

# 宇宙工学分野における多目的最適化

大山聖, 谷直樹, 山西伸宏, 藤井孝藏  
宇宙航空研究開発機構

---

- 目的
- ロケットターボポンプの多目的最適化
- はばたき型火星探査飛行機の多目的最適化
- 結論

## 目的

---

## 目的



- 多目的設計最適化は実世界の設計問題に有効なアプローチ
- 航空機設計や自動車設計, カメラの設計などさまざまな分野で使われ, その有用性が認識されつつある
- 本研究の目的: 宇宙工学分野における多目的設計最適化の有効性について議論する
  - ロケットエンジンのターボポンプの多目的最適化
  - はばたき型火星航空機の多目的最適化

3

# ロケットエンジンのターボポンプ の 多目的最適化



## 背景と研究の目的



- ターボポンプの性能向上, 信頼性向上, 開発コストの削減は重要な課題
- 設計は熟練者の試行錯誤と実験による検証に頼ることが多い
- 研究の目的
  - ターボポンプ空力設計における多目的最適化の有効性を確認
  - ターボポンプ空力設計に関する知見を得る

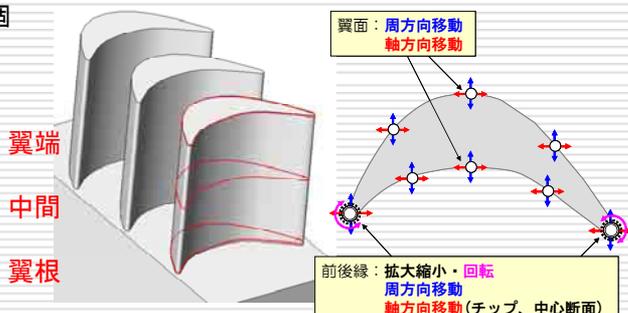


5

## 設計問題の定式化



- ターボポンプのタービン第一段動翼の空力最適化
- 設計目的
  - 断熱効率の最大化
  - 軸馬力の最大化
  - 次翼流入角の最小化
- 制約条件:なし
- 翼形状のパラメータ化
  - 翼形状は翼根断面形状, 中間断面形状, 翼端面形状で表現
  - 断面はBスプラインでパラメータ化
  - 設計変数は58個

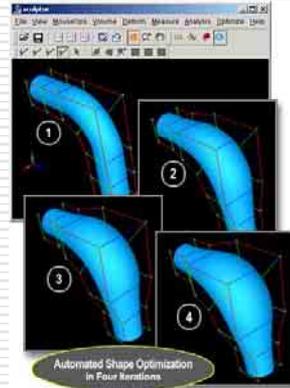


6

## 計算手法



- 流体解析格子
  - O-H型格子, 格子点数約17万点
  - SCULPTOR(市販の格子変形ソフト)で自動作成
- 流体解析
  - FLUENT(市販の流体解析ソフトウェア)
  - 圧縮性を考慮したSIMPLE法
- 多目的最適化
  - 多目的進化アルゴリズム(In house)  
(16個体, 51世代)
- データマイニング
  - SOMine(市販の自己組織化マップソフトウェア)



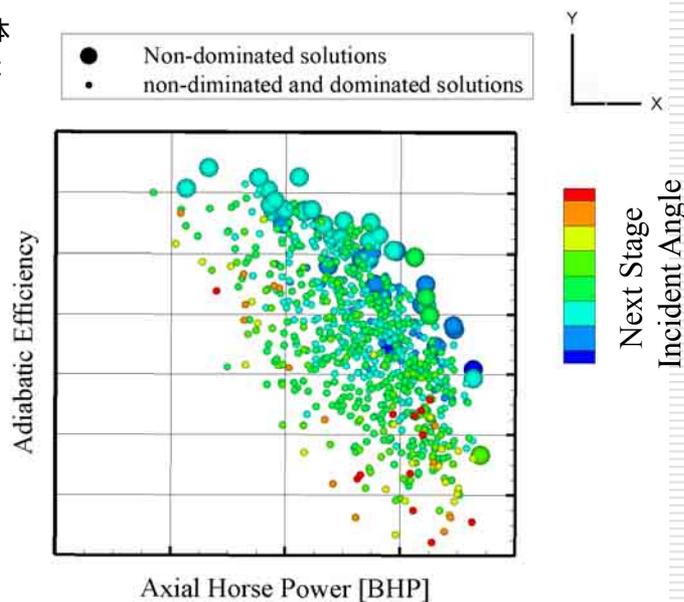
7

## 計算結果

### 非劣解群および劣解群の分布

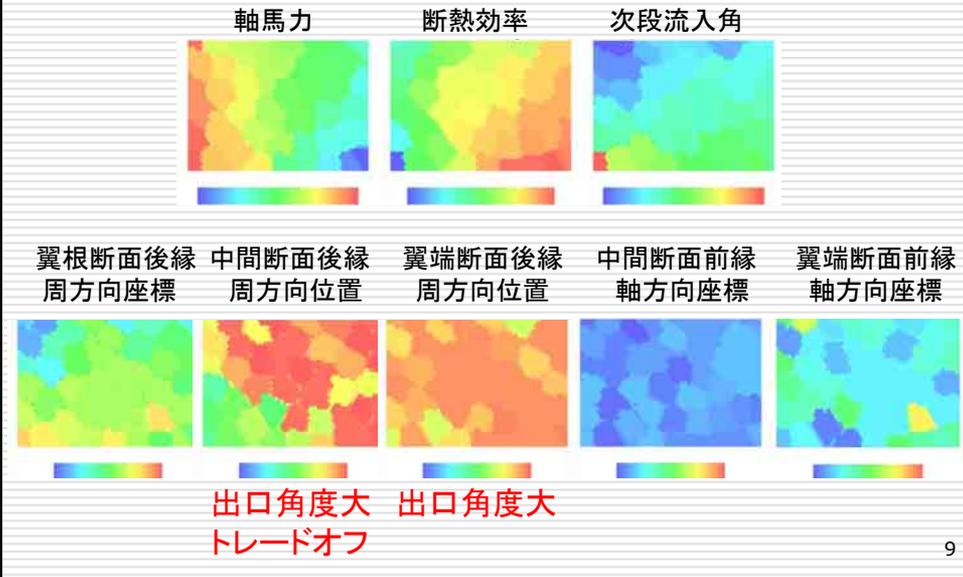


- 非劣解: 43個体
- 劣解: 773個体

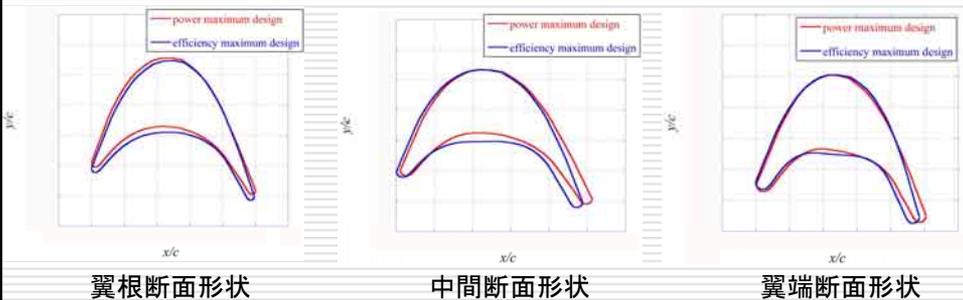


8

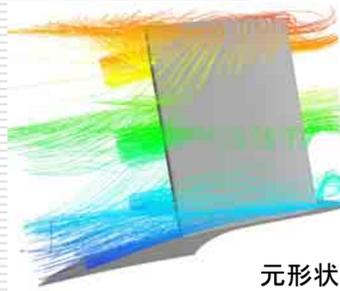
## 計算結果 自己組織化マップによる非劣解群の分析



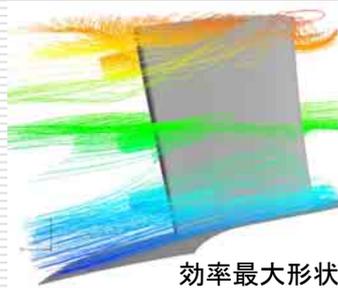
## 計算結果 効率最大形状および軸馬力最大形状の比較



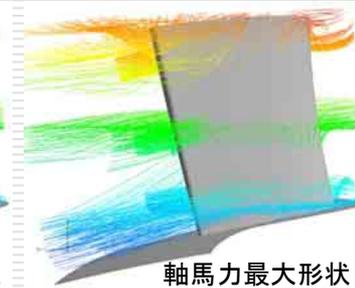
## 計算結果 翼背面付近の流線の比較



元形状



効率最大形状



軸馬力最大形状

11

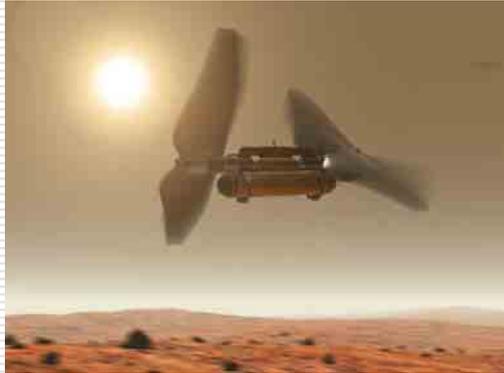
## まとめ



- ロケットエンジンターボポンプの空力設計に多目的最適化手法を適用
- ポンプの断熱効率および軸馬力を向上させるための設計指針
  - 翼腹面を平坦化すること
  - 前縁および後縁の曲率半径を大きくし流路幅を狭くすることで二次流れ（コーナー渦）の発達を抑制すること
- 断熱効率最大化と軸馬力最大化の間にはトレードオフが存在
  - 流路幅が狭くなると正負圧面の干渉が強くなるため軸馬力が低下
  - 翼腹面中央部を平坦化すると流れが急激に曲げられるため効率が低下

12

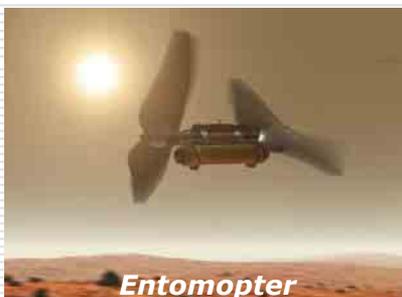
# はばたき型火星航空機の 多目的最適化



## 背景と研究の目的



- ISAS/JAXAにおいて、飛行機を用いた火星探査の可能性について検討中
- 火星大気は地球上の約1/100であることから、巡航Re数が小さく、固定翼よりもはばたき翼のほうが揚力を発生させる可能性
- はばたき運動に関する理解は十分ではない
- 研究の目的
  - 羽ばたき運動の空力設計における多目的最適化の有効性の確認
  - 羽ばたき運動の空力設計に関する知見を得る



## 設計問題の定式化



- 目的
  - 揚力の最大化
  - 正味推力の最大化
  - 必要パワーの最小化

Entomopterを参考に  
設計条件を設定

- 制約条件
  - 揚力 $>0$ , 正味推力 $>0$
- 羽ばたき運動のパラメータ化
  - 上下運動をsin曲線で表現

設計変数は5つ

$h, k, \alpha_0, \alpha_1, \varphi$

$$y(t) = h \cdot \sin(k \cdot t)$$

- ねじり運動をsin曲線で表現

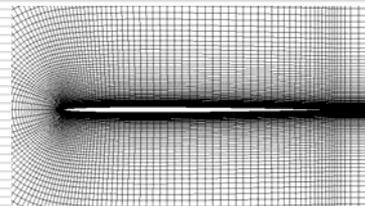
$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \sin(k \cdot t + \varphi)$$

15

## 計算手法



- 流体解析格子
  - 代数的手法で作成
  - C型格子, 格子点数約2万点
- 流体解析
  - 2次元非圧縮ナビエーストークスコード(in house)
  - 擬似圧縮性解法+Dual time stepping法
- 多目的最適化
  - 多目的進化アルゴリズム(in house)  
(32個体, 51世代)
- データマイニング
  - SOMine(市販の自己組織化マップソフトウェア)

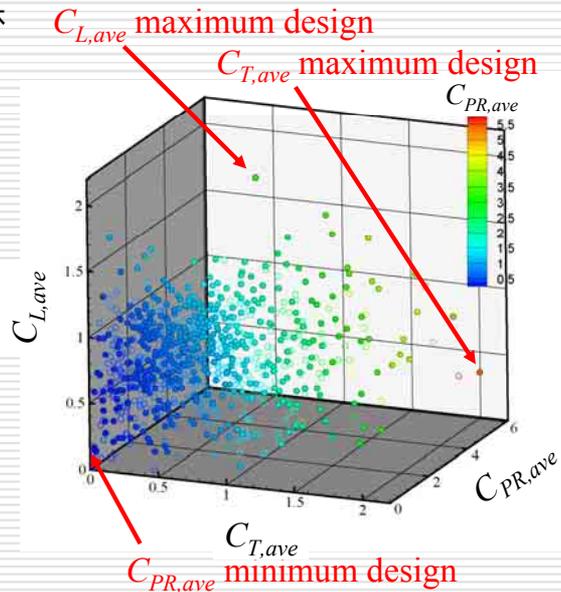


16

計算結果  
非劣解および劣解の分布

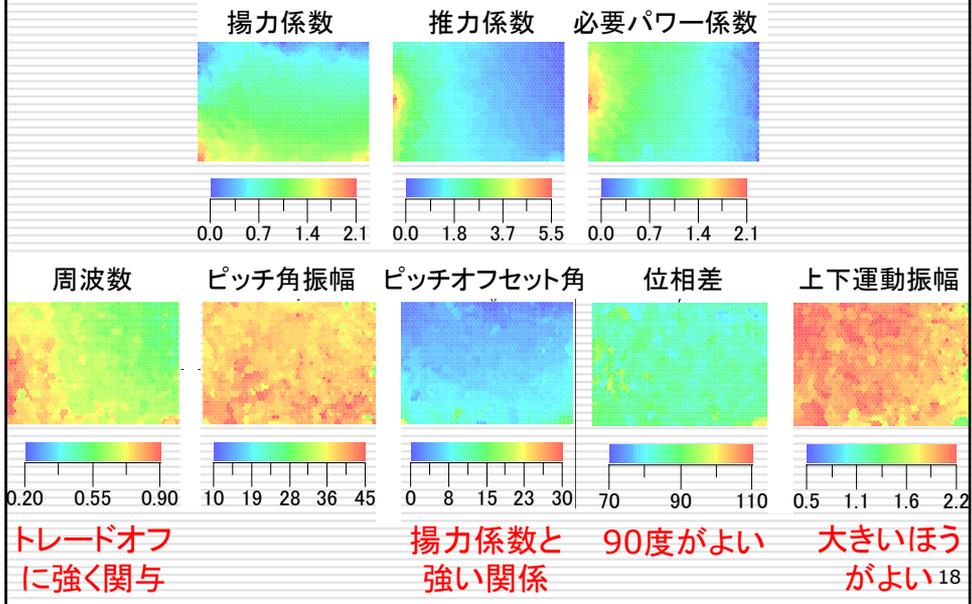


- 得られた非劣解: 560個体
- 得られた劣解: 514個体



17

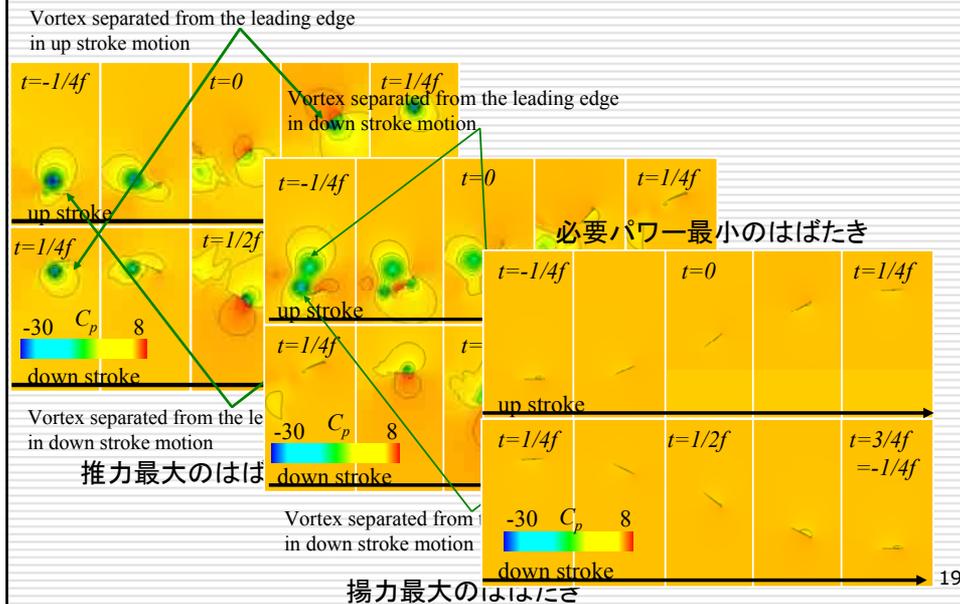
計算結果  
自己組織化マップによる非劣解群の分析



18

## 計算結果

### 非劣解の流れ場の例 - 圧力係数分布の履歴 -



## まとめ



- 2次元翼のはばたき運動の空力設計に多目的最適化手法を適用
- 羽ばたき運動に関する指針が得られた
- 平均推力最大化, 平均揚力最大化, 平均必要パワー最小化の間にはトレードオフが存在
- 非劣解の流れ場を分析することで, 目的関数を向上させるための流れ場のメカニズムが明らかになった.

# 結論

---

## 結論

---



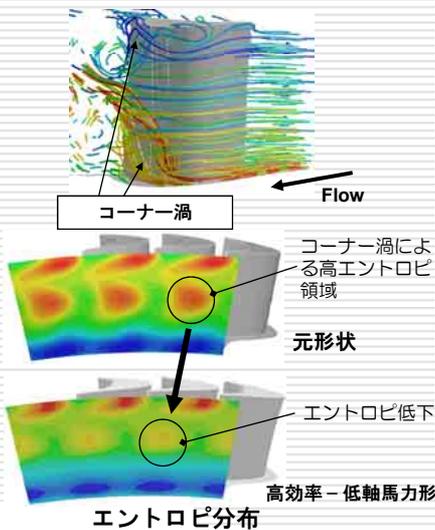
- JAXAにおける多目的設計最適化の宇宙工学分野での応用例を紹介した
  - ロケットエンジンターボポンプ動翼の空力設計
  - 火星探査用飛行機のはばたき運動に関する研究
- 多目的設計最適化によりさまざまな設計指針が得られ、宇宙工学分野における多目的設計最適化の有効性が確認された
- JAXAでは現在、人工衛星のレイアウト問題などへの多目的設計最適化の適用について議論を開始しているところである

# 補足

## 訂正結果

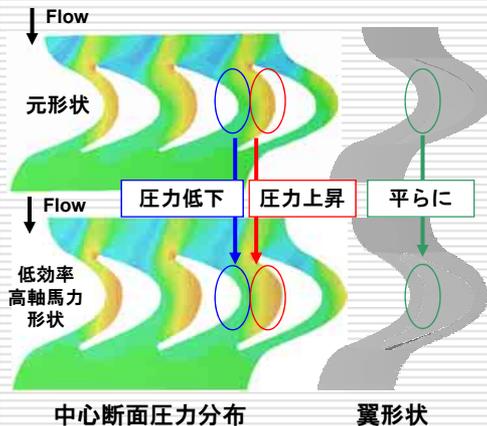
高効率 - 低軸馬力形状の最適化方向

コーナー渦によるエントロピー増加を下げ  
る方向の変化



低効率 - 高軸馬力形状の最適化方向

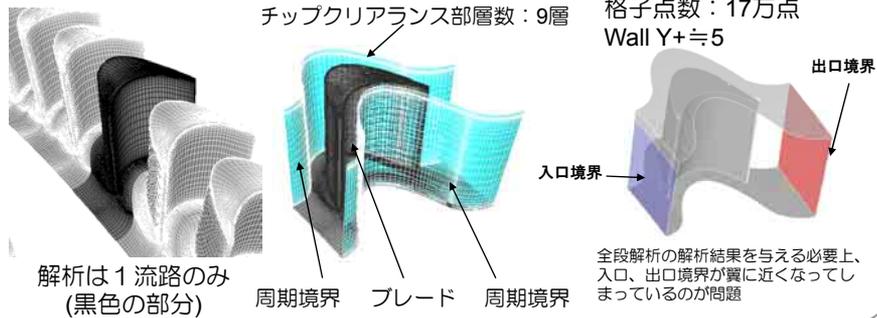
翼の中心部を平らにし、正負圧面  
圧力差を大きくする方向の変化



これらの変化と翼変形の相関を次頁より考察する



### 計算格子



## 3 解析条件と境界条件

リグ試験条件で行う

物性：空気

回転数：13374 RPM

流量：0.686kg/s(全周)

入口全温※：401.4 K

出口静圧※：0.166 MPa

分子量：28.97

気体定数：287.0 J/kg/K

Cp：1020 J/kg/K

比熱比：1.39

粘性係数： $2.41 \times 10^{-5}$  Pa s

熱伝導率： $3.45 \times 10^{-2}$  W/m/K

※全段解析結果より得られた平均値

### 境界条件

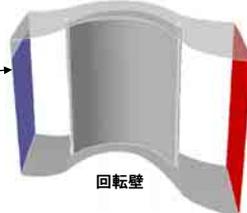
#### 入口境界条件

質量流量一定：0.686kg/s(全周)

全温一定：401.4 K

流速分布：全段解析から得られた平均流速ベクトルを与えた

静止壁



回転壁

#### 出口境界条件

静圧一定：0.166MPa

全段解析から得られた分布を与えた