

環境適合超音速機の多点設計に関する研究

金崎雅博(首都大学東京)



もくじ

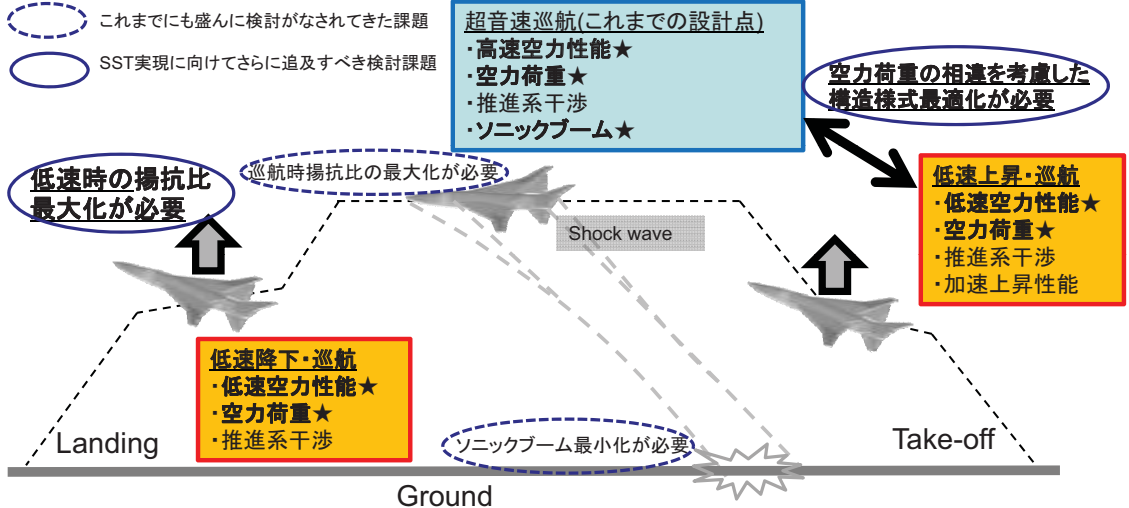
2

- 提案研究の目的
- 開発要素及び研究体制
- 先行研究における取組
 - ✓ 静粛超音速実証機をターゲットとした主翼の効率的多分野融合設計
 - ✓ 非粘性計算に基づく高速機主翼の多点設計
- 提案に基づく現行の研究
 - ✓ 翼形状表現手法の高度化と多点設計による実証
 - ✓ さらなる効率化に向けたMulti-fidelity設計法
- まとめ



提案研究の目的(1/3) 3

□ 実際の超音速旅客機の飛行



✓ 多点(亜音速・超音速・Mach cut-offなど)・多分野融合設計(空力・ソニックブーム・構造・推進・制御など)を効率的に行える手法が不可欠



提案研究の目的(2/3) 4

□ 自由度の高い多点設計の必要性

Aerion(米国)



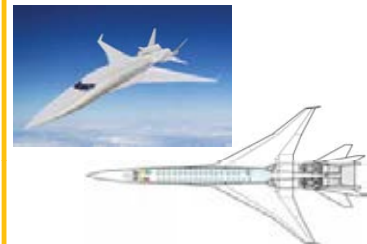
- ・ 陸上ではマッハカットオフ効果が利用できるM1.1からM1.2
- ・ 海上巡航速度はM1.5

SUPERSONIC AEROSPACE INTERNATIONAL (SAI)



- ・ 巡航速度はM1.6-1.8
- ・ lift-generating surfaces

JAXAIによる小型超音速航空機の概念設計



- ・ 空力形状最適設計によりブーム強度を人間が許容できる範囲まで低減
- ・ 巡航速度はM1.6

✓ コンセプトが異なれば最適設計形状も異なる

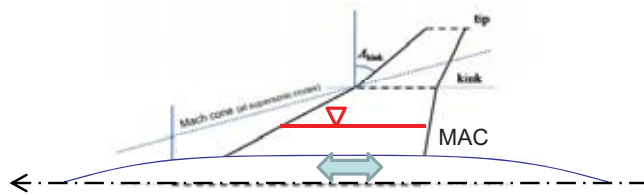
➤ 本研究におけるターゲットはJAXA小型超音速旅客機



提案研究の目的(3/3) 5

□ 高効率手法の適用

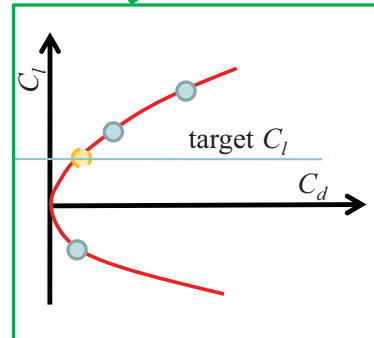
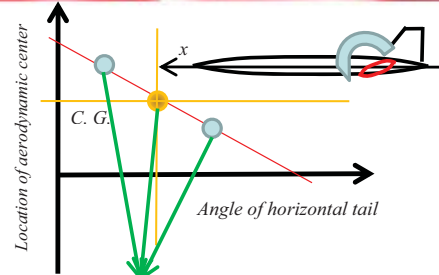
- ✓ 実機検討時に検討すべき制約条件



1) 空力平均翼弦の前縁から25%位置(図中の▽印)を機軸方向に一定とする等式制約。主翼取り付け位置のx軸方向が変化し、安定を取りうる範囲で設計を進められる一方で形状や計算格子の作成の工数が増える。



高効率手法の必要性



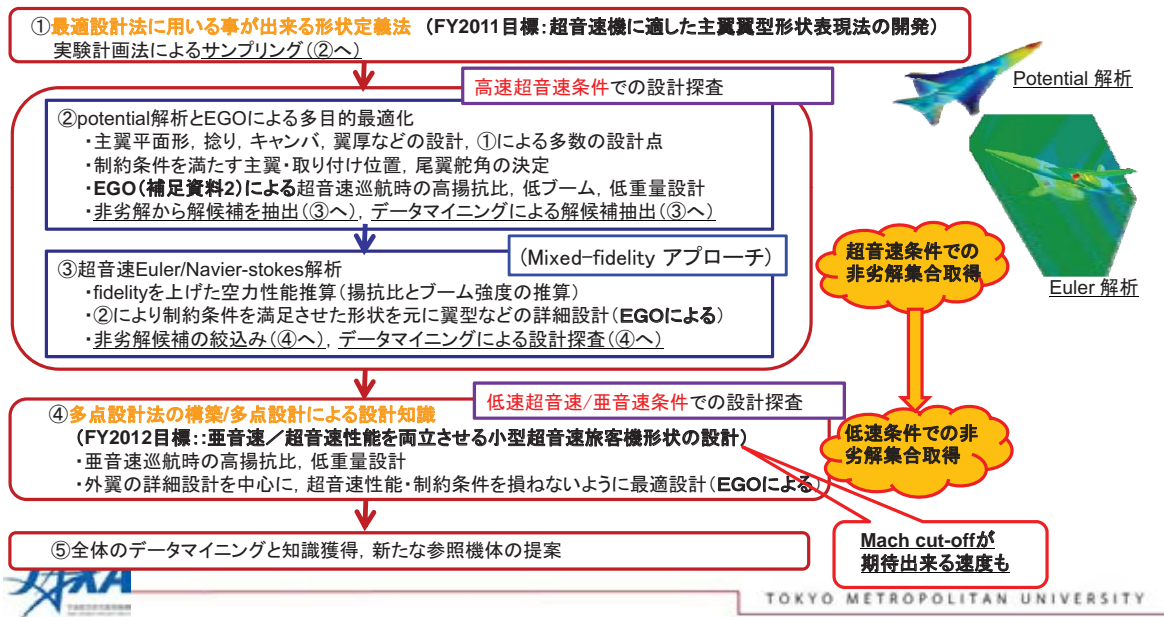
2) 安定となる位置にトリム舵角を制約。必要な揚力を満足させながら舵角を決定。トリム抵抗も推定できる一方で評価数が増加する。



開発要素及び研究体制(1/2) 6

□ 超音速旅客機概念創出及びトータルインテグレーションに向けて

- ✓ 申請による多点設計 (Multi-point design) 手順
- ✓ ターゲットは翼胴及び尾翼で構成されるairframe



開発要素及び研究体制(2/2)

7

□ 研究提案: 金崎雅博 (FY2008-2010共同研究, FY2011-提案公募型共同研究)

□ 研修学生

✓ 瀬戸直人(2011年度修了)

➢ EGOを用いた多分野融合設計(CAPAS/SSTチームEulerソルバ)

✓ 四谷智義

➢ 修正PARSEC法の主翼設計への実装とMach cut-offを利用する飛行プロファイル
を考えた超音速機主翼の多点設計法(CAPAS)

✓ 高木秀寛

➢ Multi-fidelity設計法(CAPAS/SSTチームEulerソルバ)

□ 卒業論文テーマ

✓ 森俊介(2011年度卒業)

➢ 修正PARSEC法を用いた遷～超音速機主翼の大域的多点設計 (JTASコード)

✓ 岸祐希



➢ 遷音速条件も考慮した超音速機主翼の多点設計法(JTASコード)

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

8

先行研究における取組



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

先行研究における取組(1/15)主翼の効率的な多分野融合設計 9

主翼の効率的な多分野融合設計

設計探査

Efficient Global Optimization (EGO)

- 遺伝的アルゴリズム (GA), Kriging model

分散解析 (Analysis of variance (ANOVA))

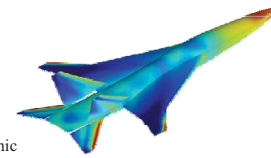
自己組織化マップ (Self-organizing map (SOM))

JAXA 静粛超音速実証機の設計例

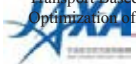
設計変数

目的関数 (空力・ブーム (音響)・構造重量)

- CAPAS, NASTRAN等を利用
- 安定の制約等を考慮

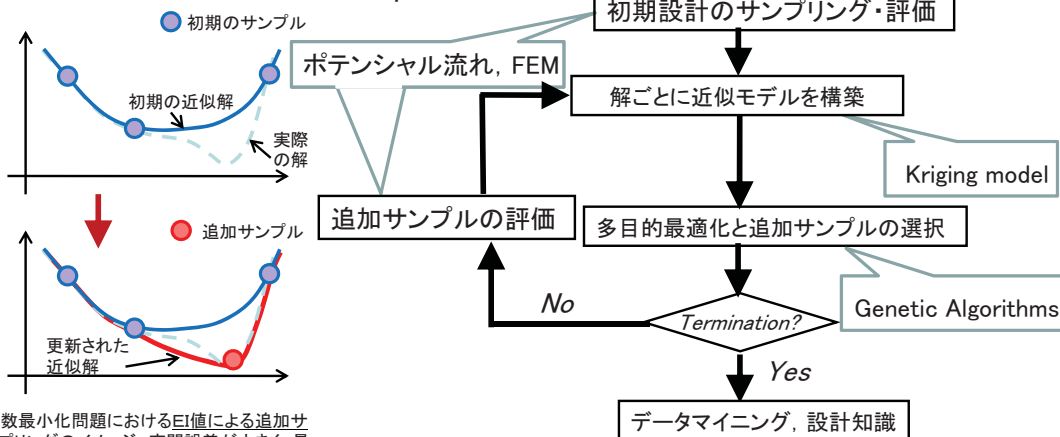


Kanazaki, M., Seto, N., and Jeong, S., "Knowledge Discovery for Multi-Disciplinary Design of Silent Super Sonic Transport Based on Efficient Global Optimization," Proceedings of 6th China-Japan-Korea Joint Symposium on Optimization of Structural and Mechanical Systems, [CDROM], May 2010.



先行研究における取組(2/15)主翼の効率的な多分野融合設計 10

設計手法 ~ Efficient Global Optimization



関数最小化問題におけるEI値による追加サンプリングのイメージ。空間誤差が大きく、最適性を示す可能性が高い場所にサンプルを追加する。

EI (Expected Improvement): 最適性と誤差のバランスを示す指標

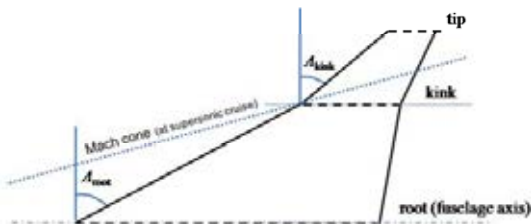
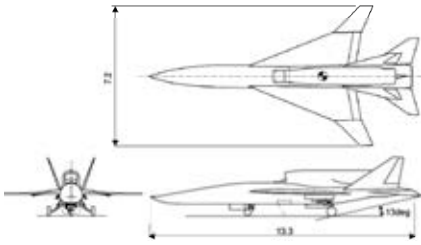
$$E[I(\mathbf{x})] = (\hat{y} - f_{\max}) \Phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right) + s \phi\left(\frac{\hat{y} - f_{\max}}{s}\right)$$

Φ, ϕ : standard distribution, normal density
s : standard error



先行研究における取組(3/15)主翼の効率的な多分野融合設計 11

設計変数



- ✓内翼: 亜音速前縁, 外翼 超音速前縁.
- ✓胴体はJAXAによる低ブーム胴体



Table 1 Design space.

	Design variable	Upper bound	Lower bound
dv1	Sweepback angle at inboard section	57 (°)	69 (°)
dv2	Sweepback angle at outboard section	40 (°)	50 (°)
dv3	Twist angle at wing root	0 (°)	2 (°)
dv4	Twist angle at wing kink	-1 (°)	0 (°)
dv5	Twist angle at wing tip	-2 (°)	-1 (°)
dv6	Maximum thickness at wing root	3%c	5%c
dv7	Maximum thickness at wing kink	3%c	5%c
dv8	Maximum thickness at wing tip	3%c	5%c
dv9	Aspect ratio	2	3
dv10	Wing root camber at 25%c	-1%c	2%c
dv11	Wing root camber at 75%c	-2%c	1%c
dv12	Wing kink camber at 25%c	-1%c	2%c
dv13	Wing kink camber at 25%c	-2%c	1%c
dv14	Wing tip camber at 25%c	-2%c	2%c

先行研究における取組(4/15)主翼の効率的な多分野融合設計 12

目的関数

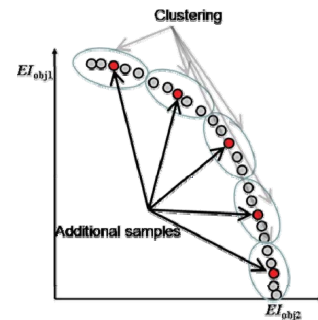
□ 揚抗比の最大化・ブームの最小化・全備重量の最小化

- ✓ 重力と揚力のつり合い, 中立安定

$$\begin{cases} \text{Maximize } L/D \quad (M = 1.6) \\ \text{Minimize } \Delta P \\ \text{Minimize } W_{wing} \\ \text{subject to } DesignC_L = 0.105, M_G = 0 \end{cases}$$

- ✓ EI値に変換後, 実際に解く問題

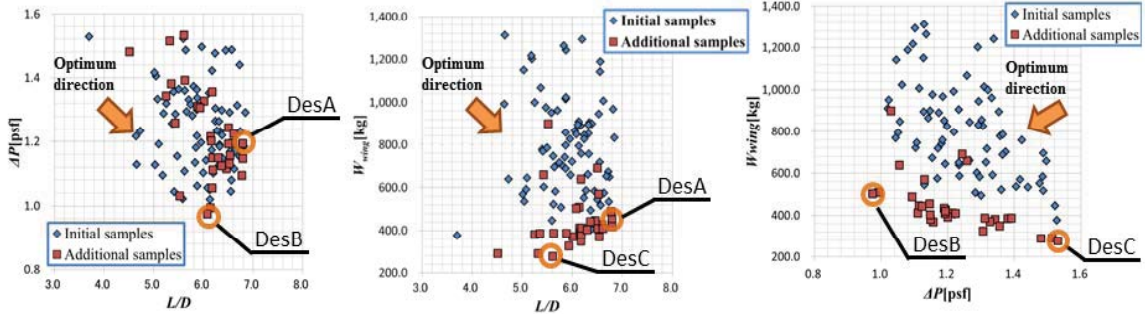
$$\begin{cases} \text{Maximize} \\ EI_{L/D} = (\hat{y} - L/D_{max}) \Phi \left(\frac{\hat{y} - L/D_{max}}{s^2} \right) + s \phi \left(\frac{\hat{y} - L/D_{max}}{s^2} \right) \\ \text{Maximize} \\ EI_{\Delta P} = (\Delta P_{min} - \hat{y}) \Phi \left(\frac{\Delta P_{min} - \hat{y}}{s^2} \right) + s \phi \left(\frac{\Delta P_{min} - \hat{y}}{s^2} \right) \\ \text{Maximize} \\ EI_{W_{wing}} = (W_{wing, min} - \hat{y}) \Phi \left(\frac{W_{wing, min} - \hat{y}}{s^2} \right) + s \phi \left(\frac{W_{wing, min} - \hat{y}}{s^2} \right) \\ \text{subject to } DesignC_L = 0.105, M_G = 0 \end{cases}$$



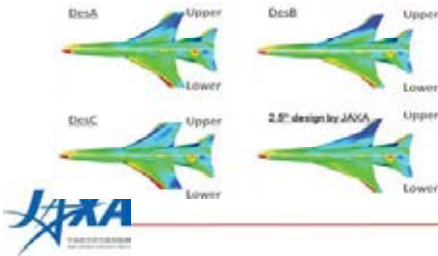
K-means 法によるサンプル点選択

先行研究における取組(5/15)主翼の効率的な多分野融合設計 13

□ EGOによる探索結果



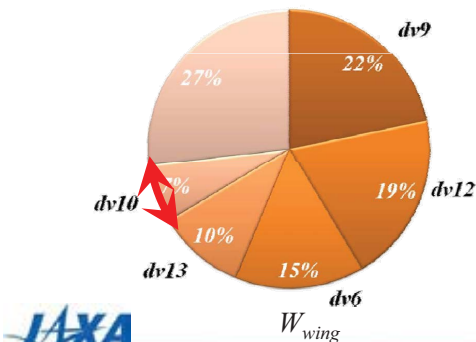
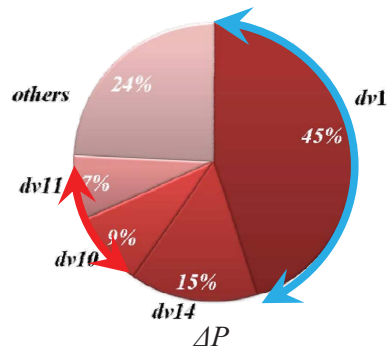
多数の追加サンプルを(近似的な)パレート解近傍に得る



⇒ このサンプリングからどのような設計知識を得るか？

先行研究における取組(6/15)主翼の効率的な多分野融合設計

□ 設計変数の寄与度解析



↔ Effect of root camber
↔ Effect of sweep back angle at wing root

✓翼根キャンバー ⇒ 内翼の形状に影響、超音速飛行では内翼の設計が重要となる

✓内翼後退角がソニックブームに寄与

⇒外翼はどうすれば・・・？

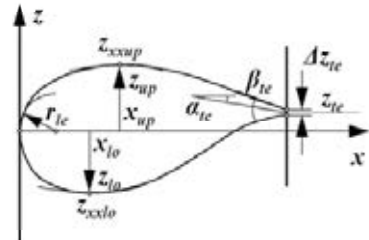
➡ 多点設計問題へ



先行研究における取組(7/15)高速機主翼の多点設計 15

□ 多点設計→空力だけでもバラエティに富む形状

- ✓ 未知の問題に対応できる翼型表現法
- ✓ PARSEC(PARAmetric SEction) method*
 - 遷音速翼型設計の知見から設計点を設定した手法
 - 上下面が独立に定義される
 - 自動最適設計アルゴリズムやデータマイニングなどでの利用が用意
 - Leading edge (LE)で設定できるパラメータが少ない
 - 前縁丸みの中心が翼弦線上(大きなキャンバを持つ翼型の設計に不利)



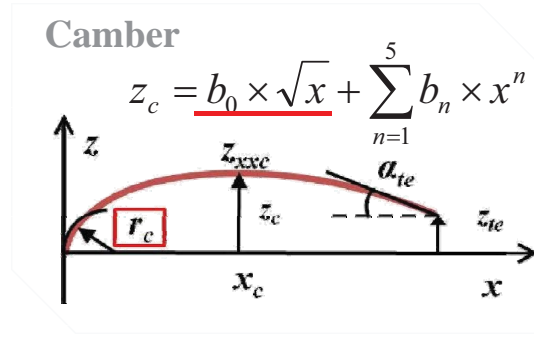
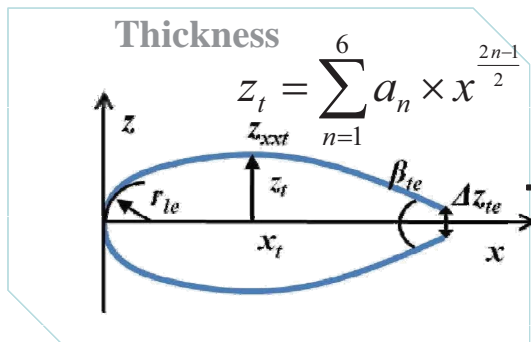
*Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, pp. 71-88, Vieweg 1998.



先行研究における取組(8/15)高速機主翼の多点設計 16

□ 修正PARSEC法による翼型表現

- 翼厚分とキャンバ分布をそれぞれ定義
- 前縁丸みの中心は常にキャンバー上
- ✓ 翼厚分布はオリジナルPARSECで対称翼型を定義したものと同等
- ✓ **キャンバー分布は5次関数**
 - ルートの項を入れる事により, キャンバーの前縁半径を設計可能
- ✓ 12の設計変数により翼型定義

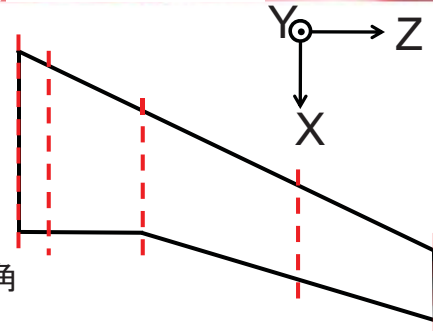


** K. Matsushima, Application of PARSEC Geometry Representation to High-Fidelity Aircraft Design by CFD, proceedings of 5th WCCM/ ECCOMAS2008, Venice, CAS1.8-4 (MS106), 2008.

先行研究における取組(9/15)高速機主翼の多点設計 17

□ 平面形の定義

- ✓ 5断面を定義
- ✓ スパン方向に4次関数で内挿補間
- ✓ 設定パラメータ
 - 5断面のスパン方向位置
 - 振り下げ,上反角,内翼・外翼前縁後退角



- ✓ 遷音速翼から超音速翼まで表現可能

ダブルテーパー翼



ワープ形状・クランクアロー翼



先行研究における取組(10/15)高速機主翼の多点設計 18

□ 設計変数(平面形+断面形状)

		min.	max.
dv1	アスペクト比	2.0	6.8
dv2	内翼後退角	33	68
dv3	外翼後退角	28	62
dv4	テーパー比	0.1	0.35
dv5	Kink大きさ	0.4	0.57
dv6	最大翼厚位置	i	0.35
dv7		ii	0.35
dv8		iii	0.3

			min.	max.
dv9	最大翼厚	i	0.05	0.16
dv10	Kink翼厚 (対翼根翼厚)		0.63	0.75
dv11	翼端翼厚 (対翼根翼厚)		0.6	0.68
dv12	最大キャンバー位 置	i	0.15	0.45
dv13		ii	0.2	0.5
dv14		iii	0.3	0.6
dv15	最大キャンパー	i	0.0025	0.013
dv16		ii	0.005	0.015
dv17		iii	-0.007	0.015



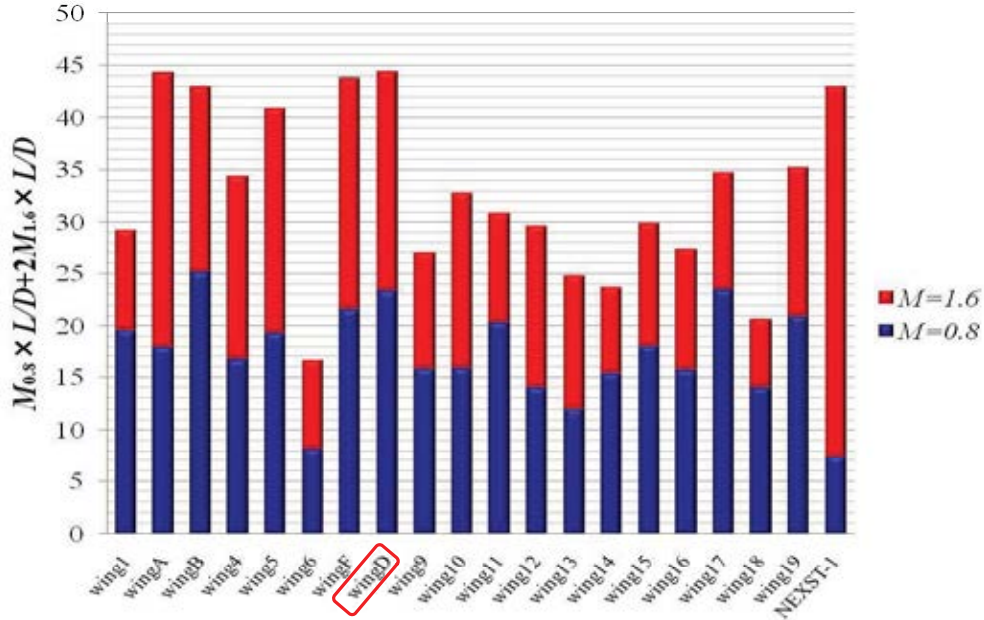
□ 評価関数

- ✓ L/Dの最大化(M=0.8)
- ✓ L/Dの最大化(M=1.6)

統計式による翼重量

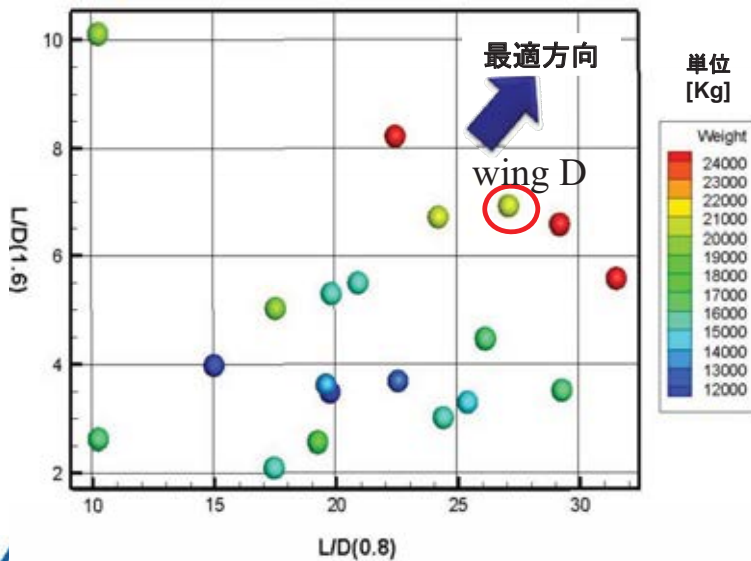
先行研究における取組(11/15)高速機主翼の多点設計 19

□「 $M \times L/D$ 」での評価

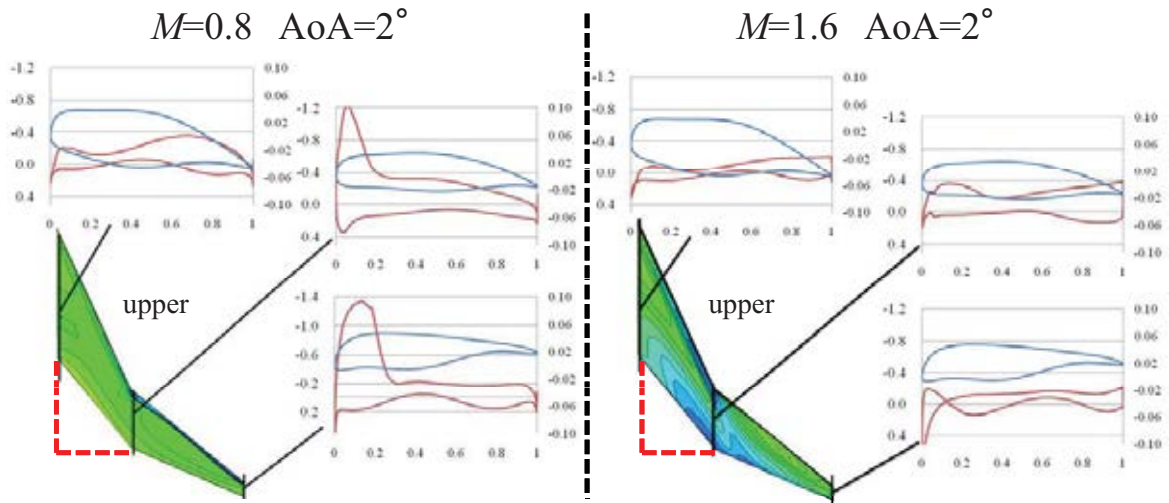


先行研究における取組(12/15)高速機主翼の多点設計 20

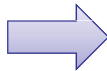
□ $M=1.6$ 及び $M=0.8$ での L/D と翼重量の関係



先行研究における取組(13/15)高速機主翼の多点設計 21



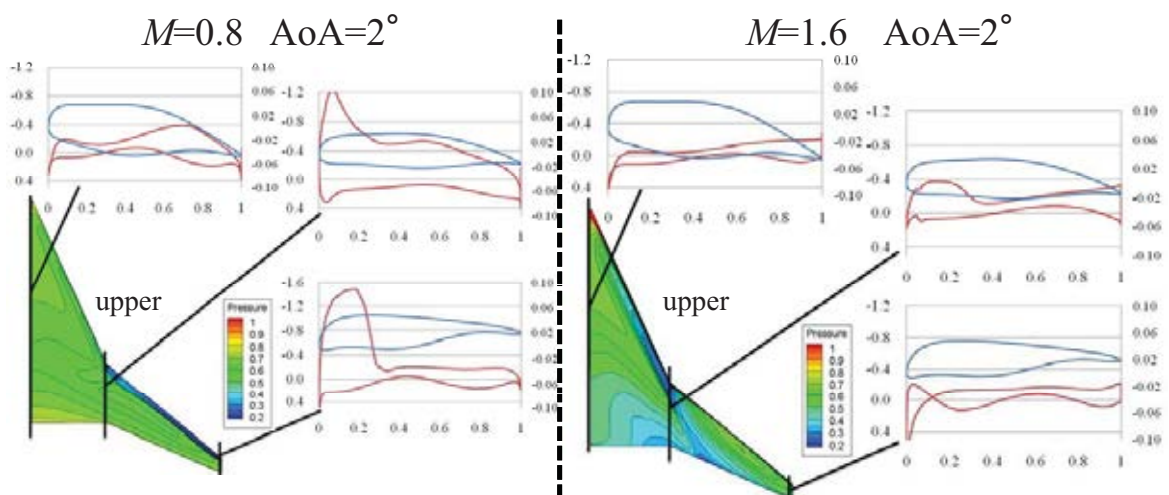
後縁後退角が大きく翼弦長が短い



翼根のコード長を修正した形状(Wing D')を検証



先行研究における取組(14/15)高速機主翼の多点設計 22

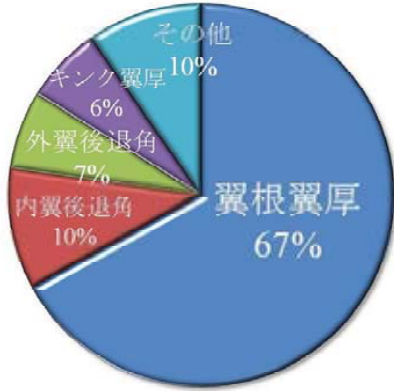


	W_{wing}/S [Kg/m ²]	L/D (M=0.8)	L/D (M=1.6)
Wing D	68.1	29.1	6.6
Wing D'	47.9	24.5	6.1



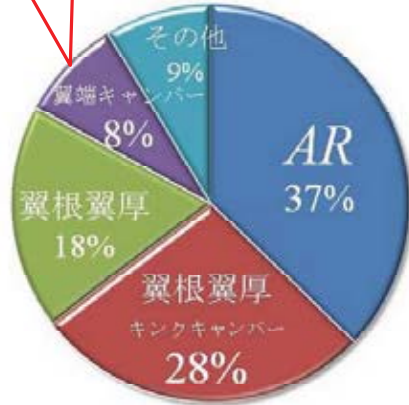
先行研究における取組(15/15)高速機主翼の多点設計 23

ANOVA



M=1.6 での L/D 値に対する寄与度解析

翼端設計の影響が見られる。



M=0.8 での L/D に対する寄与度解析結果



24

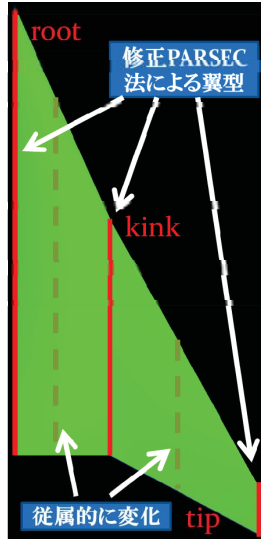
提案に基づく現行の研究



提案に基づく現行の研究(1/9) 超音速機主翼の多点設計 25

翼形状表現手法の構築と多点設計による検証

- ✓ 平面形を固定して, Carlson's warp設計(NEXST1)と比較
- ✓ CAPASにより空力性能を評価



3断面を変数化

- root, kink, tipの翼型のみ変更
 - ✓ tipは対称翼
 - ✓ 最大厚みのパラメータは固定
- 残り2断面は従属的に変化
 - ✓ 翼型のパラメータを3次関数で補間 (root, kink, tipにより決定)
- 翼平面形はNEXST-1+のもので固定

内翼5%
外翼3%

主翼面積	10.12m ²
スパン長	4.718m
アスペクト比	2.20
内翼テーパー比	0.52
外翼テーパー比	0.20
内翼前縁後退角	66.0deg.
外翼前縁後退角	61.2deg.
MAC長	2.754m



提案に基づく現行の研究(2/9) 超音速機主翼の多点設計 26

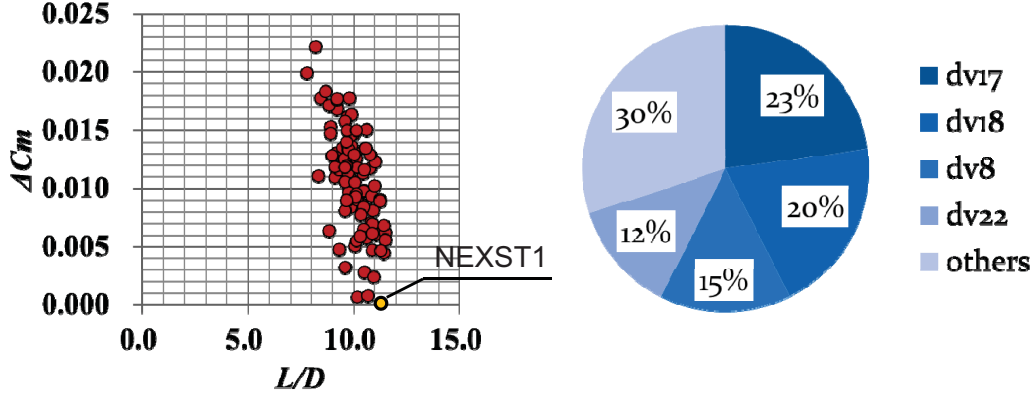
design variables		lower	upper
前縁半径	root dv1	0.0001	0.0010
	kink dv2	0.0001	0.0010
	tip dv3	0.0001	0.001
最大翼厚位置	root dv4	0.40	0.55
	kink dv5	0.40	0.55
	tip dv6	0.30	0.50
曲率	root dv7	-0.30	0.00
	kink dv8	-0.20	0.00
	tip dv9	-0.20	0.00
後縁開き角	root dv10	0.00	6.00
	kink dv11	0.00	5.00
	tip dv12	0.00	5.00
キャンバー前縁曲率	root dv13	0.000	0.001
	kink dv14	0.000	0.001

design variables		lower	upper
最大キャンバー位置	root dv15	0.20	0.50
	kink dv16	0.20	0.50
最大キャンバー曲率	root dv17	0.00	0.02
	kink dv18	0.00	0.02
後縁高さ	root dv19	-0.20	0.00
	kink dv20	-0.20	0.00
後縁角	root dv21	-0.01	0.01
	kink dv22	-0.01	0.01
振じり下げ	root dv23	-5.00	1.00
	kink dv24	-2.00	2.00
	tip dv25	-2.00	0.00
振じり下げ	kink dv26	-2.00	2.00
	tip dv27	0.00	4.00



提案に基づく現行の研究(3/9) 超音速機主翼の多点設計 27

□ サンプルング結果

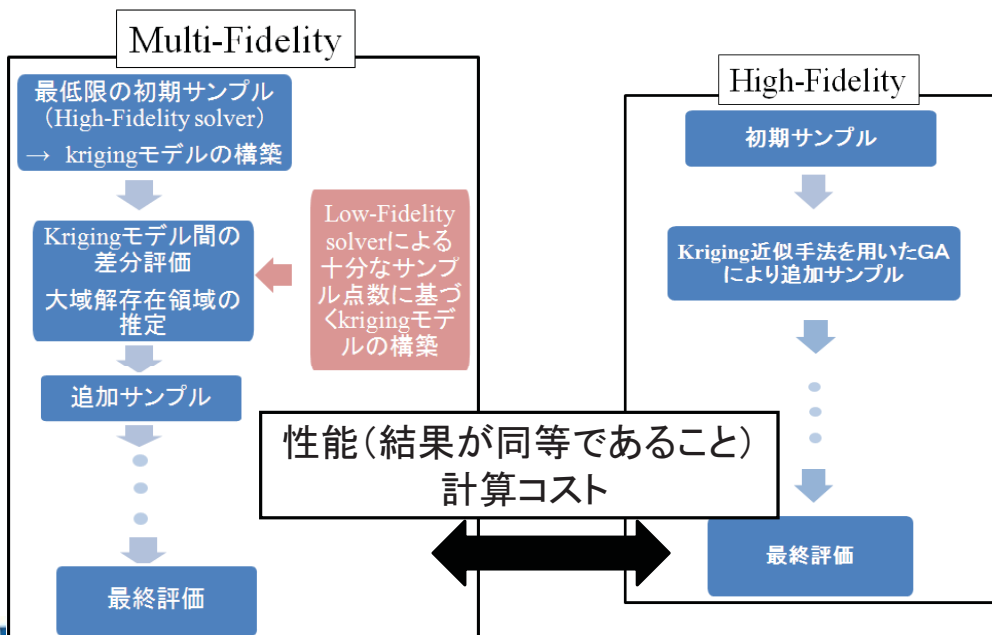


- ✓ NEXST1と同等程度の翼形状
- ✓ 変数の寄与を分析しやすい手法を採用
 - Root: 最大キャンバ
 - Kink: 最大キャンバ, 最大翼厚での曲率, 後縁高さ等
- ✓ 修正PARSEC法を組み合わせた設計法は, 高性能な翼を設計出来る他, 知識獲得手法と親和性が高い



提案に基づく現行の研究(4/9) Multi-fidelity 設計法 28

□ 検討中のMulti-fidelity設計法



提案に基づく現行の研究(5/9) Multi-fidelity 設計法 29

誤差の評価

パネル法

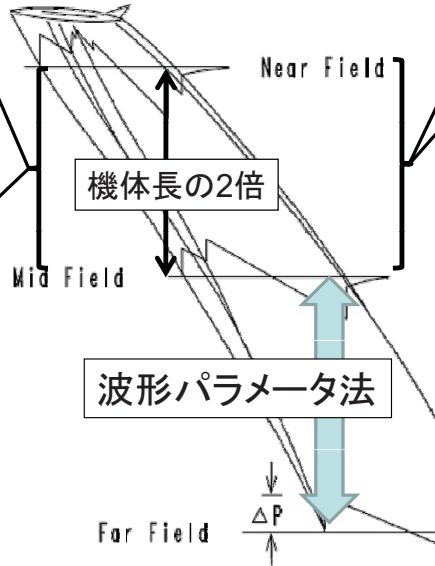
Aging補正
→ソニックブームの
非線形を考慮

$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta\gamma}{2}} C_P$$

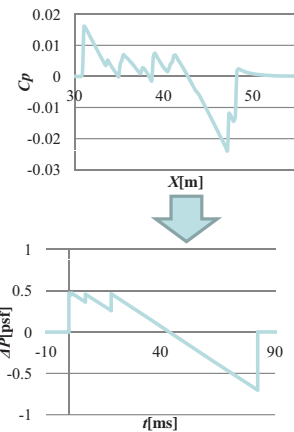
$$\Delta x = -\frac{(\gamma+1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x)$$

$$\beta = \sqrt{M^2 - 1},$$

$r = \text{伝播距離}, \gamma = \text{比熱比}(1.4)$

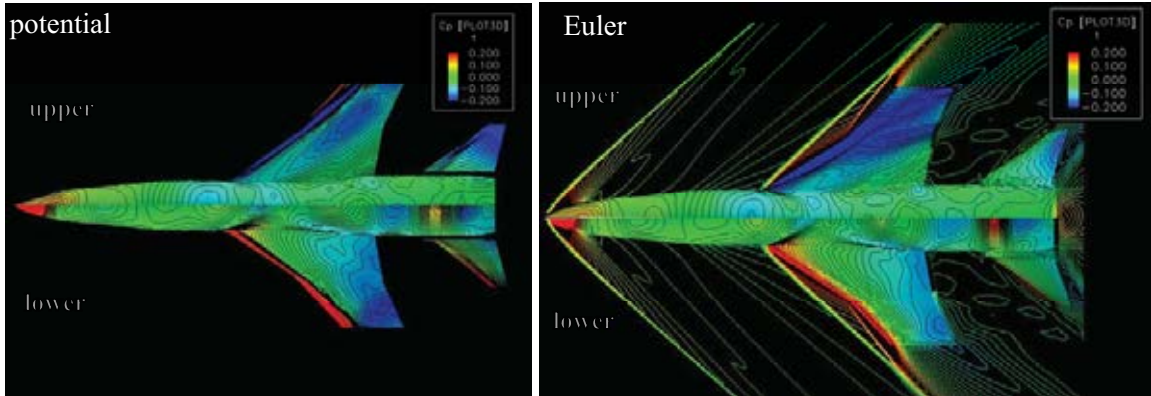


Euler解析
空間を直接
数値計算



提案に基づく現行の研究(6/9) Multi-fidelity 設計法 30

評価手法による圧力分布の違い



Eulerでは内翼で発生した衝撃波が外翼に干渉(衝撃波の空間的干渉)

- 外翼の流れの違い → 静安定性の違い
- トリム安定のため尾翼舵角が減少

	potential	Euler
尾翼舵角[°]	3.77	0.81
巡航迎角[°]	2.56	3.03
L/D	4.38	5.21

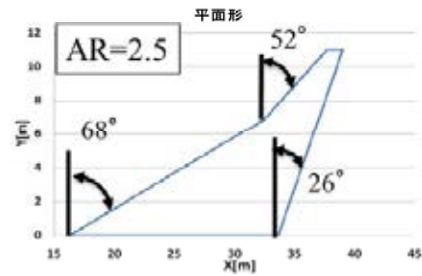
主翼の造波抵抗と尾翼の抵抗の変化 ⇒ L/Dの変化



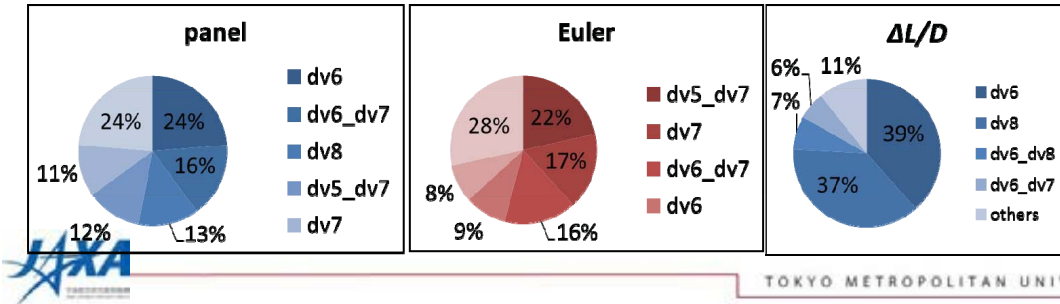
提案に基づく現行の研究(7/9) Multi-fidelity 設計法 31

ANOVAによる検討(L/D)

設計番号	設計変数	設計範囲		単位
		最小値	最大値	
dv1	ねじり (root)	0	2	(°)
dv2	ω (kinkのねじりを決定)	0	1	
dv3	ねじり (tip)	-4	0	(°)
dv4	翼根キャンバー (25%コード長)	0	5	(%)
dv5	翼根キャンバー (75%コード長)	-3	2	(%)
dv6	キンクキャンバー (25%コード長)	-2	2	(%)
dv7	キンクキャンバー (75%コード長)	-2	2	(%)
dv8	翼端キャンバー (25%コード長)	-3	3	(%)

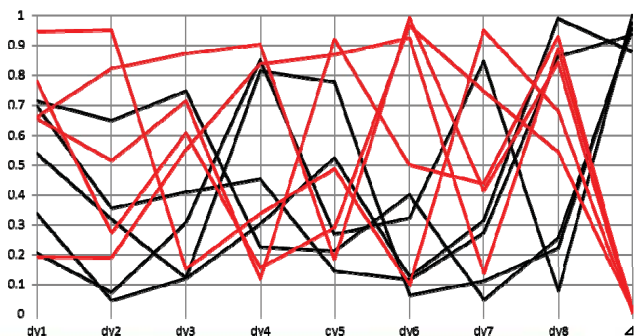
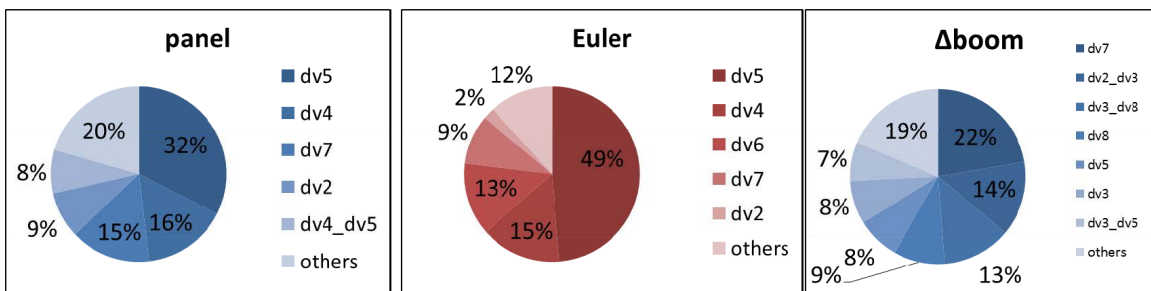


$$\theta(\text{kink}) = \omega \times \theta(\text{root}) + (1 - \omega) \theta(\text{tip})$$



提案に基づく現行の研究(8/9) Multi-fidelity 設計法 32

ANOVAによる検討(boom)



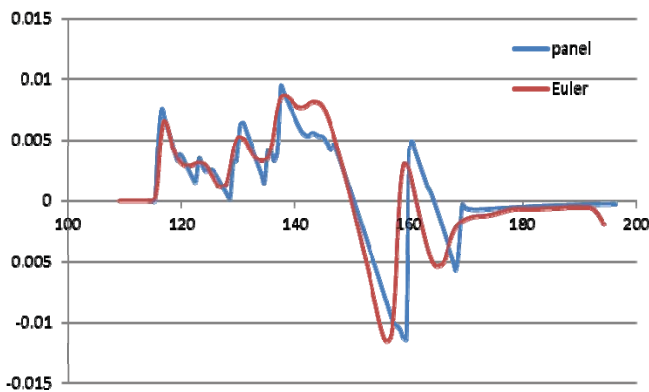
提案に基づく現行の研究(9/9) Multi-fidelity 設計法 33

□ PanelとEulerの違いによる評価関数の違い

→Multi-Fidelity設計

□ L/D ・・・ PanelとEulerの差分

□ ブーム・・・近傍場波形の違い



青と赤で囲まれた面積で考える

まとめと今後の展望 34

□ 環境適合超音速機の多点設計に関する研究について、現行研究と今後の計画を紹介

- ✓ FY2011:超音速機に適した主翼翼型形状表現法の開発
- ✓ FY2012:亜音速／超音速性能を両立させる小型超音速旅客機形状の設計

□ これまでの研究・開発成果

- ✓ Efficient Global Optimizationにより、多分野融合設計を効率化(～FY2010)
- ✓ 修正PARSEC翼型表現法を三次元形状に展開
 - マッハ数多点設計の指標 $M \times L/D$ による整理を試行
 - ・ 性能の良い遷音速～超音速翼(型)を表現
 - NEXST1平面形を用いて、同等程度の性能をもつ超音速翼サンプルを取得

□ 今後の展望

- ✓ 低速側の条件を決め、多点設計を実行
 - Mach cut-off効果を得る形状も検討対象
- ✓ Multi-fidelity アプローチによる効率化