

JAXAにおける超小型2軸ターボファンエンジン開発



航空本部 推進システム研究グループ

水野拓哉、田頭剛、賀澤順一

【研究の目的】

JAXAではジェットエンジンに関する様々な要素試験が行われている。その成果をエンジンに組み込むことでシステムとして評価を行う場合、エンジンが損傷する事も考慮し、ランニングコストが安く、ハンドリングの良いエンジンがあるのが好ましい。

そこで本研究では、JAXAが所有するエンジン試験設備を活用することで、地上から上空までの性能を取得できる様な超小型の2軸ターボファンエンジンを開発し、当該エンジンを今後の基礎研究およびプロジェクトへ活用して行く。

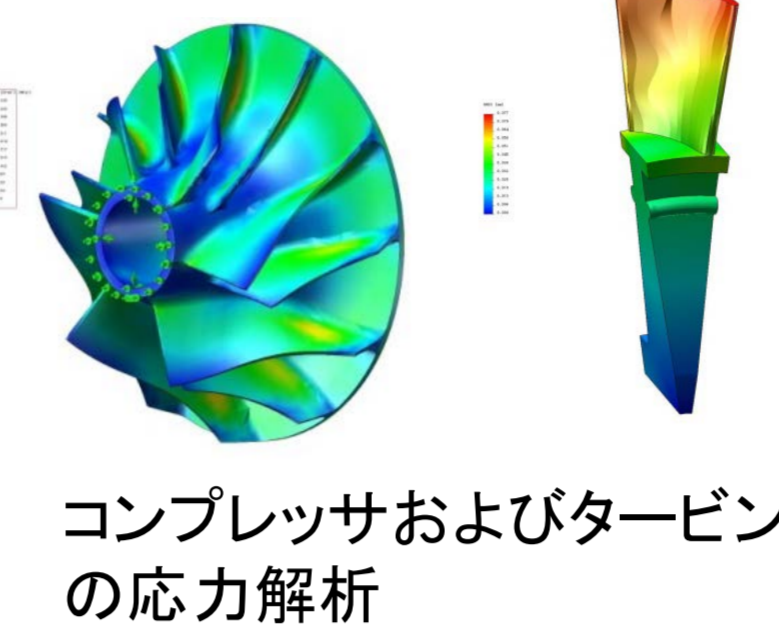
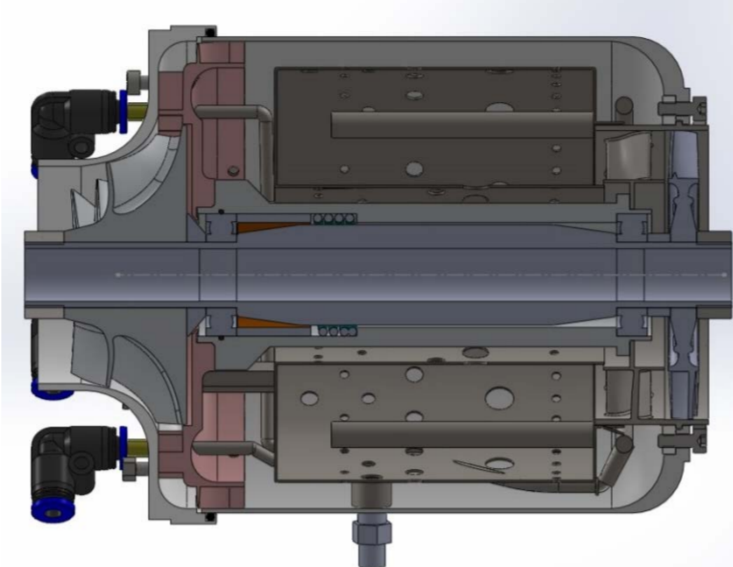
①エンジン開発

当該エンジンのベースエンジン(コアエンジン)としてSimjet社製Sim3000を使用。図1に示す様な設計変更、解析、製作を行うことで、以下の仕様の2軸ターボファンエンジンの開発を目指す。

表1 エンジンの目標仕様

推力	18kgf
バイパス比	3.0
ファン圧力比	1.14
全体圧力比	3.3
燃料消費率	3.01g/Ns
低圧系最大回転数	30,000rpm
高圧系最大回転数	126,000rpm

コアエンジン

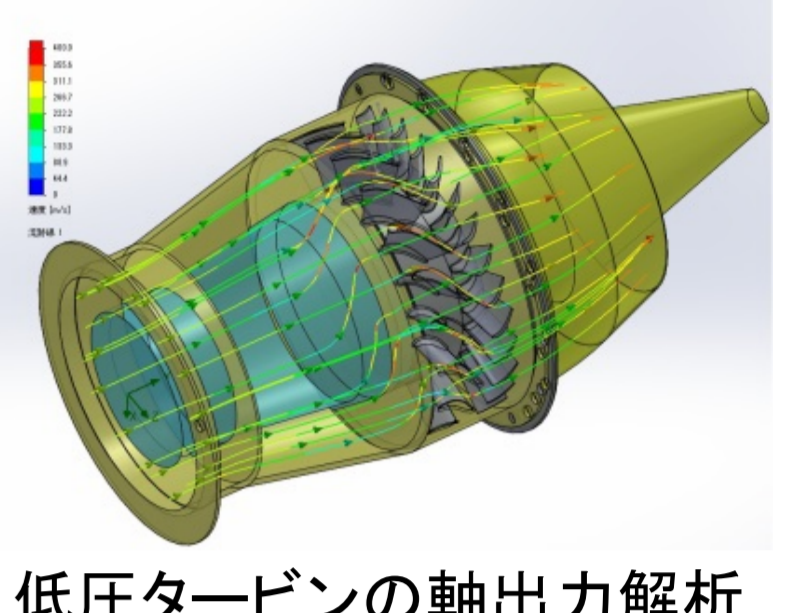
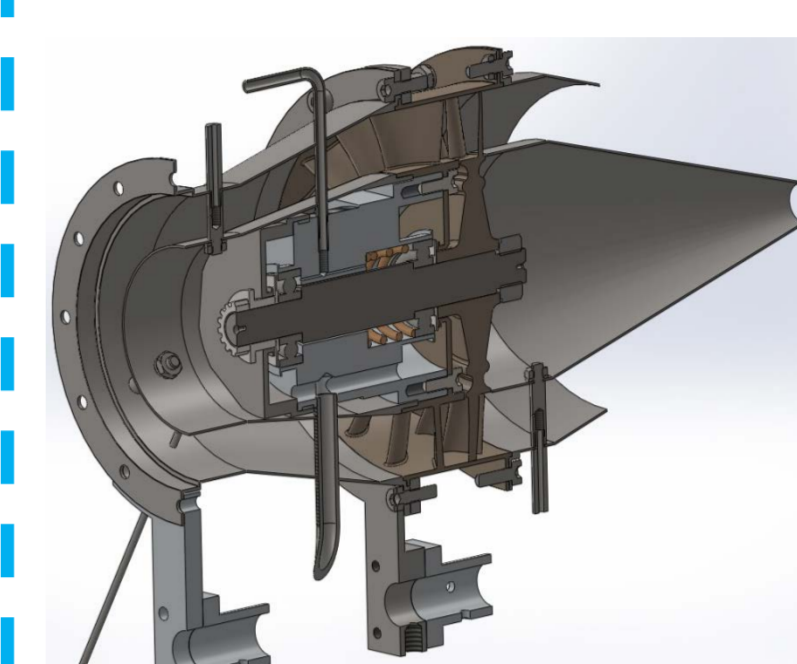


Sim3000をベースとし、以下を実施

- ◆ コンプレッサ: 空力形状はほぼ同等とし、ボア径を拡大(φ15mm)
- ◆ タービンロータ: JetMax 66mmロータに変更およびボア径を拡大(φ15mm)
- ◆ タービンノズル: JetMax 66mmステータに変更
- ◆ ベアリング: GRW D6902 (15X28X7)に変更
- ◆ ケーシング: ステンレスに変更

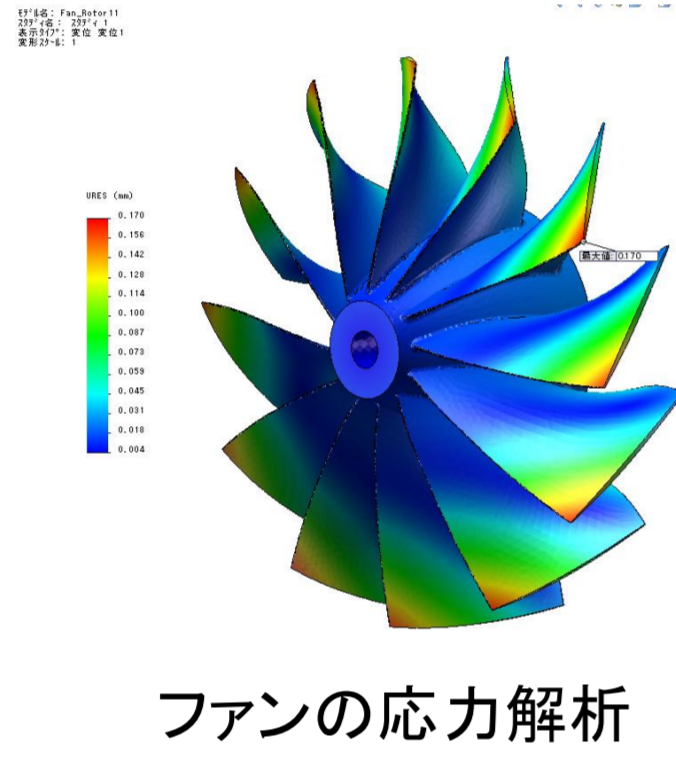
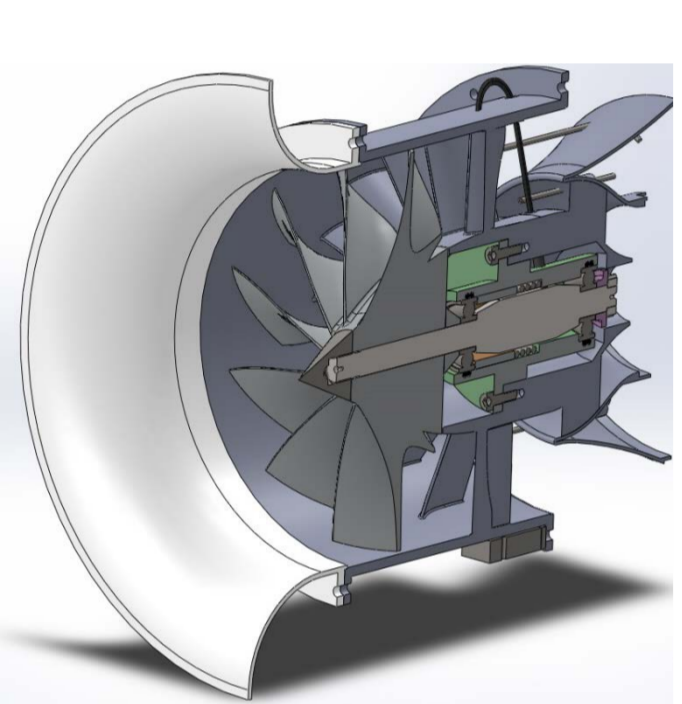


低圧タービン



- ◆ 低圧タービンロータおよびノズル: JetMax 85mmロータおよびノズル
- ◆ ベアリング: GRW D608 (8X22X7) & D688 (10X22X6)
- ◆ 潤滑油系: 混合燃料 MIL-PRF-23699 (4%) & Jet-A1
- ◆ 軸出力: 17kW(60,000rpm), 12kW (30,000rpm)

ファン



- ◆ ファンロータおよびステータ:
 - ・JAXA設計
 - ・空気流量 1.25kg/sec(バイパス比 3)
 - ・ファン径 φ 120mm
 - ・設計点 30,000rpm
 - ・翼枚数 ロータ 12枚 ステータ 20枚
 - ・ファン圧力比 1.14
 - ・軸出力 12kW

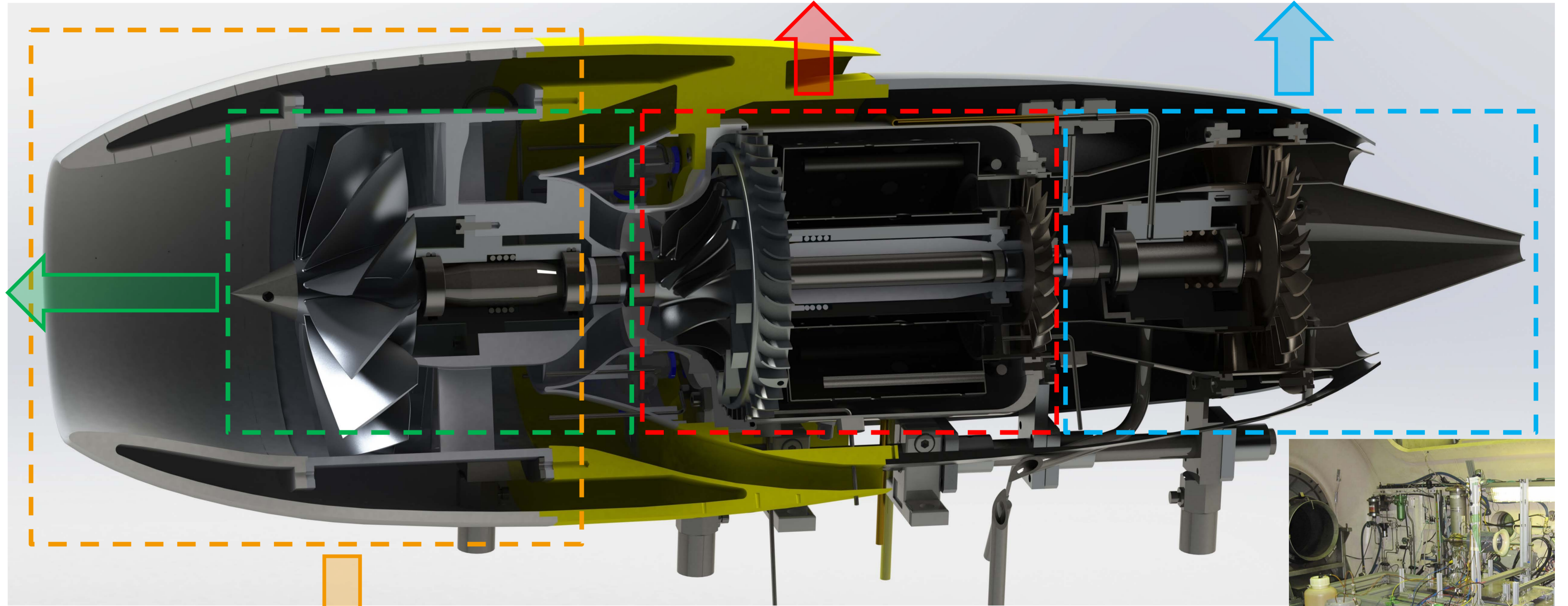
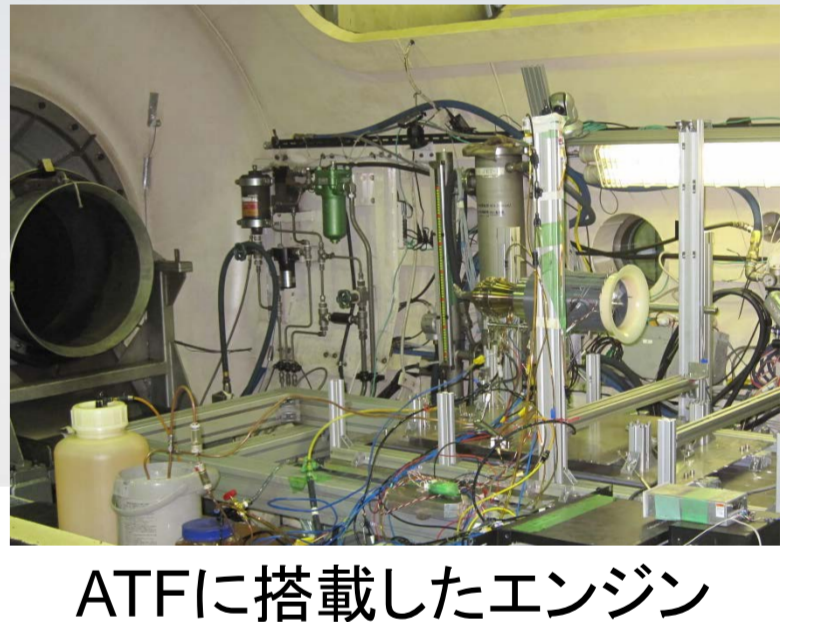


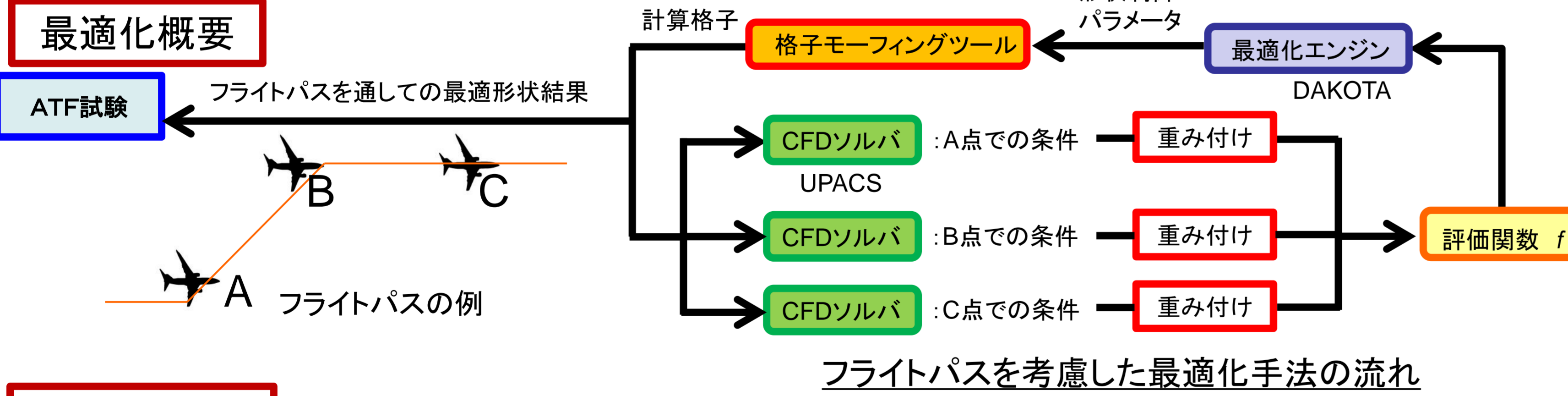
図1 超小型2軸ターボファンエンジン (NE-2013)



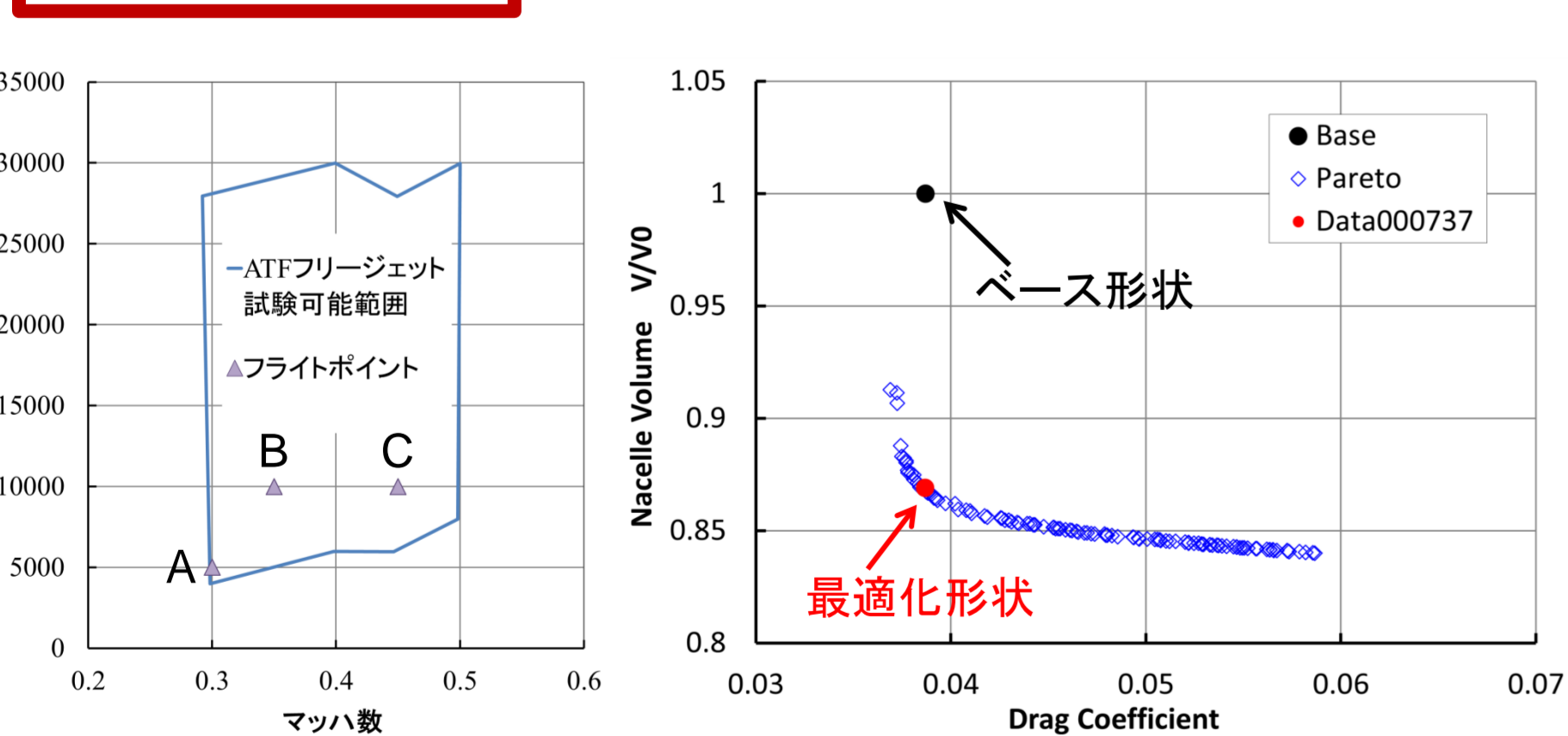
②ナセル形状最適化の検証

ナセル形状最適化ツールを開発すると共に、当該エンジンに使用するナセルへ適用。ツールの評価は、高空性能試験設備を使用したエンジン運転により実施する。

最適化概要



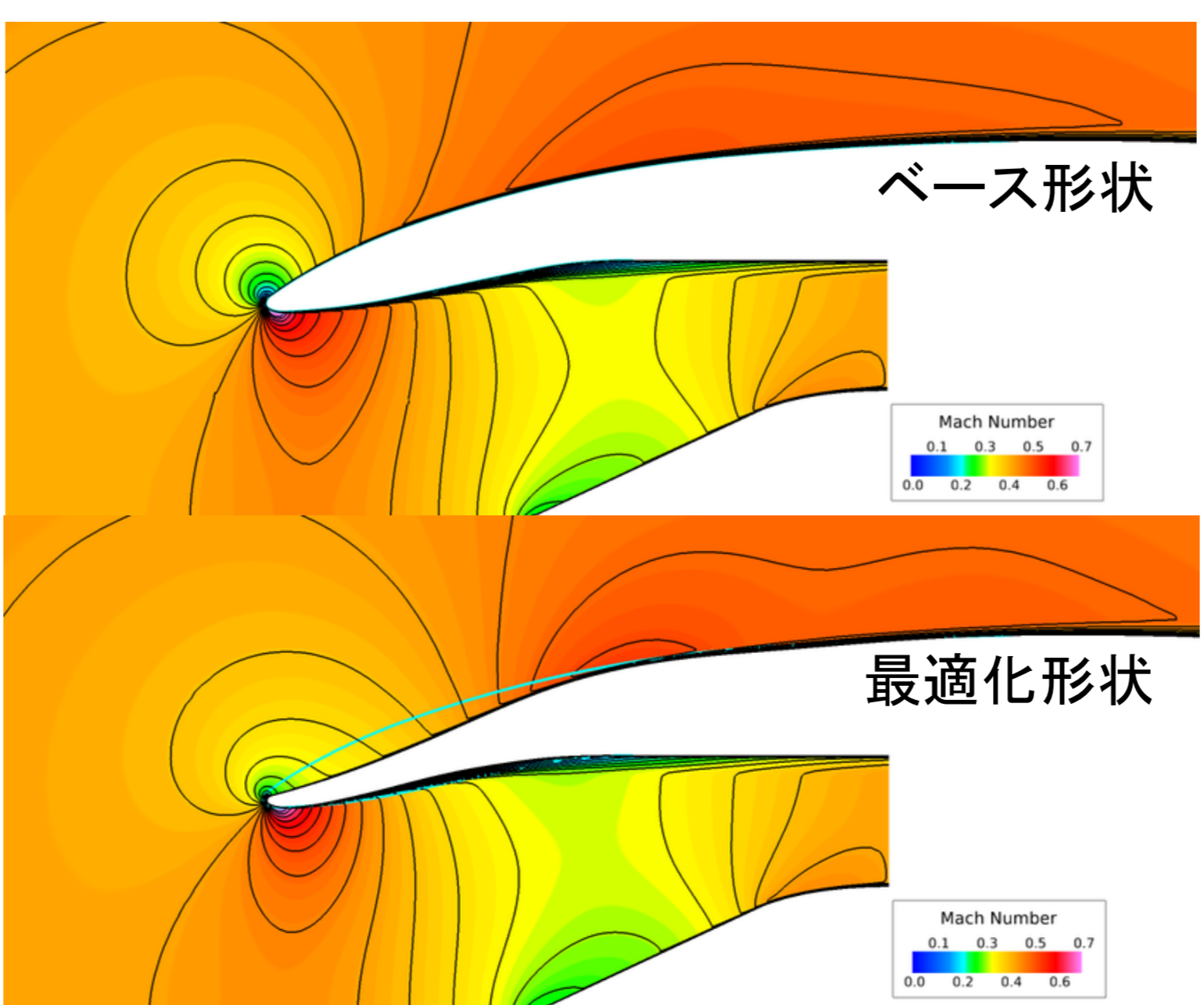
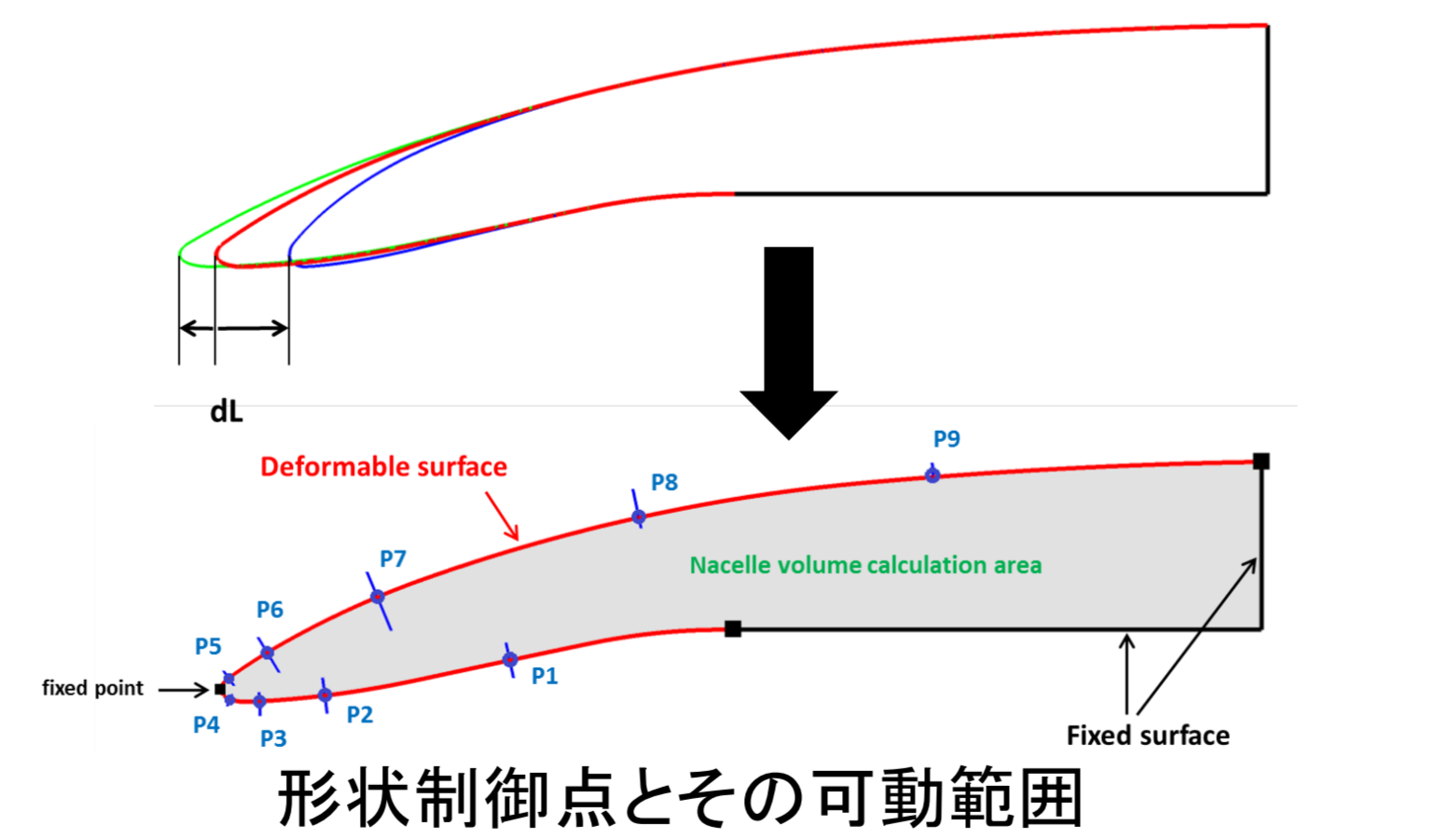
最適化結果



ATFで試験可能な範囲でフライトパスを想定
評価関数として、ナセル体積と空力抵抗
を選定

- A: 高度7000ft、機速(マッハ数)0.30
- B: 高度10000ft、機速(マッハ数)0.35
- C: 高度10000ft、機速(マッハ数)0.45

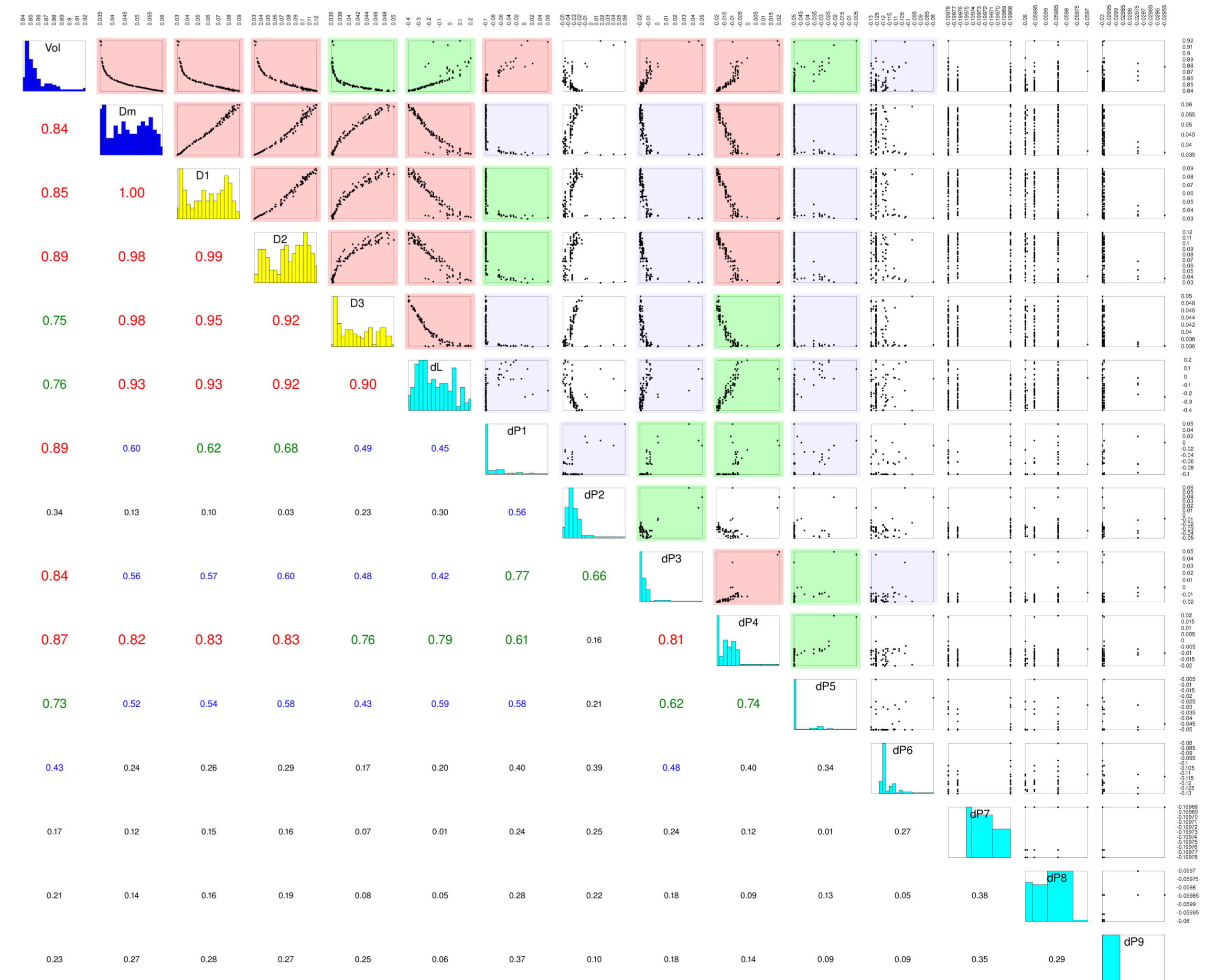
フライトごとの評価関数の重み付けを
A:B:C=1:1:8で実施。



最適化エンジン: DAKOTA (米国Sandia研究所開発・オープンソース)

流体ソルバ: UPACS (JAXA開発)

格子モーフィング: JAXA開発



形状制御点・評価関数に関する統計処理結果

⇒ この図により、どの形状制御点の評価関数と強い相関関係にあるかが分かり、設計のための知見を得ることができる。

複数の解析条件に対して最適化を実施できることを確認。
今後、翼列最適化等へも応用していく。