化による影響は、WF/WTO(KE値)が改善されることで打ち消される。こうした理由からRANGEに差が見られないものと考えられる。

水素燃料機の $\Delta P$ 、NOISEおよびEINO<sub>x</sub>についてはケロシン燃料機の場合とほぼ同じ水準であり、3%未満の差であることが確認できる。

以上の議論から、水素燃料機の場合においてSSCおよびTOFLの制約条件は大幅に緩和される。しかしながらICACの制約条件はより厳しくなり、設計可能範囲を狭めることが予想される。

表4.4 評価値の比較1

		SSC	TOFL	ICAC	RANGE	ΔP	NOISE	EINOX
		-	ft	ft/s	nm	psf	EPNdB	g/kg
	<b>閾値</b>	<b>0.030</b>	<b>10000</b>	<b>0.0</b>	<b>3750</b>	<b>2.00</b>	<b>97.5</b>	<b>12.1</b>
Kerosene	最小値	-0.041	7780	-155.0	3090	1.80	95.2	9.1
	最大値	0.083	14300	67.6	4440	2.47	102.1	19.0
	平均値	<b>0.030</b>	<b>10400</b>	<b>-55.9</b>	<b>3640</b>	<b>2.05</b>	<b>98.7</b>	<b>13.4</b>
LH <sub>2</sub>	最小値	0.131	2510	-149.0	2500	1.58	98.2	7.9
	最大値	0.211	4500	24.1	4650	2.53	101.4	18.8
	平均値	<b>0.171</b>	<b>3540</b>	<b>-71.0</b>	<b>3620</b>	<b>2.12</b>	<b>99.6</b>	<b>13.0</b>

表4.5 評価値の比較2

		WTO	W/S	T/W	L/D	SFC	KE値	WF/WTO	KE値
		lb	lb/ft	-	-	lb/lb/hr	lb/lb/hr	-	-
Kerosene	最小値	391000	80.7	0.250	5.93	1.01	-	0.479	-
	最大値	417000	133.0	0.345	9.33	1.52	-	0.511	-
	平均値	<b>404000</b>	<b>103.1</b>	<b>0.297</b>	<b>7.63</b>	<b>1.28</b>	-	<b>0.495</b>	-
LH <sub>2</sub>	最小値	321000	33.3	0.301	4.69	0.36	1.01	0.204	0.573
	最大値	349000	54.7	0.419	9.64	0.55	1.53	0.222	0.623
	平均値	<b>334000</b>	<b>42.6</b>	<b>0.359</b>	<b>7.27</b>	<b>0.46</b>	<b>1.30</b>	<b>0.213</b>	<b>0.599</b>

### 4.4.3 分類結果

#### ケロシン燃料機

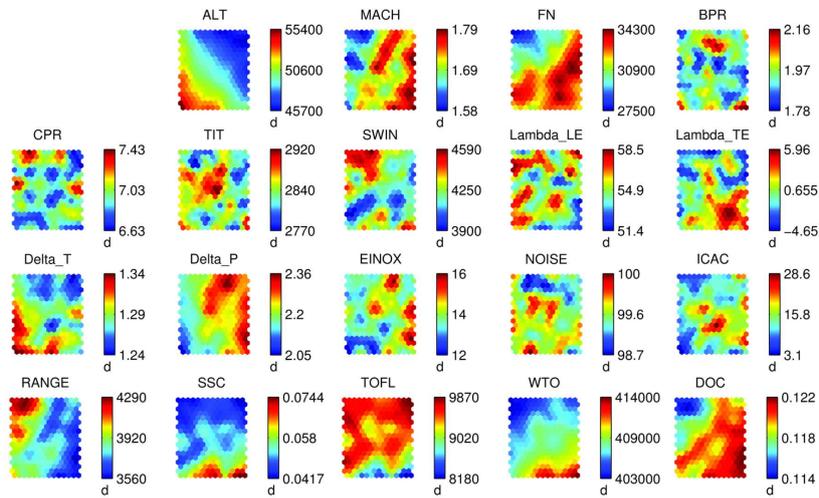
図4.6に制約条件を満たすサンプルを自己組織化マップによって分類した結果を示す。同じ位置にある点はすべて同じ個体を表しており、設計変数は1-2段目、評価項目は3-4段目に示される。なお自己組織化マップを見る際に気をつけるべきことは、相関関係にない設計変数と評価項目に関する議論は誤った結論を導く可能性があり、相関関係を把握した上で考察を行う必要がある。

はじめに図4.6(a)のケロシン燃料機の場合について考察する。DOCは機体価格/エンジン価格/航続距離性能から決まる性能である。機体価格はWTOの関数としているのでWTOとDOCには相関がある。エンジン価格はFNの関数としているのでFNとDOCには相関がある。寄与度解析の結果からRANGEに対して高い寄与度をもつ設計変数はALTとMACHであり、それぞれDOCと相関がある。これらのDOC/WTO/ALT/MACH/FNの5つの自己組織化マップに着目する。DOCが低い個体は自己組織化マップの左上の領域に位置しているが、WTO/MACH/FNの自己組織化マップの左上の領域を見ると同様に低い個体が集中している。したがってDOCが低い個体を選ぶと、それはWTO/MACH/FNも低い個体でもあることを意味している。しかしALTの自己組織化マップの左上領域に関しては設計範囲の中間に位置して、約50000ftであることが分かる。この背景には $L/D$ を最大にする最適揚力係数 $C_{Lopt}$ の存在が関係しているものと考えられる。

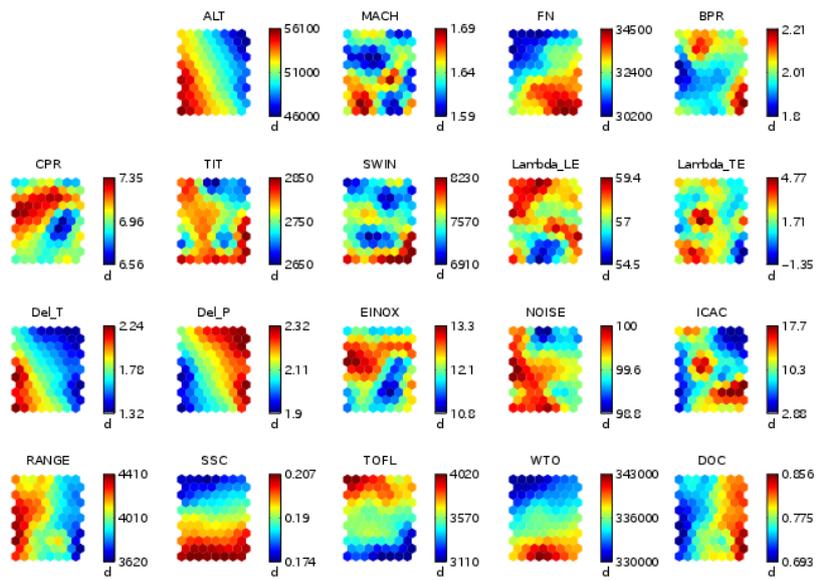
#### ケロシン燃料機と水素燃料機

図4.6(b)に示す水素燃料機においては、DOCが低い個体は自己組織化マップの左中央の領域に分布している。ALTの自己組織化マップの左中央領域に着目すると設計範囲の上限に位置していることが分かる。つまり水素燃料機の場合においては、 $L/D$ の最適点は約56000ft以上に存在し、その周辺においてDOCが低い個体を取り得ることができる。この理由は $L/D$ を最大にする最適揚力係数 $C_{Lopt}$ を考えた時に、水素燃料機の方が $W/S$ が大幅に低減することで $0.5\rho V^2$ も合わせて低減する必要があり、そのためにはALTを高くする必要があったと考えられる。以前の研究から水素燃料機とケロシン燃料機では最適高度が違うことを予測していた。今回の解析は推進系の影響を考慮し設計空間を広げているが、それでもその予測を肯定する結果を得た。

DOCが低い個体すなわち自己組織化マップの左中央の領域について、評価項目である環境性能 $\Delta T$ / $\Delta P$ /EINO<sub>x</sub>/NOISEに着目する。 $\Delta P$ /EINO<sub>x</sub>はDOCと同様に低下することが分かる。一方で $\Delta T$ /NOISEは増加する傾向にある。すなわちDOCと $\Delta T$ 、DOCとNOISEはトレードオフ関係にあることが分かる。



(a) ケロシン燃料



(b) 水素燃料

図4.6 分類結果

## 4.5 機体成立性

本章で得られた結果をまとめ、水素燃料超音速旅客機の機体成立性を考察する。

### 寄与度解析

寄与度解析結果から、ミッション系の設計変数は巡航性能に対する寄与度が比較的高いことが分かった。

またミッション系設計変数を固定した設計空間で行った寄与度解析結果から、高高度上昇性能は推進系設計変数からの寄与が大きく、航続距離性能は機体系設計変数からの寄与が大きいことが分かった。航続距離性能については、燃料消費率に対して巡航速度の寄与が支配的であり、ミッション系設計変数を固定した空間での燃料消費率の変動は僅かであることが一つの理由と考えられる。

加えて水素燃料機とケロシン燃料機の寄与度解析結果を比較したところ、水素燃料機の離陸上昇性能において設計変数である離陸推力による寄与が増すことが分かった。この背景には機体サイズに対するエンジンサイズの割合の違いが考えられる。特に水素燃料機の場合にはその割合が小さいために、離陸推力増加によるナセル抗力増加分が比較的小さくなるためと考えられる。

### 設計可能範囲

各制約条件が設計変数の可変域すなわち設計可能範囲に及ぼす影響を考察し、さらに航空機性能と環境性能に関する制約条件をそれぞれ科した場合の設計可能範囲について比較を行った。その比較結果から、巡航高度、離陸推力およびタービン入口温度の設計可能範囲は相反する方向へシフトする。すなわち航空機性能に関する制約条件によって、巡航高度は低くなる方向、離陸推力およびタービン入口温度は高くなる方向に可変域が狭められる。一方で、環境性能に関する制約条件によって、巡航高度は高くなる方向、離陸推力およびタービン入口温度は低くなる方向に可変域が狭められる。

また水素燃料機とケロシン燃料機の各評価項目を評価値を比較したところ、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の離陸滑走距離および離陸上昇性能は大幅に改善することが分かった。その一方で高高度上昇性能は悪化することが分かった。したがって、水素燃料機の設計可能範囲について、離陸滑走距離および離陸上昇性能の制約条件による影響は軽減されるが、高高度上昇性能の制約条件による影響は強まる。

### 分類結果

自己組織化マップを利用して制約条件を満たす設計解の分類を行い、直接運航費と相関関係にある離陸重量、巡航高度、巡航速度、離陸推力の自己組織化マップについて考察を行った。直接運航費が低くなる設計解は、同時に、離陸重量、巡航速度、離陸推力が低い個体であることが分かった。一方で直接運航費が低くなる設計解の巡航高度は約50000ftであることが分かった。この背景には揚抗

比を最大にする揚力係数の存在が関係しているものと考えられる。

また水素燃料機とケロシン燃料機の分類結果の比較を行った結果、水素燃料機について直接運航費が低くなる設計解の巡航高度は約56000ftであることが分かった。これは揚抗比を最大にする揚力係数を考えた時に、水素燃料機の翼面荷重が比較的小さくなるものが関係しているものと考えられる。

加えて水素燃料機における各評価項目の相関関係について考察した結果、直接運航費と気候変動への影響、そして直接運航費と空港騒音はトレードオフ関係にあることが分かった。

#### 機体成立性

水素燃料超音速旅客機の設計において高高度上昇性能が決定的な制約条件となることが予想される。これは揚抗比を最適にする巡航高度が高いことによる。そして高高度上昇性能を上げるためには離陸推力の増加、タービン入口温度の上昇、巡航速度の低下が必要と考えられる。これは図4.1(b)に示すように、これらの設計変数は高高度上昇性能に対して比較的高い感度を持つからである。NASAによる検討では推力重量比を0.50と比較的高い値を設定しているが(表2.2)、これは高高度上昇性能の制約条件から離陸推力の増加が必要であったためと考えられる。ただし、低翼面荷重によって比較的優位な離陸性能を有する水素燃料機において、高高度上昇性能のためだけに離陸推力を増加することは望ましい解決法とは言い難く、その代償として直接運航費の増加が予想される。また空港騒音による制約条件から制限を受けるために、タービン入口温度上昇による高高度上昇性能向上には限界があるものと予想される。現実的な方向性としては、巡航速度の低減が考えられる。第五章では制約条件の一つとして高高度上昇性能、目的関数に気候変動への影響と直接運航費を設定した多目的最適化が実施され、設計変数(離陸推力/タービン入口温度/巡航速度など)の動向について考察が行われる。なお、新規技術を考慮した場合には、可変サイクルエンジンを用いることで高高度での比推力(排気速度)を上げることがひとつの手段として考えられる。<sup>[56]</sup> 一方で、ケロシン燃料超音速旅客機の設計において離陸滑走路長が決定的な制約条件であり、離陸性能が機体諸元に大きく影響を与えること予想される。したがって、ケロシン燃料機においては高揚力装置といった低速デバイスによる離陸性能向上が求められる。

これまでの議論から低翼面荷重が水素燃料機の重要な特性のひとつであるといえる。低翼面荷重となる理由を整理すると、まず熱量密度の高さに起因する燃料重量の大幅な低減効果が存在しその効果が質量密度の低さに起因する空虚重量増加分を上回る。その結果、離陸重量が低減する。加えて、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の主翼面積は比較的増加する傾向にあることが挙げられる。この背景には主翼と胴体の粘性抵抗が関連していると考えられる。まずケロシン燃料機と水素燃料機の主翼面積が同一である場合、胴体濡れ面積が大きい分だけ水素燃料機の揚抗比は比較的低下する。つぎに水素燃料機の主翼面積のみを増加させた時、主翼に対して胴体による粘性抵抗は相対的に減少していくため、揚抗比は単調に増加する。<sup>[57]</sup> こうした背景から、ケロシン燃料機と同等の揚

抗比を得るために水素燃料機の主翼面積は比較的増加する傾向にあると考えられる．ただし水素燃料機の主翼面積は増加傾向にあるものの燃料を主翼に積載することは難しい．これは水素燃料機のデメリットであると考えられる．

## 第5章

# 水素燃料とケロシン燃料の比較—環境性能の比較—

### 5.1 概要

第四章では設計変数の各評価項目に対する寄与度，制約条件を満たす設計可能範囲，設計解の傾向について考察した．加えて超音速旅客機の燃料として水素燃料とケロシン燃料の比較が行われた．本章では環境性能である気候変動への影響／ソニックブーム／NO<sub>x</sub>排出／空港騒音という観点から詳細な比較検討を行う．

### 5.2 気候変動への影響

ケロシン燃料と水素燃料では組成が異なるという基本的な違いがある．この違いは推進系に対して影響を与え，ケロシン燃料に比べて，水素燃料の燃焼によるCO<sub>2</sub>の排出は無くなるが，H<sub>2</sub>O排出量は単位熱量当たり2.6倍になる．Climate Functionに対して，この事実を反映させることによって両者の気候変動への影響を考察する．

図5.1は排出高度における気圧 $p_{CA}$ に対する地表平均気温変動 $\Delta T$ と各温室効果ガスによる寄与分を示している．ケロシン燃料超音速機では $p_{CA}$ が下がるに連れて，すなわち排出高度が上がるに連れて，トータルの $\Delta T$ は徐々に増加していくことが分かる．NO<sub>x</sub>排出によって大気中のCH<sub>4</sub>は減少するために， $\Delta T^{CH_4}$ は常にマイナスとなる．NO<sub>x</sub>排出による大気中のO<sub>3</sub>存在量変化は排出高度に依存し，高度が上がるに連れて生成から消滅する方向へ変化する．そのために， $\Delta T^{O_3}$ は排出高度が上がるに連れて徐々に減ずる． $\Delta T^{CO_2}$ は排出高度に関係なく一定値となっているが，これはCO<sub>2</sub>の滞留時間が数十年から数百年というオーダーであるために排出高度による影響はないからである． $\Delta T^{H_2O}$ は排出高度とともに値が上昇していくが，これは排出高度によって大気滞留時間が異なり，排出高度が高いほど対流が少なく滞留時間が長くなり温暖化

効果が強くなるためである。

水素燃料超音速旅客機では、 $\Delta T^{CH_4} / \Delta T^{O_3} / \Delta T^{CO_2}$ の寄与分は僅かであり、その一方で $\Delta T^{H_2O}$ が支配的になることが分かる。そして、排出高度が $\Delta T$ に対してより高い感度を持つことが分かる。

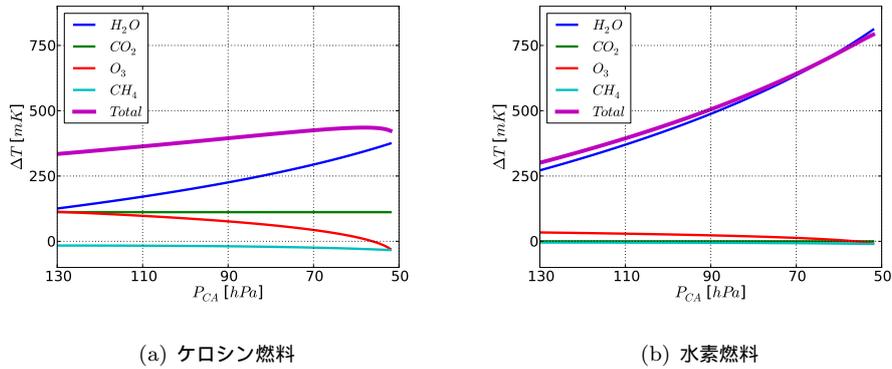


図5.1 各温室効果ガスによる気候変動への影響（気圧130-50hPaは高度48-67kftに対応）

温暖化効果の低減を考えた時に、NO<sub>x</sub>排出量低減を図ることが有効な手段と考えられる。加えて排出高度を低減することは、両者にとって有効であるが、とくに水素燃料機においては唯一の手段であると考えられる。しかしながら、温暖化効果を低減することは航空機性能に対して影響を与えるものと考えられ、航空機における温暖化効果について議論するためには同時に航空機性能についての考察も行わなければならない。実際に第四章では $\Delta T$ とDOCはトレードオフの関係にあることが示されている。ここでは $\Delta T$ とDOCを同時に最適化するために多目的最適化を行い、その結果について考察を行う。

設計変数は表5.2に示すミッション系 / 機体系 / 推進系の9変数と、制約条件は表5.3に示す航空機性能と環境性能に関する7条件とする。設計変数の範囲および制約条件の閾値、そして水素燃料機の設計における前提条件については第四章で考察が行われた。最適化で使用されたアルゴリズムはNSGAIで、表5.1にその設定を示す。最適化の際に使用されたKriging近似モデルは、ラテン超方格サンプリングで取得した150のサンプルを基に構築された。

表5.1 遺伝的アルゴリズムの設定

個体数	256
世代数	32
交叉率	0.80
突然変異率	0.20

表5.2 設計変数

設計変数		下限	上限		
巡航高度	ALT	kft	45.0	65.0	
巡航速度	MACH	-	1.5	2.0	
離陸推力	FN	klb	25.0	35.0	
バイパス比	BPR	-	1.5	2.5	
圧縮機圧力比	CPR	-	6.0	8.0	
タービン入口温度	TIT	R	2500	3000	
主翼面積	SWIN	kft <sup>2</sup>	3.0	5.0	LH <sub>2</sub> 機では下限6.0, 上限10.0
前縁後退角	ALE	deg	45.0	65.0	
後縁後退角	ATE	deg	-10.0	10.0	

表5.3 制約条件と目的関数

制約条件 / 目的関数			
直接運航費	DOC	\$/PAX/nm	Minimized
航続距離	RANGE	nm	> 3,500
巡航高度上昇率	ICAC	ft/s	> 0.0
離陸滑走距離	TOFL	ft	< 10,000
離陸上昇率	SSC	-	> 0.030
側方騒音値	NOISE	EPNdB	< 100.0
巡航時EINO <sub>x</sub>	EINO <sub>x</sub>	g/kg	< 15.0
ソニックブーム圧力上昇量	ΔP	psf	< 2.25
地表平均気温変動	ΔT	mK	Minimized

図5.2に得られたパレート最適解群を示す．また，そのパレート最適解群から抽出された解の諸元を表5.4に示す．

ケロシン燃料機について着目すると，パレート最適解群においてK1は $\Delta T$ 最小解で，K2はDOC最小解である．両者の設計変数のうち有意な差が生じているのはCPR / ALTである． $\Delta T$ 最小解であるK1は， $\Delta T^{H_2O}$ を下げる方向すなわち排出高度が低い方向へ進行したためにALTが比較的小さく，また $\Delta T^{O_3}$ および $\Delta T^{CH_4}$ を下げる方向すなわちNO<sub>x</sub>排出量を低減する方向に進行したためにCPRが比較的小さくなっている．

水素燃料機に着目すると，パレート最適解群においてL1は $\Delta T$ 最小解で，L2はDOC最小解である．両者の設計変数のうち有意な差が生じているのはALTのみである． $\Delta T$ 最小解であるL1は， $\Delta T^{H_2O}$ を下げる方向すなわち排出高度が低く方向に進行したためにALTが比較的小さくなっていることが分かる．ケロシン燃料機の場合と異なり，両者のCPRにおいて有意な差は確認できなかった．これは水素燃料機の $\Delta T$ において $\Delta T^{H_2O}$ が支配的で，それ以外の寄与分は僅かであり，NO<sub>x</sub>排出量は $\Delta T$ に対して殆ど感度を持たないからである．

DOC最小解であるK2およびL2に着目すると，両者のALTは大きく異なる．この背景には， $L/D$ を最大にする最適揚力係数 $C_{Lopt}$ の存在があるものと考えられる．第四章でも指摘したが， $L/D$ を最大にする最適揚力係数 $C_{Lopt}$ を考えた時に，水素燃料機の方が $W/S$ が大幅に低減することで $0.5\rho V^2$ も合わせて低減する必要があり，そのためにはALTを高くする必要があったと考えられる．ただし，第四章で水素燃料機の最適巡航高度は約56000ft以上と予想していたが，L2のALTはそれよりも低い高度となっている．この背景にはICACの制約条件が関係しているものと考えられ，実際にL2のICACは閾値に近い値であることが分かる．

K1 / K2およびL1 / L2を比較すると，K1 / K2は制約条件であるTOFLの閾値に近い値を取っており，一方でL1 / L2はICACの閾値に近い値となっている．これはケロシン燃料機では離陸滑走路距離に関する制約条件が決定的であり，水素燃料機では高高度上昇性能に関する制約条件が決定的であることを意味している．関連してK1 / K2に比べてL1 / L2はMACHが小さく，FNが大きいですが，これは巡航時のネット推力の増加，すなわちラム抗力低減とグロス推力増加を意味しており，第4章のまとめで予測した通りの方向に最適化が進んだことが分かる．ただしK1 / K2に比べてL1 / L2はTITは小さい．後述するが，ケロシン燃料機に比べて水素燃料機は排気ガスの平均分子量が下がることにより音速および排気速度が上がるため，空港側方騒音に関する制約条件が厳しくなる．そのためにK1 / K2に比べてL1 / L2はTITは小さくなったものと考えられる．

図5.3にK1 / K2およびL1 / L2の機体形状を示すが，相似に近い形状であることが分かる．加えて機体サイズに対するエンジンサイズの割合に着目すると，ケロシン燃料機よりも水素燃料機のほうが小さい．この理由はケロシン燃料機と比べて水素燃料機では主翼 / 胴体サイズが比較的大きいにもかかわらず，離陸推力は同程度のためである．

全体的な傾向としてケロシン燃料機よりも水素燃料機の $\Delta T$ は数十%のオーダーで高くなることが分かる。これは水素燃料機は比較的高い巡航高度において揚抗比が最適となり、さらに水素燃料機では巡航高度の $\Delta T$ に対する感度が比較的高いことが要因として考えられる。加えてケロシン燃料機と水素燃料機のDOCは同程度であることが分かる。水素燃料機設計の前提条件として単位重量あたりの水素燃料の価格をケロシン燃料の3倍と設定したが、これは単位熱量あたりではおおよそ等しい価格設定である。DOCは航空機の機体成立性を議論する上で重要な指標であり、燃料価格に大きく依存する。DOCという観点からの水素燃料機成立の必要条件は、ケロシン燃料と単位熱量当たりで同程度の燃料価格が実現できること、といえる。

表5.4 抽出されたパレート最適解の諸元

		Kerosene		LH <sub>2</sub>	
		K1	K2	L1	L2
ALT	ft	49160	50457	50979	53944
MACH	-	1.62	1.65	1.57	1.56
FN	lb	29921	28308	30010	30021
BPR	-	2.02	2.06	2.09	2.03
CPR	-	6.58	7.09	7.23	7.18
TIT	R	2720	2734	2644	2649
SWIN	ft <sup>2</sup>	4244	4332	7470	7307
$\Delta$ LE	deg	56.3	58.0	56.5	56.5
$\Delta$ TE	deg	-3.0	-2.1	1.5	0.7
DOC	\$/nm/pax	0.112	0.107	0.116	0.110
RANGE	nm	4486	4711	4513	4809
ICAC	ft/s	46.5	41.2	14.8	0.1
TOFL	ft	9960	9940	3921	3975
SSC	-	0.041	0.038	0.169	0.168
NOISE	EPNdB	98.9	98.0	98.1	98.2
EINOx	lb/klb	10.6	12.9	11.1	10.5
$\Delta$ P	psf	2.19	2.20	2.20	1.97
$\Delta$ T	mK	1.16	1.21	1.32	1.85

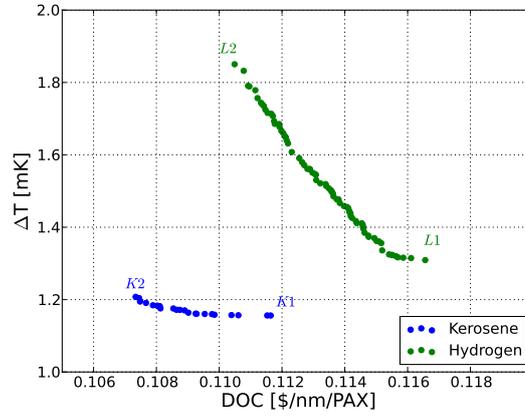


図5.2 パレート最適解群

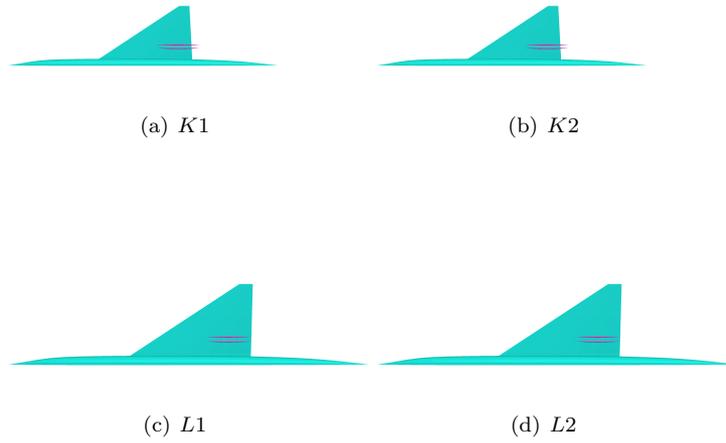


図5.3 抽出されたパレート最適解の形状

## 5.3 ソニックブーム

ケロシン燃料に比べて水素燃料は質量密度が低いと同時に熱量密度は高いという重要な性質の違いがある。この違いがソニックブーム特性に与える影響について考察を行う。

本論文ではこれまでFirst Cut法を使用しN型波形を仮定したソニックブームの先端圧力上昇量を評価してきたが、現在主流となるソニックブーム評価メトリクスはPLdBであることを考えると、より高精度なソニックブームの評価が必要となる。そこで本節ではPANAIRとThomas法を組合わせた手法を使用し、ソニックブームと機体三次元形状に関する評価を行う。またNASA N+3目標で示されたソニックブーム低減目標値を考えた場合、現状でその目標値を達成することは難しいものと考えられている。<sup>[5]</sup> 本節ではソニックブームのみを目的関数とする機体形状最適化を試み、そこで得られた低ブーム形状を使用して水素燃料機とケロシン燃料機のソニックブーム特性の違いについて考察を行う。加えて一般配置を考慮した胴体形状および翼胴形状と航空機性能に関する考察を行う。

### 5.3.1 胴体形状

はじめに胴体形状について検討する。胴体の長さ、最大幅、最大高さを $L, B, H$ とし、 $B/H$ を断面アスペクト比、 $B/L$ を投影アスペクト比、 $L/\sqrt{BH}$ を細長比と呼ぶ。

#### 断面アスペクト比

ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の胴体容積は増加し、それに合わせて胴体断面積も増加する。そうした状況下において胴体内における客席/貨物/燃料タンクの配置を考えた時、一般的な旅客機に採用される真円形ではなく、楕円形などの非真円形が好ましい場合がある。本節では3つの断面アスペクト比を有する胴体形状について考察する。対象となる形状を図5.4に示す。ここで断面アスペクト比は各ステーション位置で一定であり、3つの機体はそれぞれ同じ胴体容積、細長比、主翼面積を有する。

図5.5に空力性能を示す。近傍場波形および $C_L - C_D$ 曲線について大きな違いは見られない。一方で $C_L - \alpha$ 曲線は胴体形状 $B/H = 0.67$ は揚力が最も大きく、 $B/H = 2.00$ は揚力が最も小さいことが分かる。これは主翼濡れ面積によるものと考えられ、その面積が最も大きくなるのは $B/H = 0.67$ 、最も小さくなるのが $B/H = 2.00$ である。揚力傾斜はそれぞれ同程度である。これは $B/H = 2.00$ まで胴体を幅広くしたとしても、水素燃料機のように胴体長が長い機体においては、投影アスペクト比 $B/L$ が揚力傾斜に変化を与えるほど大きくはならないことが分かる。一般的に、幅広胴体は胴体からの揚力が期待されるが、本比較では胴体キャンバーをそれぞれ一様に設定しているためにその効果は確認できず、むしろ幅広胴体にする主翼濡れ面積減少によって揚力が小さくなるという結果を得た。しかし、幅広胴体は投影面積が広い

めに揚力に対する胴体キャンバーの感度は高くなるものと考えられる。

表5.5にそれぞれの重量性能を示す。 $B/H$ を変化させることで胴体濡れ面積と胴体重量、そして離陸重量が変化する。真円断面である $B/H = 1.00$ が最も胴体濡れ面積が小さく、その結果胴体重量が最も軽くなる。 $B/H = 2.00$ とすると真円断面と比べて離陸重量は1.5%増加することが分かる。

本性能評価では第二章で示した簡易推算法を用いており、胴体濡れ面積の効果が重量性能評価に反映されている。しかし、 $B/H = 2.00$ のような胴体の場合、与圧荷重によるフープ荷重に対するマルチバブル構造や翼胴結合部荷重についてのスパン方向分散効果など、濡れ面積効果以外の要素が重量性能に影響を与えることが考えられる。

表5.6に航空機性能を示す。断面アスペクト比 $B/H$ を変化させることによるDOCへの影響は僅かであり、その他の航空機性能に与える影響も3.0%以内であることが分かる。本検討の結論としては、ある程度の断面アスペクト比の変更は許容されるべきと考えられる。

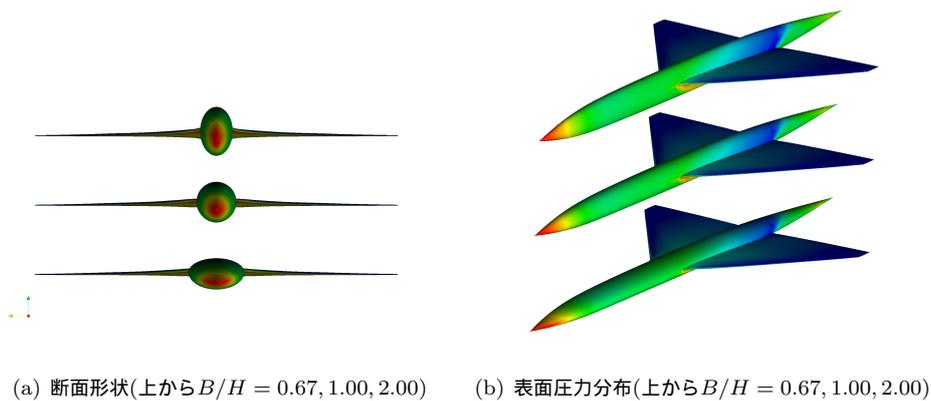
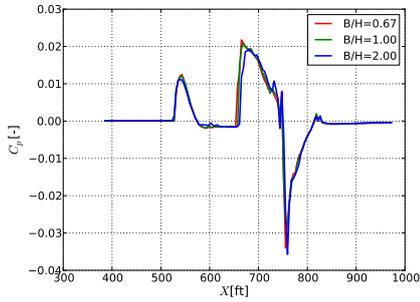
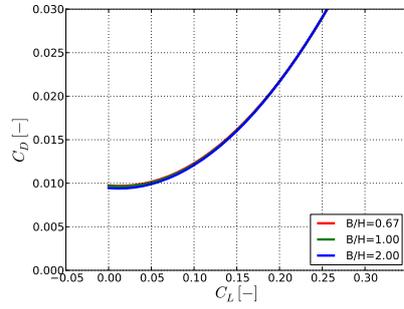


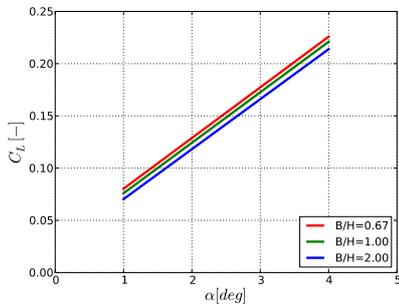
図5.4 断面アスペクト比に関する形状比較



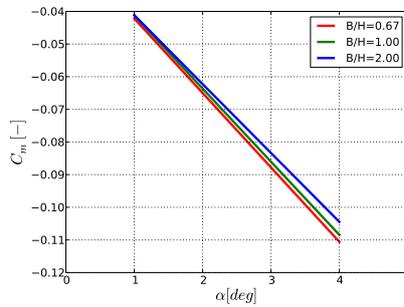
(a) 近傍場圧力波形( $H/L = 5.0$ )



(b)  $C_L - C_D$ 曲線(圧力抵抗+粘性抵抗)



(c)  $C_L - \alpha$ 曲線



(d)  $C_m - \alpha$ 曲線

図5.5 断面アスペクト比に関する空力性能比較( $M1.57$ )

表5.5 断面アスペクト比に関する重量比較

$B/H$	0.67	1.00	2.00
胴体濡れ面積	1.021	1.000	1.061
胴体重量	1.011	1.000	1.033
離陸重量	1.002	1.000	1.015

表5.6 断面アスペクト比に関する航空機性能比較

$B/H$	0.67	1.00	2.00
RANGE	0.992	1.000	1.002
ICAC	0.984	1.000	1.016
TOFL	1.005	1.000	1.027
SSC	0.995	1.000	0.973
DOC	1.008	1.000	0.999

## 細長比

断面アスペクト比 $B/H$ と同様に，細長比 $L/\sqrt{BH}$ は胴体内における客席や貨物の配置と関連があるパラメータである．それと同時に超音速飛行時の空力性能に影響を与えるパラメータであることが知られており，摩擦抵抗と造波抵抗の和を最小にする細長比の存在が知られている．本節では3つの細長比を有した胴体形状について考察する．対象となる形状を図5.6に示す．3つの機体はそれぞれ同じ胴体容積，断面アスペクト比，主翼面積を有する．

図5.7に超音速飛行時の空力性能を示す． $C_L - \alpha$ 曲線および $C_m - \alpha$ 曲線について大きな違いは見られない． $C_L - C_D$ 曲線におけるボトム抵抗は細長比 $L/\sqrt{BH} = 15$ のとき109cts， $L/\sqrt{BH} = 25$ のとき97cts， $L/\sqrt{BH} = 25$ のとき91ctsとなる．近傍場波形に見られる特徴は，胴体先端からの衝撃波と波形の継続時間にある．近傍場波形の違いからソニックブーム騒音値の違いを議論することは出来ないが，低ブーム設計の方針に影響が出てくるものと考えられる．

表5.5にそれぞれの重量性能を示す．胴体容積は一定という条件のもとで細長比を変化させると，胴体長，径，濡れ面積に変化が生じ，その結果が重量に反映される．

表5.6に航空機性能を示す．断面アスペクト比を変化させた場合と比較して，細長比は空力性能，重量性能に大きく影響を与える．その影響をDOCで換算すると，細長比が大きいほど有利であることが分かる．また細長比が大きいほど離陸性能は悪化するが，その一方で高高度性能は改善する．離陸性能と巡航性能のマッチングが課題となっている水素燃料機にとって，細長比を大きくすることは有利に働くと考えられる．しかしながら，本検討で着目している航空機性能以外の要素が細長比を制限する可能性が高いことに注意が必要である．

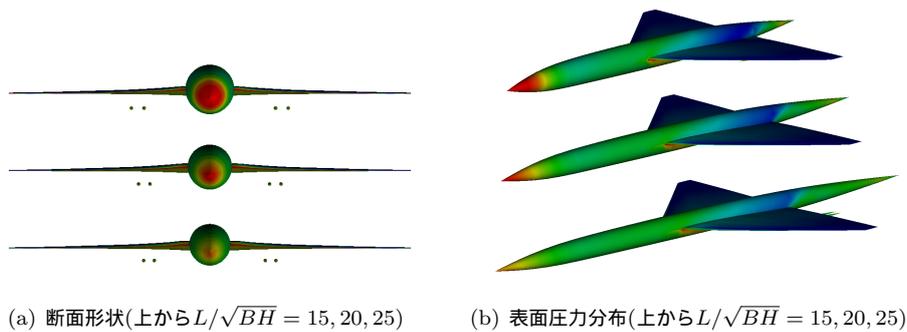
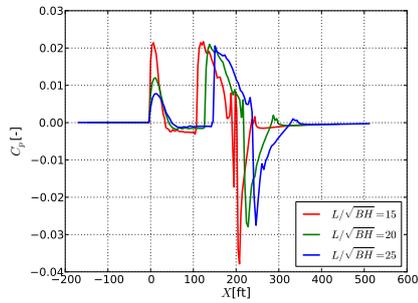
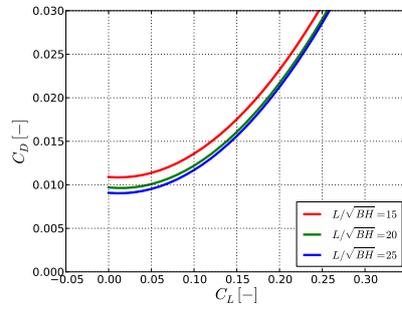


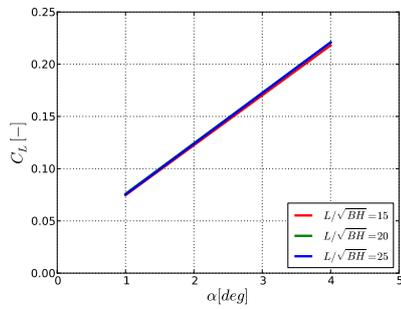
図5.6 細長比に関する形状比較



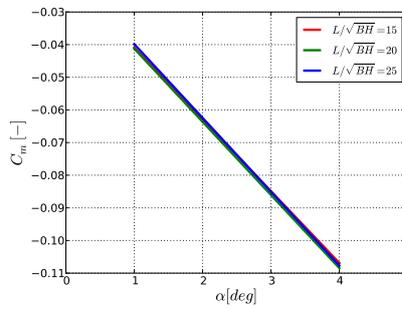
(a) 近傍場圧力波形( $H/L = 5.0$ )



(b)  $C_L - C_D$  曲線 (圧力抵抗+粘性抵抗)



(c)  $C_L - \alpha$  曲線



(d)  $C_m - \alpha$  曲線

図5.7 細長比に関する空力性能比較( $M1.57$ )

表5.7 細長比に関する重量比較

$L/\sqrt{BH}$	15	20	25
胴体長	0.826	1.000	1.160
胴体径	1.103	1.000	0.932
胴体濡れ面積	0.908	1.000	1.077
胴体重量	0.976	1.000	1.020
離陸重量	0.927	1.000	1.061

表5.8 細長比に関する航空機性能比較

$L/\sqrt{BH}$	15	20	25
RANGE	0.909	1.000	1.031
ICAC	0.683	1.000	1.079
TOFL	0.956	1.000	1.035
SSC	1.051	1.000	0.955
DOC	1.096	1.000	0.971

### 5.3.2 主翼および胴体形状

前節の直接運航費DOCと温暖化効果 $\Delta T$ に関する最適化結果(図5.3)から, Tube-Wing方式を想定した設計をする限り, 幾何学的な相似形状において水素燃料機とケロシン燃料機で大差はないものと考えられる. 多くの研究者によって超音速旅客機の主翼/胴体形状の空力最適化に関する検討がされてきたが, 本節では独自に構築した設計環境を利用して主翼/胴体形状について再考する.

#### 幾何形状定義

検討対象となるベース機体は図5.3で示したL1とし, 諸元についても表5.4で示した通りである. 探索される主翼/胴体形状に関する変数を図5.8に示す. 胴体半径分布を決めるNURBS制御点をステーション10, 20, 60, 80%位置に設定し, 主翼は内翼についてLEX(Leading edge extension), TEX(Trailing edge extension)およびKINK位置を設定した. 表5.9に設計変数の範囲を示す. 胴体形状については断面アスペクト比 $B/H = 2.00$ および細長比 $L/\sqrt{BH} = 20$ とし, 胴体キャンバーを翼根に沿うように設定した. 主翼形状については前縁後退角 $56.5\text{deg}$ , 後縁後退角は $0.0\text{deg}$ , 先端位置は胴体長の40%とした. ナセルについては長さ $34\text{ft}$ , 厚みは3%とし, 取付位置は主翼後桁付近に合わせた. 水平尾翼面積は主翼面積の12%とした. 表5.9に示した設計変数範囲の下限, 上限で定義された機体を図5.9に示す. 胴体容積, 細長比, 主翼参照面積は同一であるが, 大きく変化する様子が見られる.

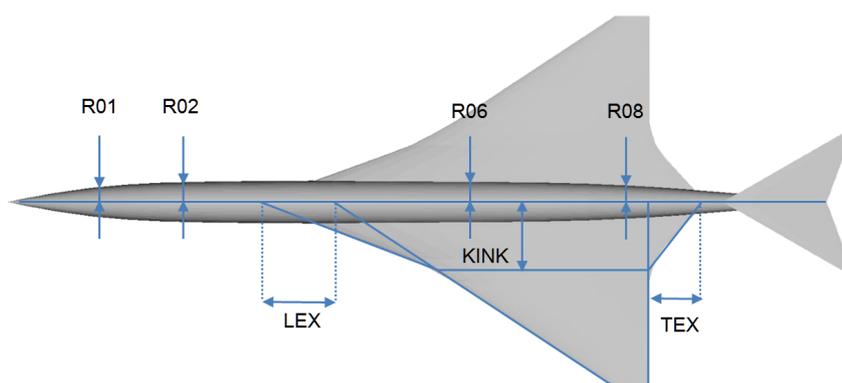


図5.8 形状の定義

表5.9 設計変数の範囲  $R06 = 1.00$ 

設計変数	下限	上限	参照値
R01	0.25	0.75	胴体最大幅
R02	0.50	1.00	胴体最大幅
R08	0.70	0.90	胴体最大幅
LEX	0.00	0.70	主翼翼根長
TEX	0.00	0.20	主翼翼根長
KINK	0.30	0.70	主翼スパン長

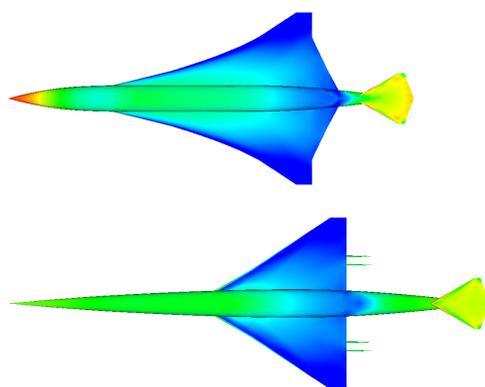


図5.9 設計変数範囲の下限 / 上限の機体(上：上限，下：下限)

## 寄与度解析および設計可能範囲

ラテン超方格法を利用した実験計画法によりサンプリングを75通り行い、ソニックブーム計算でエラーが発生しなかった69のサンプルを取得した。

図5.10に航空機性能に対して行った分散分析による寄与度解析の結果を示す。全体的に主翼の変数による寄与が大きいたことが分かる。とくにSSC / TOFL / WTOに対してはLEXからの寄与度が高いことが分かった。またICAC / RANGE / DOCに対してはTEXからの寄与度が高いことが分かった。なおソニックブームに対する寄与度については、サンプル群を変えるごとに寄与度分布が変化し、定常的な結論を導くに至らなかった。それはソニックブームのメトリクスであるPLdBは局所的な変化に対する感度が高いことが原因と考えられる。

図5.11に自己組織化マップによる分類結果を示す。LEXとWTOに着目すると、LEXが大きいほどWTOが増加することが分かる。すなわち、前縁後退角を増すことでWTOが増加することを意味している。次にLEXとTOFLに着目すると、LEXが大きいほどTOFLが長くなることが分かる。TOFLは $T/W$ および $W/S$ により決定される性能値であるが、LEXが大きくなることでWTOが増加し、それに伴って $T/W$ が減少し、 $W/S$ が増加することが理由として考えられる。次にLEXとSSCに着目すると、LEXが大きいほどSSCが向上することが分かる。SSCは $T/W$ と $L/D$ により決定される性能値であるが、LEXが大きくなることで $T/W$ は減少するが、その一方で主翼濡れ面積が増加することで $L/D$ が向上し、その $L/D$ 向上効果が $T/W$ 減少効果を上回ることがSSCが向上するものと考えられる。次にTEXとRANGEに着目すると、TEXが小さいほどRANGEが長くなることが分かる。RANGEは $L/D$ により決定される性能値であるが、TEXが小さいことで $L/D$ が向上したことが理由として考えられる。

表5.10に得られたサンプル群の性能値の範囲を示す。ソニックブームに着目すると最小値は93.7PLdB(79.0dBA)、最大値は100.78PLdB(87.2dBA)であり、その最小解および最大解について図5.12に比較する。先端ブームについて、胴体先端からの衝撃波は両者ともに統合されず地上まで伝播するが、最大解において外翼付近の衝撃波が大きく立ち上がっていることが分かる。後端ブームについて、両者ともに主翼付近からの膨張波が尾翼からの圧縮波によって打ち消されていることが近傍場波形にて確認できるが、最大解においては主翼付近からの膨張波が大きいために整理統合が進み地上波形にて大きな衝撃波となっている。地上波形における衝撃波の数は、最小解において4つあり(290sec付近の小さな衝撃波は含めず)最大で0.6psfであるが、一方の最大解においては3つあり最大で1.4psfである。そのため約7PLdBの差が両者間に存在する。この主因は胴体 / 主翼の幾何形状にあるが、巡航迎角の違いも一因として考えられる。ソニックブーム最小解においては実質主翼面積が比較的大きいことで、必要揚力係数を得るための迎角が小さくなり、結果として主翼からの衝撃波が比較的小さくなったものと考えられる。

表5.10 性能値の範囲

	Sonic Boom PLdB	ICAC ft/s	RANGE nm	SSC -	TOFL ft	WTO lb	DOC \$/nm/PAX
最小値	93.72	13.00	3383	0.157	3767	339017	0.113
最大値	100.78	42.00	3875	0.162	3880	344822	0.129
平均値	97.25	36.79	3779	0.160	3826	341941	0.116

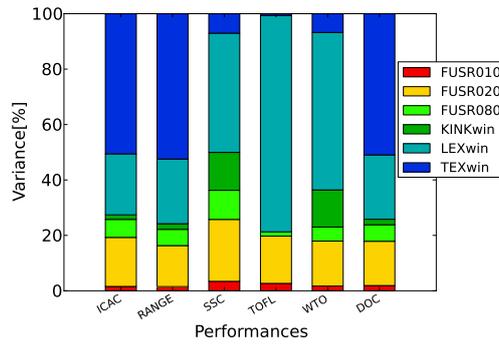


図5.10 寄与度解析

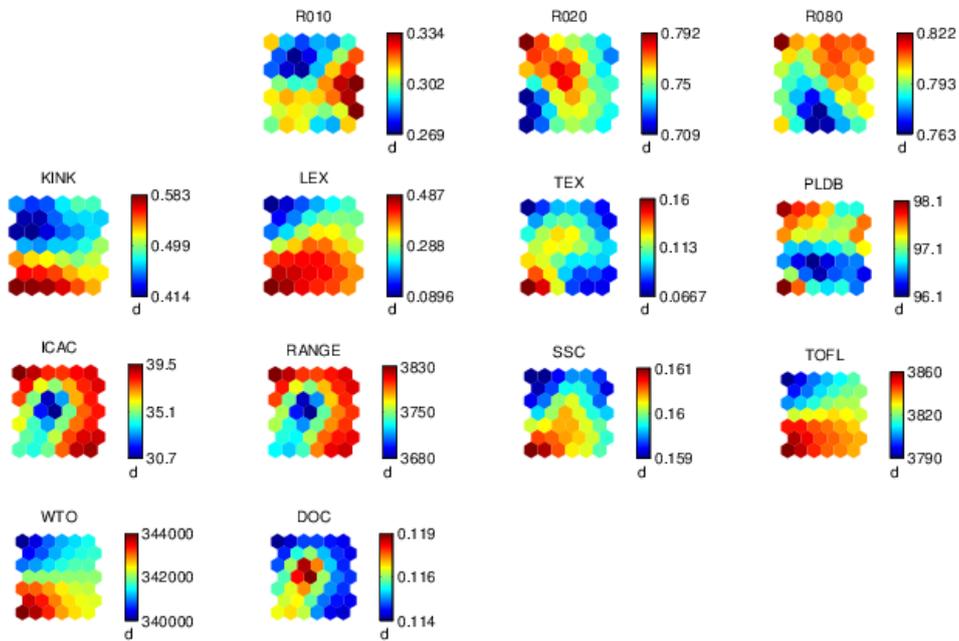


図5.11 設計解の分類

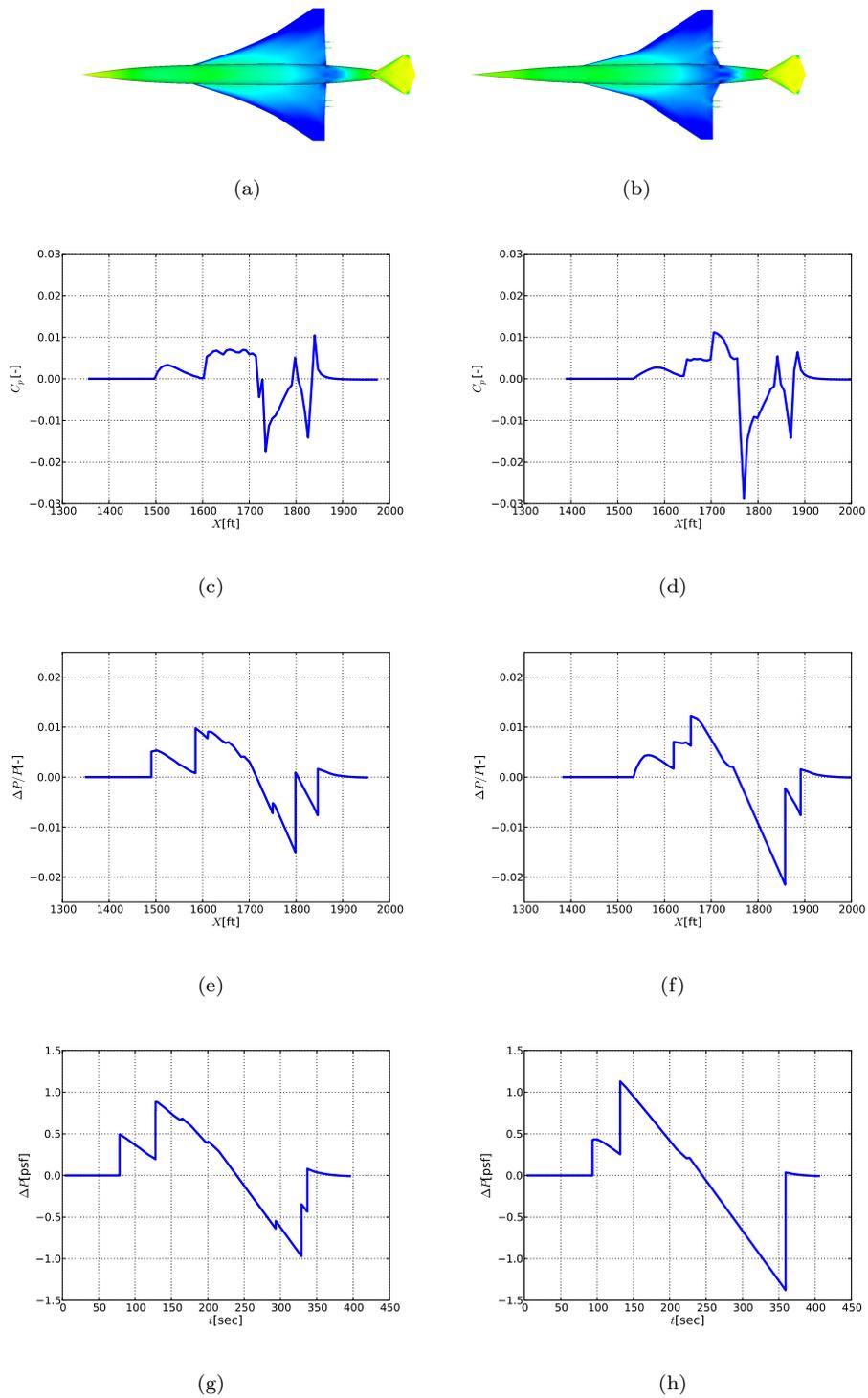


図5.12 サンプル群中におけるソニックブーム最小解(左側, 93.7PLdB)と最大解(右側, 100.8PLdB) 上から: 表面圧力分布/近傍場圧力波形(aging修正前)/近傍場圧力波形(aging修正後)/地上圧力波形

### 低ブーム形状

前節で示したサンプル群のソニックブーム最小解は93.7PLdBであったが、NASAによるN+2目標では85PLdB、N+3目標では65-70PLdBという値を設定している。したがってより一層の低減が必要であり、本節では二通りの方法によりソニックブーム低減を目指した。ひとつはサンプリングの結果を逐一確認しながら最適解を探索する手動による方法、もうひとつは遺伝的アルゴリズムを利用した方法である。

手動による探索の方針は衝撃波の数を分割数を増やすこととし、具体的には胴体ノーズ／内翼前縁／外翼前縁／主翼後縁／水平尾翼付近から発生する5つの衝撃波が統合しないような個体を探した。百数十通りにおよぶ実験計画法によるサンプリングを行ったが、その中でPANAIRから出力される近傍場波形が崩れるケースが頻発した。この理由は不明であるが、そうしたケースを除外しながら探索を続けた結果、得られた解を図5.14の左側に示す。はっきりと5つの衝撃波が分割されていることが分かる。しかしながら、ソニックブーム騒音値は94.1PLdB(79.7dBA)と図5.12の左側で示した解と同程度であった。

手動による探索を行った後、後端ブーム低減に関して定量的判断は困難であることが判明した。その主な理由はPANAIRから出力される近傍場波形について、後端ブームに影響する領域で波形が崩れる、といった現象が比較的高頻度で発生するためである。そこで、先端ブーム低減を本最適化の方針として定め、表5.11に示す設計変数の範囲で目的関数をソニックブーム騒音値とした単目的最適化を行った。ソニックブームのメトリクスであるPLdBは局所的な変化に対する感度が大きく、不連続的な振る舞いをするため、確率的発見的手法である遺伝的アルゴリズムNSGAIIIを使用した。その設定を表5.12に示す。ソニックブーム計算でエラーが検出できる場合には評価値を著しく低い値とする例外処理を施した。図5.13に収束履歴を示すが、第3世代において91.9PLdB(77.7dBA)の個体が発見され、第8世代まで計算を続けたがそれ以下の解を発見することはできず計算を打ち切った。本最適化で得られた最小解を図5.14の右側に示す。地上圧力波形の先端ブームはいくつかの小さな衝撃波によって構成されており、最も大きい衝撃波でも0.5psfであることが確認できる。後端ブームについても衝撃波が二つ立ち上がっており、いずれも0.5psf程度である。aging前の近傍場波形の1800ft付近に大きなピークが確認できるが、これはPANAIRにおけるエラーであると考えられる。したがって後端ブーム波形に関しては正しい結果であると言い難いが、先端ブーム低減のための胴体／主翼形状は獲得できたと考えられる。

二つの手法を用いて低ソニックブームのための胴体／主翼形状が探索され最小で91.9PLdB(77.7dBA)という形状を遺伝的アルゴリズムにより発見した。NASAによるN+2／N+3目標値には7PLdBほどの差があるものの、本検討で扱った変数は胴体と主翼に関する6変数のみで、まだソニックブーム低減の余地は残されているものと考えられる。特に後端ブームがPLdB低減のためのボトルネックとなっている可能性が高い。本検討ではナセル／水平尾翼は形状に含めたものの変数として扱わなかったが、後端ブームに高い感度を持つことが予測されるナセル／水平尾翼に関する検討が必要となる。本検討で使用したPANAIRの利

点はその高速性にあるが、その一方で意図せずに近傍場波形が崩れる頻度が高いことが欠点として挙げられる。後端ブーム低減に関する検討を行うためには安定して計算が行うことができるツールが必要である。

表5.11 最適化に用いた設計変数

設計変数	下限	上限	参照値
R01	0.20	0.40	胴体最大幅
R02	0.65	0.85	胴体最大幅
LEX	0.25	0.70	主翼翼根長

表5.12 遺伝的アルゴリズムの設定

個体数	16
世代数	10
交叉率	0.80
突然変異率	0.20

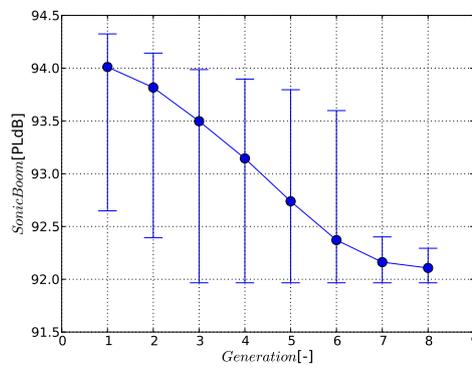


図5.13 最適化の収束履歴（最小値，平均値，最大値）

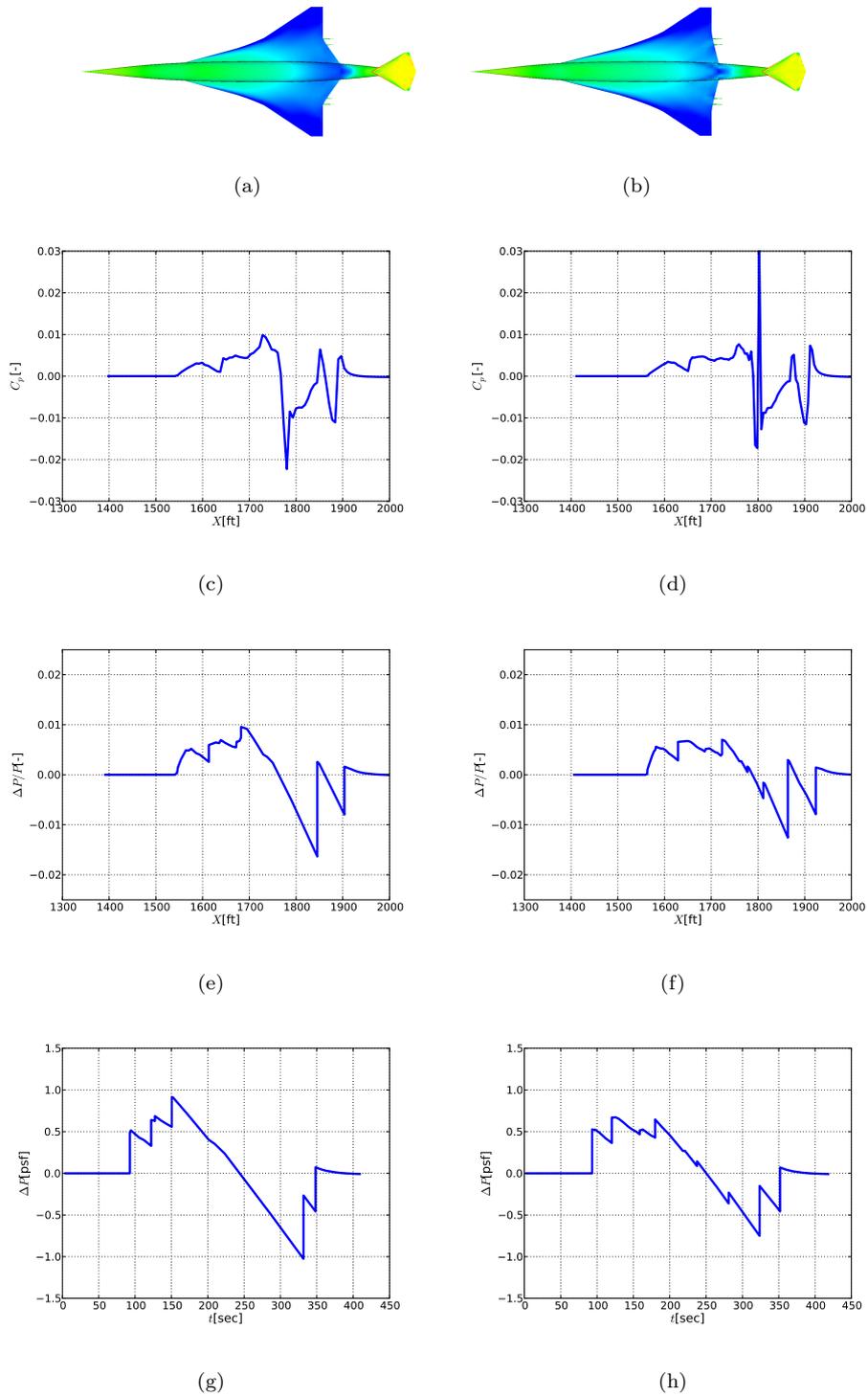
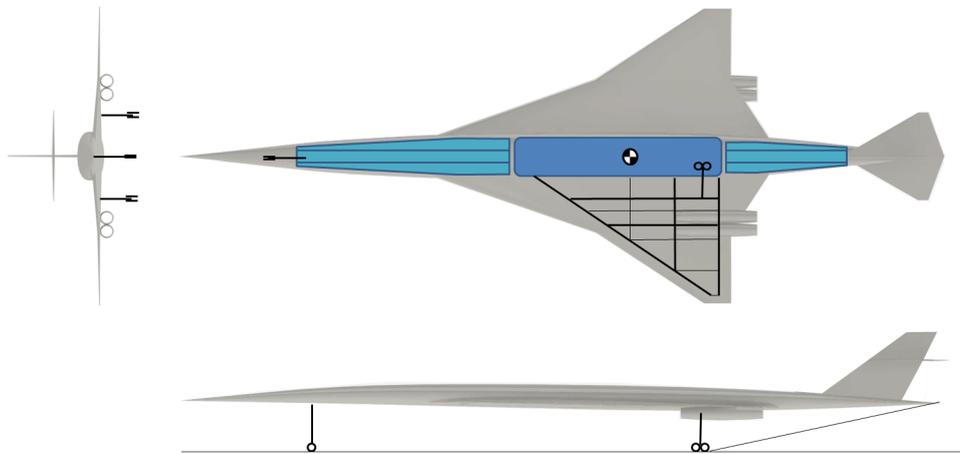


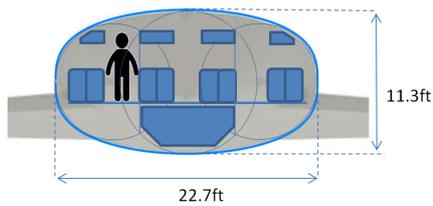
図5.14 手動探索による最適解 (左側, 94.1PLdB) 遺伝的アルゴリズムによる最適解 (右側, 91.9PLdB)  
 上から: 表面圧力分布 / 近傍場圧力波形 (aging修正前) / 近傍場圧力波形 (aging修正後) / 地上圧力波形

5.3.3 一般配置図

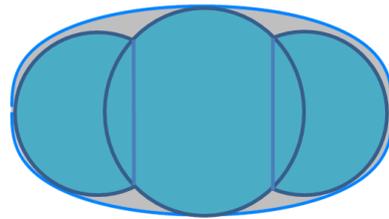
図5.14左側に示す機体を選択し、その機体の一般配置図を図5.15に示す。胴体はマルチバブル構造となっており、バブルからのフープ応力を受け持つ仕切り板が客席配置を決める鍵となる。本検討では3通路/8列シート/客席長さ100ftとすることで乗客数100名が積載できる客室とした。タンクについてもフープ応力を受け持つ仕切り板が必要となる。客室の前後を挟む形でタンクを積載しているが、これは重心位置と空力中心移動を考慮している。この機体の空力中心はM0.35で33.8% MAC、M1.57で52.2% MACであり、重心移動システムが必要である。



(a) 構造



(b) 客室



(c) タンク

図5.15 一般配置図

### 5.3.4 ソニックブーム特性の比較

水素燃料機とケロシン燃料機は燃料の質量密度の違いにより機体サイズスケールが異なり、熱量密度の違いにより機体重量スケールが異なる。この機体サイズ/重量の違いによるソニックブームに対する影響を比較する。本比較において図5.14左側に示す機体形状を水素燃料機のベースとし、ケロシン燃料機はその幾何学的形状を縮小したものとす。ただし、エンジン推力は同程度であったことからナセルは両者ともに同じサイズのものを使用した。

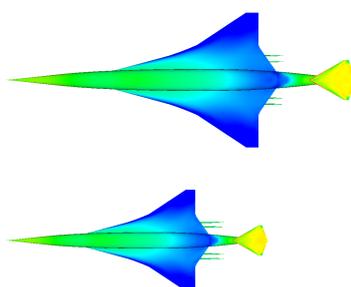


図5.16 ソニックブーム比較における機体形状（上：水素燃料機，下：ケロシン燃料機）

機体サイズ/重量の違いを見る際に、式5.1で表される揚力係数に着目した。機体サイズ/重量の違いが翼面荷重に直接反映されるとすれば、揚力係数が異なってくる。サイズ/重量の違いにより水素燃料機はケロシン燃料機に比べて翼面荷重が50%ほど低減するものと仮定する。そのとき水素燃料機はケロシン燃料機に比べて必要揚力係数が50%ほど低減し、必要迎角も小さくなる。もし揚力係数を一定とする場合には、機体サイズ/重量の違いを動圧または巡航高度に反映する方法が考えられる。このとき水素燃料機はケロシン燃料機に比べて、同一の迎角で、50%ほど密度が薄い高高度を飛ぶことができる、といえる。この二通りの反映方法で水素燃料機とケロシン燃料機のソニックブームに対する影響を見る。表5.13にその結果をまとめる。

$$C_L = \frac{W/S}{0.5\rho V^2} \quad (5.1)$$

機体サイズ/重量の違いを揚力係数に反映し、高度を一定とした場合

表5.13に示したように、水素燃料機は $C_L = 0.10$ に対して、ケロシン燃料機は $C_L = 0.18$ である。したがって、ケロシン燃料機はそれに応じて必要迎角が上がる。図5.17(a)の近傍場波形に着目すると、迎角が上がったことにより主翼から生じる圧縮波と膨張波が突出することが分かる。そして、図5.17(b)の地上圧

力波形に着目すると、衝撃波が大きいために進行が進みN型の波形となることが分かる。表5.13に示したように、水素燃料機は機体長320ftに対して、ケロシン燃料機は239ftであり、その結果、ケロシン燃料機における近傍場波形の継続距離および地上圧力波形の継続時間が短くなっていることが分かる。こうした波形の違いがソニックブーム騒音値に反映されて、水素燃料機は94.1PLdB (79.4dBA) に対して、ケロシン燃料機は98.5PLdB (84.6dBA) となることが分かる。

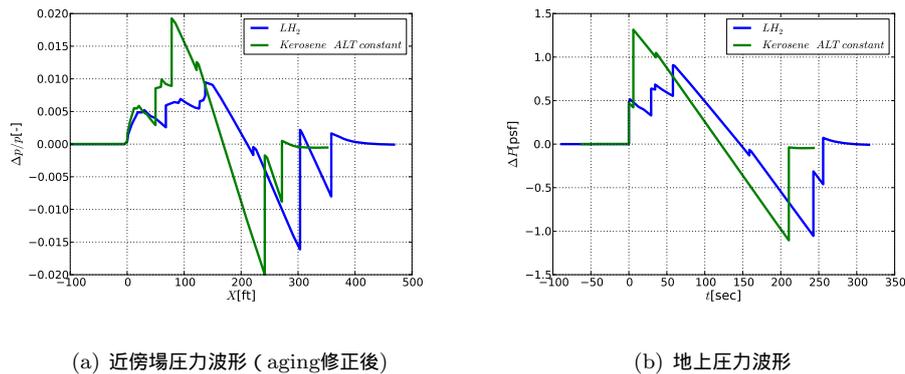


図5.17 ソニックブーム波形の比較1

機体サイズ/重量の違いを巡航高度に反映し、揚力係数を一定とした場合

表5.13に示したように、水素燃料機およびケロシン燃料機ともに  $C_L = 0.10$  として、機体サイズ/重量の違いを巡航高度に反映した場合、ケロシン燃料機の飛行高度は39200ftとなる。なお  $C_L$  を一定としているが、その背景にはContinuous climb cruiseを想定している。そして、ここで示した飛行高度は燃料を50%消費した時点における高度であることに注意されたい。

この場合、水素燃料機およびケロシン燃料機ともに必要迎角は同じであり、図5.18(a)の近傍場波形は両者相似である。飛行高度の違いは図5.18(b)に示す地上圧力波形に現れ、それぞれの位置における衝撃波の大きさが異なる様子が分かる。とくに後端から2つ目の衝撃波が最大の圧力上昇となっているが、水素燃料機では0.70psfに対して、ケロシン燃料機では0.80psfとなり、PLdB低減という観点からは水素燃料機の方が有利である。また、飛行高度の違いは波形の継続時間にも影響を与えていることが分かる。とくに隣合う衝撃波間の時間について、ケロシン燃料機に比べて、水素燃料機の方が長くなるが、この時間が短くなるほどPLdBは下がることが知られており<sup>[5]</sup>、水素燃料機において不利に働く。ソニックブーム騒音値については水素燃料機は94.1PLdB (79.4dBA) に対して、ケロシン燃料機は96.3PLdB (82.1dBA) である。以上、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機は衝撃波圧力上昇量が減衰し、そして波形継続時間が伸長する。加えて、ソニックブーム騒音値という観点からは2.2PLdBのソニックブーム低減することが分かった。

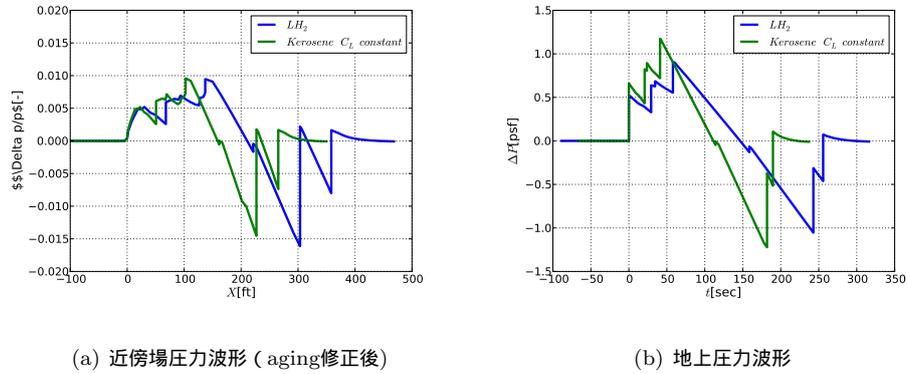


図5.18 ソニックブーム波形の比較2

表5.13 ソニックブーム騒音値の比較

		$LH_2$	<i>Kerosene</i> <i>ALT一定</i>	<i>Kerosene</i> $C_L$ 一定
高度	ft	50979	50979	39200
速度	Mach	1.57	1.57	1.57
離陸重量	lb	343594	410232	410232
巡航重量 (燃料50%消費時点)	lb	305894	308232	308232
主翼面積	ft <sup>2</sup>	7470	4244	4244
機体長	ft	320	239	239
揚力係数	-	0.10	0.18	0.10
迎角	deg	1.54	3.02	1.54
最大圧力上昇量	psf	0.70	1.25	0.80
継続時間	msec	255	210	180
ソニックブーム騒音値	PLdB	94.1	98.5	96.3
	dBA	79.4	84.6	82.1

## 5.4 NO<sub>x</sub>排出量

ケロシン燃料エンジンと水素燃料エンジンにおいて、エンジン内部状態変数である $p_3$ ,  $T_3$ ,  $T_4$ に差は生じないことが表2.3から分かる。したがって、本論文中で使用してきた式3.11に示すNO<sub>x</sub>排出量評価モデルを使用する限り、NO<sub>x</sub>排出量の差を見ることはできない。ただし、ケロシン燃料に比べて水素燃料は可燃範囲が異なるという性質の違いがある。ケロシン燃料では可燃当量比が0.52-4.00、水素燃料では0.14-2.50であり、注目すべきは可燃当量比の下限側で、ケロシン燃料に比べて水素燃料はより希薄側での燃焼が可能であると考えられる。こうした事実から水素燃料エンジンはNO<sub>x</sub>排出量の低減につながるものと考えられる。

表5.14にジェットエンジン燃焼器内の火炎温度を比較する。TITは両者ともに同じ値であるが、熱量密度の違いから必要な燃料流量 $\dot{m}_f$ は両者で異なる。そのために燃焼器内平均当量比はケロシン燃料で0.33、水素燃料で0.29となり、水素燃料機においては可燃当量比の範囲内であるが、ケロシン燃料機においては範囲外となる。一次燃焼領域においては少なくとも可燃範囲までに当量比を上げる必要があり、その場合ケロシン燃料機の当量比は少なくとも0.52となる。ただし、常識的にケロシン燃料は液体状態、水素燃料は気体状態で燃焼させることになるが、液体燃料の場合、液滴に隣接する局所領域でストイキオメトリとなり、当量比が1.00近くとなる可能性が高い。<sup>[55]</sup> これらの当量比のもとで化学平衡計算による断熱火炎温度を計算した結果<sup>[58]</sup>、水素燃料を使用することで、一次燃焼領域における火炎温度を約600-1500Rほど低減することが分かった。

表5.14 燃焼器内の火炎温度

			Kerosene	LH <sub>2</sub>
タービン入口温度	TIT	R	2640	2640
燃焼器入口圧力	p <sub>3</sub>	psia	232	232
燃焼器入口温度	T <sub>3</sub>	R	1241	1241
燃料流量	$\dot{m}_f$	lb/s	10.1	3.8
平均当量比	Eq. Ratio (Ave.)	-	0.33	0.29
一次燃焼領域の当量比	Eq. Ratio (Primary Zone)	-	0.52	1.00
一次燃焼領域の火炎温度	Flame Temp. (Primary Zone)	R	4069	4982
			3445	

## 5.5 空港騒音

ケロシン燃料に比べて水素燃料は分子量が異なるという性質の違いがある。分子量が異なれば排気ガスの平均分子量 $\bar{M}$ が異なり、その違いは音速に表れるものと考えられる(式5.2)。

$$a = \sqrt{\frac{\gamma RT}{\bar{M}}} \quad (5.2)$$

Where:

- $a$  : 音速
- $\gamma$  : 比熱比
- $R$  : 気体定数
- $T$  : 気体温度
- $\bar{M}$  : 気体平均分子量

表5.15にジェットエンジンの排気速度を示す。排気マッハ数はタービン出口における全温と排気ノズルにおける全温の差から求まるが、ケロシン燃料エンジンと水素燃料エンジンの間においてエンジン内部状態変数にほとんど差は生じないために、両者ともに同一の排気マッハ数となる。ただし、平均分子量が異なることで排気ガスの音速は変化することで排気速度に差が生じ、ケロシン燃料エンジンに比べて水素燃料エンジンの方が約3%ほど排気速度が上昇する。式3.10に示す空港側方騒音評価モデルを使用して、排気速度を騒音値に変換すると、その差は約1.3EPNdBとなることが分かった。

表5.15 空港騒音

			Kerosene	LH <sub>2</sub>
タービン入口温度	TIT	R	2640	2640
バイパス比	BPR	-	0	0
排気マッハ数	MACH <sub>j</sub>	-	1.56	1.56
音速	a	ft/s	1800	1750
排気速度	V <sub>j</sub>	ft/s	2740	2820
空港側方騒音値	EPNL	EPNdB	116.5	117.8

## 5.6 機体成立性

本章で得られた結果をまとめ、水素燃料超音速旅客機の機体成立性を考察する。

### 気候変動への影響

ケロシン燃料に比べて、水素燃料の燃焼によるCO<sub>2</sub>の排出は無くなるが、H<sub>2</sub>O排出量は単位熱量当たり2.6倍になる。超音速旅客機から排出されるガスのうち、最も気候変動へ与える影響が高いガスは水蒸気である。水蒸気は排出高度によって大気滞留時間が異なり、排出高度が高いほど対流が少なく滞留時間が長くなるために、温暖化効果が強くなる。また、水素燃料機はケロシン燃料機に比べて最適巡航高度が数千ft高くなる。したがって、水素燃料機は水蒸気排出量が多いこと、最適巡航高度が高いことによる温暖化効果が危惧される。本検討では、直接運航費と地表平均気温変動に関する多目的最適化を実施しパレート解を分析した結果、ケロシン燃料に比べて、水素燃料は地表平均気温変動は同程度か数十% 高くなると結論づけた。

### ソニックブーム

ケロシン燃料に比べて、水素燃料は質量密度が低いと同時に熱量密度は高いという性質の違いがある。この違いは主に機体系/推進系の両方に影響を与え、機体サイズ/重量スケールの違いとして現れる。水素燃料機はケロシン燃料機に比べて最適巡航高度が数千ft高くなる。したがって、水素燃料機は最適巡航高度が高いことによるソニックブーム減衰の効果が期待できる。本検討で設計した低ブーム形状を用いてそのソニックブーム減衰効果を見積もった結果、2.2PLdB低減することが明らかになった。

### NO<sub>x</sub>排出

ケロシン燃料に比べて、水素燃料は可燃範囲が広く希薄側での燃焼が可能であり、気体状態で燃焼されることになる。この違いによって燃焼器内の一次燃焼領域における火炎温度は大幅に低減することが期待できる。本検討で使用したジェットエンジンモデルでは600-1500Rほど低減することが分かり、大幅なNO<sub>x</sub>排出量低減が期待できる。

### 空港騒音

ケロシン燃料に比べて水素燃料は分子量が異なるという性質の違いがある。この違いは排気ガス中の平均分子量を下げ、音速そして排気速度を上昇させる。その結果、離陸側方騒音値が悪化することが予想される。本検討で使用したジェットエンジンモデルでは1.3EPNdBほど騒音値が悪化することが予想される。

### 機体成立性

ケロシン燃料機と水素燃料機のパレート最適解を分析し、設計変数の傾向を得ることができた。ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の巡航高度は上昇する傾向にあるが、これは直接運航費を最適にする方向へ進んだためと考えられる。巡航速度は低下する傾向にあるが、これは高高度上昇性能に関する制約条件からラム抗力を低減しネット推力を増加する方向へ進んだためと考えられる。離陸推力は増加する傾向にあるが、これも高高度上昇性能に関する制約条件からネット推力を増加す

る方向へ進んだためと考えられる。タービン入口温度は低下する傾向にあるが、ケロシン燃料エンジンに比べて水素燃料エンジンの排気速度が増加する性質を持つために、空港騒音に関する制約条件が厳しくなったためと考えられる。圧縮機圧力比は増加する傾向にあるが、これはケロシン燃料機に比べて水素燃料機のNO<sub>x</sub>排出量は気候変動への影響に対して殆ど感度を持たないことが原因と考えられる。なお、水素燃料価格が単位熱量当たりでケロシン燃料価格と同程度であれば、直接運航費も同程度になることが予想される。

本論文の前提条件として水素燃料を使用するという点以外に新規技術は考慮していない。そのため本章で示したソニックブーム騒音値/NO<sub>x</sub>排出量/空港側方騒音値は保守的な値で、NASA N+2およびN+3目標値と比べて差が大きい。表5.16に本検討機体の各評価値とN+2目標値を示す。

本検討機体のNO<sub>x</sub>排出量はN+2目標値に近い上に、燃焼器内の火炎温度が大幅に低減する可能性がある。ケロシン燃料と比べて水素燃料は着火エネルギーが比較的低いことで自己着火および逆火が起き易いという課題を抱えているが、それらを解決すると同時にNO<sub>x</sub>低減を実現するマイクロミックス燃焼器が提案され、実際にAPUエンジンを用いて試験が行われた。<sup>[55]</sup> こうした燃焼器を適用することで水素燃料機のNO<sub>x</sub>排出量は更に低減することができるものと考えられる。

N+2目標における空港騒音低減の目標値は合計20EPNdB、一地点当たり6.7EPNdBであるが、本検討機体の空港側方騒音値はその値から4.8EPNdBほどの差がある。ケロシン燃料と比べて水素燃料は分子量が低いことで音速そして排気速度が高くなり、さらに高高度での推力を増強するためにタービン入口温度上昇が求められる。したがってエンジンサイクルの最適化のみでは不十分で、低騒音デバイスの適用は不可欠であると考えられる。ただし離陸直下における騒音値に関しては、水素燃料機は低翼面荷重により離陸滑走距離が大幅に短くなることで音源と測定点間距離が長くなり、距離減衰の効果で騒音値が改善される可能性がある。

本検討機体のソニックブーム騒音値はN+2目標値から9EPNdBほどの差がある。本検討では低ブーム形状の探索が行われたが、先端ブーム低減のみで検討を終えた。したがって、更なるソニックブーム低減の余地は残されている。またケロシン燃料機に比べて水素燃料機の最適巡航高度が高いことによるソニックブーム減衰効果が期待できる。ただし巡航高度を高くするためには高高度上昇性能を高くする必要があり、また気候変動への影響および直接運航費についても考慮が必要である。

表5.16 本検討機体評価値とNASA N+2目標値

		本検討機体 (L1低ブーム形状)	NASA N+2	
巡航速度	Mach	1.57	1.6-1.8	
航続距離	nm	3750	4000	
乗客数	PAX	100	35-70	
ソニックブーム騒音値	PLdB	94	85	
空港側方騒音値	EPNdB	-1.9	-6.7(合計-20)	chap3=100EPNdB として
NO <sub>x</sub> 排出量	g/kg	11	10	

## 第6章

# 結論

本論文は、将来型水素燃料超音速旅客機の技術的な機体成立性を統括的に評価することを目指し、次に示す結論を得た。

超音速旅客機においては、航空機性能と環境性能を評価するためには機体系のみならず推進系の評価が必要である。水素燃料機においては、ジェット燃料と水素燃料の物性値は多くの点で異なることが知られており、従来のケロシン燃料機と比べて航空機システム特に機体系と推進系に影響を与えることが予測される。こうした背景から概念設計段階での使用を念頭に入れた機体推進統合設計環境を構築を行った。設計環境構築には、スクリプト処理による自動化を行い、高速化および設計自由度向上を目的とした設計ツールを選択した。設計ツールの妥当性評価については、コンコルドおよびオリンパスエンジンに関するデータを用いられ、平均8%以内の誤差で評価が行われることが示された。

超音速旅客機においては、航空機性能向上と環境負荷低減の両立の必要性がある。水素航空機においては、これまでは要素ごとの最適化が中心であった。こうした背景から、全体最適という観点が必要とされ、そのために多制約・多目的設計問題に対応した最適化法および多次元データ分析法の導入が行われた。データ分析手法には分散分析による寄与度解析、平行座標系による多次元データ表示、自己組織化マップを使用した。

構築した設計環境を応用して、ケロシン燃料機および水素燃料機を航空機性能と環境性能という観点から比較を試み、次に示す結果を得た。

ケロシン燃料と水素燃料の物性値の違いは機体系の一般配置に影響を与え、水素燃料タンクは胴体内に積載する必要があり胴体容積が大きくなる。またタンクだけでなく、客室や貨物の適切な配置が求められる。そうした背景において、胴体設計の重要性は増すことが予想される。そこで胴体の断面アスペクト比および細長比に関するパラメトリックスタディを行い、設計指針を示した。加えてTube-Wing方式を想定した設計をする限りにおいて、幾何学的な相似形状において水素燃料機とケロシン燃料機の間で大差はないことが示された。多くの研究者によって超音速旅客機の主翼/胴体形状の空力最適化に関する検討がさ

れてきたが、独自に構築した設計環境を利用して超音速機の主翼/胴体形状について再考した。

ケロシン燃料に比べて水素燃料は質量密度が低いと同時に熱量密度は高いという重要な性質の違いがある。この違いは主に機体系/推進系の両方に影響を与え、機体サイズ/重量スケールの違いとして現れる。ミッション系/機体系/推進系の変数で定義された設計空間を探索した結果、その性質の違いは直接運航費を最適にする巡航高度に反映されることが分かった。本検討では、その巡航高度はケロシン燃料機で50000ft程度、水素燃料機で56000ft以上であることを明らかにした。また制約条件によって狭められる設計可能範囲を分析した結果、ケロシン燃料機では離陸滑走路距離に関する制約条件が決定的であり、水素燃料機では高高度上昇性能に関する制約条件が決定的であることを明らかにした。この原因は最適巡航高度が上昇したこと、そして高高度では推力低下率が顕著になることが考えられる。加えてケロシン燃料機に比べて水素燃料機は翼面荷重の低減により離陸性能が大幅に向上するが、その向上の度合いは一般的な制約条件を大幅に上回るものであり、悲観的に考えれば、巡航性能と離陸性能のマッチングを取ることが難しいとも言える。

環境性能と航空機性能に関する7つの制約条件を科し、気候変動への影響および直接運航費を目的関数とした多制約・多目的最適化問題においてパレート解を分析した。ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の巡航高度は上昇する傾向にあるが、これは直接運航費を最適にする方向へ進んだためと考えられる。巡航速度は低下する傾向にあるが、これは高高度上昇性能に関する制約条件からラム抗力を低減しネット推力を増加する方向へ進んだためと考えられる。離陸推力は増加する傾向にあるが、これも高高度上昇性能に関する制約条件からネット推力を増加する方向へ進んだためと考えられる。タービン入口温度は低下する傾向にあるが、これは空港騒音に関する制約条件に関連してケロシン燃料エンジンに比べて水素燃料エンジンの排気速度が増加する性質を持つためと考えられる。圧縮機圧力比は増加する傾向にあるが、これはケロシン燃料機に比べて水素燃料機のNO<sub>x</sub>排出量は気候変動への影響に対する寄与が皆無であることが原因と考えられる。なお水素燃料の価格が単位熱量当たりでケロシン燃料と同程度の燃料価格であれば、直接運航費も同程度になることが予想される。

ケロシン燃料と水素燃料では組成が異なるという基本的な違いがある。この影響は推進系に対して影響を与え、ケロシン燃料に比べて、水素燃料の燃焼による水蒸気排出量は単位熱量当たり2.6倍になる。超音速旅客機から排出されるガスのうち、最も気候変動へ与える影響が高いガスは水蒸気である。水蒸気は排出高度によって大気滞留時間が異なり、排出高度が高いほど対流が少なく滞留時間が長くなるために、温暖化効果が強くなる。また水素燃料機はケロシン燃料機に比べて最適巡航高度が高くなる。したがって、水素燃料機は水蒸気排出量が多いこと、最適巡航高度が高いことによる温暖化効果が危惧される。本検討で直接運航費と地表平均気温変動に関する多目的最適化を実施しパレート解を分析した結果、ケロシン燃料機に比べて水素燃料機の排気により誘起される地表平均気温変動は同程度か数十% 高くなると結論づけた。

ケロシン燃料機においてソニックブーム低減を考えた時、機体形状を工夫する以外の方策は、ソニック

ブーム減衰のために巡航高度を上げることになる。しかしながら直接運航費が最適となる巡航高度が存在し、ソニックブーム低減と直接運航費低減においてトレードオフが発生する。ただし水素燃料機の場合には、機体サイズ/重量スケールが異なることで翼面荷重が低くなり、それに伴って最適巡航高度が高くなることが分かっている。したがって水素燃料機は最適巡航高度が高いことによるソニックブーム減衰の効果が期待できる。本検討で設計した低ブーム形状を用いてそのソニックブーム減衰効果を見積もった結果、2.2PLdB低減することが明らかになった。

ケロシン燃料に比べて、水素燃料の可燃範囲は広いために希薄側での燃焼が可能で、また気体状態で燃焼されることになる。この違いによって、燃焼器内の一次燃焼領域における火炎温度は大幅に低減することが期待できる。本検討で使用したジェットエンジンモデルでは600-1500R低減することが分かり、大幅なNO<sub>x</sub>排出量低減が期待できる。

ケロシン燃料に比べて水素燃料は分子量が異なるという性質の違いがある。この違いは排気ガス中の平均分子量を下げ、音速そして排気速度を上昇させる。その結果、空港騒音値が悪化することが予想される。本検討で使用したジェットエンジンモデルでは1.3EPNdBほど側方騒音値が悪化することが予想される。

以上、将来型水素燃料超音速旅客機の技術的な機体成立性を統括的に評価を行った。1970年代のNASAによる検討では航空機性能および環境性能の全てにおいて水素燃料超音速旅客機の優位性が認められた。実際にケロシン燃料超音速旅客機が想定する巡航高度より高い高度で巡航できるとすれば、ケロシン燃料機と同程度の直接運航費で更にソニックブームの減衰効果が期待できる。しかしながら1970年代と比べると2013年現在において航空機排気と地球環境に関する研究が進み、特に成層圏における水蒸気排出やNO<sub>x</sub>排出は地球環境に対して少なからず影響を及ぼし、高度を増すごとにその影響が大きくなることが明らかになりつつある。したがって、旅客機フリートの高高度での運用は避けるべきで、その点を考慮すると、水素燃料超音速旅客機の優位性は減ずると言わざるを得ない。また1970年代と比べると空港騒音基準値は厳しくなっており、そのため高高度におけるエンジン推力の確保が難しいことも水素燃料超音速旅客機の優位性を減ずる一因と考えられる。

本論文で行われた解析の前提条件として水素燃料を使用するという点以外に新規技術は考慮していない。そのため本論文で示された水素燃料超音速旅客機のソニックブーム騒音値/NO<sub>x</sub>排出量/空港側方騒音値は保守的な値で、NASA N+2およびN+3目標値と比べて差が大きい。特に必要な新規技術は、低騒音デバイス、後端ブーム低減形状である。またNO<sub>x</sub>排出低減と同時に安定燃焼のために水素用の燃焼器に関する検討が必要であるが、具体的には既に試験段階にあるマイクロミクス燃焼器が有力候補である。加えて高高度における比推力を向上させるために可変サイクルエンジンについても検討が必要と考える。こうした新規技術が加われば、水素燃料機の機体成立性は向上するであろう。また水素燃料機の重量については統計データが皆無であるために、不確定性の高い仮定のもとで評価を行わざるを得ない。概念設計段階の重量推算において見積精度の向上は困難であるが、しかしながら、その不確定性による航空機性能/環

境性能に対する影響は考察に値すると考える。

本論文の補題として、機体推進統合設計環境を構築し、それを応用した全体最適化が行われた。超音速旅客機における機体系 / 推進系さらにミッション系を含めた全体最適化は、これまで議論が少なかったが、本研究は取り組んだ。またデータ分析法により機体系 / 推進系 / ミッション系の変数が航空機性能 / 環境性能に与える寄与度を定量的に評価し、制約条件が科せられた状況下において設計可能な範囲を示した。加えて自己組織化マップによって設計解を分類することによりその傾向を把握した。こうした一連の設計手続きによって得られた結果は、ケロシン燃料超音速旅客機に対しても設計指針を提示したと考える。

社会的要請として輸送形態多様化および環境負荷低減、燃料多様化が求められているが、ひとつのソリューションとして水素燃料超音速旅客機の利点および欠点が2013年現在の視点から改めて評価された。本論文が今後の航空機開発の一助となることを願う。

## 付録A

# 近似モデル・データ分析・最適化法

### A.1 データ分析法

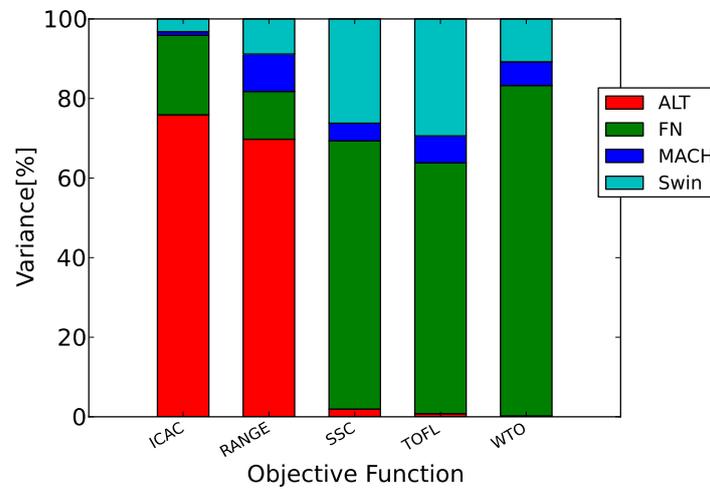
#### A.1.1 感度解析法

感度解析は注目する対象によって方法が異なる．固定された設計変数の近傍における感度に着目する場合，その微分値に注目した直接法や随伴法が知られている．その対象を広げて設計空間全体に着目する場合，実験計画法で取得されたサンプルの分散に注目する Analysis of Variance (ANOVA 分散分析)がよく知られている．また，対象となるモデルが関数形で表現されている場合には Functional ANOVA を使用することが適切である．<sup>[59]</sup> 式 A.1 は設計変数  $x_i$  の近似関数  $\hat{y}$  に対する変動を示す．全設計変数の変動に対して設計変数  $x_i$  の寄与分は式 A.3 により求められる．図 A.1 にその一例を示す．

$$\mu_i(x_i) \equiv \int \cdots \int \hat{y}(x_1, \dots, x_n) dx_1 \dots dx_{i-1} dx_{i+1} \dots dx_n - \mu \quad (\text{A.1})$$

$$\mu \equiv \int \cdots \int \hat{y}(x_1, \dots, x_n) dx_1 \dots dx_n \quad (\text{A.2})$$

$$p_i \equiv \frac{\int [\mu_i(x_i)]^2 dx_i}{\int \cdots \int [\hat{y}(x_1, \dots, x_n) - \mu]^2 dx_1 \dots dx_{i-1} dx_{i+1} \dots dx_n} \quad (\text{A.3})$$



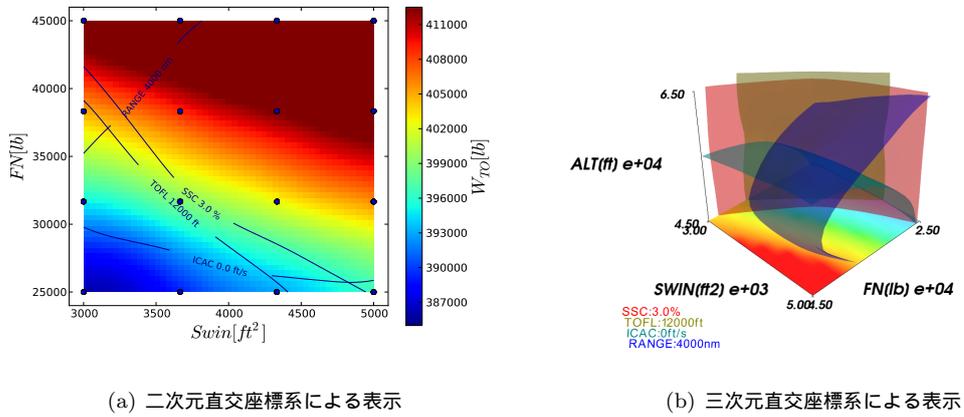
図A.1 Functional ANOVAによる感度解析

### A.1.2 設計範囲表示法

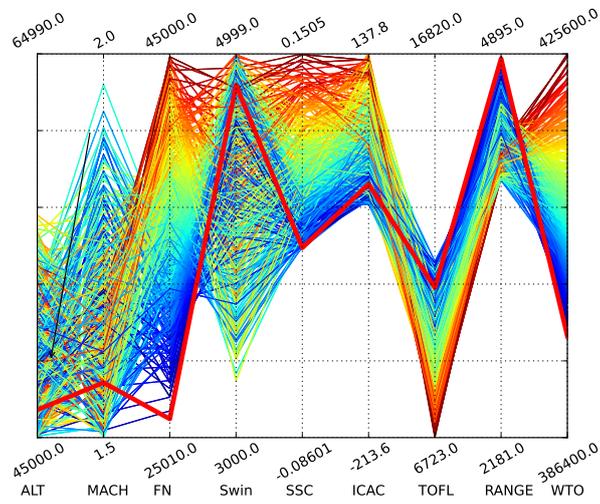
図A.2(a)に航空機の概念設計で従来使用されてきた設計範囲表示法を示す。設計変数と制約条件の関係を把握することができ、目的関数を最適にする場所を容易に見つけることができる。

また直交座標系を用いて設計変数を三変数に拡張した場合を図A.2(b)に示す。目的関数を最適にする場所を見つけることは難しいが、設計変数と制約条件の関係を三次元的に把握することはできる。このように従来の直交座標系を用いて設計範囲を表示することは直感的に分かりやすい方法であると言える。しかし、四変数以上を同時に扱うことは難しい。

そこで多変量データの視覚化に有用な方法とされている平行座標系を使用した場合を図A.3に示す。<sup>[60]</sup> 設計変数はALT / MACH / FN / Swin, 制約条件はSSC / ICAC / TOFL / RANGE, 目的関数はWTOとした設計問題における設計空間を表している。ひとつの線がひとつの解を示しており、例えば赤色で示す線はWTOを最小にする解を示す。この図から制約条件により狭められた設計変数の範囲をみることができる。そして制約条件の”効き”も同時にみることが可能である。また、それぞれの線は目的関数WTOの値によって色付けされており、その目的関数と設計変数・制約条件の関係をみることができる。このように平行座標系表示は、四変数以上を同時に扱えるだけでなく、図A.2とほぼ同じ情報を得ることができるといえる。



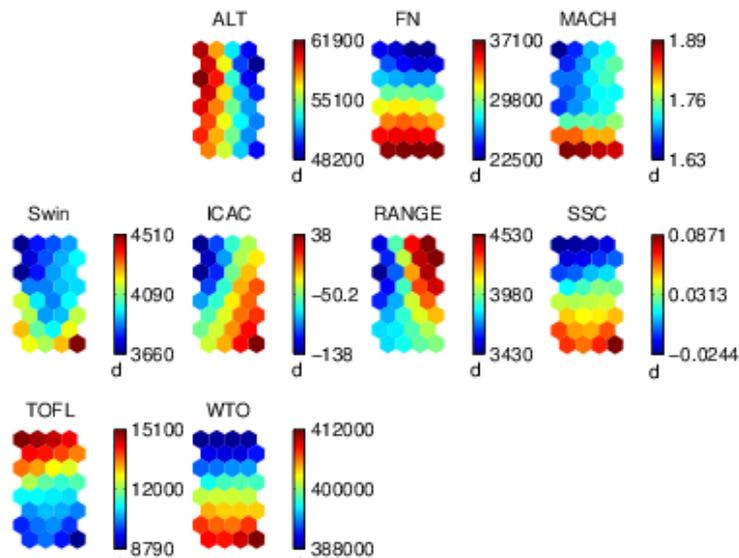
図A.2 直交座標系による表示



図A.3 平行座標系による表示

### A.1.3 解の分類法

多次元データを可視化する有効な手法として自己組織化マップ (Self Organizing Map SOM) が知られている。[61] SOMはニューラルネットワークの一種で与えられた入力情報の類似度をマップ上での距離で表現するモデルである。その特徴としては予備知識無しすなわち教師無しの学習により自動的に解を分類することができる点にある。図 A.3で示した設計空間を自己組織化マップによって分類した結果を図 A.4に示す。図の同じ位置にある点はすべて同じ個体を表している。例えば図の左上隅に示す個体はATLとTOFLに関して比較的高い値を示し、それ以外については比較的低い値であることを示している。分類によって目的関数・設計変数・制約条件の関係を詳細にみることができる点がSOMの最大の利点であり、これまでの表示法では出来なかった点である。



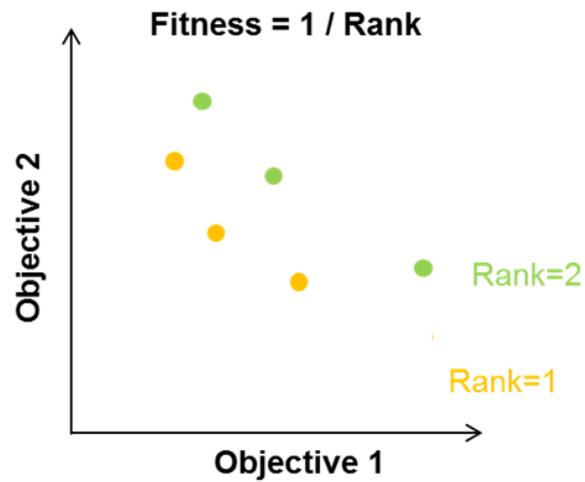
図A.4 自己組織化マップによる表示

## A.2 最適化法

### A.2.1 多目的遺伝的アルゴリズム

本研究では遺伝的アルゴリズムとパレートランキング法を組み合わせたNSGAIIIを利用する。[62] 遺伝的アルゴリズムとは進化の仕組みに着想を得たアルゴリズムで、最適化問題の解の候補群が生物の個体群の役割を果たし、適合度によってどの解が生き残るかを決定し、それが繰り返された後、個体群の進化が行わ

れる．多目的最適化における遺伝的アルゴリズムのひとつの利点としては，パレート解群を一度の最適化計算で得ることができる点が挙げられる．パレート解とは他の解に支配されない解を示し，1つ以上の目的関数について優れておりその他の目的関数について劣っていない個体群をパレート解群と呼ぶ．トレードオフ関係にある目的関数同士を同時に最適化する問題においては，このパレート解群が得ることがひとつの目標となる．パレートランキング法について図 A.5 に示すが，個体  $x_i$  が  $n_i$  個の個体に優越されているときに，その個体のランクを  $1 + n_i$  とする方法である．ランクが上位にある個体ほど適合度を高く設定することによって生存確率を上げることができる．



図A.5 パレートランキング法の概念図

## 謝辞

本論文をまとめるにあたり，東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻教授で指導教員である李家賢一先生には学部生のときに本研究テーマを紹介していただき，そして約6年の間，終始暖かい激励とご指導，ご鞭撻を頂いたこと心より感謝申し上げます．

学位論文審査において，貴重なご指導とご助言を頂いた鈴木宏二郎先生，今村太郎先生，岡井敬一先生，吉田憲司先生に心より感謝申しあげます．

宇宙航空研究開発機構の村上哲氏には数多くのご助言を頂きましたこと心より感謝申しあげます．

同 牧野好和氏には超音速機研究に関する技術的な協力，そして本論文の作成に当たり大変熱心に話を聴いて頂き，そして数多くのご助言を頂いたこと心より感謝申しあげます．

同 堀之内茂氏には航空機概念設計に関して数多くのご助言，そして水素燃料超音速機に関する着想を提供して頂いたこと心より感謝申しあげます．

同 田口秀之氏，上野篤史氏には水素燃料と推進系に関する数多くのご助言を頂いたこと心より感謝申しあげます．

同 超音速機チームの皆さんには数多くのご助言を頂いたこと心より感謝申しあげます．

首都大学東京の金崎雅博先生の研究および講義から最適化に関する多くの着想を得ました．心より感謝申し上げます．

東北大学の内海雄紀氏(現 三菱重工)には同氏が作成したソニックブーム騒音値推算ツールを快く提供して頂いたこと心より感謝申し上げます．

鈴木・土屋研究室の辻本翼くん(現 ホンダ)はNASA設計コンテストで苦労を共にしたメンバーでした．心より感謝申し上げます．

李家・今村研究室で同期の河野綾子さん(現 日産)，小川春陽くん(現 三菱重工)，研究室の先輩方そして後輩の皆さんには激励を賜りましたこと心より感謝申しあげます．

また，研究を進めるにあたり，ご支援，ご協力を頂きながら，ここにお名前を記すことが出来なかった多くの方々に心より感謝申しあげます．

最後になりますが，いつも暖かく見守ってくれた父，母，兄弟，そして亡き祖父，亡き祖母に心から感謝します．

## 参考文献

- [1] Coen, P., “Fundamental Aeronautics Program Supersonics Project,” 5th Fundamental Aeronautics Program Technical Conference, 2012.
- [2] George, A. R. and Seebass, R., “Sonic-Boom Minimization,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 51, No. 2, 1972.
- [3] Darden, C., “Sonic-boom minimization with nose-bluntness relaxation,” *NASA TP-1348*, 1979.
- [4] Stevens, S. S., “Perceived Level of Noise by Mark VII and Decibels (E),” *JASA*, Vol. 51, No. 2B, Feb. 1971, pp. 575–602.
- [5] Morgenstern, J., Norstrud, N., Stelmack, M., and Stoch, C., “Final Report for the Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period, N+ 3 Supersonic Program,” *NASA CR-2010-216796*, 2010.
- [6] T. Magee, E. A., “Boeing N+2 Low-Boom Experimental Validation Phase I Project,” Fundamental Aeronautics Program Technical Conference, 2011.
- [7] Norstrud, N., “NASA N+2 Supersonic Validations, Program Overview and Technical Status,” Fundamental Aeronautics Program Technical Conference, 2011.
- [8] 木下康裕, 小林正佳, 中江友美, and 林茂, “LPP低NO<sub>x</sub>燃焼器の研究開発(特集環境適合型次世代超音速推進システム(ESPR)),” *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 32, No. 5, sep 2004, pp. 365–371.
- [9] Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP), “Supersonic Engine Technology and Work,” 2010.
- [10] Fahey, D., Keim, E., Boering, K., and Brock, C., “Emission measurements of the Concorde supersonic aircraft in the lower stratosphere,” *Science*, Vol. 270, No. October, 1995, pp. 13–17.
- [11] 大石勉, 中村良也, 小林紘, and 石井達哉, “低騒音化技術の研究開発(特集環境適合型次世代超音速推進システム(ESPR)),” *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 32, No. 5, sep 2004, pp. 358–364.
- [12] Dickson, N., “ICAO Noise Standards,” *ICAO Symposium on Aviation and Climate Change “Destination Green”*, 2013, pp. 14–16.
- [13] Korovkin, V. D. and Makarov, V. E., “Engine Concepts for Future Quiet SSBJ in HISAC Project,”

- HISAC Conference*, 2009.
- [14] 飯島澄, “CAEP9に参加して,” <http://www.sjac.or.jp/common/pdf/kaihou/201304/20130405.pdf> [1 December 2013], 2013.
- [15] IPCC, “Aviation and the Global Atmosphere,” <http://www.ipcc.ch/ipccreports/sres/aviation/> [25 February 2013], 1999.
- [16] Penner, J. E., Lister, D. H., Griggs, D. J., Dokken, D. J., and McFarland, M., “IPCC special report on aviation and the global atmosphere,” *Geneva, Switzerland: World Meteorological Organization and United Nations Environment Programme*, 1999.
- [17] Brewer, G. D., “Final Report Advanced Supersonic Technology Concept Study- Hydrogen Fueled Configuration,” *NASA CR-114718*, 1974.
- [18] Westenberger, A., “Hydrogen Fuelled Aircraft,” *AIAA 2003-2880*, 2003.
- [19] 水素燃料航空機調査会, “水素燃料航空機の国内外検討調査,” *JAXA-SP-08-005*, 2008.
- [20] Brewer, G., *Hydrogen aircraft technology*, 1991.
- [21] 李家賢一, *航空機設計法*, コロナ社, 2011.
- [22] Kroo, I., “Aircraft Design : Synthesis and Analysis ,” <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html> [30 October 2013].
- [23] PDAS, <http://www.pdas.com> [30 October 2013].
- [24] Mason, W. H., “Software for Aerodynamics and Aircraft Design ,” <http://www.dept.aoe.vt.edu/mason/Masonf/MRsoft.html> [30 October 2013].
- [25] Yoshida, K., “Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 45, No. 4-5, May 2009, pp. 124–146.
- [26] Kurzke, J., *GasTurb 12*, 2012.
- [27] 堀之内茂, “低ブームSSBJの概念設計について,” *宇宙航空研究開発機構研究開発報告*, Vol. 5, mar 2006, pp. 1–38.
- [28] Roskam, J., *Airplane Design: Airplane cost estimation: design, development, manufacturing and operating*, Airplane Design, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1990.
- [29] Glatt, C., “WAATS: A Computer Program for Weights Analysis of Advanced Transportation Systems,” *NASA CR-2420*, 1974.
- [30] Mascitti, V., “A preliminary study of the performance and characteristics of a supersonic executive aircraft,” *NASA TM-74055*, 1977.
- [31] Mack, R., “A supersonic business-jet concept designed for low sonic boom,” *NASA TM-212435*, 2003.

- [32] Fenbert, J., “Concept development of a Mach 2.4 high-speed civil transport,” *NASA TP-1999-209694*, 1999.
- [33] Robins, A. and Dollyhigh, S., “Concept development of a Mach 3.0 high-speed civil transport,” *NASA TM-4058*, 1988.
- [34] Nangia, R., Palmer, M., and Iwanski, K., “Towards Design of Long-range Supersonic Military Aircraft,” *AIAA-2004-5071*, 2004.
- [35] Carlson, H. W., “Review of Sonic-Boom Generation Theory and Prediction Methods,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 51, No. 2c, 1972, pp. 675–685.
- [36] Thomas, C., “Extrapolation of sonic boom pressure signatures by the waveform parameter method,” *NASA TN D-6832*, 1972.
- [37] 牧野好和 and 牧本卓也, “超音速機概念設計ツールCAPASの開発,” *JAXA-SP-08-009*, 2008.
- [38] 内海雄紀, 私信.
- [39] Simmons, F. and Freund, D., “Morphing concept for quiet supersonic jet boom mitigation,” *43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper*, Vol. 1015, 2005, pp. 10–13.
- [40] Stone, J., Groesbeck, D., and Zola, C., “Conventional profile coaxial jet noise prediction,” *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 3, 1983, pp. 336–342.
- [41] 川崎重工, “低NOx技術,” <http://www.khi.co.jp/gasturbine/tech/gasturbine/no.html> [30 October 2013].
- [42] Plattner, G.-K., Stocker, T., Midgley, P., and Tignor, M., “IPCC expert meeting on the science of alternative metrics,” *IPCC Working Group I Technical Support Unit, Bern*, 2009.
- [43] Shine, K., Fuglestvedt, J., and Stuber, N., “An alternative to the Global Warming Potential for comparing climate impacts of emissions of greenhouse gases,” *Climate Change*, Vol. 68, No. 4, 2009, pp. 281–302.
- [44] Grewe, V., Stenke, A., Plohr, M., and Korovkin, V., “Climate functions for the use in multi-disciplinary optimisation in the pre-design of supersonic business jet,” *Aeronautical Journal*, Vol. 114, No. 1154, 2010, pp. 259–269.
- [45] 吉田憲司, “小型超音速実験機の空力設計コンセプトの再考察,” 第31期年会講演会, 2000.
- [46] “Civil Turbojet/Turbofan Specifications,” <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html> [30 October 2013].
- [47] 大石勉, 土屋直木, 中村良也, 児玉秀和, and 加藤大, “低騒音化研究,” 石川島播磨技報, Vol. 44, No. 4, 2004.
- [48] Doppelheuer, A. and Lecht, M., “Influence of engine performance on emission characteristics,”

- 1998, pp. 12–16.
- [49] Ganley, G. and plc.(United Kingdom);, R.-R., “Concorde Propulsion-Did We Get it Right?” 1991.
- [50] Svensson, F., Hasselrot, A., and Moldanova, J., “Reduced environmental impact by lowered cruise altitude for liquid hydrogen-fuelled aircraft,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, No. 4, June 2004, pp. 307–320.
- [51] Torenbeek, E., *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*, Springer, 1982.
- [52] 鈴木弘一, ジェットエンジン, 森北出版, 2004.
- [53] Cumpsty, N. A., *Jet Propulsion: A simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines*, Vol. 2, Cambridge University Press, 2003.
- [54] Küchemann, D., *The aerodynamic design of aircraft*, London: Pergamon Press, 1978.
- [55] Svensson, F., “Potential of reducing the environmental impact of civil subsonic aviation by using liquid hydrogen,” *Ph.D. Thesis, Cranfield University*, 2005.
- [56] Kurzke, J., “The Mission Defines the Cycle: Turbojet, Turbofan and Variable Cycle Engines for High Speed Propulsion,” *RTO Educational Notes EN-AVT-185 Lecture*, 2010.
- [57] Boiffier, J. and Bovet, L., “WHY COMMERCIAL JET PLANES CRUISE AT 30 000FT?” *ICAS 2010-1.4.1*, 2010.
- [58] McBride, B. J. and Gordon, S., “Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, II. Users manual and program description,” *NASA reference publication*, Vol. 1311, 1996, pp. 84–85.
- [59] Kanazaki, M. and Seto, N., “Efficient Global Optimization Applied to Design and Knowledge Discovery of Supersonic Wing,” *Journal of Computational Science and Technology*, Vol. 6, No. 1, 2012, pp. 1–15.
- [60] 瀬戸直人, 牧野好和, 高戸谷健, and 金崎雅博, “小型超音速旅客機の効率的設計探査,” 第24回数値流体力学シンポジウム, 2010.
- [61] Obayashi, S. and Sasaki, D., “Visualization and Data Mining of Pareto Solutions Using Self-organizing Map,” *Proceedings of the 2Nd International Conference on Evolutionary Multi-criterion Optimization*, EMO’03, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2003, pp. 796–809.
- [62] Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., and Meyarivan, T., “A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II,” *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, Vol. 6, No. 2, 2002,

pp. 182–197.