

## 環境適合超音速機の多点設計に関する研究 2012年度研究進捗報告

金崎雅博(首都大学東京)



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## もくじ

2

- 提案研究の目的
- 研究において基とする最適化手法
- 開発要素及び研究体制
- 研究目的
- 超音速翼型の多点最適設計
  - ✓ Mach-cut off effectによる陸上超音速飛行を狙った
    - 高アスペクト比, 高後退角平面形
    - 低アスペクト比, 低後退角平面形
- 多様な翼型を探索できる形状表現法
  - ✓ パラメトリックな翼型表現法に基づく多点設計
- さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法
- まとめ

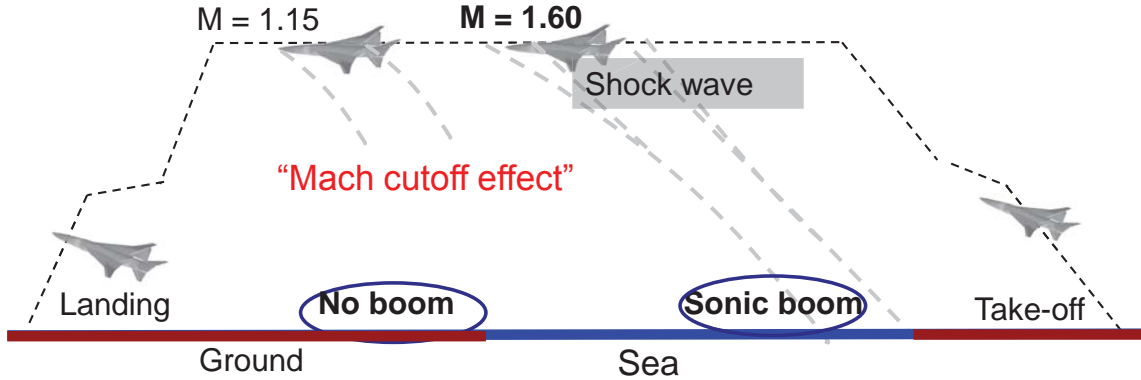


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 提案研究の目的

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(空力・ソニックブーム・構造・推進・制御など)といった**全体設計**を考慮することが出来る効率的な設計手法が不可欠

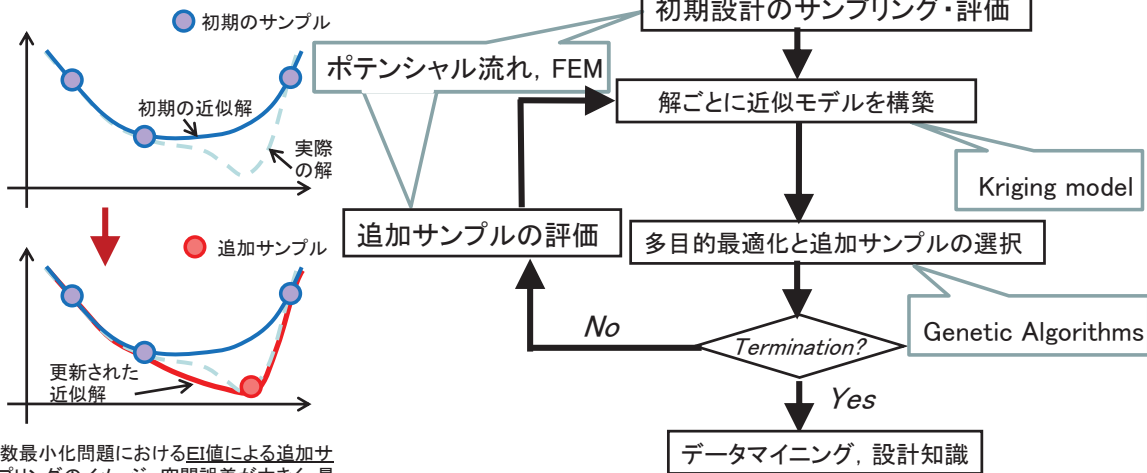
(数値解析技術, **設計問題の定式化**, **最適化法**,  
データマイニング法, **形状表現法**...)



# 研究において基とする最適化手法

4

## 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

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

$\Phi, \phi$  : standard distribution, normal density  
 $s$  : standard error



## 開発要素及び研究体制

5

□ 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

✓ 四谷智義(2012年度終了)

➤ 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

✓ 瀬戸直人(2011年度修了), 高木秀寛

➤ 多分野融合設計法, Multi-fidelity設計法

□ 修士論文・卒業論文テーマ

✓ 岸祐希

➤ Mach cut-off効果を考慮した超音速機主翼の多点設計法

✓ 新井翔

➤ 超音速機主翼の大域的多点設計による

修正PARSEC法の表現性能の検証



## 研究目的

6

□ 超音速輸送機の多点最適翼型設計

✓ Mach cut-off effectを見込める低超音速飛行と海上での  
高超音速飛行での最適化結果の違い

➤ 平面形による違いも検証

✓ より自由度の高いパラメトリック翼型表現手法の  
適用性検証

✓ さらなる効率的設計探査に向けた  
Multi-fidelity設計探査法



# 提案に基づく現行の研究1 超音速翼型の多点最適設計



## 超音速翼型の多点最適設計(1/14)

### 超音速輸送機実現への課題

- 超音速巡航時の燃費改善  
超音速機向けとされている平面形

- 空力分野 : 低抵抗形状など
- 構造分野 : 軽量化など
- 推進分野 : 燃焼効率の改善など



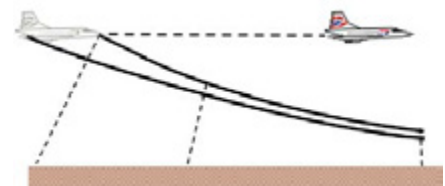
高アスペクト比, 高後退角平面形

特性が異なる



高アスペクト比, 高後退角平面形

- 陸上での低超音速飛行時ソニックブームの低減  
小型機の場合はマッハ・カットオフ効果を期待



燃費を改善するために多点における全体最適設計が必要



## 超音速翼型の多点最適設計(2/14)

9

### 設計空間

			下限値	上限値
翼厚比	root	dv1	0.03	0.06
	kink(62%)	dv2	0.03	0.05
	tip	dv3	0.02	0.05
前方キャンバー位置		dv4	0.3	0.45
前方キャンバー	root	dv5	0.02	0.05
	kink(62%)	dv6	-0.02	0.05
	tip	dv7	-0.02	0.04
後方キャンバー位置		dv8	0.6	0.75
後方キャンバー	root	dv9	-0.03	0.02
	kink(62%)	dv10	-0.02	0.02
	tip	dv11	-0.02	0.02
捩じり	root	dv12	0	2
	kink(62%)	dv13	-2	2
	tip	dv14	-4	0

- 設計 $C_L$ は $C_L = 0.143$  (Aerion型は翼重量を推算し軽量化を考慮)
- 初期サンプル数は180
- M1.15とM1.60でそれぞれ計算



## 超音速翼型の多点最適設計(3/14)

10

2つの平面形について翼型最適化を行う

- ①低アスペクト比, 低後退角平面形(Aerion機想定)
  - ②高アスペクト比, 高後退角平面形(JAXA小型SST概念機想定)
- \* 胴体はJAXA小型SST概念機を用いる

### ➤ 目的関数

$$\begin{cases} \text{Maximize} & L/D @ Mach1.15 \\ \text{Maximize} & L/D @ Mach2.00 \end{cases}$$

### ➤ 空力評価

- ✓ CAPASを利用したパネル解析

### ➤ 最適化法

- ✓ Efficient Global Optimizationによる探索
- ✓ 初期サンプル160点, 3点ずつ5回の追加サンプル





# 超音速翼型の多点最適設計(4/14) 11

重量について:揚力制約とAerionタイプの特徴・取り扱いについて

- JAXAタイプは設計 $C_L$ を固定して( $C_L = 0.143$ )空力評価を行う。
- AerionタイプはJAXAタイプより翼重量を軽くできることを考慮して翼重量を推算して設計 $C_L$ に反映。

超音速機向けの主翼重量推算式\*

$$W_{wing} = 5.63 \times 10^{-2} \times \left[ \frac{W_{TO} \times n_{ult} \times b_s \times S}{t_{root}} \right]^{0.501}$$

$W_{TO}$ : 離陸重量

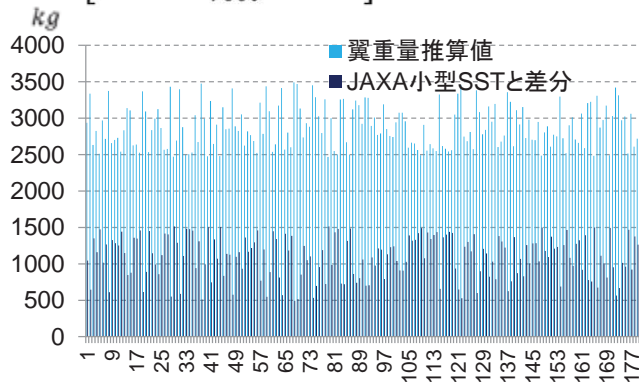
$n_{ult}$ : 終局荷重倍数

$b_s$ : 構造翼幅( $b_s = b / \cos \gamma$ )

$S$ : 翼面積

$t_{root}$ : 翼根翼厚

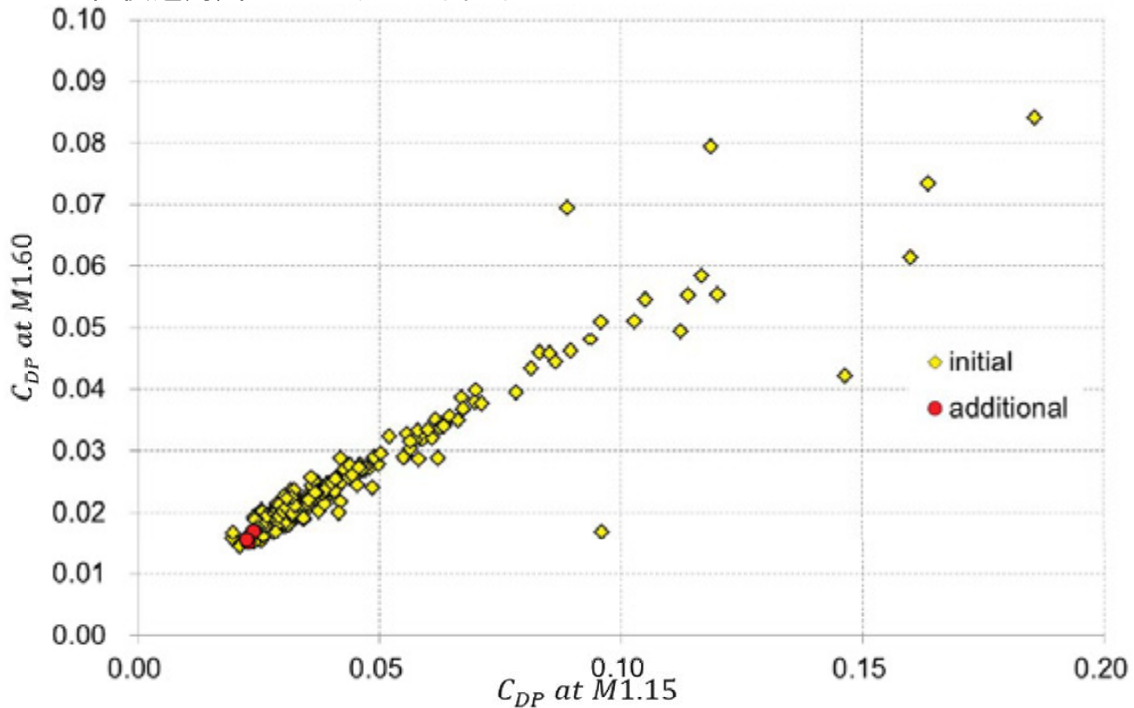
- ✓ 500kg~1500kg程度, 翼重量を軽減できる



※湯原達規,李家賢一: 水素燃料超音速旅客機の機体成立性に関する研究,航空宇宙技術,Vol.9,pp.29-35,2010

# 超音速翼型の多点最適設計(5/14) 12

低後退角, 低アスペクト比平面形

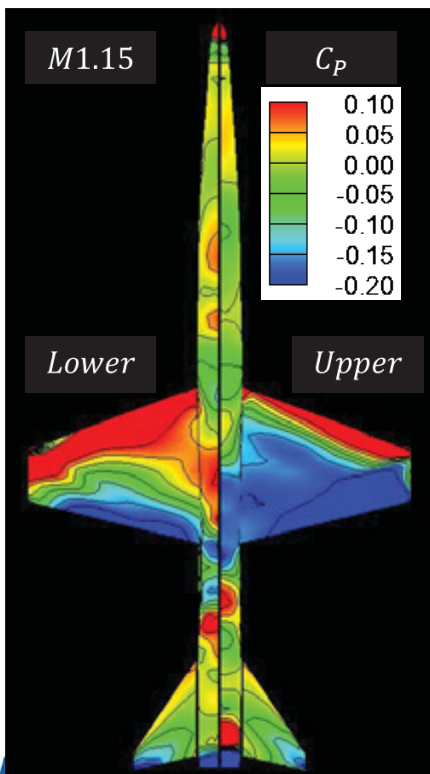


- ✓ M1.15とM1.60でトレードオフは顕著には見られない

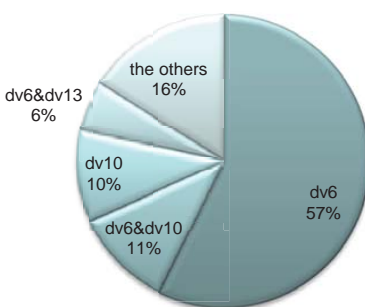
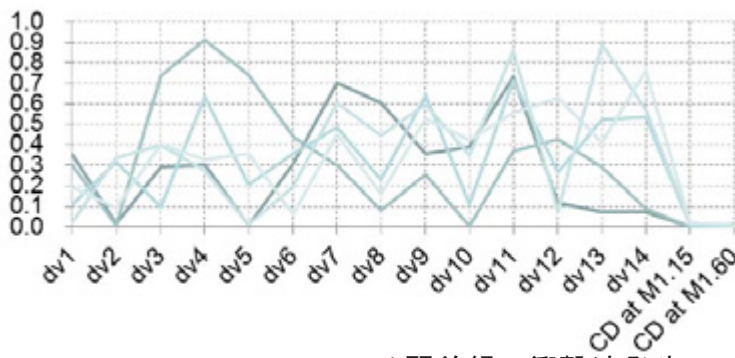


# 超音速翼型の多点最適設計(6/14)

13



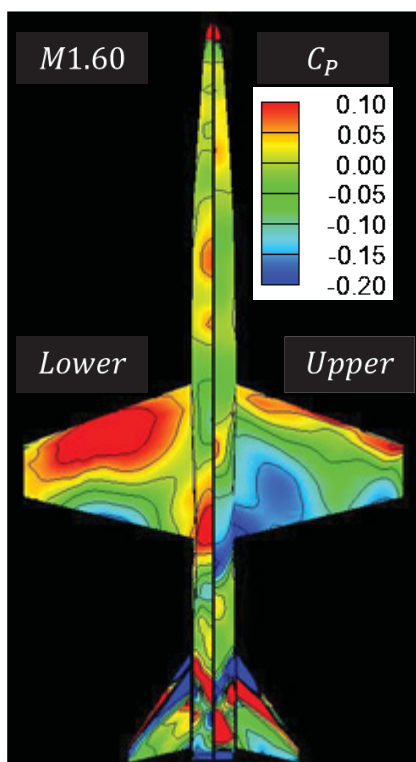
低後退角, 低アスペクト比平面形



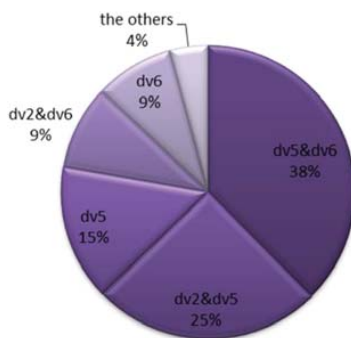
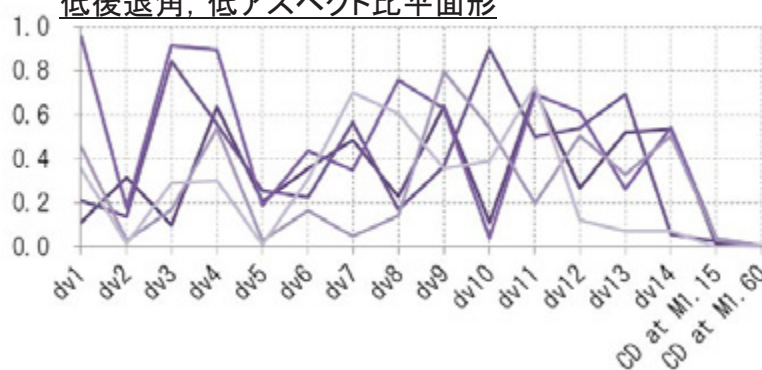
- ✓ 翼前縁で衝撃波発生
- ✓ 翼厚の寄与があまり出てきていない
- ✓ 62%semispanでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

# 超音速翼型の多点最適設計(7/14)

14



低後退角, 低アスペクト比平面形

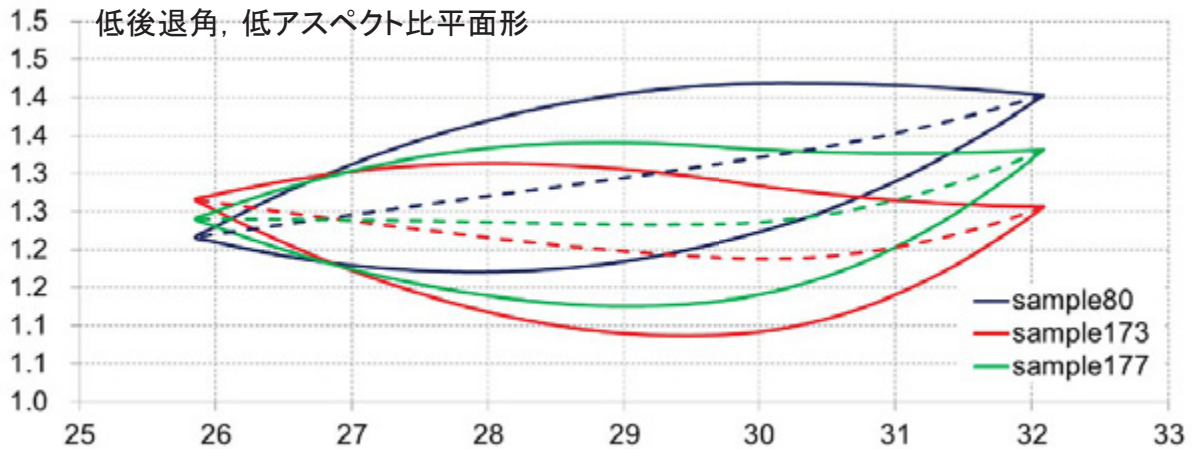


- ✓ 翼面上で衝撃波はみられず
- ✓ 翼厚の寄与が出てきていない
- ✓ 62%semispanでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

# 超音速翼型の多点最適設計(8/14)

15

## 非劣解の形状(62%semispan)



	M1.15				M1.60		
	$C_L$	$C_{DP} \times 10^4$	$\alpha$	$\alpha_{tail}$	$C_{DP} \times 10^4$	$\alpha$	$\alpha_{tail}$
sample80	0.140	195.6	2.5	-1.6	157.0	3.4	-1.9
sample173	0.141	211.4	1.0	2.9	143.1	2.1	0.34
sample177	0.141	196.5	1.6	1.4	167.3	2.9	-0.3

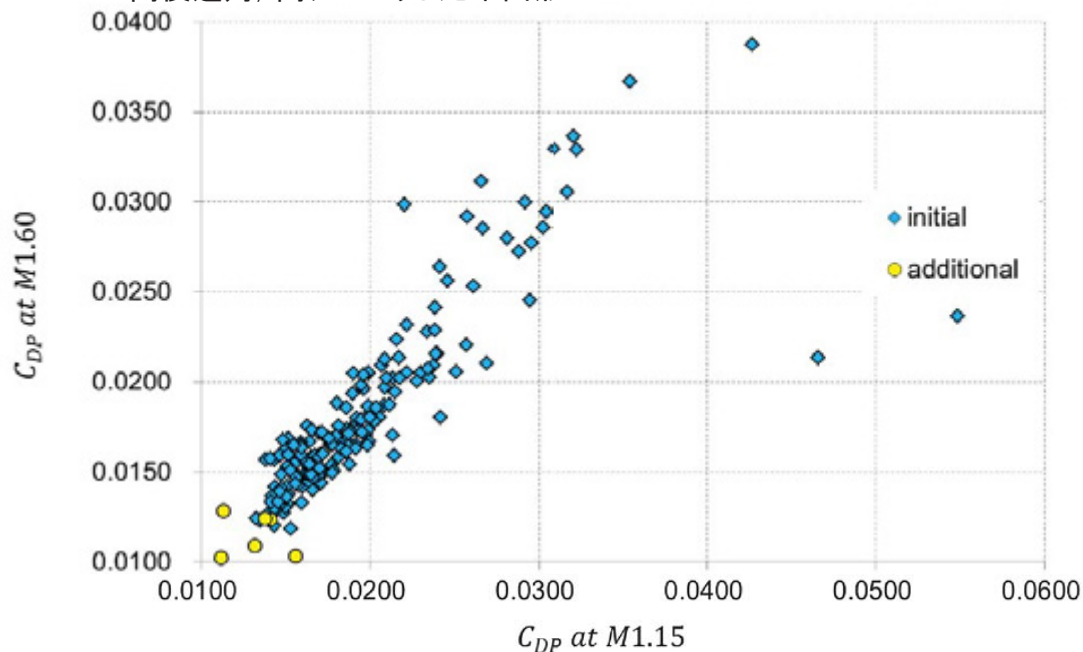


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 超音速翼型の多点最適設計(9/14)

16

## 高後退角, 高アスペクト比平面形



- ✓ M1.15とM1.60でトレードオフは顕著ではない(低後退角, 低アスペクト比平面形よりはばらつきがある程)

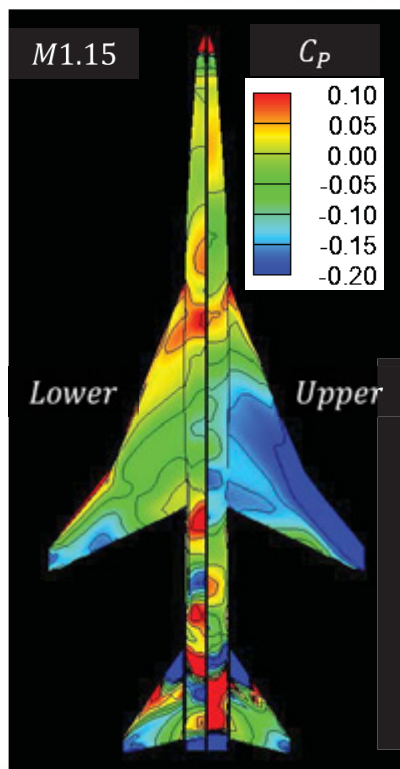


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

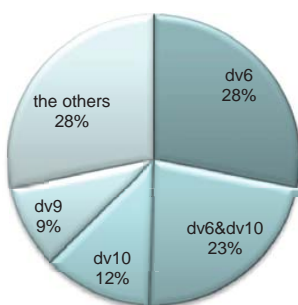
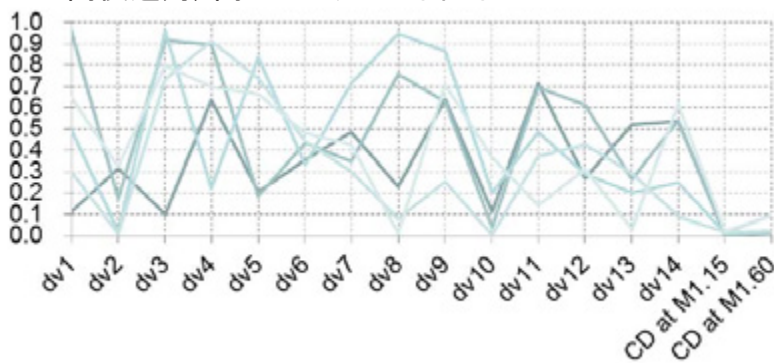


# 超音速翼型の多点最適設計(10/14)

17



高後退角, 高アスペクト比平面形

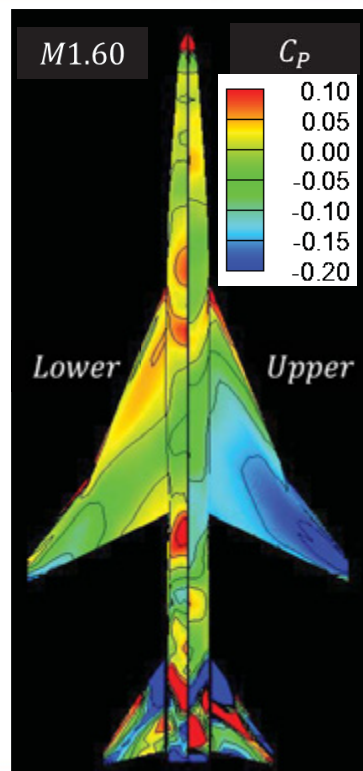


- ✓ 翼面上で衝撃波はみられず
- ✓ 翼厚の寄与が出てきていない
- ✓ キンクでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう

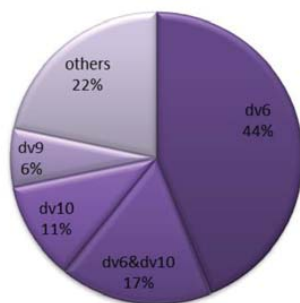
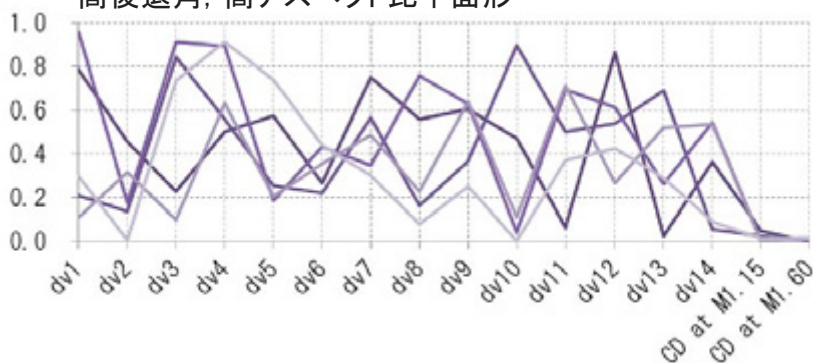


# 超音速翼型の多点最適設計(11/14)

18



高後退角, 高アスペクト比平面形



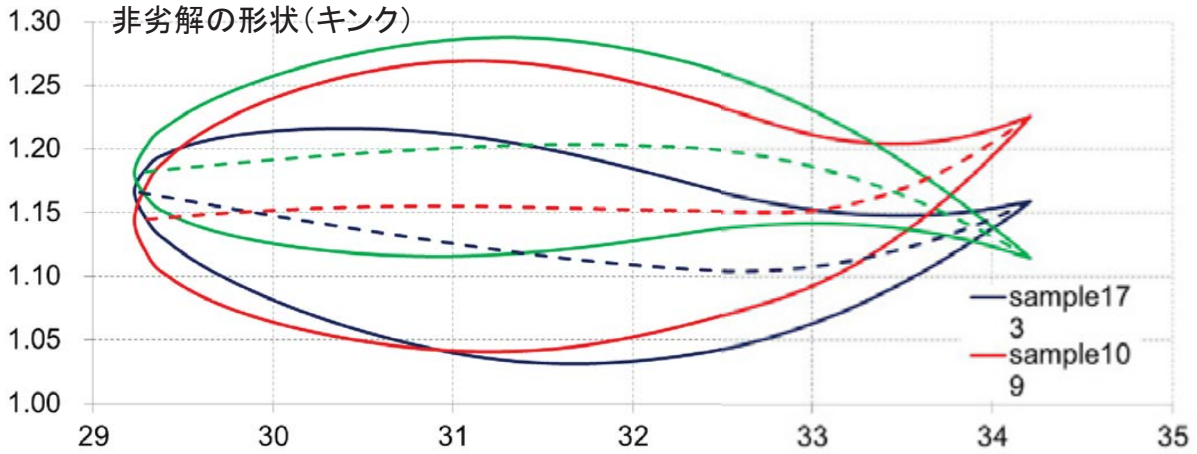
- ✓ 翼面上で衝撃波はみられず
- ✓ キンクの翼厚が寄与
- ✓ キンクでのキャンバーが重要
- ✓ 翼根や翼端の翼厚は厚くてもよさそう



# 超音速翼型の多点最適設計(12/14)

高後退角, 高アスペクト比平面形

非劣解の形状(キック)

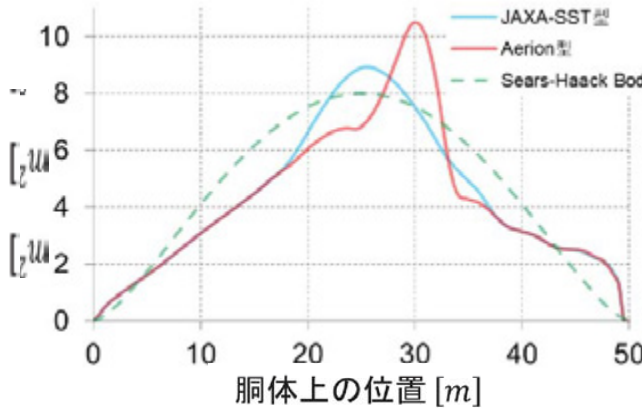


	$C_L$	M1.15			M1.60		
		$C_{DP} \times 10^4$	$\alpha$	$\alpha_{tail}$	$C_{DP} \times 10^4$	$\alpha$	$\alpha_{tail}$
sample173	0.143	132.4	1.8	1.1	124.1	2.1	0.5
sample109	0.143	134.6	3.5	1.0	122.8	2.1	0.4
sample169	0.143	143.3	0.6	1.3	120.3	1.5	0.6



# 超音速翼型の多点最適設計(13/14)

等価断面積分布の検証



Sears-Haack Body

$$\begin{cases} A_x = \pi R_{max}^2 [4x(1-x)]^{\frac{2}{3}} \quad (0 \leq x \leq 1) \\ V = \frac{3\pi^2}{16} R_{max}^2 L \end{cases}$$

細長体理論を用いると理論抵抗は

$$C_{D,wave} = \frac{24V}{L^3}$$

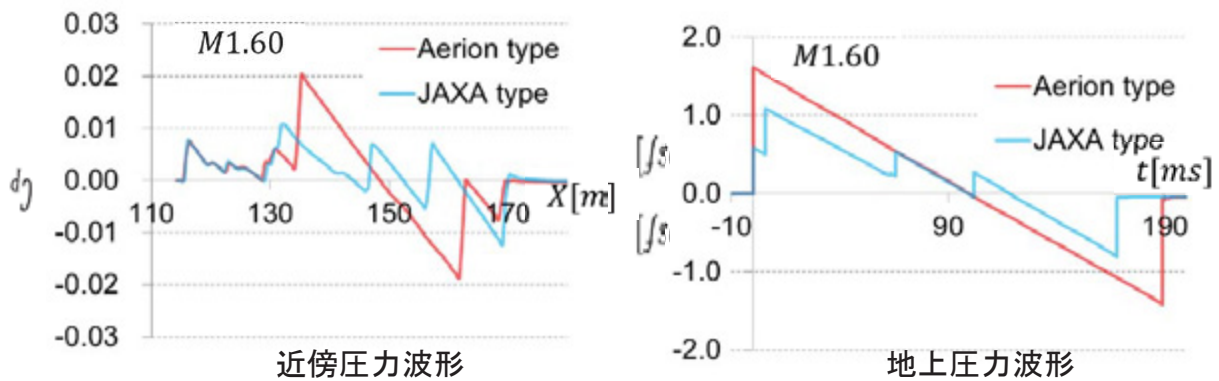
- ✓ 低後退角, 低アスペクト比平面形より高後退角, 高アスペクト比平面形の方が造波抵抗最小となるSears-Haack体に近い
- ✓ 低後退角, 低アスペクト比平面形の主翼を採用して造波抵抗を小さくするには新たに胴体や尾翼の設計を要する



# 超音速翼型の多点最適設計(14/14)

21

## M=1.6での近傍場波形及びソニックブーム



低後退角, 低アスペクト比の機体では明瞭にN型のソニックブーム波形となった  
 → 主翼上面での大きな圧力変化が原因か？

22

提案に基づく現行の研究2  
 多様な翼型を探索できる形状表現法

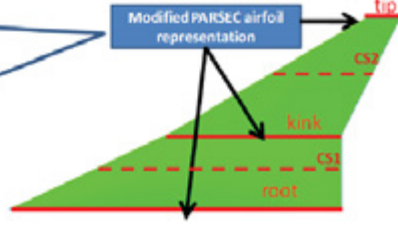
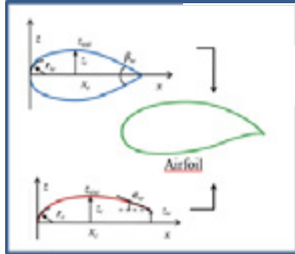


# 多様な翼型を探索できる形状表現法(1/8) 23

## □ 平面形

✓ NEXST1と同等

➤ Carlson's warp design



Wing area	10.12 m <sup>2</sup>
Span length	4.718
Aspect ratio	2.20
Taper ratio (inboard)	0.52
Taper ratio (outboard)	0.20
Sweep back angle (inboard)	66.0 deg.
Sweep back angle (outboard)	61.2 deg.
MAC length	2.754 m



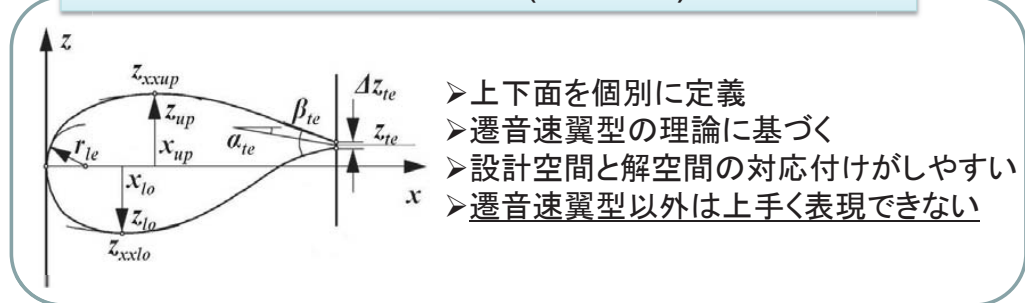
\*吉田憲司, ロケット実験機の空力設計概要, 小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験データ解析完了報告

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 多様な翼型を探索できる形状表現法(2/8) 24

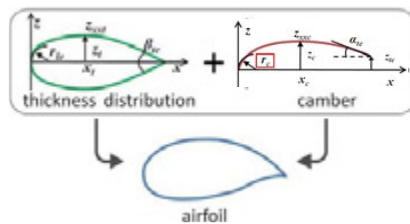
➤ 高効率なパラメトリック翼型表現法

## PARAmetric SEction (PASEC) method\*



modification

## Modified PARSEC method\*\*



- 翼厚とキャンバーを独立に定義し足し合わせる
- 一般の翼理論と同等であるため, 多様な翼型に利用可能

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

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



## 多様な翼型を探索できる形状表現法(3/8) 25

### ➤ 飛行条件

- ✓ NEXST-1と同じ飛行を想定  
飛行高度:  $1.9 \times 10^4$  [m]

### ➤ 目的関数

- Maximize  $L/D$  @ Mach1.15
  - Maximize  $L/D$  @ Mach2.00
  - Minimize  $|\Delta C_M|$  (制約条件的な目的)
- $\Delta C_M$ : NEXST-1との $C_M$ の差 ( $C_{M,NEXST-1} = -0.028$ )

- Carlson's Warpの設計では $C_M$ を制約  
→本研究ではトリム抵抗がNEXST-1と同等とする  
ため最後の設計目的を設定

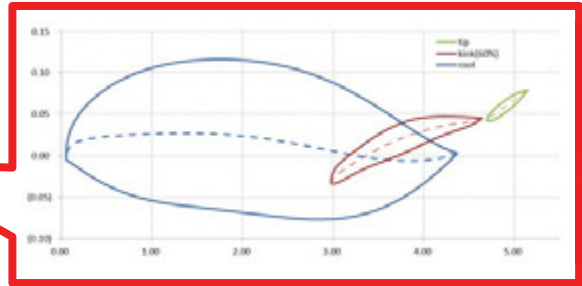
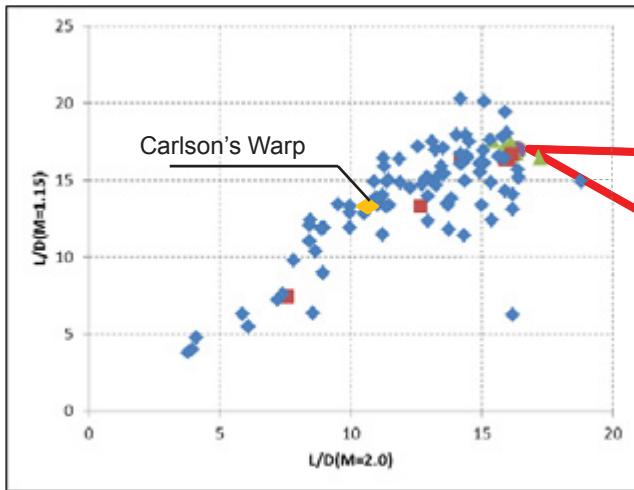
### ➤ 制約条件

- ✓  $C_L = 0.107$

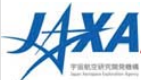
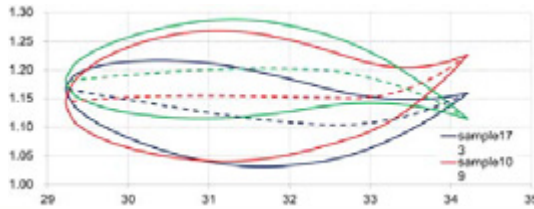
## 多様な翼型を探索できる形状表現法(4/8) 26

design variables		lower	upper	design variables		lower	upper
前縁半径	root $dv1$	0.0001	0.0010	最大キャンバー位置	root $dv15$	0.20	0.50
	kink $dv2$	0.0001	0.0010		kink $dv16$	0.20	0.50
	tip $dv3$	0.0001	0.001		最大キャンバー曲率	root $dv17$	0.00
最大翼厚位置	root $dv4$	0.40	0.55	kink $dv18$	0.00	0.02	後縁高さ
	kink $dv5$	0.40	0.55	root $dv19$	-0.20	0.00	
	tip $dv6$	0.30	0.50	kink $dv20$	-0.20	0.00	
曲率	root $dv7$	-0.30	0.00	root $dv21$	-0.01	0.01	後縁角
	kink $dv8$	-0.20	0.00	kink $dv22$	-0.01	0.01	
	tip $dv9$	-0.20	0.00	root $dv23$	-5.00	1.00	振り下げ
後縁開き角	root $dv10$	0.00	6.00	kink $dv24$	-2.00	2.00	
	kink $dv11$	0.00	5.00	kink $dv25$	-2.00	4.00	
	tip $dv12$	0.00	5.00	tip $dv26$	0.00	6.00	
キャンバー前縁曲率	root $dv13$	0.000	0.001				
	kink $dv14$	0.000	0.001				

多様な翼型を探索できる形状表現法(5/8) 27

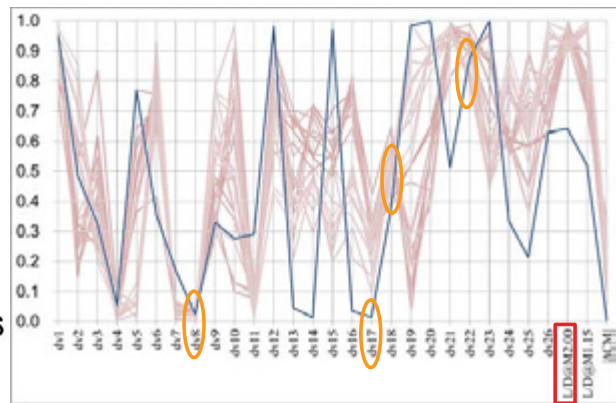
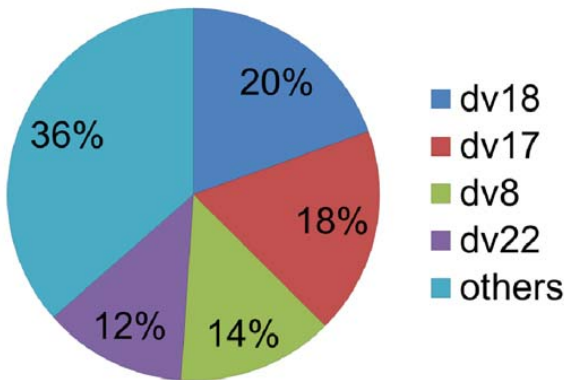


- 翼根でS字キャンバーとなる
- キンクで捻り下げが大きい
  - ✓ 小型SST概念機を想定した多点設計と同等(空力的捻り下げ≒逆キャンバー)の結果



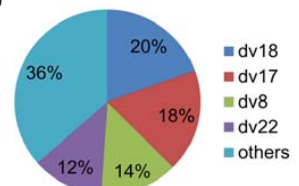
多様な翼型を探索できる形状表現法(6/8) 28

解空間の可視化(L/D@M=2.00)



Blue line: Carlson's Warp

- 翼根とキンクのキャンバー(dv17, dv18, and dv22) が支配的な寄与度を持つ。
- キンクの翼厚分布曲率(dv8) も重要なパラメータ
  - ✓ 数値としてはNEXST1と同程度のものとなった



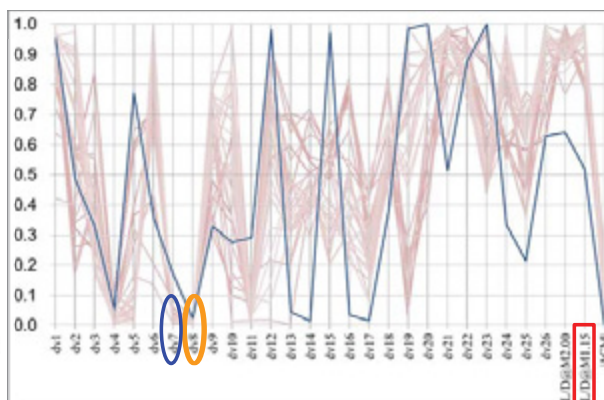
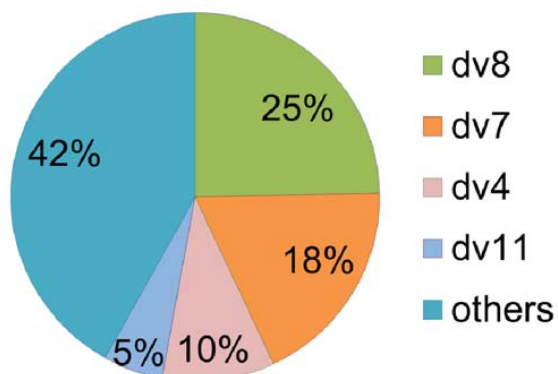
Single-point result



## 多様な翼型を探索できる形状表現法(7/8)

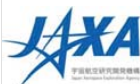
29

解空間の可視化(L/D@M=1.15)



Blue line: Carlson's Warp

- 翼根とキクの曲率(二階微分)(dv7, dv8) が大きく寄与
  - ✓ dv8 (kink) はNEXST1と同等
  - ✓ dv7 (root) はNEXST1より小さい → よりフラットな上面に

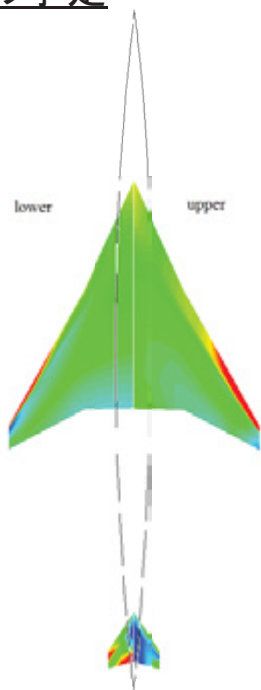


TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

## 多様な翼型を探索できる形状表現法(8/8)

30

今後の予定



空力中心位置をNEXST1の重心相当としていた制約を外し, 設計主翼に対して尾翼でトリムをとって全体の評価を行う.

- 主翼と尾翼の2体問題として解く
- NEXST1相当のトリム制約によっては出現し得なかった形状の探索(主翼のみを設計することの妥当性評価)
- 提案の形状表現手法が実用的にどの程度の表現性能があるかを評価



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

# 提案に基づく現行の研究3

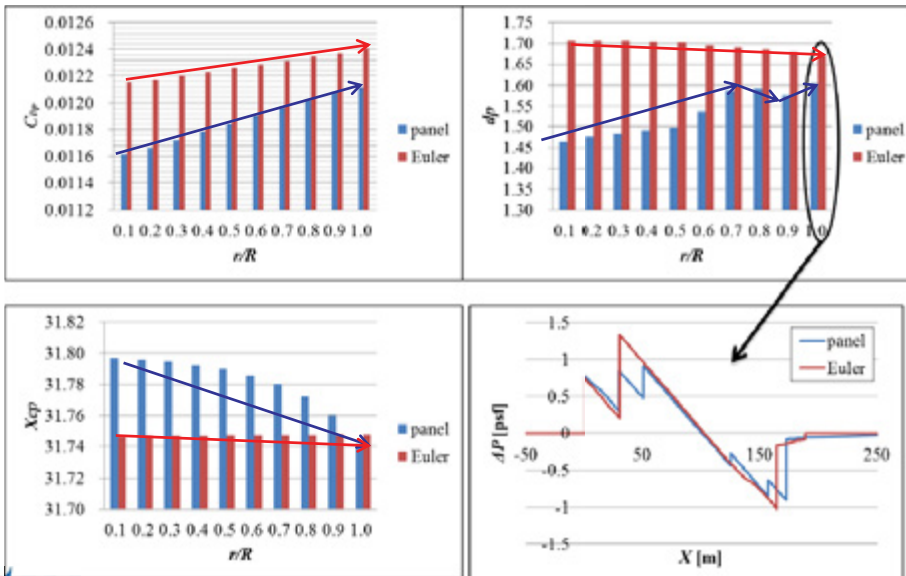
## さらなる設計効率化に向けた MULTI-FIDELITY設計法



# さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(1/10) 32

## 超音速機設計におけるMulti-fidelity設計の必要性

- ・機体nose部分の半径を変化させることに寄る  
解法ごとの結果の違い

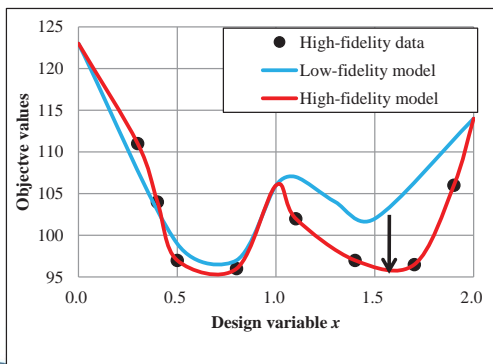
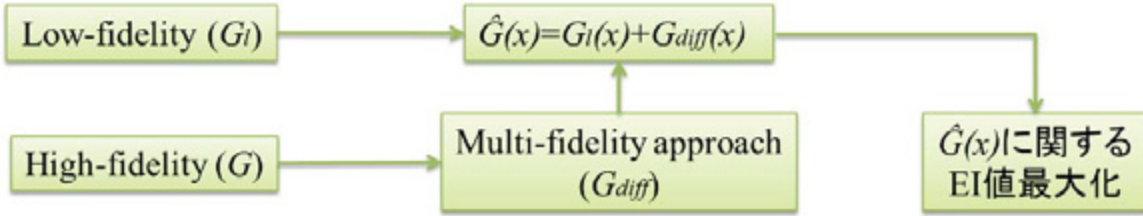




さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(2/10) 33

➤ Multi-fidelity最適設計の一例

(Ref.: Ilan Kroo, "A Multifidelity Gradient-Free Optimization Method and Application to Aerodynamic Design," AIAA 2008-6020, 2008.)



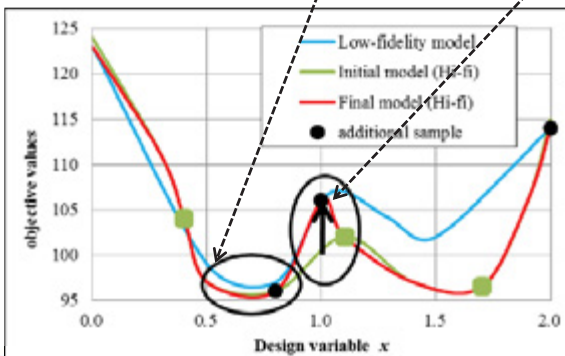
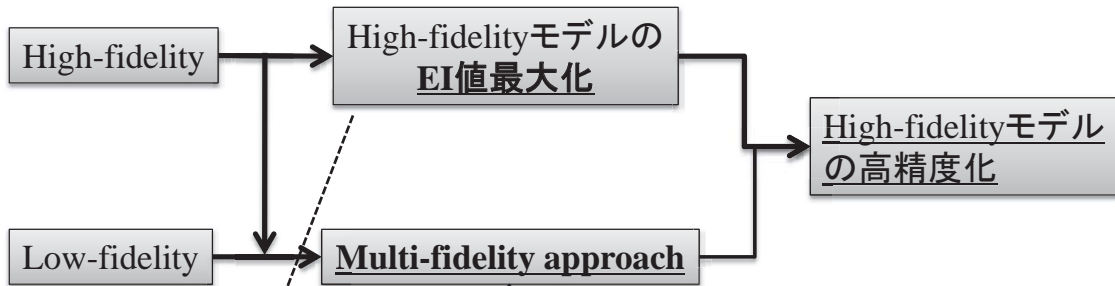
モデル間の差分を指標に  
low-fidelityモデルをcorrection

- ✓ High-fidelityの情報を使い、Low-fidelityモデルの引き上げ
- ✓ 差分値によるcorrectionの有効性



さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(3/10) 34

➤ 本学提案のMulti-fidelity最適設計法の概要



Krigingモデル間の差分最大化  
(差分が大きい領域に追加サンプルを設け、high-fidelityモデルをcorrection)

- ✓ 設計空間をおよそ網羅したLow-fidelityの情報を補助として、High-fidelity探査を効率化



さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(4/10)

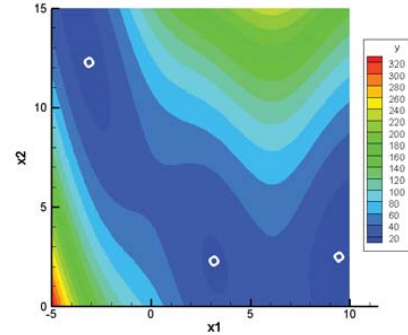
◆ Branin関数を用いた検証

$$f(x) = \left( x_2 - \frac{5}{4\pi^2} x_1^2 + \frac{5}{\pi} x_1 - 6 \right)^2 + 10 \left( 1 - \frac{1}{8\pi} \right) \cos(x_1) + 10$$

$$-5 \leq x_1 \leq 10 \quad 0 \leq x_2 \leq 15$$

極小値  $f(x) = 0.397887$

$(x_1, x_2) = (-\pi, 12.275), (\pi, 2.275), (9.42478, 2.475)$

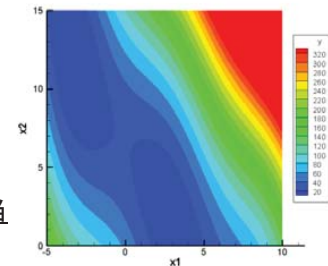


Low-fidelityと仮定する関数( $x_1$ の4次の項を無視)

$$f(x) = \left( x_2 + \frac{5}{\pi} x_1 - 6 \right)^2 + 10 \left( 1 - \frac{1}{8\pi} \right) \cos(x_1) + 10$$

$$-5 \leq x_1 \leq 10 \quad 0 \leq x_2 \leq 15$$

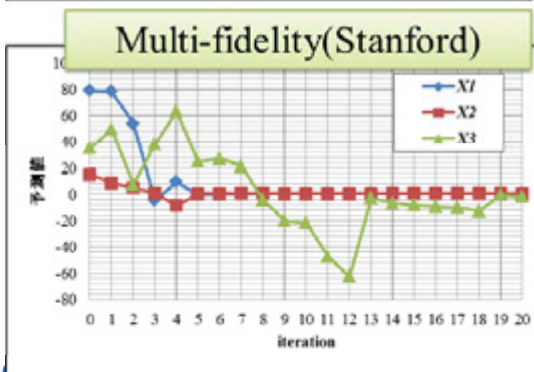
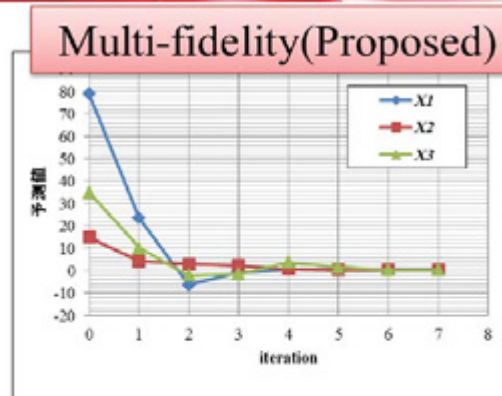
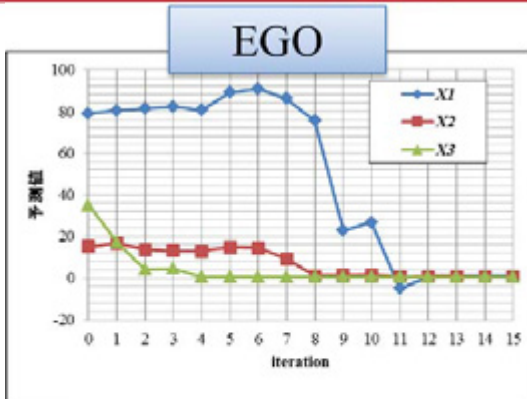
\* 流体の方程式において、  
粘性項等を見捨てることに相当



{ EI値の最大化  
Fidelity間の差分値最大化 (但し,  $f(x) < 50$ を満たす範囲)



さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(5/10)



$X1: (x_1, x_2) = (-\pi, 12.275)$   
 $X2: (x_1, x_2) = (\pi, 2.275)$   
 $X3: (x_1, x_2) = (9.424, 2.475)$   
 $f(x) = 0.397$

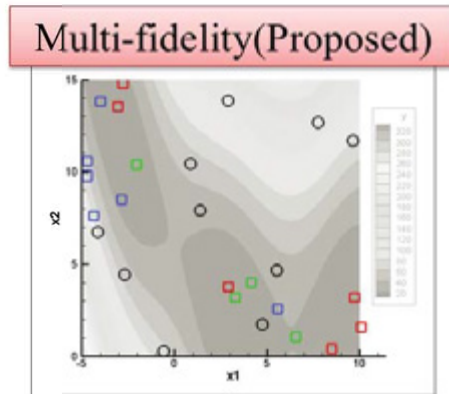
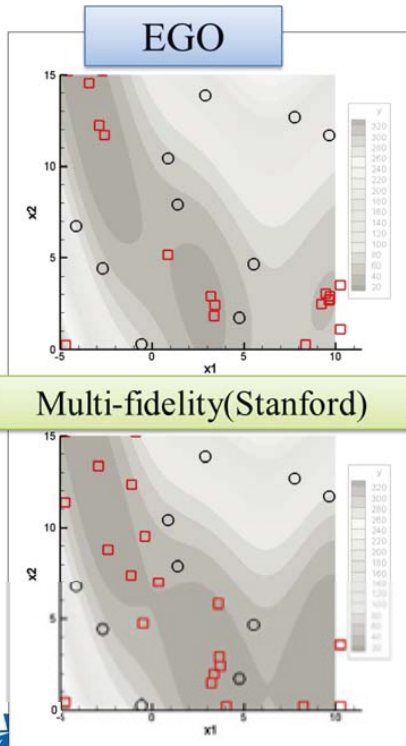
- Krigingモデル上の予測値の履歴.
- ✓ EGOは局所的な探索.
- ✓ Multi-fidelity探索はKrigingモデル全体の効率的精度向上, 空間全体を把握可能



さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(6/10)

37

解探索の結果



※  
赤: EI値最大  
青: 差分最大  
緑: 中間

- ✓ EGOでは極小値に近い領域を何度も探査.
- ✓ Multi-fidelityでは極小値を捉えつつ, 全体を捉えている.
- ✓ Stanford法では似たような点を複数回取得.



さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(7/10)

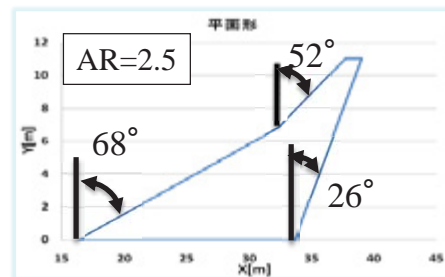
38

小型SST主翼の空力設計探査(Mach=1.6での抵抗最小化(パネル計算+Euler計算))

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	$\omega$ (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	(%)

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

- ✓ 平面形固定
- ✓ Kinkの捩じりは翼根と翼端捩じりの内挿値として取り扱う

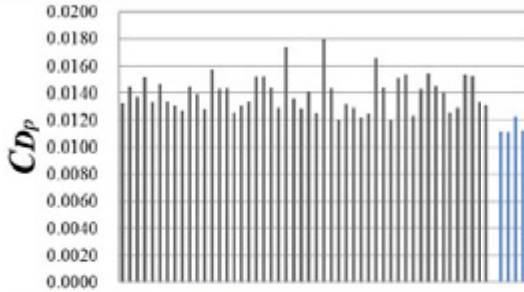




さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(8/10)

小型SST主翼の空力設計探索結果

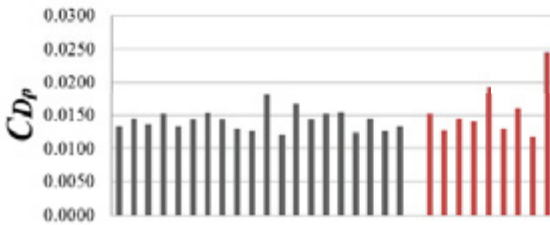
Single-fidelityによるEfficient Global Optimization



総評価個体数 **54個体**  
(初期サンプル 50個体)  
(追加サンプル 4個体)  
計算コスト 約540時間

22個体  
約220時間  
減少

Multi-fidelity設計法によるEuler評価サンプル



総評価個体数 **32個体**  
(初期サンプル 20個体)  
(追加サンプル 12個体)  
計算コスト 約320時間



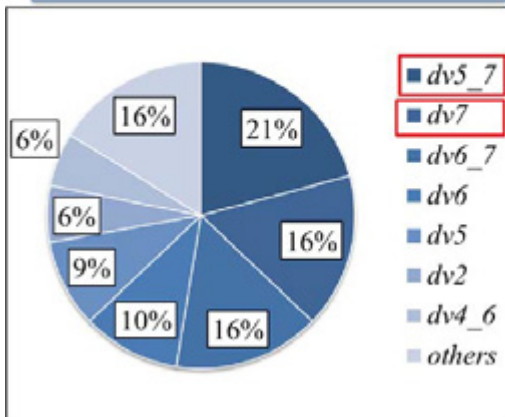
※計算はJAXAのスーパーコンピュータJSSを使用

TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY

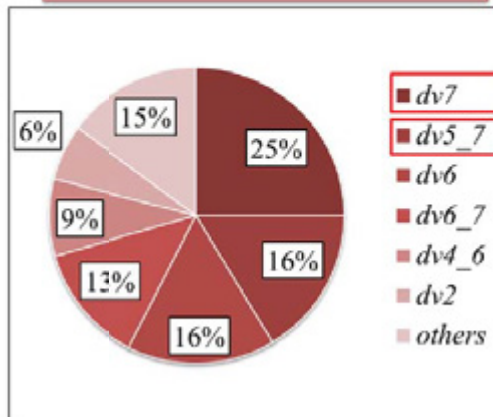
さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(9/10)

ANOVAによる検証

Single-fidelityによる  
Efficient Global Optimization



Multi-fidelity設計法による  
Euler評価サンプル



✓ EGOとMulti-fidelityの両方において、 $CD_p$ については翼根、キックのキャンバー( $dv5-dv7$ )が寄与.

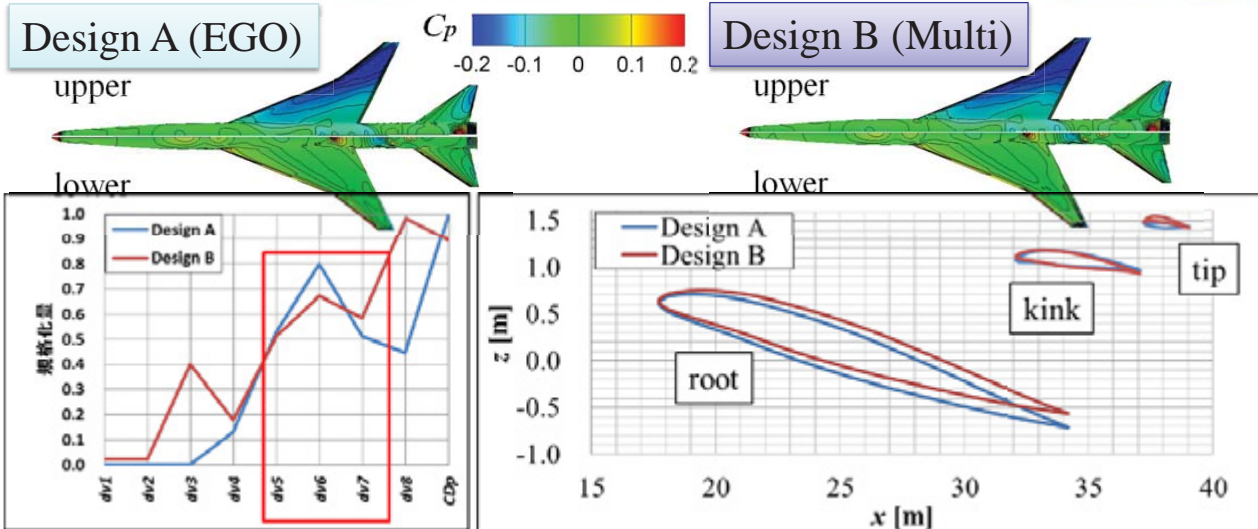
⇒ 必要な情報を持つ、ほぼ同等の傾向を持つモデルの取得



TOKYO METROPOLITAN UNIVERSITY



## さらなる設計効率化に向けたMulti-fidelity設計法(10/10) 41



	AoA	尾翼舵角	$CD_p$	$L/D$
Design A (EGO)	5.22	-2.86	0.0111	12.93
Design B (Multi)	4.45	-2.10	0.0117	12.20

✓ 翼根, キンクのキャンバーに近い値  
 ⇒ 両者で近い翼断面形状  
 ➤ 翼端の形状の違い  
 ⇒ 舵角,  $CD_p$ の差

## まとめと今後の展望

- 超音速輸送機の多点最適翼型設計に必要な要素技術の確立と有用性の検証を行った
- ✓ 多点設計問題の定式化→Mach cut-off effectを見込める低超音速飛行と海上での高超音速飛行
  - 平面形による違いも検証
- ✓ 修正PAPRSEC翼型表現手法の適用性検証
  - Carlson's warp designと比較して有意な形状設計
- ✓ Multi-fidelity設計探査法
  - 大域性の改善
- ◆ 形状表現については尾翼でのトリムを考えた主翼設計問題により実証を続ける
- ◆ Multi-fidelity設計については, パネル法では追えない(精度が悪い)現象を含む問題などに適用

・ご清聴有難う御座いました。  
 ・CAPASの導入を御理解頂きました超音速機チーム各位に感謝申し上げます。