jh200040

飛行条件に高忠実な航空機エンジン性能評価

- 駆動エンジンと機体の統合流体計算の実現



- ◆航空機体はエンジンナセル内部流(エンジン性能)に影響:機体効果
- 主翼逆流・ディストーション
- ☆エンジンメーカ:エンジン単独の性能評価を実施

• 莫大な計算コストの回避

•経験知により機体効果をモデル化・補正

●飛行条件により無視できない誤差が発生

エンジン空力性能計算

*全圧・全温の積分平均

- @ 動翼前後縁近傍 & 回転軸垂直断面上
- ☆エンジン動翼空力性能
- •全圧比 R_P:全圧平均,後縁近傍/前縁近傍 • 全温比 R_T : 全温平均, 後縁近傍/前縁近傍

• 次期形状設計への対応不可

エンジン回転駆動状態で機体との統合CFDの必要性

◆非モデル化,各飛行条件で,機体効果とエンジン性能を誤差なく推算 ☆次期高バイパス比エンジンに直接応用可

JHPCN資源を最大限活用し、高い計算コストを要する本解析を 実現!

目的

- ◆現状: 既知の機体要素を用い,動翼駆動下の統合CFDに着手
- •実験値との比較による、エンジン性能再現性の調査
- ◆目標: 次期航空機開発に資するシステム構築
 - 高バイパス比エンジンの開発

•飛行条件(迎角や横風角)に対する網羅的な性能予測

•3次元動翼最適設計への適用

•断熱効率: R_P^{γ} $R_T - 1$ ◆一意の飛行条件・機体形状に対し,以下の性能図を取得 チョークoから RP ストール●まで ナセル通過流量 ナセル通過流量 ◆飛行条件によるエンジン性能への影響の把握 ◆各飛行条件で最低8点,計数十以上の計算要.JHPCN枠組みが必須 計算結果(動翼約1.5回転時)

FIELDVIEW

代表

:石川晴基

副代表 :千葉 一永

電気通信大学 大学院情報理工学研究科

☆計算コスト(現状)

• CPU・メモリ: Intel Xeon E5-2670v2(2.5GHz), 40並列・400GB強 •計算時間:動翼1回転に5週間強





•NASA Rotor 67動翼 otip gap未考慮 • 流路壁

*機体形状

• NASA CRM DPW6型(半裁)

•胴体,主翼,空洞ナセル,パイロン

 ・静温: NASA Rotor 67実験結果[1]を参照

◆一様流条件:

- $Re = 5 \times 10^6$ (代表長L: Rotor 67[1]流路長)
- M = 0.85• $\alpha = 2.75^{\circ}$



動翼回転方向 セル縦断平面 円筒面 1.45 動翼回転方向 Y方向 絶対Mach数 -0.65 0.65 円筒直交平面

(d) 動翼端後流のY方向(平面上の回転速度方向)の絶対マッハ数分布 回転方向速度成分(円筒上側で負,下側で正)が発生 ◆現段階のエンジン空力性能は、NASA実験値[1]より低水準 •修正流量同水準で,全圧比:29%減,断熱効率:8%減 •計算収束不十分

☆壁面条件: 乱流断熱壁					
◆乱流モデル: SA-no <i>ft</i> ₂					
◆ハイブリッド非構造格子(頂点総数:約9600万)					
形状	背景/物体 回転の有無	総頂点数	第1層 L/\sqrt{Re}	ストレッチング ファクタ	層数
CRM(半裁)	背景格子	約3200万	0.5%	1.2	23
Rotor 67 動翼部	物体格子・ 回転	約5200万	2.5%	1.25	11
動翼後流- ナセル外流路	物体格子・ 無回転	約1200万	2.5%	1.2	15
◆FaSTAR-moveソルバで非定常移動重合格子計算を実施					

まとめと今後の予定

✓FaSTAR-moveを用い,駆動エンジンと機体の統合CFDを開始 □JHPCNを最大限活用,高速大規模な計算により,性能図を作成 ■次期航空機開発への直接的貢献

参考文献

[1] Strazisar, A. J., Wood, J. R., Hathaway, M. D., Suder, K. L., "Laser anemometer

measurements in a transonic axial-flow fan rotor," NASA-TP-2879, 1989.