



TOHOKU
UNIVERSITY



シミュレーションが切り拓く革新・安全・ものづくり
～超音速複葉機、計測融合シミュレーション、多目的
設計探査など～

東北大学
流体科学研究所
大林 茂



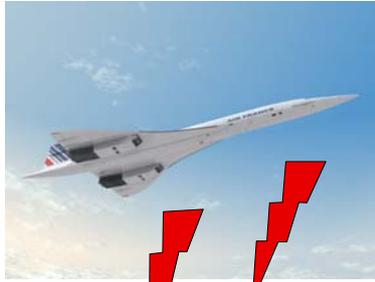
TOHOKU
UNIVERSITY

研究テーマ

- **革新:環境に優しい未来の超音速旅客機**
 - 複葉超音速機
- **安全:リアルとバーチャルをつなぐ計測融合シミュレーション**
 - 晴天、後方乱気流
- **ものづくり:設計探査の考え方**
 - 航空機的设计
 - 家電製品の設計。。



環境に優しい未来の超音速旅客機



SONIC BOOM

引退

- 低経済性
- ソニックブーム



低ブーム理論1:細長物体の理論

- 全体を長くすれば低ブーム
 - Quiet Spike (Gulfstream)
 - 2006年に飛行実証(P. A. Henne、NASA webより)

United States Patent
Henne et al.

Patent No. U.S. 6,698,654 B1
Date of Patent: Mar. 2, 2004

NOISE MITIGATION AND REDUCTION BY SPOILER
AND/OR FLAP DEPLOYMENT

Quiet Spike

Copyright © 2004 by Lockheed Martin Corporation
Tucson, AZ 85724



NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>
NASA Photo: E206-0254-115 Date: May 1, 2006 Photo By: Tony Landis

NASA Dryden's F-15B aircraft with the Gulfstream Quiet Spike noise boom mitigator attached undergoes ground vibration testing in preparation for new flights.



NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/index.html>
NASA Photo: E206-0184-13 Date: September 27, 2006 Photo By: Carla Thomas

NASA F-15B #836 in flight with Quiet Spike attached.



低ブーム理論2: Seabass/Dardenの理論

- 波形を低ブーム型に／鈍頭物体にすれば低ブーム
 - DARPA QSP
 - 2003年に飛行実証(SSBD Program Overviewより)

USN F-5E Arrives NGS



Mod Nose Attached



Fairings Attached



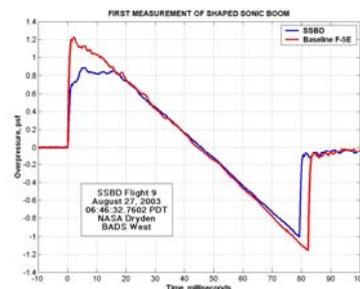
Pre-Flight Prep



First Taxi



First Flight



Joseph W. Pawlowski, SSBD/SSBE Project Manager
Northrop Grumman Corporationの資料より

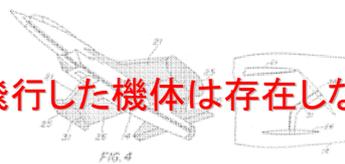
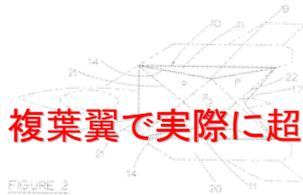


低ブーム理論3: 超音速複葉翼理論

- 衝撃波を相殺する翼型
 - ブーゼマン翼(揚力なし) 1930年代 線形理論
 - リッヒャー翼(揚力あり) 1950年代 線形理論

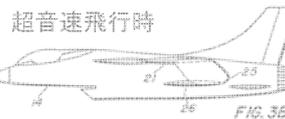
United States Patent
Number 4,582,276
Date of Patent Apr. 15, 1986

United States Patent
Number 4,405,102
Date of Patent Sep. 20, 1983

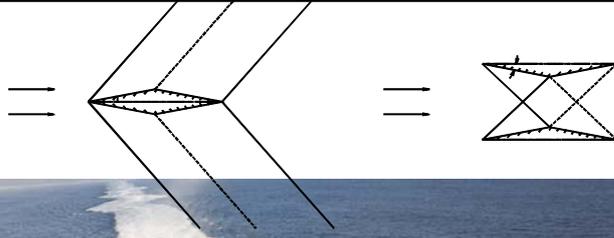


複葉翼で実際に超音速飛行した機体は存在しない

ブーゼマン複葉翼を垂直に設置し
干渉領域に出来る高圧部を利用して
揚力を得る



衝撃波抵抗と
船の造波抵抗



艦首の波が大きく
広がる
→大きな造波抵抗



双胴にすると艦首の波を小さくできて高速性に優れる



環境に優しい未来の超音速旅客機

MISORA, Supersonic Cruising Flight

Shock wave interaction and cancellation
Engine integration Variable wing
Sonic-boom less fuselage



MISORA, Take-off and Landing

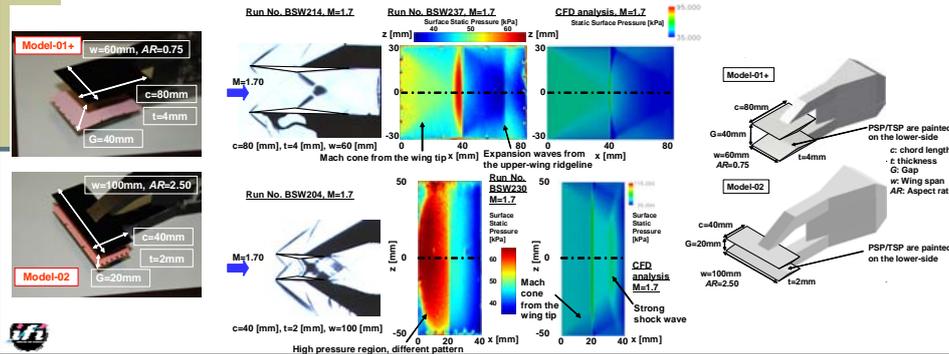
High-lift device
Fuselage configuration Aerodynamic sound





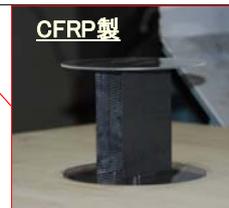
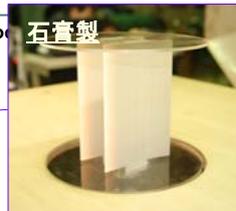
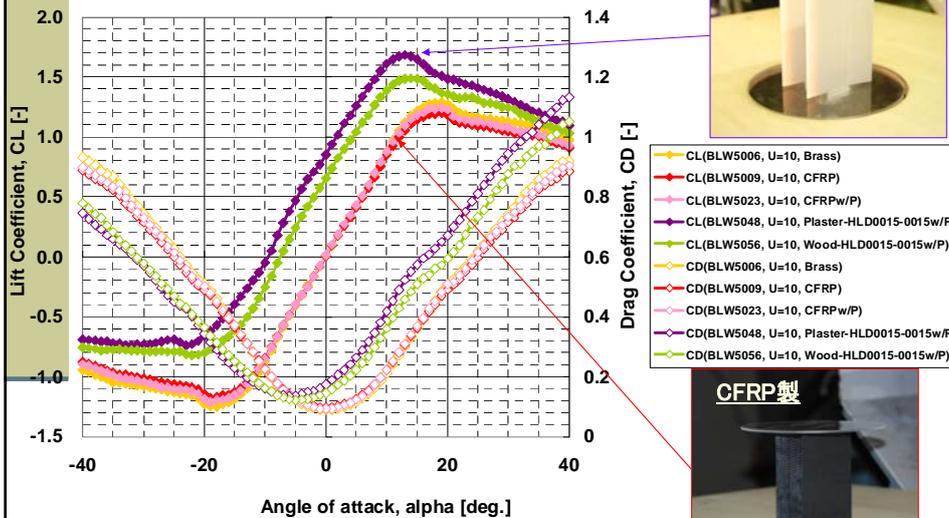
高速気流総合試験設備@ISAS/JAXA

- 複葉翼間の衝撃波干渉・相殺
 - シュリーレン法による衝撃波可視化
 - 不始動特性の評価
 - 翼端なしの影響評価
 - アスペクト比の影響評価
 - 非設計マッハ数条件下の流れ場の変化
 - PSPIによる翼表面上圧力分布(浅井・永井研共同)



低乱風洞@流体研(高揚力装置付き模型)

Low speed aerodynamic performance (Brass, CFRP & Wood) (U=10m/s) Effect of Pitot-Rake

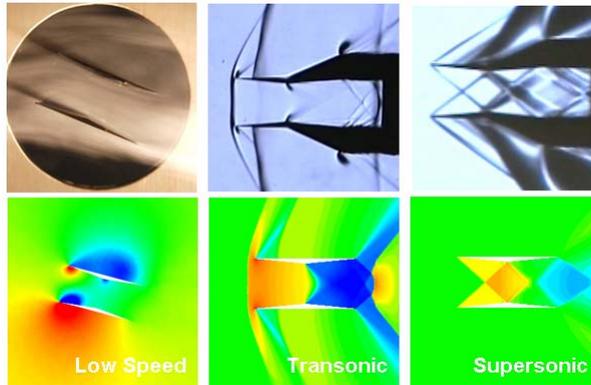


(鳥取大川添・松野研共同)

複葉翼まわりの低速・遷音速・超音速流れの実験と計算の比較

IFS

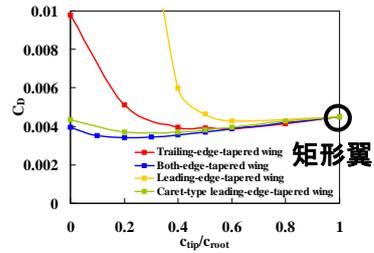
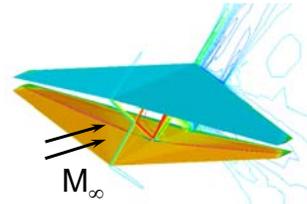
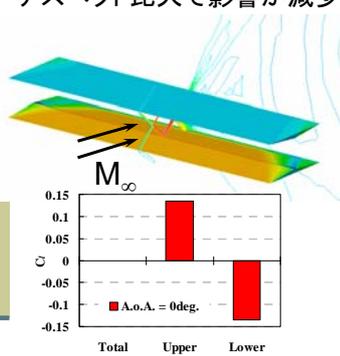
JAXA-ISAS



3次元超音速複葉翼

翼端効果

- ・衝撃波干渉崩壊 → 抗力増加
- ・アスペクト比大で影響が減少



非干渉領域の抗力
= 体積依存造波抗力 + 渦抗力



リアルとバーチャルをつなぐ計測融合シミュレーション

- リアル: 現実の現象
 - 一部のみ計測可能
 - 初期条件や境界条件が不確か
- バーチャル: コンピュータシミュレーション
 - 現象のモデル化
 - 初期条件・境界条件が必要
- 計測融合シミュレーション
 - 計測+シミュレーション→現実の再現
- 航空安全への展開
 - 晴天乱気流 (JAXAとの共同研究)
 - 後方乱気流 (JAXA+ENRIとの共同研究)



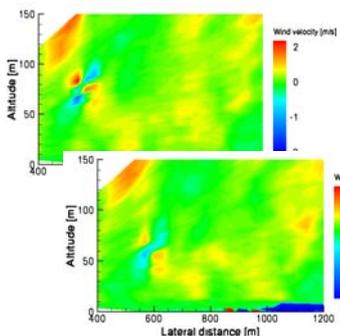

後方乱気流



- ・小型機は特に大型機の影響を受ける
- ・特に空港における離発着でその影響が大きい



研究背景 - 従来の研究手法 -



ライダー計測

- 空間分解能が低い

Large Eddy Simulation

- 実際の大気条件の考慮が困難

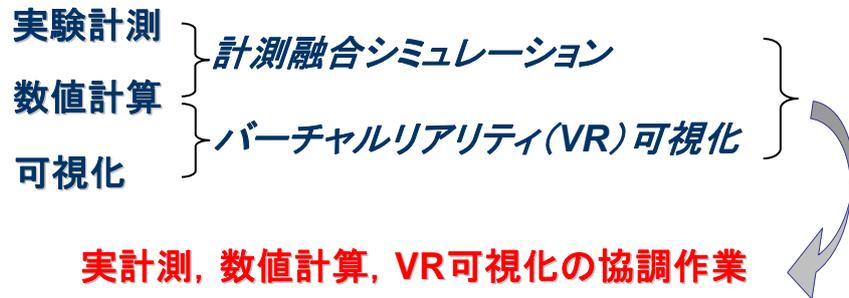


可視化

- 計算結果のポストプロセス

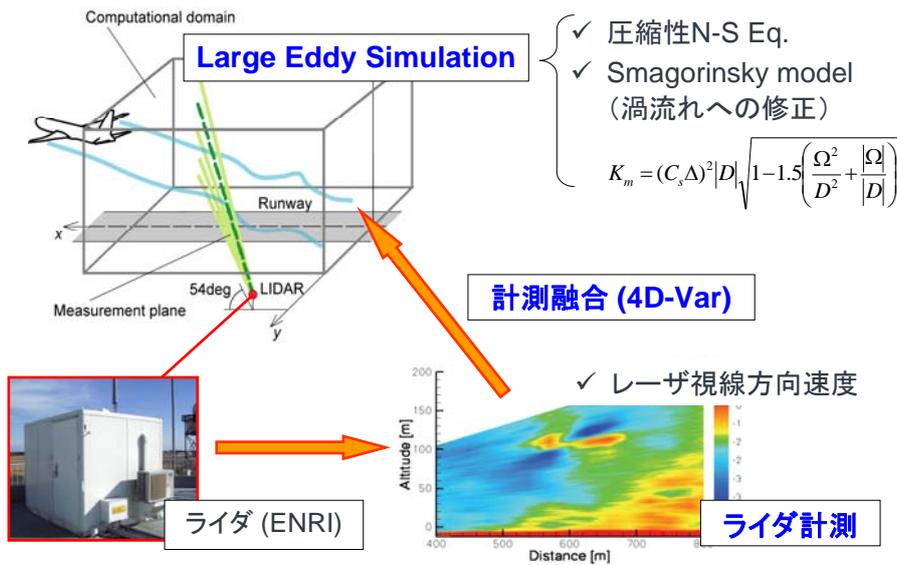
実験・計算・可視化の別々に行われている

研究目的



➤ ライダ計測を融合した後方乱気流解析結果の視覚解析を行う

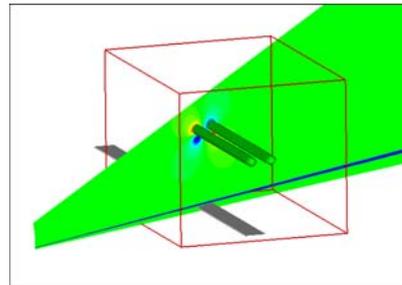
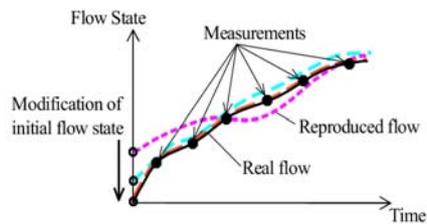
後方乱気流の計測融合シミュレーション



ライダー計測融合計算法 - 4次元変分法 -

計測と計算の差: 目的関数 → 最小化 (アジョイント法)

設計変数: 流れ場の初期条件 Q_0



Bogus Vortex Technique

- 渦対モデルを流れ場に仮定し, そのパラメータ込みで初期条件を最適化: $Q_0 = \Delta Q_0 + Q_v$

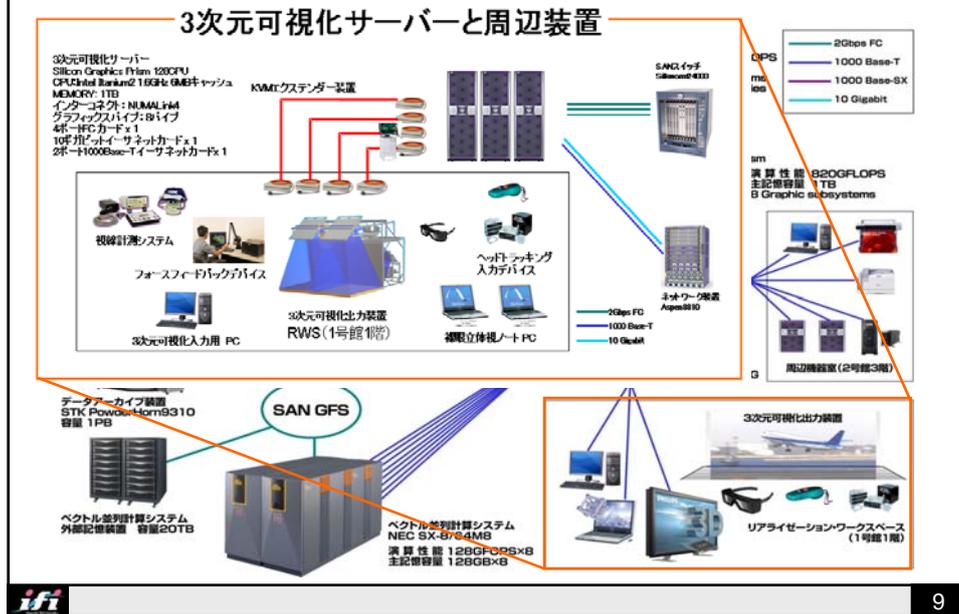
リアライゼーションワークスペース (RWS)

リアライゼーション... To realize the target phenomena using VR technologies [Brown&Rosenblum:92]
(realization)



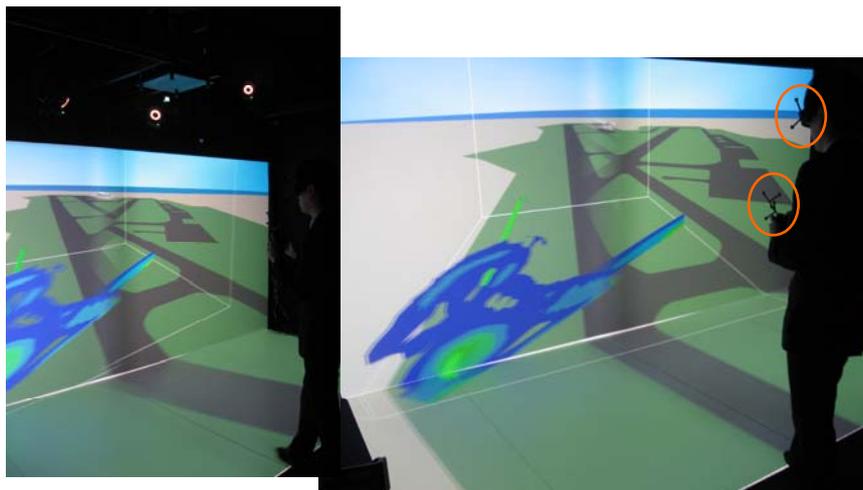
- 没入感 (illusion of immersion)
 - 大型スクリーン
 - ヘッド追跡 (head-tracking)
 - 高速計算・データ転送

RWSの構成 - スパコンシステムとの接続 -

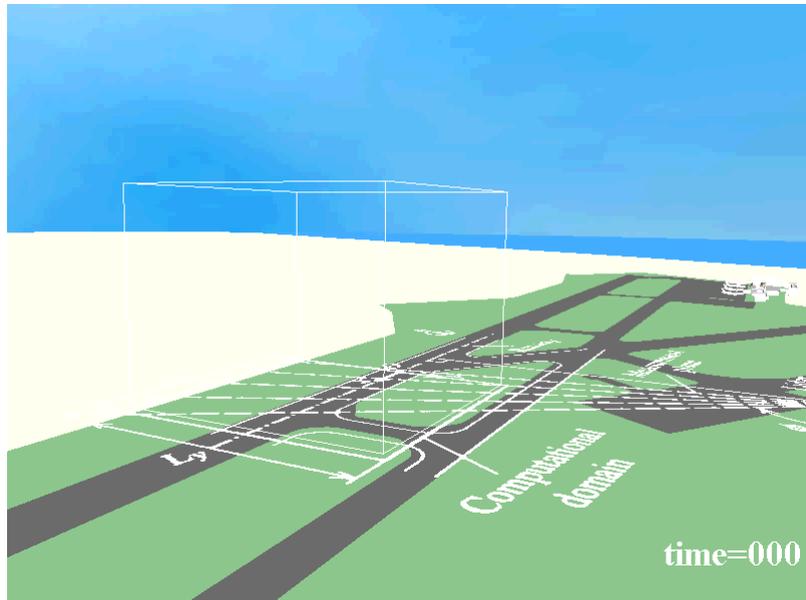


9

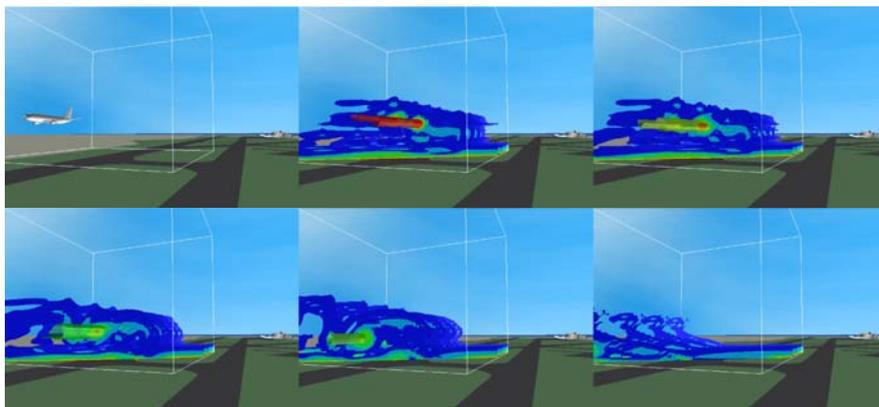
RWSでの可視化 - インタラクティブ可視化風景



➤ VR空間内を自由に移動し、見たい現象を見る(藤代・竹島研共同)



RWSでの可視化 - 2007年7月6日の事例 -

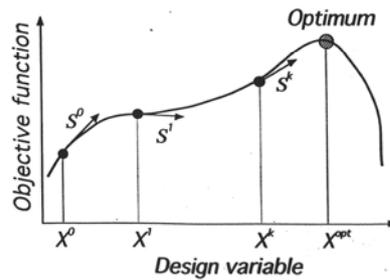


➤ 空港周辺風により翼端渦が移流

設計探査の考え方

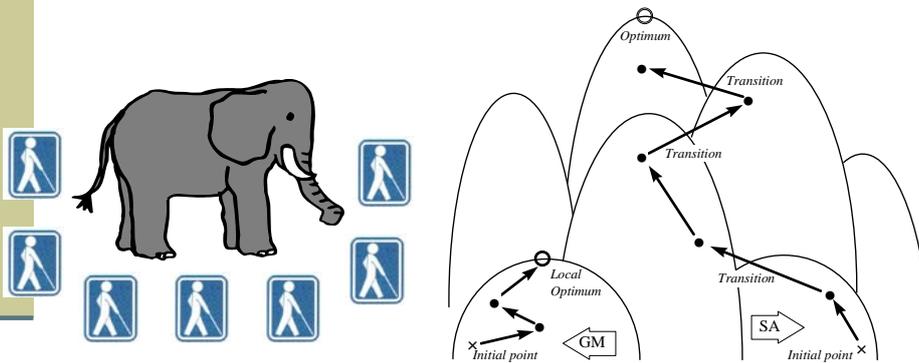
$$X^{q+1} = X^q + \alpha S^q \quad (q: \text{Iteration number})$$

X : Design variable vector
 S : Search direction vector
 α : Step size



最適化 = 最適設計？

最適化、象を撫でる？



計算が設計に役立つためには？

- 設計とは、要求を実現する形状を探す一種の逆問題
 - 不完全な知識からの推論：限られた知識から要求を満たす形状を予想
 - パースのアブダクション(abduction)
 - 説明的な仮説を形成する過程(創造的洞察)
 - 設計という行為の核心部分

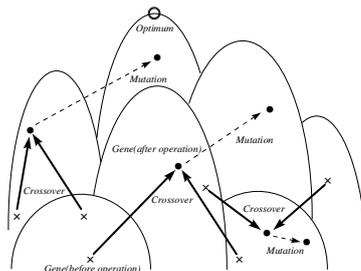
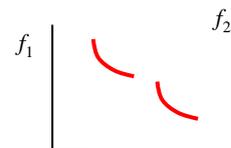
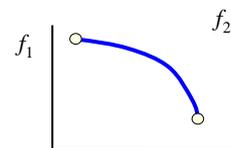
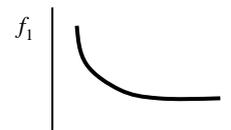
- 設計に役立つ：設計者のアブダクションに役立つ
 - さまざまな設計案(仮説)を思いつくような「仕掛け」が必要
 - 仮説とは、さまざまな観察結果にある「パターン」を見出すこと
 - アブダクションの「仕掛け」としての「設計空間の構造化と可視化」

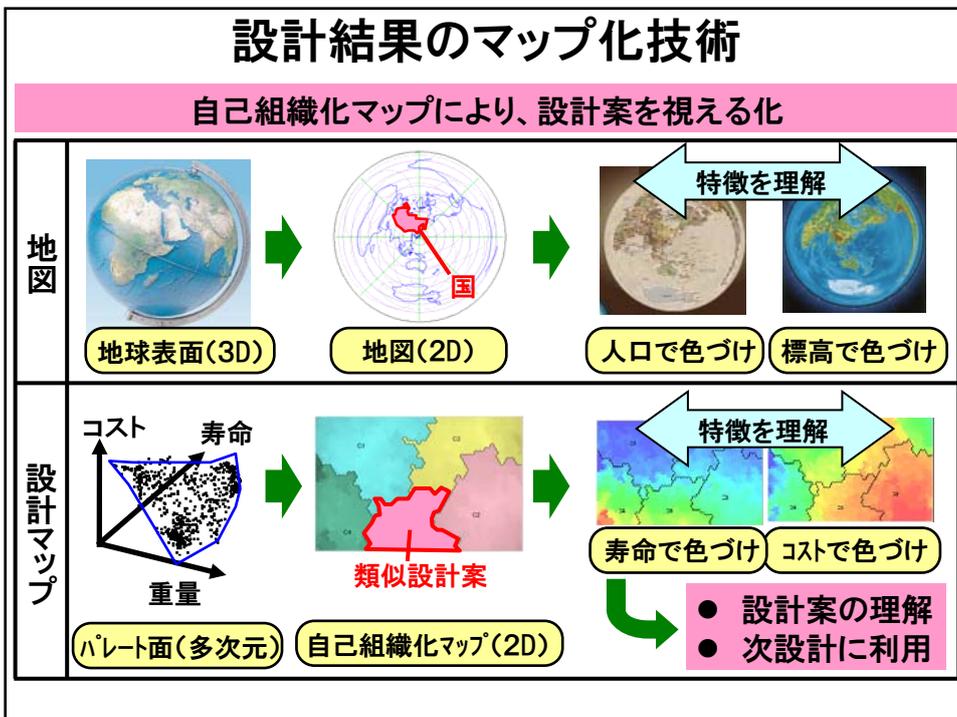
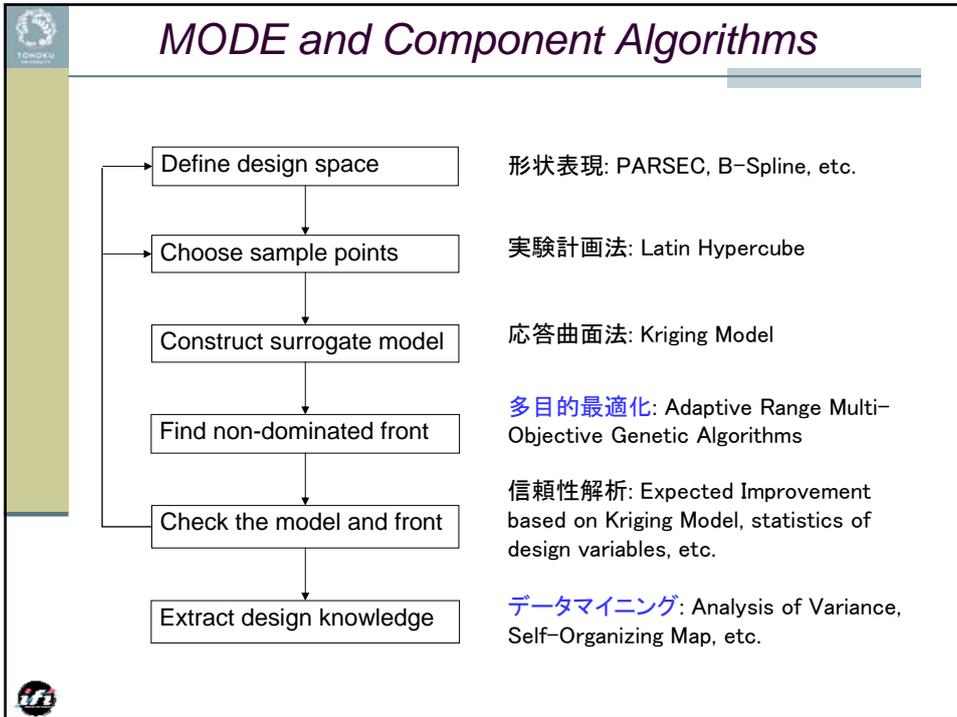
単なる最適設計(最適解の提供)では役に立たない？

MODE(Multi-Objective Design Exploration)
というコンセプトの提案

MODE とは？

- Multi-Objective Design Exploration (MODE、多目的設計探査)
 - トレードオフ情報から設計空間の構造を探る
 - 高次元設計空間の俯瞰的可視化を行う
 - 設計空間のスイートスポットを見いだす
 - 新しい設計目標を考える





データマイニング

■ 多変量データ形式の設計データベース

X1	X2	X3	...	Xn	Y1	Y2
10.2	3	-10	...	3.0	2.3	0.95
...
11.0	5	-50	...	3.5	6.6	0.80

●設計空間データベース(Ex.実験計画法)

●最適解データベース

■ データマイニング手法

自己組織化マップ

決定木

ラフ集合 ...

■ 設計知識

感度・相関性

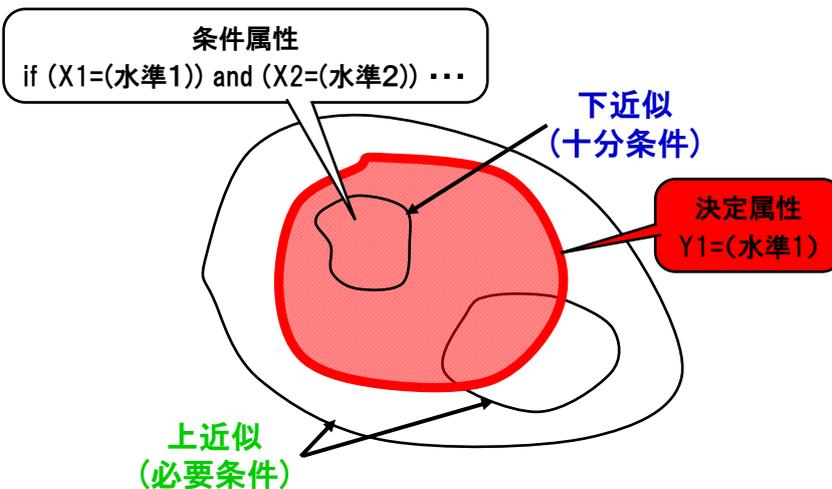
設計マップ

設計ルール

モデル

ラフ集合(Pawlak,1982)の適用

下近似(十分条件)を利用した設計ルールの抽出





ラフ集合の手順

設計変数1	設計変数2	設計変数3	設計変数4	設計変数5	目的関数1	目的関数2
10.2	3	-10	1.6	3.0	2.3	0.95
...
11.0	5	-50	0.5	3.5	6.6	0.80



離散化

設計変数1	設計変数2	設計変数3	設計変数4	設計変数5	目的関数1	目的関数2
水準1	水準2	水準4	水準3	水準2	水準1	水準4
...
水準3	水準5	水準1	水準2	水準2	水準5	水準5



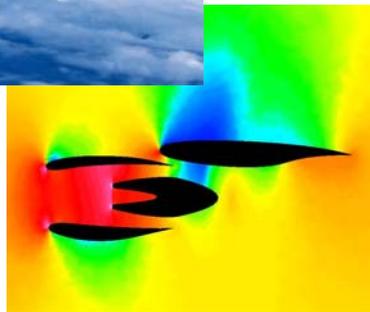
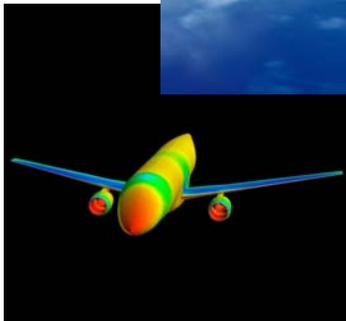
縮約

↑水準1の決定ルールを求める

設計変数1 水準5	設計変数2 水準2	設計変数5 水準5	目的関数1 水準1
...
設計変数3 水準2	設計変数4 水準3	設計変数5 水準1	目的関数1 水準1



推進系統合主翼最適化問題への適用

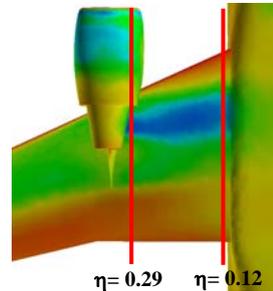


三菱重工・三菱航空機共同研究

最適化問題定義&解析手法

目的関数

- 最小化
1. 巡航抵抗
 2. パイロン取り付け位置での $-C_{p,max}$
 3. 主翼構造重量



設計変数

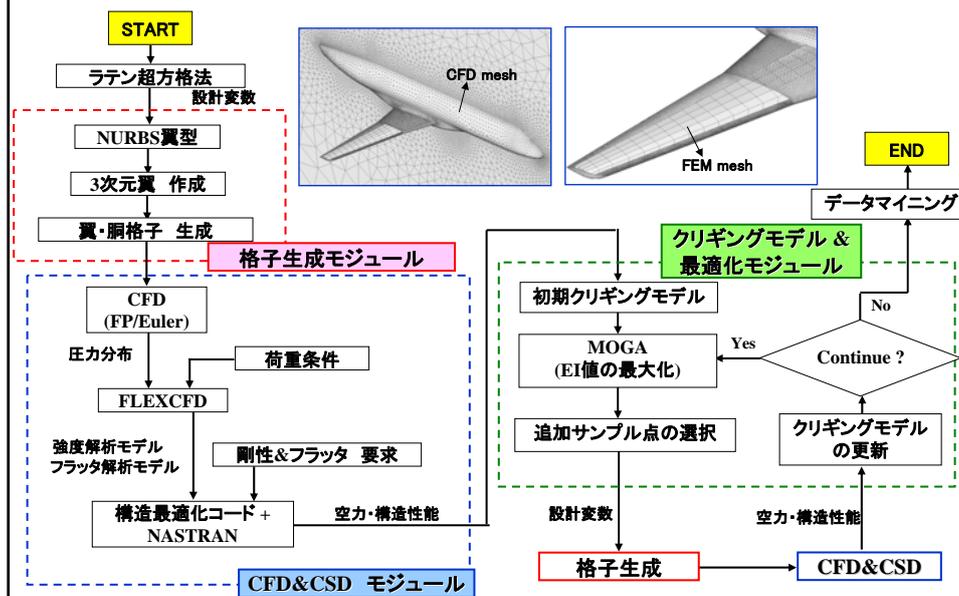
- ・ スパン方向2断面における下面翼型 ($\eta = 0.12, 0.29$)
→ 13 変数 (NURBS) × 2 断面 = 26
- ・ 翼振り角 4 断面

合計 30 設計変数

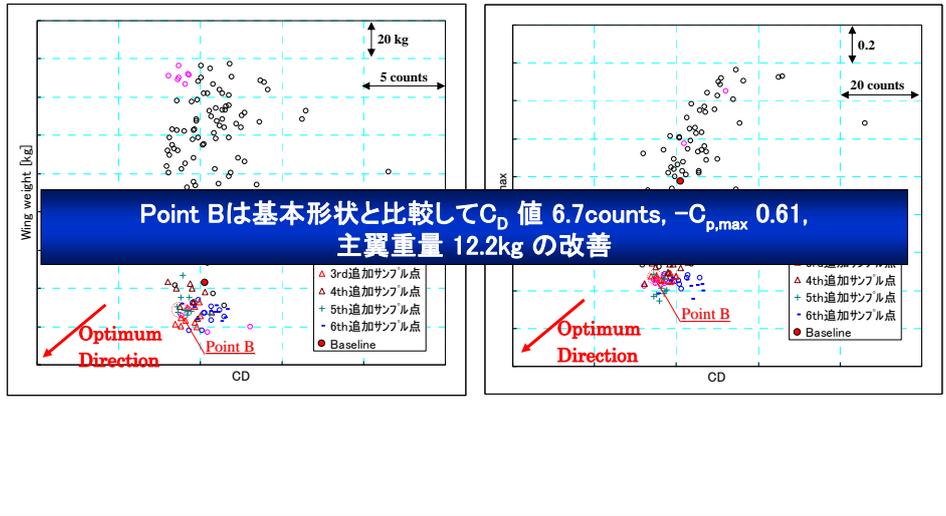
解析ツール

- ・ CFD: Euler code (TAS-code)
- ・ CSD/Flutter analysis: MSC.NASTRAN

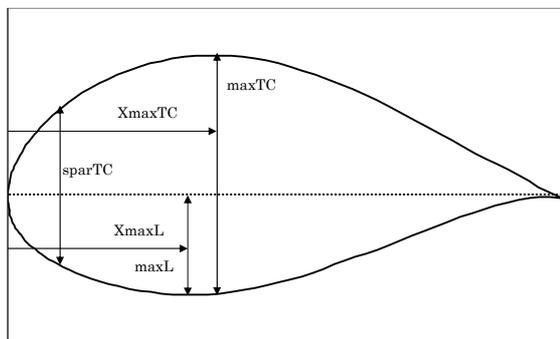
The revised MDO system



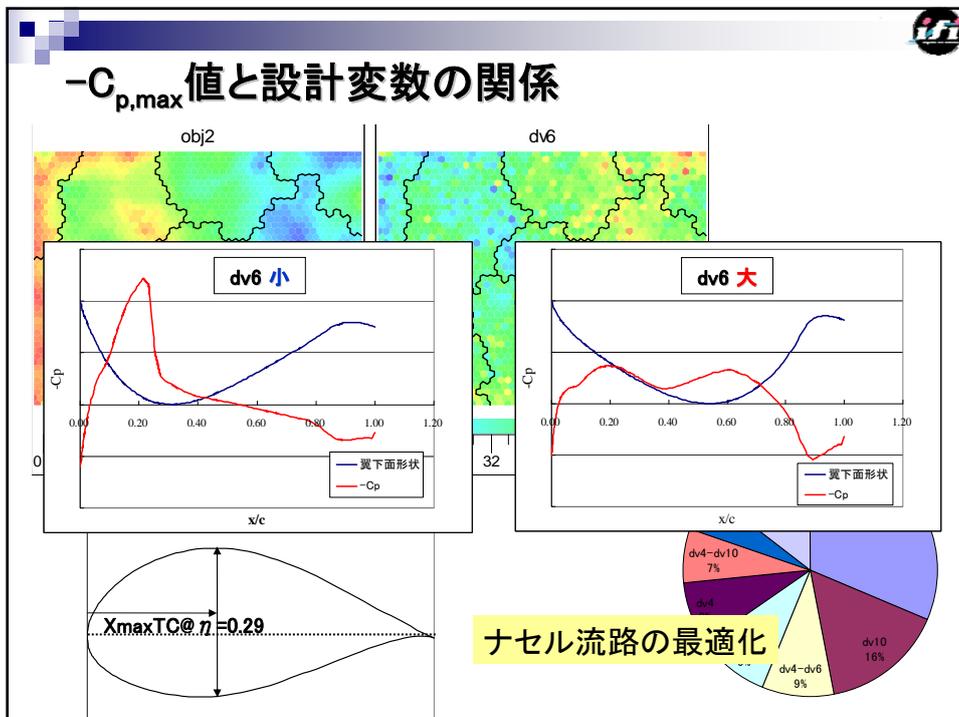
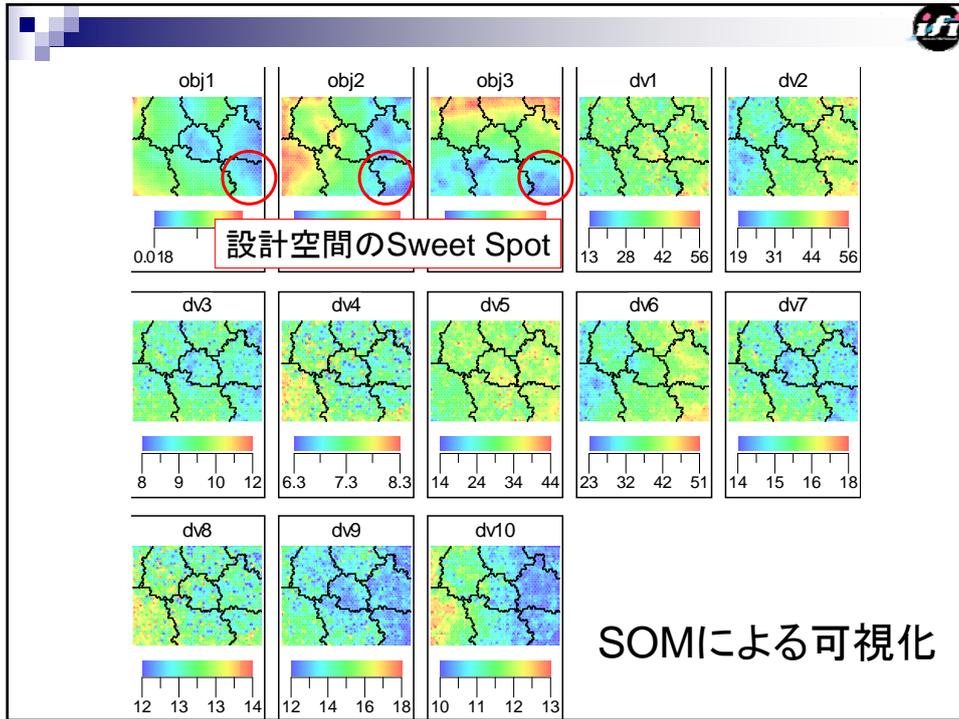
結果 - 基本形状とサンプル点の性能 (Euler) -



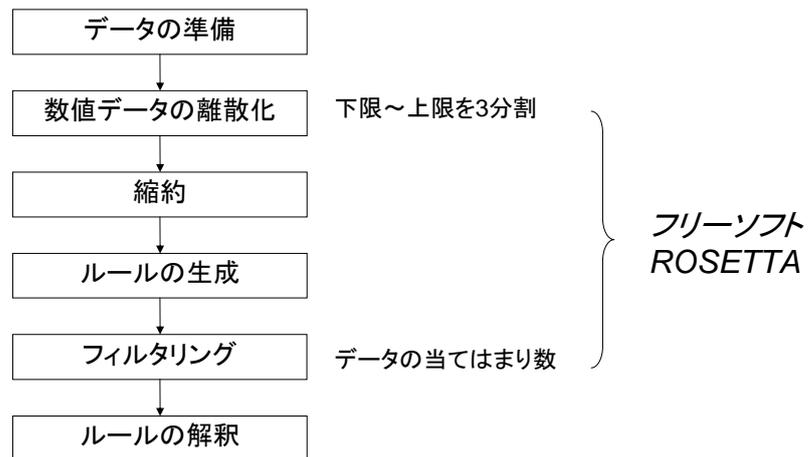
空力形状パラメータ



Number	Airfoil parameters
dv1	XmaxL @ $\eta = 0.12$
dv2	XmaxL @ $\eta = 0.29$
dv3	maxL @ $\eta = 0.12$
dv4	maxL @ $\eta = 0.29$
dv5	XmaxTC @ $\eta = 0.12$
dv6	XmaxTC @ $\eta = 0.29$
dv7	maxTC @ $\eta = 0.12$
dv8	maxTC @ $\eta = 0.29$
dv9	sparTC @ $\eta = 0.12$
dv10	sparTC @ $\eta = 0.29$



ラフ集合によるマイニングの流れ

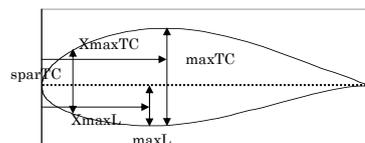


ラフ集合により生成されたルールの傾向

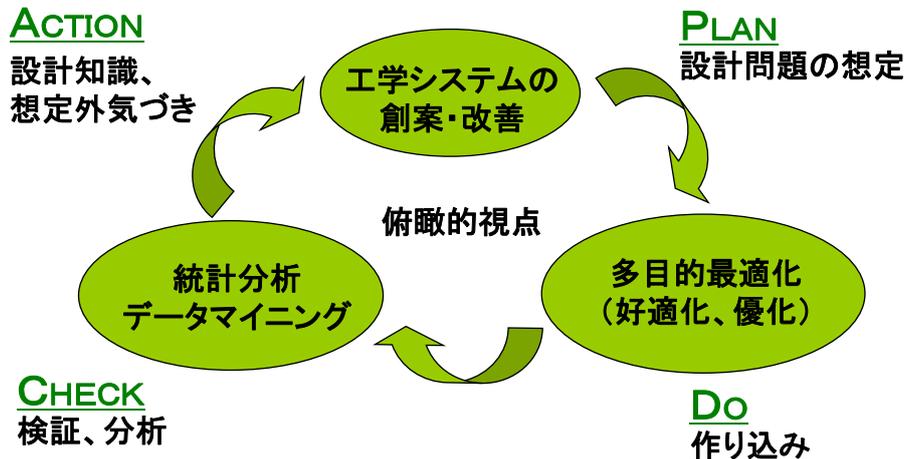
	Sweet	Cd	Cp	WW
dv1	11	1	1	5
dv2	9	2	6	3
dv3	8	5	6	4
dv4	10	3	5	11
dv5	13	8	1	7
dv6	7	6	3	3
dv7	9	5	6	5
dv8	2	4	3	2
dv9	9	2	2	3
dv10	14	9	8	8

大
 小
 存在しないルール: dv10大はNG

Number	Airfoil parameters
dv1	XmaxL @ $\eta = 0.12$
dv2	XmaxL @ $\eta = 0.29$
dv3	maxL @ $\eta = 0.12$
dv4	maxL @ $\eta = 0.29$
dv5	XmaxTC @ $\eta = 0.12$
dv6	XmaxTC @ $\eta = 0.29$
dv7	maxTC @ $\eta = 0.12$
dv8	maxTC @ $\eta = 0.29$
dv9	sparTC @ $\eta = 0.12$
dv10	sparTC @ $\eta = 0.29$



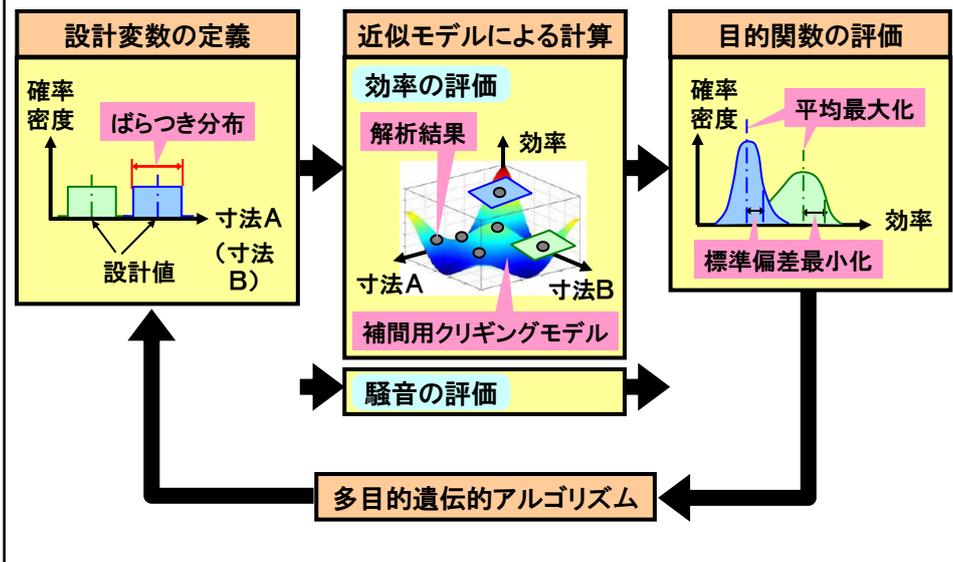
多目的設計探査 = 多目的最適化 + データマイニング



日立機械研杉村氏の発表資料より

多目的ロバスト設計探査

量産ばらつきを伴う寸法AとBを調整し、効率と騒音を最適化する例



洗濯乾燥機用ファンの設計

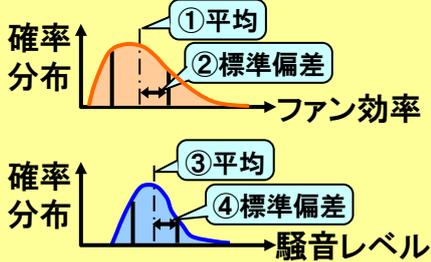
洗濯乾燥機の開発戦略

- しわ取りと乾燥時間短縮
- 静音化

設計問題の定義

寸法: 公差範囲でばらつき

設計目標



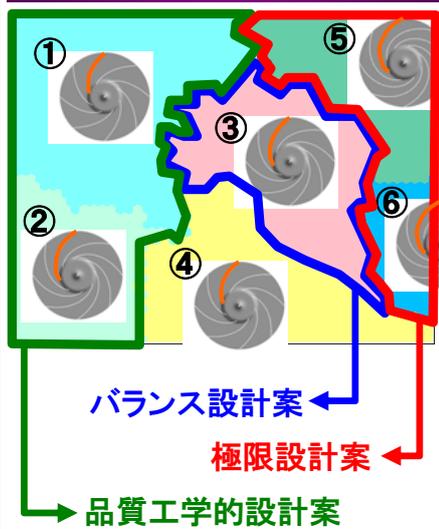
乾燥用ファン

- 風量アップ
- 空力音低減

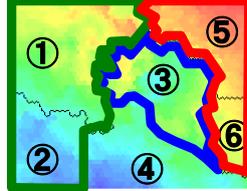


設計マップの作成

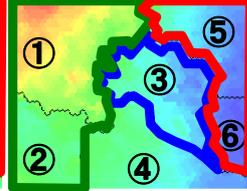
パレート解の自己組織化マップ



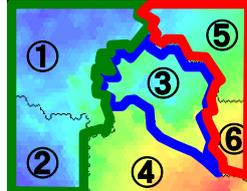
効率 平均値 μ



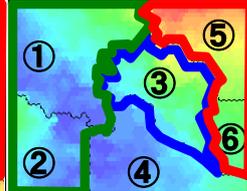
騒音 平均値 μ



効率 標準偏差 σ



騒音 標準偏差 σ





これからの計算科学

- ペタコン／京速コンピュータ時代の計算科学
 - 大規模計算パワーによる大量の数値データ
 - データ理解はますます困難？
- アイデアへの挑戦を可能にする計算技術
 - 温故知新？
- 現実との融合を可能にする計算技術
 - 計測融合シミュレーション
- 新しい発想を可能にする計算技術
 - 数値データと人のインターフェース

可視化(60)