エコウィング技術の研究開発(空力システム設計技術)

報告書番号: R17JA0601

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4230/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

郭東潤 kwak.dongyoun@jaxa.jp

メンバ

青木良尚,村山光宏,郭東潤,徳川直子,跡部隆,湯原達規,黒田文武,上田良稲,大平啓介,青野光,松島紀佐,近藤賢,平井亨,田中健太郎,松野降,笹森萌奈美,西村信祐,吉本稔,窪田和広

● 事業概要

航空機の燃料消費量削減及び空港騒音低減を目的とし,抵抗低減技術や空力構造等の統合設計技術の研究開発を行っている。100-150 席クラスの旅客機を対象とし,誘導抵抗低減技術および摩擦抵抗低減技術を適用し低抵抗機体設計を行い,基準機 (TRA2012A)と比較し巡航揚抗比 7%向上を実現する機体形状(TRA2022)を創出することを目標とする.同時に,将来の低抵抗・低騒音航空機(TRA203X)技術として,unconventional 機体概念設計技術及び機体推進干渉効果・空港騒音推算技術を開発し,エンジンや騒音技術を合わせ 2030 年度前半に燃費 50%減,騒音 1/10 を目指す低騒音・低燃費機体の設計基盤技術を得ることを目的とする.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/

JSS2 利用の理由

航空機の空力性能及び騒音特性を向上させるため,主翼及び航空機形状における設計作業に CFD を利用している. 空力設計では,複雑な形状における詳細な流れ場を理解しつつその改善形状を追求するため,迅速で正確な空力特性を把握することと同時に膨大な計算リソースが必要である. 事業遂行においてスパコンは必要不可欠である.

● 今年度の成果

昨年度設計した TRA2022 の主翼 1 次形状に対して抵抗低減技術を適用した 2 次形状の空力設計を行った。図 1 には TRA2012A と TRA2022 2 次形状を示し,図 2 には適用した技術及び設計結果を示す。

主翼単体形状において,層流化による摩擦抵抗を低減しなおかつ圧力抵抗も低減する翼型を見出し,主翼ねじり分布と合わせて主翼形状を設計した.また,翼胴形状では主翼上面の2段衝撃波を修正し,同

圧分布主翼設計を行った. ナセルを取り付けた全機形状では,主翼下面形状やパイロン形状設計を行い, 衝撃波による剥離を抑制した. 以上のことから,TRA2012A に比べ約 10%程度の抵抗低減効果が得られた.

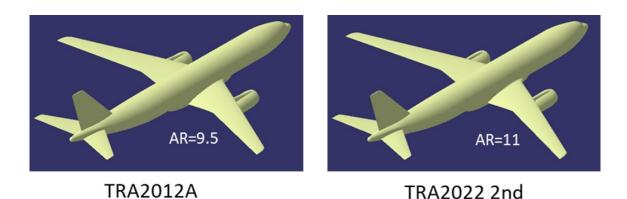


図 1 TRA2012 と TRA2022 2 次形状比較

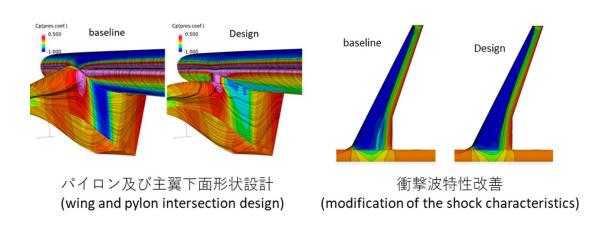


図 2 TRA2022 2 次形状の空力設計

● 成果の公表

- その他
- 1) 郭東潤: 航空環境プログラム 環境航空機システム研究, 公益社団法人 日本航空技術協会,航空技術, 2018.3 月号, No.756, pp.38-50.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	15 - 300
1ケースあたりの経過時間	5.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.96

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	7,366,417.13	0.97
SORA-PP	79,733.34	1.00
SORA-LM	46.53	0.02
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	803.85	0.56
/data	48,805.53	0.90
/ltmp	19,594.81	1.48

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	9.15	0.39

エコウィング技術の研究開発(将来システム設計基盤技術)

報告書番号: R17JA0602

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4231/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

郭東潤 kwak.dongyoun@jaxa.jp

ジメンバ

高石武久,村山光宏,伊藤靖,坂井玲太郎,平井亨,田中健太郎,雨宮和久,中野彦,池田友明,黒田文武,大平啓介,郭東潤,松村洋祐,森澤征一郎,古谷龍太郎

● 事業概要

航空機の燃料消費量削減及び空港騒音低減を目的とし,抵抗低減技術や空力構造等の統合設計技術の研究開発を行っている。100-150 席クラスの旅客機を対象とし,誘導抵抗低減技術および摩擦抵抗低減技術を適用し低抵抗機体設計を行い,基準機 (TRA2012A)と比較し巡航揚抗比 7%向上を実現する機体形状(TRA2022)を創出することを目標とする.同時に,将来の低抵抗・低騒音航空機(TRA203X)技術として,unconventional 機体概念設計技術及び機体推進干渉効果・空港騒音推算技術を開発し,エンジンや騒音技術を合わせ 2030 年度前半に燃費 50%減,騒音 1/10 を目指す低騒音・低燃費機体の設計基盤技術を得ることを目的とする.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/

JSS2 利用の理由

機体の空力,構造とのトレードスタディが可能なレベルで,機体騒音,エンジン-機体干渉/騒音遮蔽効果を評価する解析技術を作るためにスパコンを利用している。エンジン-機体騒音,干渉/遮蔽効果予測に関して簡易的な解析では誤差が大きく,将来型低騒音機体概念設計において,近年 fidelity が上がってきている空力や構造とのトレードスタディには限界があり,高度な騒音源解析や騒音伝播解析技術の開発や機体全体規模での解析にはスパコンが必須である。

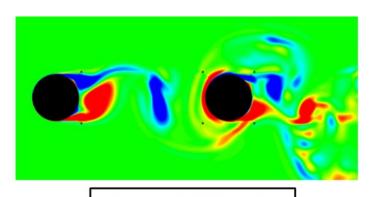
● 今年度の成果

音源解像度向上と複雑形状解析を両立させる手法を考案し,実用問題に適用した解析を評価すること で改善効果を確認した.

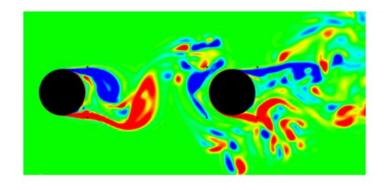
JAXA CFD/CAA ソフト UPACS の技術課題であった複雑形状での高精度化を可能にするために,FY28 に複雑形状精度向上 (ブロック分割部の差分精度向上) に係る改良を実施した新手法に対

し,JAXA スパコン JSS2 向けの計算高速化などの修正と精度検証を行い,複雑形状対応高次精度手法による精度改善と計算時間の短縮を確認した.

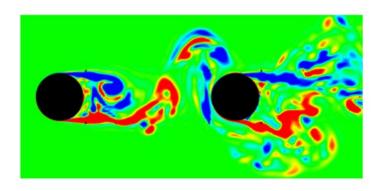
図 1,2 には機体騒音予測に関する AIAA のワークショップ(BANC)において提案されている航空機の脚を想定したタンデム円柱と航空機高揚力装置スラットの機体騒音予測ベンチマーク問題における解析手法の改善効果を示す。UPACS の高次精度手法にあわせた低散逸風上 SLAU スキームを導入・評価して計算精度を上げると共に,低マッハ数・複雑形状での安定化を図りながら,中心差分を組み合わせ更に解像度を上げる手法を試験的に導入し,基礎検証問題にて効果を確認することができた。



Original: 3rd-order



FY2016: FDM 5th-order Roe



FY2017: Improved higher-order scheme

図1 脚騒音問題を単純化した騒音予測精度検証ベンチマーク問題

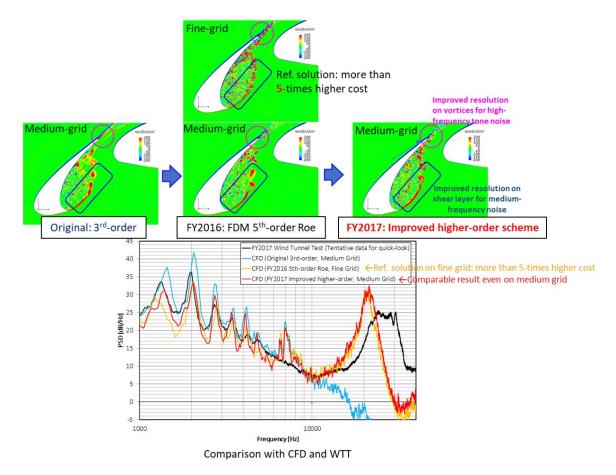


図 2 スラット騒音予測精度検証ベンチマーク問題(JAXA/NASA 共同研究 30P30N 風洞試験)

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	20 - 800
1ケースあたりの経過時間	349.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.30

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	10,627,256.06	1.41
SORA-PP	2,057.55	0.03
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	497.16	0.34
/data	20,313.45	0.38
/ltmp	9,073.39	0.68

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	95.39	4.10

エコウィング技術の研究開発(表面摩擦抵抗低減コーティング技術)

報告書番号: R17JA0603

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4232/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

栗田充 kurita@chofu.jaxa.jp

ジメンバ

黒田文武,栗田充

● 事業概要

乱流摩擦抵抗低減に有効な独自リブレットパターンを DNS により研究開発する.DNS で得られた最適リブレットを実験用航空機に施工し飛行環境下での表面摩擦抵抗効果を確認する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing

● JSS2 利用の理由

独自リブレットパターンを開発に CFD (DNS) を利用している.この開発には,複雑な流れ場を理解しつつ,最適なリブレット形状を追求するため,迅速で正確なリブレット特性を把握することと同時に膨大な計算リソースが必要である.事業遂行においてスパコンは必要不可欠である.

● 今年度の成果

航空技術部門の研究事業 FINE の飛行実証で用いるリブレットの基本特性を把握するために,リブレット面を有する平行平板間乱流の直接数値シミュレーションを実施した.その結果,抵抗低減率のリブレット間隔 S^+の依存性等のリブレットの性能を明らかにした.

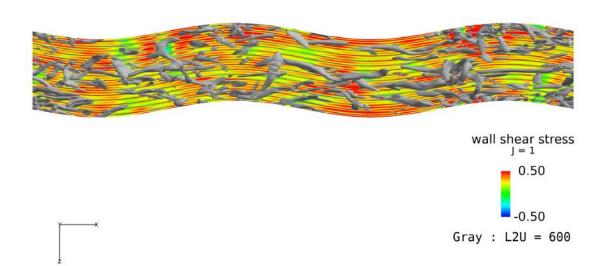


図 1 DNS の渦構造と壁面せん断応力(白の等値面:速度勾配テンソルの第2不変量の正値,カラーコンター:壁面せん断応力の分布).

- 査読なし論文
- 1) 栗田, 西沢, 郭, 飯島秀俊, 飯島由美, 高橋, 笹森, 阿部, 賀星, 中北, 黒田, "表面摩擦抵抗低減コーティング技術の飛行実証 FINE, 第1回飛行試験", 第55回 飛行機シンポジウム, 2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	64 - 512
1ケースあたりの経過時間	500.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.37

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	11,499,337.06	1.53
SORA-PP	84.29	0.00
SORA-LM	14.69	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	006.34	0.00
/data	9,858.96	0.18
/ltmp	878.91	0.07

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.99	0.04

エコウィング技術の研究開発(将来システム設計基盤技術)に関する委託研究(ファン騒音)

報告書番号: R17JA0620

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4233/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

村山光宏 murayama.mitsuhiro@jaxa.jp

メンバ

坂井玲太郎,早川翔太,河合宗司,福島裕馬,村山光宏,伊藤靖

● 事業概要

エコウィング技術の研究開発:環境航空機システム研究では,航空機の燃料消費量削減及び空港騒音 低減を目的とし,抵抗低減技術や空力構造等の統合設計技術の研究開発を行っている。100-150 席クラスの旅客機を対象とし,誘導抵抗低減技術および摩擦抵抗低減技術を適用し低抵抗機体設計を行い,基準機(TRA2012A)と比較し巡航揚抗比 7%向上を実現する機体形状(TRA2022)を創出することを目標とする。同時に,将来の低抵抗・低騒音航空機(TRA203X)技術として,unconventional 機体概念設計技術及び機体推進干渉効果・空港騒音推算技術を開発し,エンジンや騒音技術を合わせ 2030 年代前半に燃費 50%減,騒音 1/10 を目指す低騒音・低燃費機体の設計基盤技術を得ることを目的とする。本委託研究では,線形オイラー方程式を用いたファン騒音機体搭載効果予測解析において,計算安定性向上に関する研究を行う。

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/

JSS2 利用の理由

機体の空力,構造とのトレードスタディが可能なレベルで,機体騒音,エンジン-機体干渉/騒音遮蔽効果を評価する解析技術を作るためにスパコンを利用している。エンジン-機体騒音,干渉/遮蔽効果予測に関して簡易的な解析では誤差が大きく,将来型低騒音機体概念設計において,近年 fidelity が上がってきている空力や構造とのトレードスタディには限界があり,高度な騒音源解析や騒音伝播解析技術の開発や機体全体規模での解析にはスパコンが必須である.

● 今年度の成果

開発した計算コードを JSS2 SORA-MA システムで動作するようソースコードならびにコンパイルオプションを修正した. また,ハイブリッド並列の重みを変化させ性能評価を行い,ファン騒音機体搭載効果に関する大規模実用問題に適用する際の計算コストの見積もりと課題洗い出しができた.

なし

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	32 - 1024
1ケースあたりの経過時間	10.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合**1(%):0.06

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	154,868.66	0.02
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.07	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	192.71	0.13
/data	54,481.85	1.01
/ltmp	3,327.95	0.25

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	5.41	0.23

エコウィング技術の研究開発(将来システム設計基盤技術)請負(解析ツール改修)

報告書番号: R17JA0621

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4234/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

村山光宏 murayama.mitsuhiro@jaxa.jp

ジメンバ

松村洋祐, 筧雅行, 村山光宏, 池田友明, 伊藤靖

● 事業概要

エコウィング技術の研究開発:環境航空機システム研究では,航空機の燃料消費量削減及び空港騒音低減を目的とし,抵抗低減技術や空力構造等の統合設計技術の研究開発を行っている。100-150 席クラスの旅客機を対象とし,誘導抵抗低減技術および摩擦抵抗低減技術を適用し低抵抗機体設計を行い,基準機(TRA2012A)と比較し巡航揚抗比 7%向上を実現する機体形状(TRA2022)を創出することを目標とする。同時に,将来の低抵抗・低騒音航空機(TRA203X)技術として,unconventional 機体概念設計技術及び機体推進干渉効果・空港騒音推算技術を開発し,エンジンや騒音技術を合わせ 2030 年代前半に燃費 50%減,騒音 1/10 を目指す低騒音・低燃費機体の設計基盤技術を得ることを目的とする。その一環として,騒音源解像度向上と複雑形状解析を両立させる手法を導入し機体全機規模で解析できる技術を開発するために,高次精度重合格子法を導入し計算精度を保持しながら格子生成時間を大幅に削減させる。本事業コードでは改修された計算コードに関して JSS2 における動作確認とデバッグ作業を行う。

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/

JSS2 利用の理由

機体の空力,構造とのトレードスタディが可能なレベルで,機体騒音,エンジン-機体干渉/騒音遮蔽効果を評価する解析技術を作るためにスパコンを利用している。エンジン-機体騒音,干渉/遮蔽効果予測に関して簡易的な解析では誤差が大きく,将来型低騒音機体概念設計において,近年 fidelity が上がってきている空力や構造とのトレードスタディには限界があり,高度な騒音源解析や騒音伝播解析技術の開発や機体全体規模での解析にはスパコンが必須である。

● 今年度の成果

改修した計算コードのプロプロセス部分に関して,JSS2 SORA-PP システムにて大規模実用問題に適

用する際の課題確認とデバック作業ができた.

● 成果の公表

なし

JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	300
1ケースあたりの経過時間	12.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合**1(%):0.09

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	551.90	0.00
SORA-PP	84,869.11	1.06
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	024.38	0.02
/data	50,579.73	0.94
/ltmp	1,429.07	0.11

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名 利用量(TiB) 資源の利用割合 ^{*2} (%)		
J-SPACE	0.01	0.00

エコウィング技術の研究開発(将来システム設計基盤技術)に関する共同研究 (旅客機概念設計)

報告書番号: R17JA0622

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4235/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

森澤征一郎 morizawa@mech.tottori-u.ac.jp

メンバ

森澤征一郎

● 事業概要

新形態将来旅客機の概念設計に向けて前進翼の流体計算 (CFD) を行った。空力特性を調べるには前進翼平面形状のパラメトリックスタディを実施し,翼形状の設計パラメータが空力性能に及ぼす影響や流れ場の把握を行った。

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/ecowing/

JSS2 利用の理由

CFD によるパラメトリックスタディは計算コストが非常に高い。そのため、スパコンのような大規模なメモリ及び CPU での計算が不可欠であり、JSS2 を利用した。

● 今年度の成果

Boeing767の主翼を内翼・外翼に分け、それらをテーパー形状によって近似し、さらにその前後を反転させて作成した前進翼平面形を基本形状とした。この基本形状は、迎角 4°以降で揚力傾斜・抗力傾斜の非線形が大きくなり、後縁付近での外翼から内翼へ向かう流れが剥離したことが分かった(図1)。また、図2で示すように形状パラメータを定義し、その形状に対する空力特性を基本形状と比較した。その結果、セミスパン長さが大きいほど空力特性が良くなるが、内翼の前進角の変化に対する空力特性への寄与は小さいことが分かった。また、外翼の前進角及びキンク位置での翼弦長さの変化に対する空力特性への寄与も一定の範囲内では小さいが、それを超えると目的関数の値を大きく悪化させることが分かった。

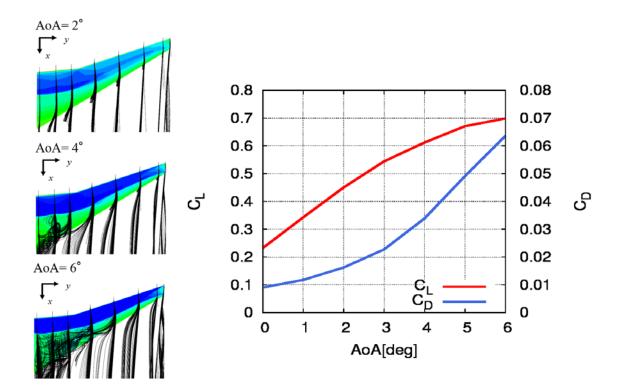


図1 基本形状の結果

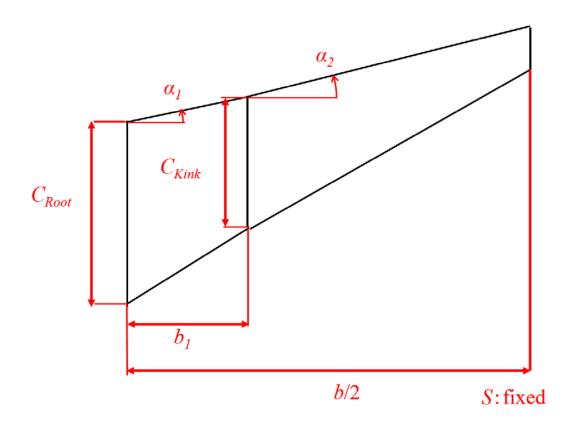


図2 前進翼平面形状のパラメータ定義

JAXAスーパーコンピュータシステム利用成果報告(2017年4月~2018年3月)

- 口頭発表
- 1) 友枝宏之,野村聡幸,森澤征一郎,川添博光,"前進翼の平面形状による空力特性向上に関する研究," 3D01,第 55 回飛行機シンポジウム,島根,2017 年 11 月 20 日~22 日
- 2) 森澤征一郎,友枝宏之,野村聡幸,川添博光, "Boeing767 級旅客機に適した前進翼平面形状のパラメトリックスタディ," 1E05,第 55 回飛行機シンポジウム,島根,2017 年 11 月 20 日~22 日

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	非該当
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	1
1ケースあたりの経過時間	660.00 分

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.02

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	197,997.85	0.03
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	162.71	0.11
/data	3,370.26	0.06
/ltmp	790.55	0.06

	アーカイバ資源	
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.01	0.00

高負荷圧縮機技術の研究

報告書番号: R17JA0711

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4236/

● 責任者

中村俊哉 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

賀澤順一 kazawa.junichi@jaxa.jp

ジメンバ

賀澤順一,李允台,金山尚史

● 事業概要

ジェットエンジンの国際共同開発において,これまで日本の担当実績の少ないコアエンジン技術の開発・実証を目的とする.圧縮機は小型で圧力比 20 以上という空力性能を目指して,多段軸流圧縮機に加えて最終段に斜流圧縮機を適用した設計を行い,数値解析によってその妥当性を確認する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/greenengine/

JSS2 利用の理由

多段圧縮機解析では格子点数が大きくなり,性能曲線を得るためには複数ケースの解析を実施する必要がある.限られた期間で結果を出し,設計へフィードバックするためにはスパコンを使用する必要がある.

● 今年度の成果

JAXAで設計した軸流7段+斜流1段の高圧圧縮機について,多段定常解析により空力性能の予測を行った.初期設計形状では空力性能に問題があったが,改良設計により改善されたことを確認し,設計の妥当性を確認できた.

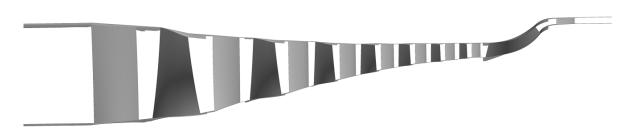


図1 高圧圧縮機形状(JAXA 設計)

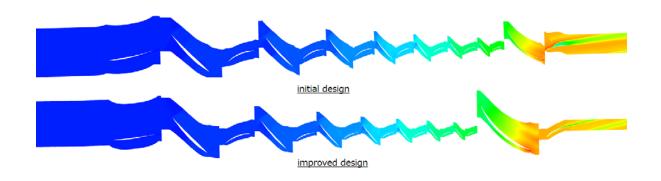


図2 改良設計結果(全圧分布)

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	66 - 95
1ケースあたりの経過時間	5.50 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合**1(%):0.21

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	1,482,092.70	0.19
SORA-PP	48,319.33	0.60
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	019.75	0.01
/data	197.55	0.00
/ltmp	4,045.76	0.31

	アーカイバ資源	
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

グリーンエンジン(超高温燃焼器技術の研究)燃焼器内部流れに関する研究

報告書番号: R17JA0714

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4237/

● 責任者

中村俊哉 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

牧田光正 makida.mitsumasa@jaxa.jp

ジメンバ

牧田光正(JAXA),中村直紀(ASIRI)

● 事業概要

航空エンジン用燃焼器では,燃料ノズル及び燃焼器ライナ上の空気孔,冷却孔空気孔からの流量配分が性能を左右するため,燃焼器内の流れ場を把握し流量配分を予測することが重要となっている.本研究では実機燃焼器の形状を出来るだけ忠実に再現した非燃焼流れ解析を行って燃焼器内の流れ場を再現し,空気量配分などの空力性能を高精度で予測できる燃焼器解析手法を構築する事を目的とする.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/greenengine/

JSS2 利用の理由

形状パラメータを少しずつ変えながらパラメトリックスタディーを行う必要が有るが,それぞれが大 規模な計算のため,効率的に計算するためには並列化性能の高い計算環境が必要.

● 今年度の成果

今年度は,燃焼器上流の円錐型遮熱板の広がり角が燃焼室内の流れ場に与える影響を調べるために,シングルセクタ燃焼器についての非燃焼 CFD 解析を行った.遮熱板円錐部の広がり角 45 度の場合の燃焼器モデルの計算格子・境界条件様子を図1に,パイロット燃料ノズル通過空気の流線を図2に示す.試験用の耐圧ケーシング入口から燃焼器出口までを計算領域としている.他にも,遮熱板円錐部の広がり角を50度,55度,60度と変えて計算を行ったが,このように一部の形状を変更して比較を行う場合,一部の計算格子を作り直せば済む重合格子接続が有利となる.

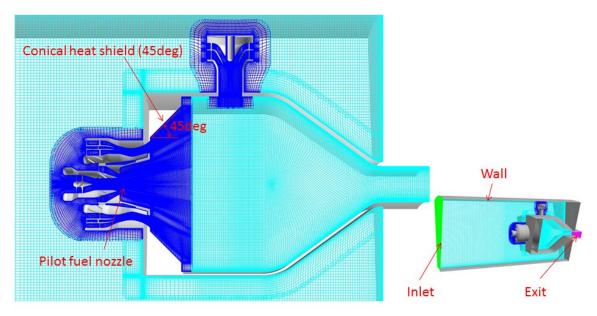


図1 シングルセクタ燃焼器用の計算格子と境界条件

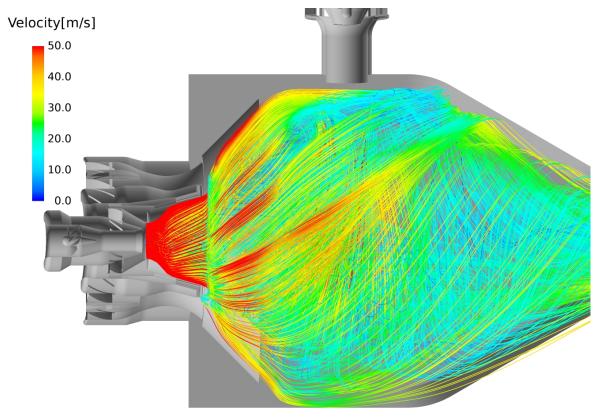


図2パイロット燃料ノズル通過空気の流線

- 口頭発表
- 1) 吉田征二,山本武,牧田光正,下平一雄(JAXA),中村直紀(ASIRI), "希薄予混合燃焼器の燃焼特性に与える円錐形遮熱板の広がり角の影響", 第 45 回日本ガスタービン学会定期講演会,2017.10.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	64
1ケースあたりの経過時間	250.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.13

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	1,024,849.05	0.14
SORA-PP	1,944.38	0.02
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	093.25	0.06
/data	2,189.21	0.04
/ltmp	1,193.58	0.09

	アーカイバ資源	
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.14	0.01

グリーンエンジン(エンジン騒音低減技術の研究)

報告書番号: R17JA0716

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4238/

● 責任者

中村俊哉 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

榎本俊治 enomoto.shunji@jaxa.jp

メンバ

榎本俊治,石井達哉(JAXA),伊藤香絵(東京理科大),山崎伸彦(九州大学)

● 事業概要

航空機から発生する騒音のうち,ジェットエンジンから発生する騒音の割合は高く,これを低減することは非常に重要である。本事業では排気ダクト形状変更による排気騒音低減の実証および数値解析による騒音低減技術の検討を実施している。

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/greenengine/index.html

JSS2 利用の理由

LES 計算を行うため,計算量とストレージ使用量が多く,SORA-PP と SORA-FS の利用が必要だった.

● 今年度の成果

ジェット内を音波が通過する場合の挙動を調べるために,UPACS-LES を用いてジェットの LES 計算を行い,横から音波を入射させた.図 1 に温度分布を示した.ジェットのマッハ数は 0.8 である.図 2 は音圧である.ジェットによって音が反射,屈折,拡散していることが分かった. また,多孔板型吸音ライナの多孔板に一定流速のバイアス流を加えた場合の LES 解析を行った.図 3 は多孔板のテーパ孔近傍において,バイアス流の有無による流れ場変化を渦度で可視化したもので,バイアス流の存在によって散逸源となる乱流渦が広範囲に分布することがわかる.

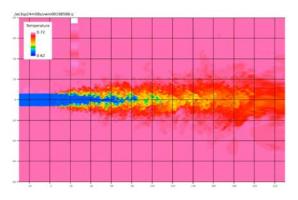


図1 温度分布

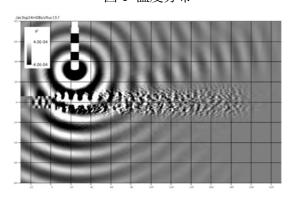


図2音圧

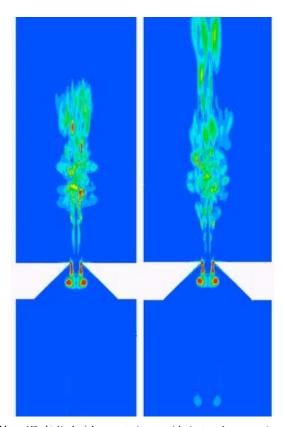


図3 孔近傍の渦度分布(左:バイアス流なし,右:バイアス流あり)

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	12 - 36
1ケースあたりの経過時間	39.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.18

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.45	0.00
SORA-PP	252,793.70	3.17
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	8,282.24	0.92

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	022.12	0.02
/data	2,213.67	0.04
/ltmp	2,678.57	0.20

	アーカイバ資源	
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	11.28	0.49

グリーンエンジン(超高温燃焼器技術の研究)実機形状燃料ノズルの微粒化に関する研究

報告書番号: R17JA0730

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4239/

● 責任者

中村俊哉 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

松浦一哲 matsuura.kazuaki@jaxa.jp

● メンバ

松浦一哲,牧田光正,中村直紀,飯野淳,張会来

● 事業概要

グリーンエンジンで開発中の実機燃料ノズル形状における燃料の分裂場は,噴射孔出口近傍の非常に狭い領域で起こっており,実験のみから分裂現象を把握することは難しい.

本事業では,噴射口出口近傍の分裂場に対して数値解析を実施し,微粒化のメカニズムを明らかにすることを目的としている.

JSS2 利用の理由

実験において計測された液滴粒径は数 $10\,\mu\,\mathrm{m}$ オーダーとなっている.このような微小な液滴の分裂 場を適切に再現するためには、

数 μ m オーダーのメッシュを用いた数億セル以上の大規模な計算を実施する必要があり、スパコンの利用は不可避である.

● 今年度の成果

VOF 法による燃料分裂場の解析を実施し,クロスフロージェットの噴霧の状態に対するクロスフローの速度等の影響を調査した.

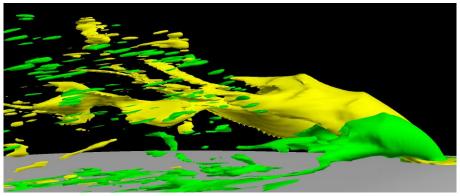


図 1 実機燃料ノズルにおける液体燃料噴射場の様子―側方より可視化 (緑:クロスフロージェット高速,黄色:クロスフロージェット低速)

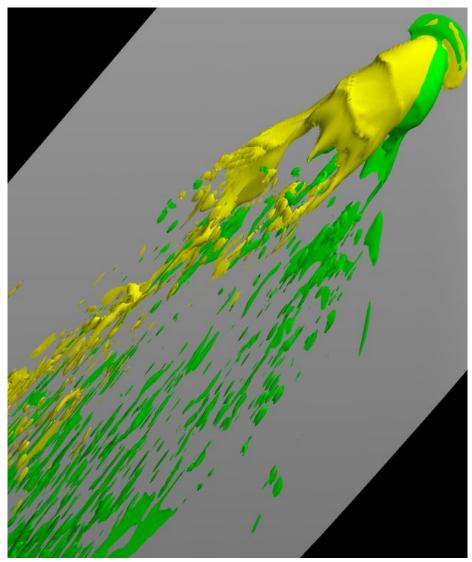


図2 実機燃料ノズルにおける液体燃料噴射場の様子-上方より可視化 (緑:クロスフロージェット高速,黄色:クロスフロージェット低速)

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	768
1ケースあたりの経過時間	140.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.60

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	13,261,007.18	1.76
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	120.43	0.08
/data	32,610.17	0.60
/ltmp	5,099.83	0.38

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.14	0.01

4 発ティルトウイング VTOL 機の空力特性改善

報告書番号: R17JA0901

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4240/

● 責任者

浜本滋 航空技術部門空力技術研究ユニット

● 問い合せ先

青木良尚 aoki@chofu.jaxa.jp

メンバ

青木良尚

● 事業概要

4発ティルトウイング VTOL 機の巡航時空力特性を改善する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/vtol/qtw/

● JSS2 利用の理由

ワークステーションでは計算時間がかかるから.

● 今年度の成果

FaSTAR を用いて,実用実証無人機の主翼アスペクト比を変更した際の感度解析を実施した.

● 成果の公表

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	160 - 640
1ケースあたりの経過時間	10.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.01

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	23,331.00	0.00
SORA-PP	3,136.13	0.04
SORA-LM	3.67	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	035.76	0.02
/data	596.05	0.01
/ltmp	244.14	0.02

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

大気突入機の熱空力評価システムの高度化

報告書番号: R17JA1402

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4241/

● 責任者

浜本滋 航空技術部門空力技術研究ユニット

● 問い合せ先

小澤宇志 ozawa.takashi@jaxa.jp

ジメンバ

Adrien Lemal,鈴木俊之,小澤宇志,山田透,樋口勇人,村上遼太朗

● 事業概要

本研究では,極超音速での大気圏突入時における加熱および空力特性を数値シミュレーションによって高い精度で予測するため,高温気体の物理モデルやシミュレーション手法について高度化を行う. 新たに提案するモデル・手法を用いたシミュレーションと実験によって得られたデータを比較することで予測精度を実証し,高精度なシミュレーションツールの実現を目指す.

JSS2 利用の理由

物理モデルや試験気流条件などの不確定性を評価するため,モデル・条件を変化させて多くのケースの解析を実施するためにスパコンを使用した.

● 今年度の成果

膨張波管生成気流条件の決定を行うため数値シミュレーション結果と実験における衝撃波速度,気流静圧,気流ピトー圧の比較を行った. 結果として衝撃波速度は 10%以内の一致,気流静圧は良い一致を示すものの気流ピトー圧に大きな実験との不一致が確認された.第二隔膜の破膜時間,CO2 解離反応の速度を従来のモデルの 10 倍とすることによって定常圧の良い一致が確認された. コンタクトサーフェスの立ち上がりに関してもピトー管保護カバーの形状を考慮した計算を行うことによって,保護カバーがコンタクトサーフェスの立ち上がりを遅らせる可能性が示された. 今後は吸収分光法によって気流温度,CO2 数密度の測定を行い,本計算の妥当性を検証する予定である.

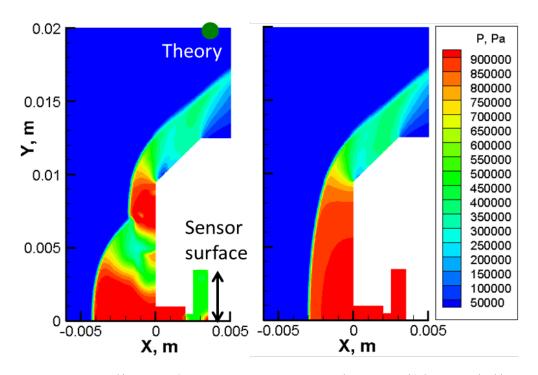


図 1 ピトー管周りの流れ場の圧力のコンター図(t=0.04ms(左), 0.1ms(右))

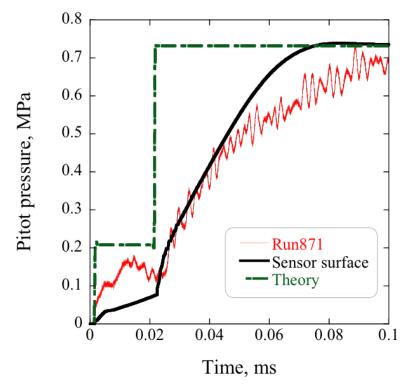


図2 ピトー管保護カバーの測定圧力への影響

● 口頭発表

1) 山田透, Lemal Adrien, 松山新吾, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 松井信, "膨張波管試験におけるピトー管周りの流れ場の数値解析," 第 35 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム, 国立オリンピック記念青少年総合センター(東京都・渋谷区), 2017 年 6 月 29 日~30 日.

- 2) 山田透, 樋口勇人, Lemal Adrien, 松山新吾, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 松井信, "膨張波管における火星大気突入環境を模擬した気流条件の決定," 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 朱鷺メッセ(新潟県・新潟市), 2017 年 10 月 25 日~27 日
- 3) 山田透, 樋口勇人, Lemal Adrien, 松山新吾, 野村哲史, 高柳大樹, 藤田和央, 松井信, "CO2 環境下での膨張波管生成気流の熱化学状態の推定," 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所(神奈川県・相模原市), 2017 年 12 月 7 日~8 日.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	16 - 52
1ケースあたりの経過時間	20.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.07

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	478,847.82	0.06
SORA-PP	5,479.16	0.07
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	514.98	0.36
/data	10,147.10	0.19
/ltmp	9,765.63	0.74

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名 利用量(TiB) 資源の利用割合**2 (%)		資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

再突入カプセル空力試験技術

報告書番号: R17JA1403

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4242/

● 責任者

浜本滋 航空技術部門空力技術研究ユニット

● 問い合せ先

三木肇 miki.hajime@jaxa.jp

メンバ

三木肇,高間良樹,藤井啓介

● 事業概要

再突入時のカプセルにおける姿勢制御能力不足を補うため,局所的な形状変更によって RCS 干渉力を有効利用可能にする.

JSS2 利用の理由

風洞模型を製作するにあたって,カプセル形状変更の妥当性を短期間に CFD 解析で確かめる必要があった.

● 今年度の成果

HRV から RCS 周りの形状を変更したカプセルに対して FaSTAR による CFD 解析を実施し,形状変更による RCS 干渉力の変化について調べた.図 1 に示す圧力分布より,RCS 干渉が形状変更を施した部分の上で主に生じることを確認した.そして図 2 にように,RCS 干渉力が制御力を助長する方向に増加することを確認した.この成果に元に風洞模型の設計製作を行った.

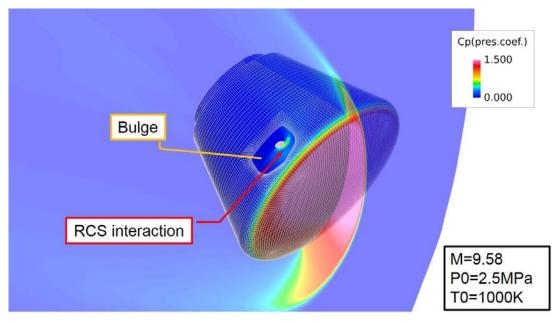


図1RCS 周りの圧力分布

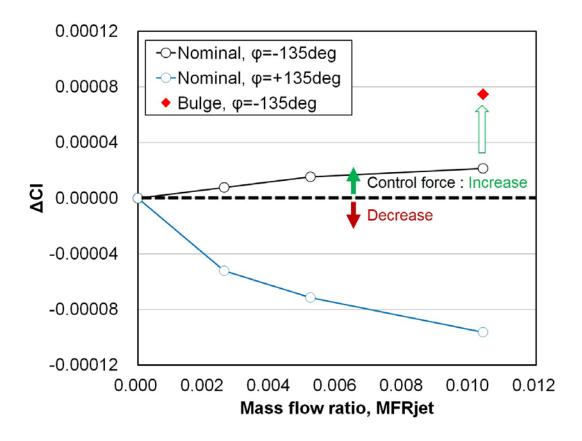


図2RCS干渉力の変化

- 口頭発表
- 1) Miki, H., Fujii. K. "Prediction of Jet Interaction Heating on a Reentry Capsule", SciTech2018, AIAA-2018-0382.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	128
1ケースあたりの経過時間	20.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合**1(%):0.05

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	417,613.89	0.06
SORA-PP	139.20	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	013.70	0.01
/data	1,229.21	0.02
/ltmp	2,669.27	0.20

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

プラズマアクチュエータによる能動的空力制御

報告書番号: R17JA1477

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4243/

● 責任者

浜本滋 航空技術部門空力技術研究ユニット

● 問い合せ先

青木良尚 aoki@chofu.jaxa.jp

メンバ

青木良尚

● 事業概要

プラズマアクチュエータを用いて,空力特性の改善を行う.

● JSS2 利用の理由

ワークステーションでは計算に時間がかかる.

● 今年度の成果

FaSTAR を使用して,円柱周りの非定常計算を行った.

● 成果の公表

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	320
1ケースあたりの経過時間	200.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.03

内訳

<u></u>		
計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	258,899.81	0.03
SORA-PP	99.39	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	035.76	0.02
/data	596.05	0.01
/ltmp	244.14	0.02

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

構造・複合材技術に関する研究

報告書番号: R17JA1601

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4244/

● 責任者

岩堀豊 航空技術部門構造・複合材技術研究ユニット

● 問い合せ先

吉村彰記 yoshimura.akinori@jaxa.jp

ジメンバ

吉村彰記,樋口諒,蝦名諒哉

● 事業概要

複合材料とは,異なる特性の材料を複合して1つの材料として使用しているもので,炭素繊維やSiC(炭化ケイ素)繊維などを用いて繊維強化した材料として使用することで,従来の金属材料に比べ,軽量で高強度な構造を創出することが可能となり,航空機や宇宙機器の高性能化に貢献できる.本事業では,複合材料の弱点克服や破壊メカニズム等,未知の部分を解明し,材料の性能向上や設計技術への応用を目指した研究を行っている.

http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/structure-composite/

JSS2 利用の理由

CFRP の安全性を証明するために,衝撃試験の数値解析を実施した.詳細な損傷解析を行うためには CFRP を一層ごとにモデル化する必要があるが,このためには非常に多くの自由度を必要とする.この ため,JSS2 スーパーコンピュータを使用して,このような高コストな計算を実行することとした.

● 今年度の成果

JAXA が開発した損傷シミュレーション手法である,ECDM(Enhanced Continuum Damage Mechanics)モデルを CFRP の低速衝撃試験のシミュレーションに用いた.低速衝撃試験は ASTM D7136 規格に基づいて実施され,損傷を非破壊検査にて定量化した.本年度は ECDM モデルに更に改良を加えるとともに,異なる CFRP 基材,積層構成,境界条件における解析を実施した.

シミュレーションは ABAQUS/Explicit 2016 を用いて JSS2 上で実行された.CFRP は一層一要素の連続体シェル要素を用いてモデル化され,ECDM モデルは ABAQUS のユーザサブルーチンとして実装され,モデルに組み込まれた.

解析モデルの外観を図1に,解析によって予測された損傷と,実験によって取得した損傷の比較を図2に示す.解析によって損傷の大きさを精度良く予測できていることがわかる.

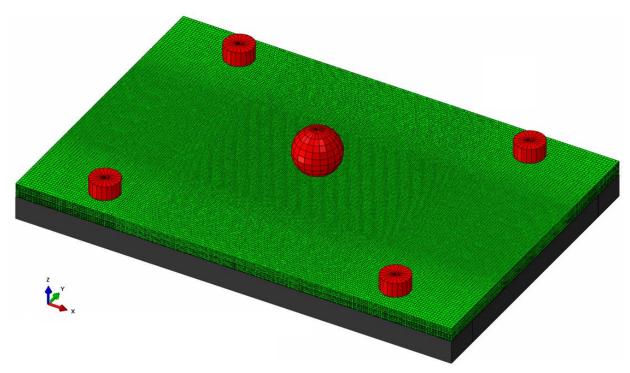


図1 CFRP に対する低速衝撃シミュレーションモデルの外観

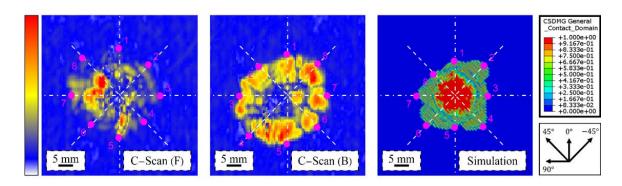


図2 シミュレーションによって予測された損傷と実験によって観測された損傷の比較

- 口頭発表
- Akinori Yoshimura, Masaya Ebina, Kenichi Sakaue, Anthony M. Waas, 'High Fidelity Simulation of Low Velocity Impact Behavior of CFRP Laminate', 32nd American Society for Composites Technical Conference, Oct. 2017, Purdue University, IN, USA
- 2) Masaya Ebina, Akinori Yoshimura, Kenichi Sakaue, Yuichiro Aoki, 'High Fidelity Simulation of Low Velocity Impact Behavior of CFRP Laminate', 33rd American Society for Composites Technical Conference, Sep. 2018, Seattle, WA, USA (予定)

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	12 - 120
1ケースあたりの経過時間	340.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.03

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	35,294.26	0.44
SORA-LM	751.30	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	036.56	0.03
/data	365.58	0.01
/ltmp	7,486.98	0.56

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名 利用量(TiB) 資源の利用割合**2 (%)		
J-SPACE	0.00	0.00

フロンティア領域の非定常 CFD 解析技術に関する研究

報告書番号: R17JA1901

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4245/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

橋本敦 hashimoto.atsushi@jaxa.jp

ジメンバ

石田崇,橋本敦,林謙司,青山剛史,山本貴弘,金森正史

● 事業概要

バフェットや剥離などの非定常現象が発生する巡航以外の状態に着目し,非定常現象を精度良く予測できる CFD 技術の実用化をターゲットとし,フライトエンベロープ(航空機の飛行可能な範囲)全領域で使える CFD の実現を目指します.

http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/numerical/unsteady-cfd/

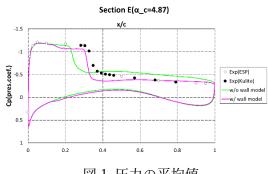
JSS2 利用の理由

非定常計算は,定常計算の 1000 倍以上のコストになり,実用的な計算時間で結果を得るには,スパコンが必要.

● 今年度の成果

NASA-CRM の wing-body 形態に対して,Zonal-DES 法を用いてバフェットを計算した.Zonal-DES の RANS 領域には壁モデルを使用した.それにより,格子数を 1/3 程度に削減し,計算コストを大幅に減らすことに成功した.マッハ数は 0.85,レイノルズ数は 1.5×10^6 ,迎角は 4.87° である.格子は BOXFUN で作成し.約 2100 万セルである.

スパン方向 60%位置における圧力の平均値,RMS 値を(図 1),(図 2)に示す.壁モデルを用いることで, 実験に近い衝撃波位置で予測することができている.RMS 値のピーク値も実験とほとんど同じである. また,翼面上の圧力分布(瞬時値)を(図 3)に示す.バフェットセルと呼ばれる衝撃波の変動がスパン方向に移流する現象を再現することができた.



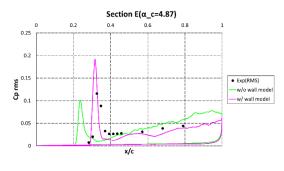


図1 圧力の平均値

図2 圧力の RMS 値

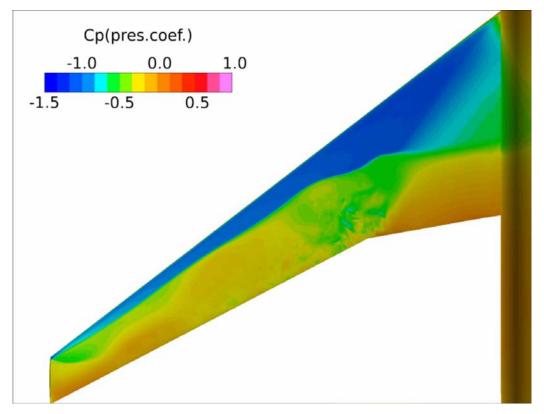


図3表面圧力

- 査読付論文
- 1) 橋本敦,青山剛史,松尾裕一,上野真,中北和之,浜本滋,澤田恵介,松島紀佐,今村太郎,越智章生,吉本 稔,"First Aerodynamics Prediction Workshop (APC-I)の集計結果",航空宇宙技術,accepted
- 2) 橋本敦,青山剛史,松尾裕一,上野真,中北和之,浜本滋,澤田恵介,松島紀佐,今村太郎,越智章生,吉本 稔,"Second Aerodynamics Prediction Workshop (APC-II)の集計結果",航空宇宙技術,accepted
- 3) 橋本 敦,石田 崇,青山 剛史,林 謙司,上島 啓司,"FaSTAR による NASA-CRM の空力解析の格子依存性",航空宇宙技術,accepted

● 口頭発表

- 1) 山本貴弘,林謙司,上島啓司,石田崇,橋本敦,青山剛史,FaSTAR による各種格子・乱流モデルを用いた解析,APC-III
- 2) 橋本敦,まとめ,APC-III
- 3) 橋本敦,石田崇,青山剛史,山本貴弘,林謙司,上島啓司,"FaSTARによる高迎角流の定常・非定常解析", 飛行機シンポジウム,2017
- 4) 橋本敦,青山剛史,上野真,中北和之,浜本滋,澤田恵介,松島紀佐,今村太郎,越智章生,吉本稔,"APC-III の集計結果",飛行機シンポジウム,2017
- 5) Atsushi Hashimoto, Takashi Ishida, Takashi Aoyama, Yuya Ohmichi, Takahiro Yamamoto, and Kenji Hayashi. "Current Progress in Unsteady Transonic Buffet Simulation with Unstructured Grid CFD Code", 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2018-0788)

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	512 - 2024
1ケースあたりの経過時間	15.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):2.35

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	19,589,093.12	2.60
SORA-PP	41,299.17	0.52
SORA-LM	1,028.15	0.01
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	194.41	0.13
/data	16,592.12	0.31
/ltmp	2,087.98	0.16

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	2.26	0.10

航空宇宙機内部音響環境改善のための音響解析技術の研究

報告書番号: R17JA1902

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4246/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

高橋孝 takahashi.takashi@jaxa.jp

メンバ

高橋孝,大道勇哉,金森正史,東貴弘,山田健翔,大久保寛,鳴海達也

● 事業概要

航空機・宇宙機の様々な音響問題を改善するためには,音源,伝播,透過/振動の解析技術が共通的な横 糸となる.そこで,これらの個々の解析技術をさらに高度化・高速化して世界最先端を目指すとともに, それらをシームレスに使える統合解析ツールの開発を目指している.

JSS2 利用の理由

ジェット騒音の持つ周波数特性を正確に再現するためには,微小な流体現象まで十分に解像できる計算格子が必要となる. そのため,音響解析に用いられる格子の点数は非常に多く,計算を行うには大規模な並列化が可能なコンピュータの使用が必要となる.

● 今年度の成果

亜音速噴流から発生する騒音について,CFD による解析を行った.解析は2種類のノズル形状(図1)に対して行い,それぞれの騒音が持つ周波数特性を評価した.流れ場の解析は非構造流体解析ソルバ FaSTAR を使用した.解析結果から,ノズル形状の違いによる渦構造の違いを確認することができた(図2).また,騒音の計算結果から,低周波数帯で実験値と近い周波数分布を再現できた.

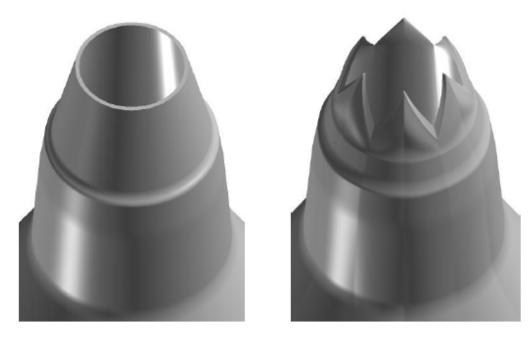


図1解析対象ノズルの形状

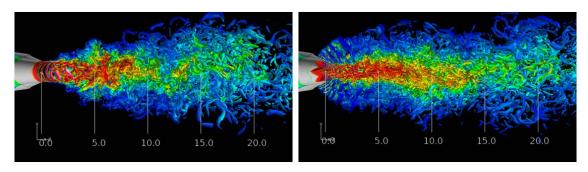


図2 各ノズルにおける渦分布

- 口頭発表
- 1) 東貴弘,大道勇哉,小島良実,橋本敦,高橋孝,稲田喜信,「非構造格子 LES を用いたシェブロンノズルの亜音速噴流解析」,第 31 回数値流体力学シンポジウム,2017

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	2 - 800
1ケースあたりの経過時間	30.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.38

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	2,834,770.96	0.38
SORA-PP	8,270.53	0.10
SORA-LM	1,955.61	0.01
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	1,603.54	1.11
/data	37,329.55	0.69
/ltmp	9,393.61	0.71

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	9.50	0.41

燃焼器設計フロントローディングのためのシミュレーション技術の研究

報告書番号: R17JA1903

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4247/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

溝渕泰寛 mizo@chofu.jaxa.jp

ジメンバ

菱田学,南部太介,八百寬樹,安田章悟,松尾裕一,溝渕泰寬,阿部浩幸,岡部荘志,松山新吾

● 事業概要

シミュレーション技術によるエンジン設計のフロントローディングを実現する.

JSS2 利用の理由

当該分野で世界と肩を並べる研究を実施するために必要な計算機資源はスパコンでしか得られない.

● 今年度の成果

剥離乱流境界層は,燃焼器内だけではなく機体周りの流れ解析でもキー現象である.本研究では,圧力 勾配により誘起された剥離乱流境界層の直接数値シミュレーションを,この系で世界最高レイノルズ数 $Re_-\theta=1500$ において実施した.所要格子数として,約 130 億点を用いた. 図 1 は, $Re_-\theta=1500$ の渦構造を可視化した結果であるが,剥離せん断層の渦構造がクラスター化することが明らかになった(図 1 拡大図).

気液二層流解析ソルバのロバスト性を向上させ,燃料一次微粒化の詳細解析を4ケース完了した.

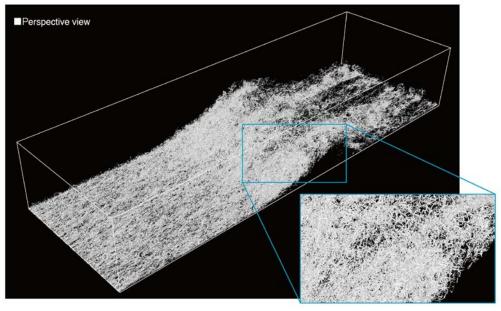




図 1 Re_ θ = 1500 の DNS の渦構造(白:速度勾配テンソル第 2 不変量 Q の正値). 上図は鳥瞰図,下図は側面図.

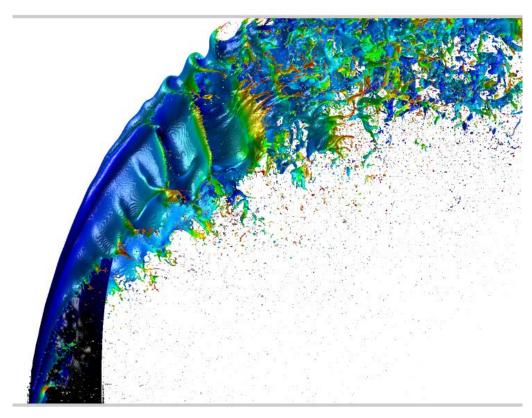


図 2 気液界面の可視化図

- 査読付論文
- 1) H. Abe, "Reynolds-number dependence of wall-pressure fluctuations in a pressure-induced turbulent separation bubble," J. Fluid Mech., Vol. 833, pp. 563-598 (2017).
- 2) H. Abe and R.A. Antonia, "Relationship between the heat transfer law and the scalar dissipation function in a turbulent channel flow," J. Fluid Mech., Vol. 830, pp. 300-325 (2017).
- 3) Y.Mizobuchi and T. Takeno, "A numerical study on the detailed structure of hydrogen/air Bunsen flame," 日本燃焼学会誌 vol.59, No.190, pp.303-311(2017).

● 口頭発表

- 1) Hiroyuki Abe, Yasuhiro Mizobuchi and Yuichi Matsuo, "DNS study on Reynolds-number dependence of a turbulent boundary layer with separation and reattachment," Proc. of the 16th European Turbulence Conference (Stockholm, Sweden, August 21-24, 2017).
- 2) 阿部 浩幸, "剥離・再付着を伴う乱流境界層の DNS とモデリング,"第 47 回 LES 研究会(2017年 9月 12日,東京大学生産技術研究所).
- 3) Hiroyuki Abe, "Direct numerical simulation of a turbulent boundary layer with separation and reattachment over a wide range of Reynolds numbers," CTR Tea Seminar, Center for Turbulence Research, Stanford University, USA, November 10, 2017.
- 4) 溝渕泰寛,竹野忠夫,"水素空気ブンゼン火炎の Tip Opening 現象に関する数値解析による検討," 第55 回燃焼シンポジウム(2017 年 11 月 13 日, 富山国際会議場)
- 5) Hiroyuki Abe, "Direct numerical simulation of a turbulent boundary layer with separation and reattachment at Re_ θ =1500," Bulletin of the American Physical Society 70th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics (Denver, CO, November 19-21, 2017), Vol. 62, No. 14, p. 208.
- 6) 南部太介,溝渕泰寛 "壁面衝突を伴うクロスフロー型液体燃料微粒化機構の数値解析" 第 26 回 微粒化シンポジウム(2018 年 12 月 20 日, AIST 臨海副都心センター別館)
- 7) 阿部 浩幸, "剥離・再付着を伴う乱流境界層の DNS:レイノルズ数・圧力勾配の影響の検討,"第 33 回生研 TSFD シンポジウム講演論文集(2018年3月5日,東京大学生産技術研究所).

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI を使うプログラムと XPFortran を使うプログラム	
スレッド並列手法	OpenMP	
プロセス並列数	8 - 384	
1ケースあたりの経過時間	2000.00 時間	

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):7.60

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	63,631,143.11	8.47
SORA-PP	42,086.56	0.53
SORA-LM	386.11	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	764.37	0.53
/data	32,676.13	0.60
/ltmp	5,214.42	0.39

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	39.10	1.68

設計開発効率化に向けた粒子解析技術に関する研究

報告書番号: R17JA1907

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4248/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

窪田健一 kubota.kenichi@jaxa.jp

メンバ

窪田健一,高橋孝,辻村光樹

● 事業概要

本事業では,数値流体力学(CFD)の一手法であり広く用いられる格子法に代わる手法として近年研究が盛んに進められている粒子法について,計算コード開発を行い航空分野における設計開発の効率化に向けた適用可能性を調査する.

JSS2 利用の理由

粒子法は一般的な数値解析手法である格子法に比べ,計算コストが高い.計算時間の短縮には計算の並列化が有効であり,将来的にはスーパーコンピュータを使用した大規模な並列計算の実行を計画しているため,JSS2 を利用することとした.

● 今年度の成果

気流中の水滴の挙動解析手法の開発に向けて,液滴が気流から受ける力を模擬する「気流動圧モデル」を構築し,その検証を行った.初期形状が円(二次元)ないし球(三次元)である液滴が一様気流中で変形する現象である液滴変形(droplet breakup)では,出現する変形様式が初期ウェーバー数によって分類できることが実験的に知られている.そこで,液滴変形の解析を行い,変形様式との比較を行った.その結果, bag/bag-and-stamen breakup は再現できないが,低いウェーバー数で液滴は分裂しないこと,およびウェーバー数 150 前後で出現する sheet stripping は再現できることがわかった.

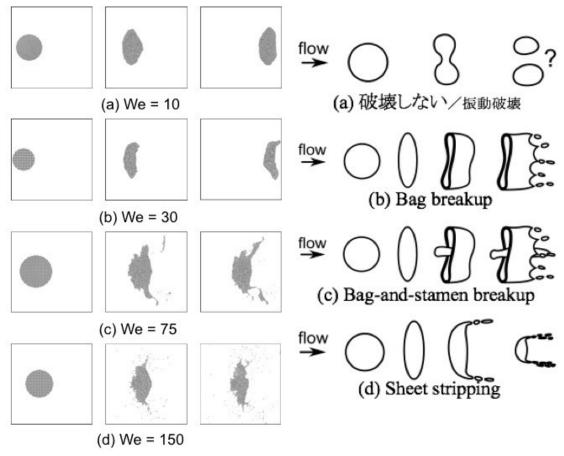


図1 ウェーバー数別の数値解析結果(左)と各ウェーバー数での 実験的に知られる変形様式(右).

- 口頭発表
- 1) 辻村光樹,窪田健一,佐藤哲也,高橋孝,村上桂一,"MPS 法を用いた気流による液滴変形のモデル化", 第 31 回数値流体力学シンポジウム,D09-3,2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	2 - 4
1ケースあたりの経過時間	1.00 分

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.00

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	621.94	0.01
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	014.62	0.01
/data	146.23	0.00
/ltmp	2,994.79	0.23

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

前提知識を必要としないホリスティックな現象のモデル化手法開発の試み

報告書番号: R17JA1910

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4249/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

後藤将吾 sgoto@chofu.jaxa.jp

メンバ

金森正史,後藤将吾

● 事業概要

航空機等の設計において,高速なフィードバックは重要である.従来の数値計算手法は,厳密な方程式を数値的に解くため,物理的に適合した解が得られる一方,計算コストが大きいことが設計作業のボトルネックとなっている.それに対して昨今,機械学習による特徴表現の学習が大きな成果を挙げつつあり,これを数値解析の結果に応用することで,汎用的に数値解析結果を推定できる可能性がある.

本研究では,機械学習を用いた数値流体力学(CFD)解析結果の推定を目指す.

JSS2 利用の理由

機械学習技術において、任意の入力に対して高精度な推定を実現させるためには、多種多様多量な教師データ(入力データとその正解となる出力データのセット)が必要となる、教師データの多様性や量が不足すると、学習に使用した入力に対しては高精度の推定を行うが、未知の入力に対しては推定精度が改善しなくなる(過学習)・過学習を防ぎ、汎用性を向上させるためには、多数の教師データを作成しなければならない。そのため本研究では、JSS2の処理能力と FaSTAR による数値計算を駆使し、より多くの学習データを用意する必要がある.

● 今年度の成果

今年度は研究計画の初期段階であるため,まずは次元の小さなデータの学習から開始した. すなわち,2次元物体周りの流れ場をいくつか作成し,そこから学習に適したデータを加工して準備した.

学習データの例として、ここでは円柱周りの流れ(図1)や翼周りの流れ(図2)などを対象としている.

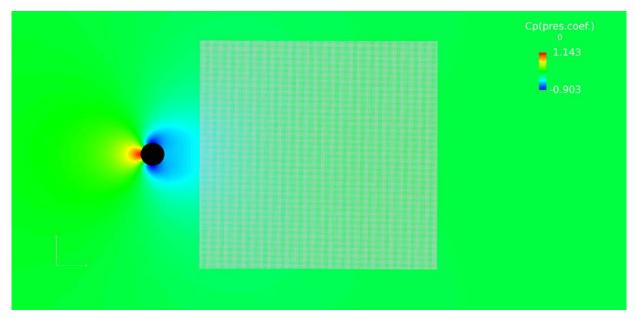


図1 円柱周りの流れ場(グリッド部分を学習データとして使用)

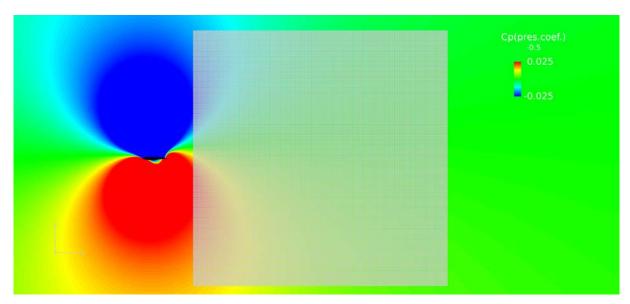


図2 翼周りの流れ場(グリッド部分を学習データとして使用)

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	2 - 64
1ケースあたりの経過時間	6.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.00

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	15,513.20	0.00
SORA-PP	594.25	0.01
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	006.13	0.00
/data	6,277.90	0.12
/ltmp	1,255.58	0.09

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

ケロシン乱流燃焼機構の解明に向けた反応計算スキームの開発

報告書番号: R17JA1921

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4250/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

松山新吾 smatsu@chofu.jaxa.jp

● メンバ

松山新吾

● 事業概要

炭化水素燃料について詳細反応機構を用いて燃焼シミュレーションを実施する場合,考慮する化学種の数と化学反応に伴う stiffness が問題であり,時間積分のコストが膨大になる. 本研究では skeletal 反応モデルと dynamic stiffness removal を組み合わせることで,大規模な詳細反応機構を用いた燃焼シミュレーションを安定かつ高速に実施できる反応計算スキームの開発を行なった.

JSS2 利用の理由

航空機用ガスタービンエンジンで広く用いられているケロシン燃料について乱流燃焼解析を行なう場合,100以上の化学種と900を超える化学反応を含む膨大な反応モデルを解く必要がある. LESや DNSを実施するには1億点オーダーの格子点数が必要であることに加え,化学種の数に比例して解くべき支配方程式の本数と化学反応の計算量が増加するため,研究の遂行にはスーパーコンピューターが必須である.

● 今年度の成果

本研究では、skeletal 反応モデルと dynamic stiffness removal を組み合わせることで、ケロシンの主成分である正デカンについて部分予混合火炎の非定常シミュレーションを実施した(図 1). dynamic stiffness removal により、反応特性時間よりも大きな時間刻みをとった場合でも大規模な詳細反応機構を用いた燃焼シミュレーションが安定に実施できることを示した.

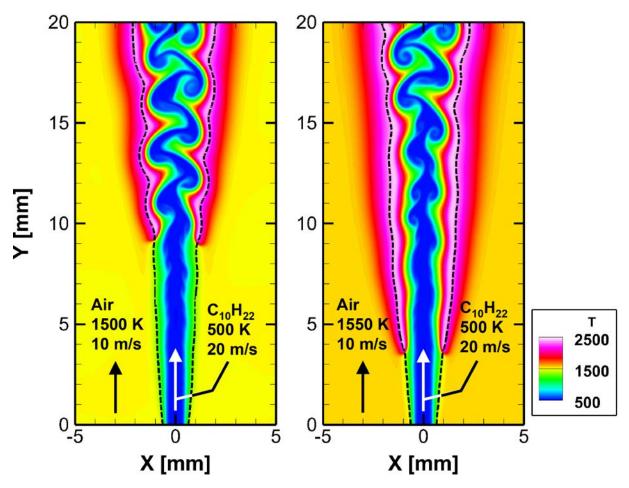


図 1 n-C₁₀H₂₂ 部分与混合火炎の解析結果. 査読なし論文 [1] より引用.

- 査読なし論文
- 1) 松山新吾,"詳細反応モデルによるケロシン部分予混合火炎の非定常シミュレーション",第 55 回燃 焼シンポジウム講演論文集,E221,2017.
- 2) 松山新吾,"乱流燃焼解析コード CHARIOT の開発",日本航空宇宙学会 第 49 期 定時社員総会および年会講演会 講演論文集,2C05,2018.

● 口頭発表

- 1) 松山新吾,"詳細反応モデルによるケロシン部分予混合火炎の非定常シミュレーション",第 55 回燃 焼シンポジウム,2017.
- 2) 松山新吾,"乱流燃焼解析コード CHARIOT の開発",日本航空宇宙学会 第 49 期 定時社員総会および年会講演会,2018.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	25 - 75
1ケースあたりの経過時間	120.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.02

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	128,996.00	0.02
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	598.94	0.41
/data	2,849.03	0.05
/ltmp	488.28	0.04

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

遷音速用第2制限関数による高解像度・高効率 CFD 手法

報告書番号: R17JA1935

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4251/

● 責任者

青山剛史 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

橋本敦 hashimoto.atsushi@jaxa.jp

メンバ

青柿拓也,橋本敦,北村圭一,福本堪太,稲富彩乃,原田敏明,小川優,高木雄哉,瀧本浩之,八木沼大翔

● 事業概要

- ポストリミタを改良し (ポストリミタ 3(new)) ,JAXA 流体解析コード"FaSTAR"に導入した.
- その性能を種々の空力問題で確認した.
- ポストリミタ3(new)と HR-SLAU2(数値流束)を組み合わせて(高解像度スキーム),NASA-CRM 航空機の低速バフェット解析を行った。
- 計算結果を実験結果と比較した結果,今回の組み合わせにより良い一致が得られた.

JSS2 利用の理由

- 大規模計算であったため.
- 広く本成果 (高解像度 FaSTAR) を利用していただくため,これがスパコンで利用できる事そのものが目的の一つであった.

● 今年度の成果

高解像度スキーム「ポストリミタ 3(new)」(ポストリミタ 3 を基本量だけでなく乱流粘性にも適用したもの)を JAXA 流体解析コード"FaSTAR"に実装し,種々の空力問題において検証を行った。また,「ポストリミタ 3(new)」および「HR-SLAU2」(数値流束)を用いて航空機周りの低速バフェット現象の複雑な流体物理を解像した(図 1)。この組合せにより,実験データを良く再現できた(図 2)。これらの成果は Journal of Computational Physics や学会にて発表されている。

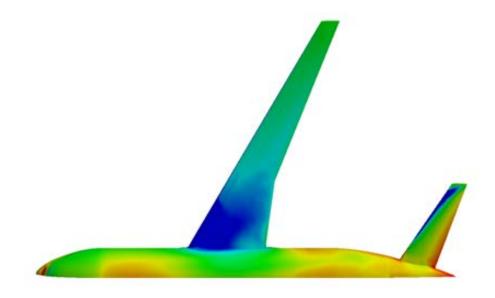


図1 ポストリミタ3(new)による航空機上面圧力分布

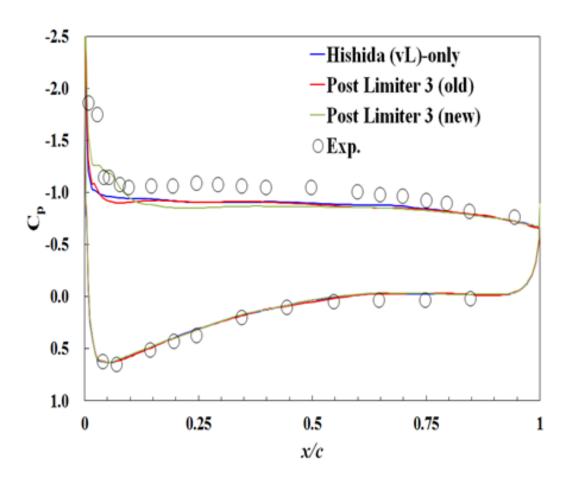


図 2 28.3%スパン長断面における圧力分布

- 査読付論文
- 1) Kitamura, K. and Hashimoto, A.: Simple a posteriori slope limiter (Post Limiter) for high resolution and efficient flow computations, Journal of Computational Physics, Vol.341, 2017, pp. 313-340. doi:10.1016/j.jcp.2017.04.002.
- 2) 北村圭一,小川優,高濱俊匡:表面移動法による翼の低レイノルズ数空力特性の改善,日本航空宇宙 学会論文集 航空宇宙技術,(掲載決定).
- 3) Kitamura, K., Aogaki, T., Inatomi, A., Fukumoto, K., Takahama, T., Hashimoto, A.: Post Limiters and Simple Dirty-Cell Detection for Three-Dimensional, Unstructured, (Unlimited) Aerodynamic Simulations, AIAA Journal, (Under 2nd Review)

● 口頭発表

- 1) Takabayashi, K., Fukumoto, K., and Kitamura, K.: Computational Study on Rigid Disk-Gap-Band Supersonic Parachute Aerodynamics, 31st International Symposium on Shock Waves (ISSW31), Nagoya, Japan, Jul. 9-14, 2017.
- 2) 北村圭一,青柿拓也,橋本敦,"ポストリミタの 3 次元非構造格子への拡張と FaSTAR への実装,"49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム,1A12 (JSASS-2017-2062-A) (2017 年 6 月,東京)
- 3) Kitamura, K., Aogaki, T., Inatomi, A., Fukumoto, K., Takahama, T., Hashimoto, A.: Post Limiters and Simple Dirty-Cell Detection for 3D, Unstructured, (Unlimited) Aerodynamic Simulations, AIAA Aviation 2018 (2018 年 6 月米国アトランタにて発表予定)

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	4 - 1024
1ケースあたりの経過時間	50.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.99

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	8,188,884.46	1.08
SORA-PP	7,011.75	0.09
SORA-LM	7,358.28	3.79
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	064.90	0.04
/data	1,227.38	0.02
/ltmp	13,281.26	1.00

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	8.89	0.38

受託研究:自動車エンジン燃焼室3次元 CFD コアソフトの構築

報告書番号: R17JA1937

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4252/

● 責任者

溝渕泰寛 航空技術部門数値解析技術研究ユニット

● 問い合せ先

溝渕泰寛 mizo@chofu.jaxa.jp

● メンバ

南部太介,八百寬樹,安田章悟,松尾裕一,溝渕泰寬,阿部浩幸,菱田学,草鹿仁,喜久里陽,堀司,尾形陽一,小橋好充,藤野敦志,伊藤俊,大日向大地,橋本淳,桐原亮平,桑原匠史,野口泰,上原一浩,茅嶋泰介,前田有里奈,坂井洋志,土舘力,中村真二,石田貴弘,田中大輔,堀貴之,内田亮,倉本健史,神長隆史,川內智詞,宮井大輝,神長龍一,窪山達也,口田征人,徳永健一,田之上文彦,鈴木将之,小山謙太郎,大井憲行,多湖和馬,武田寿人,今岡佳宏,山田健人,青野淳也,辻村彬人,中山智裕,森井雄飛,岩永好仙,小八重大信

● 事業概要

我が国の自動車技術研究者で共有可能なエンジン燃焼解析ソフトを開発し同分野の研究における CAE 活用促進に寄与する.

https://www.jst.go.jp/sip/event/k01_hinoca/index.html

● JSS2 利用の理由

大量パラメトリックスタディ,大規模並列解析

● 今年度の成果

定常ポート流解析でエンジン形状差を再現.吸気から排気までの一連の過程を再現可能とした.

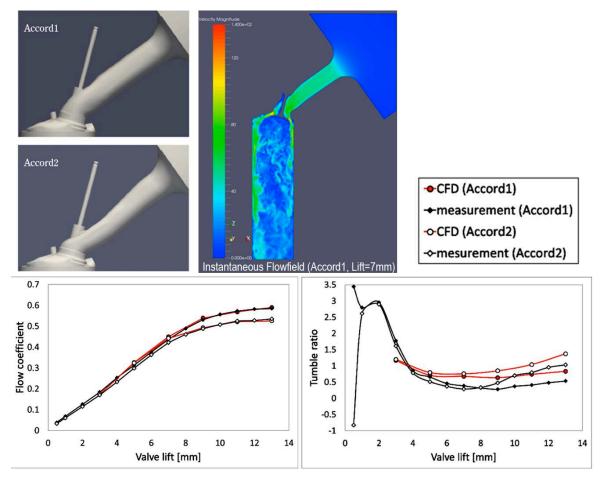


図1HINOCA が再現したポート形状差

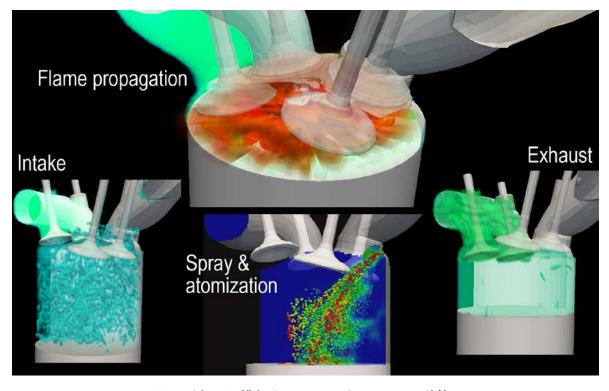


図2 吸気から排気までのエンジンサイクル計算

- 口頭発表
- 1) 喜久里陽 他, "自動車用エンジンにおける火炎伝播の数値解析," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2017 年 6 月 28 日.
- 2) 宮井大輝 他, "埋め込み境界法における噴霧液滴の壁面反射・付着判定," 第 49 回流体力学講演会 / 第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2017 年 6 月 28 日.
- 3) 松尾裕一 他, "エンジン筒内流動解析における格子細分化法の適用," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2017 年 6 月 28 日.
- 4) 南部太介 他, "曲がり管路内流れによる Immersed boundary 法を用いた LES ソルバの精度検証," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2017 年 6 月 28 日.
- 5) 堀司, 溝渕泰寛, "火花点火エンジンにおける放電経路伸長を考慮した点火モデルの開発,"第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2017 年 6 月 28 日.
- 6) 溝渕泰寛, "エンジン燃焼解析ソフト HINOCA の開発," 機械学会 RC276 「次世代ディーゼルエンジンシステムの構築および研究者・技術者ネットワーキングのための研究分科会」 第 2 回報告会, 2017 年 9 月 21 日.
- 7) 宮井大輝 他, "RANS 版 HINOCA のエンジンポート定常流計算," 第 28 回内燃機関シンポジウム, 2017 年 12 月 6 日.
- 8) 神長龍一 他, "LES 版 HINOCA のエンジンポート定常流計算," 28 回内燃機関シンポジウム, 2017 年 12 月 6 日.
- 9) 溝渕泰寛, "エンジン燃焼解析ソフト HINOCA の狙いと特徴," 機械学会講習会「エンジン開発に おける CAE と最新の導入モデル」, 2018 年 1 月 19 日.
- Web 上の研究成果の URL
- 1) https://www.jst.go.jp/sip/event/k01_hinoca/index.html

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	2 - 600
1ケースあたりの経過時間	500.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):9.75

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	74,935,495.13	9.80
SORA-PP	1,007,804.54	12.62
SORA-LM	178.52	0.09
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	1,392.84	0.97
/data	488,976.63	9.04
/ltmp	45,143.32	3.40

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	38.17	1.64

回転機械内部流れのシミュレーション高度化

報告書番号: R17JA2111

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4253/

● 責任者

山根敬 航空技術部門推進技術研究ユニット

● 問い合せ先

賀澤順一 kazawa.junichi@jaxa.jp

メンバ

賀澤順一,川原隆弘

● 事業概要

ターボ機械内部流れにおいて,翼面での剥離や渦の挙動は空力性能に大きな影響を及ぼす.RANSを用いた数値解析では剥離や渦を詳細に捉えることは難しいため,高精度な空力性能予測のために LES を用いた解析を行い,空力性能予測精度を向上させる.

JSS2 利用の理由

LES 解析で必要な格子は大規模となるため、スパコンが必須である.

● 今年度の成果

幾何形状と測定結果(性能曲線,壁面静圧分布,流路断面内 L2F)が公開されているベーンレスディフューザ遠心圧縮機(Krain, 1988)に対し UPACS による数値計算をおこなった。 周方向に周期境界条件を課して計算対象を 1 翼間とし,粗い格子(5M 点)と細かい格子(18M 点)の 2 種類の格子に対し,複数の作動点において RANS と LES による計算をおこない比較考察した。 性能曲線の数値予測においては,数値計算結果は実験値に比べ損失を低く見積もり性能を過大評価する傾向があるが,総じてLES のほうが RANS より実験値に近い予測結果となり,翼端漏れ流れをはじめとする渦の生成と損失を LES がより正しく捉えることが示唆された。 その一方で高回転数・高圧縮比側では LES でも数値予測結果が性能を過大評価しており,その原因を明らかにすることが今後の課題として残った。

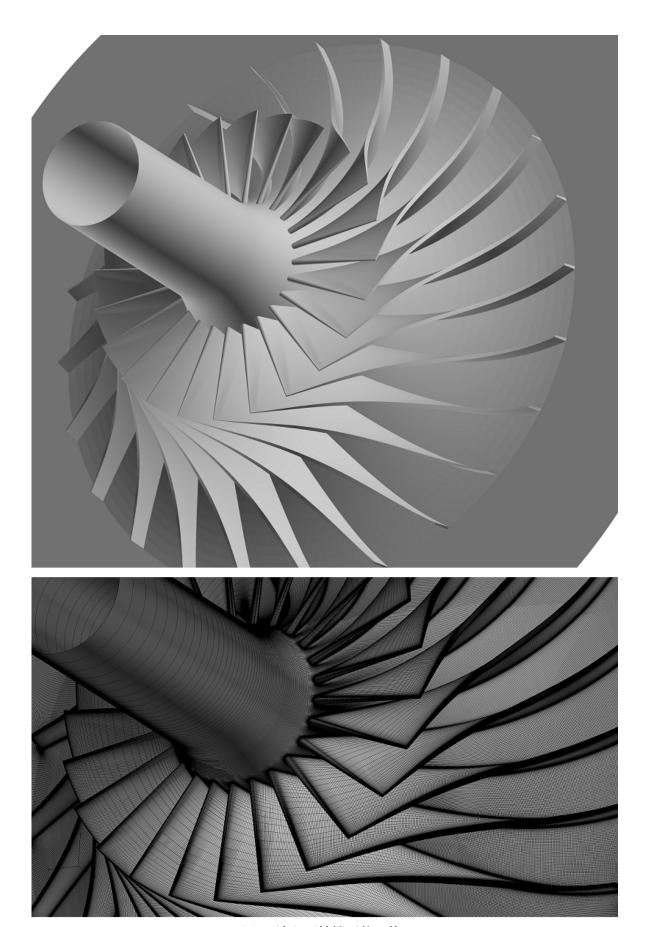


図1 遠心圧縮機形状と格子

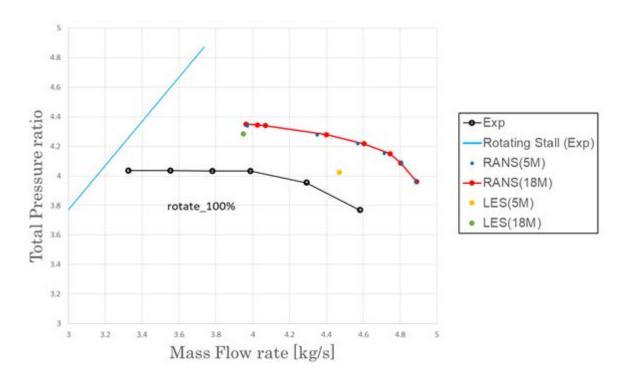


図 2 遠心圧縮機性能マップ

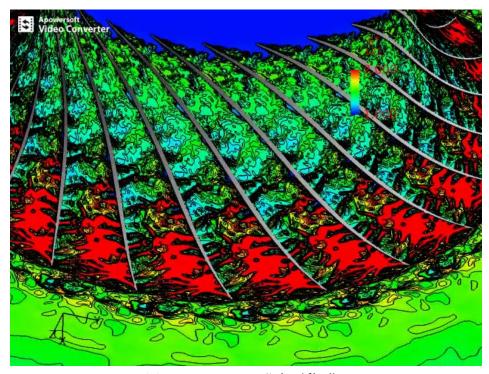


図3 エントロピー分布 (動画)

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	51 - 58
1ケースあたりの経過時間	165.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.13

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	199,682.19	2.50
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	010.22	0.01
/data	960.49	0.02
/ltmp	2,092.63	0.16

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

航空用実形状燃焼器の設計支援 CFD 技術

報告書番号: R17JA2117

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4254/

● 責任者

山根敬 航空技術部門推進技術研究ユニット

● 問い合せ先

牧田光正 makida.mitsumasa@jaxa.jp

● メンバ

牧田光正(JAXA),中村直紀(ASIRI)

● 事業概要

航空用実形状燃焼器の開発に用いる,液体燃料粒子の分散,蒸発,混合,燃焼を予測するための実用設計 技術を獲得することを目的とする.

JSS2 利用の理由

形状パラメータを少しずつ変えながらパラメトリックスタディーを行う必要が有るが,噴霧・燃焼を伴うためにそれぞれが大規模な計算・可視化となり,並列化性能の高い計算環境を活用している.

● 今年度の成果

今年度は,ベースコードに実在気体効果,燃料の蒸発・化学反応を組み込み,実機複雑形状の燃料ノズル付近の燃料噴霧,蒸発燃料,反応速度の分布を予測可能となった.

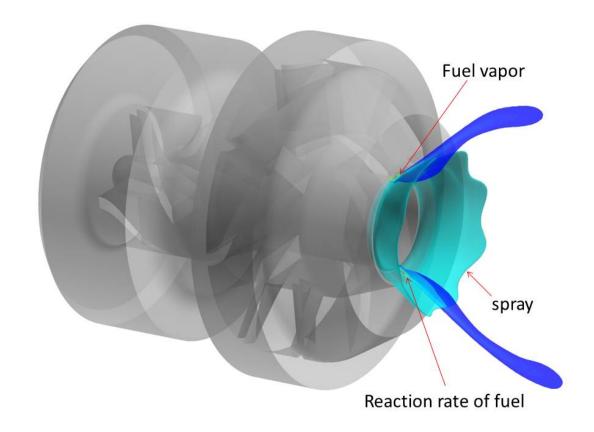


図1 燃料ノズル付近の燃料噴霧,蒸発燃料,反応速度分布

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	120
1ケースあたりの経過時間	300.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.31

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	2,536,622.63	0.33
SORA-PP	4,300.70	0.05
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	211.66	0.15
/data	9,391.05	0.17
/ltmp	1,519.10	0.11

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.14	0.01

航空用エンジン複雑形状の内部流解析技術向上のための研究

報告書番号: R17JA2120

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4255/

● 責任者

山根敬 航空技術部門推進技術研究ユニット

● 問い合せ先

牧田光正 makida.mitsumasa@jaxa.jp

● メンバ

牧田光正,榎本俊治,賀澤順一,橋本敦,石田崇,口石茂,南部太介(JAXA),宇賀神裕樹,田中雄飛, 谷直樹(IHI)

● 事業概要

非構造格子解析ソルバーFaSTAR と非構造格子作成プログラム BOXFUN を,航空用エンジン要素を模した複雑形状内部流(直線翼列,回転翼列)に適用して検証・評価を行い,当該プログラムの機能の過不足の確認や,精度向上のための課題の洗い出しを行う.

http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/numerical/analysis-tool/

JSS2 利用の理由

将来的な大規模計算に向けて,同じ計算環境下での動作確認を行うため.

● 今年度の成果

多くの CFD 解析と流れ計測の結果が公表されている T106A 翼列について,FaSTAR で解析を行った. 図 1 に示した乱流モデルを用いない解析結果では,層流境界層剥離-乱流遷移過程に対応する非定常な結果が得られたと思われる.(入口流れ角 45.5deg.,解析のコード長基準レイノルズ数 6.0e4,マッハ数約 0.4)

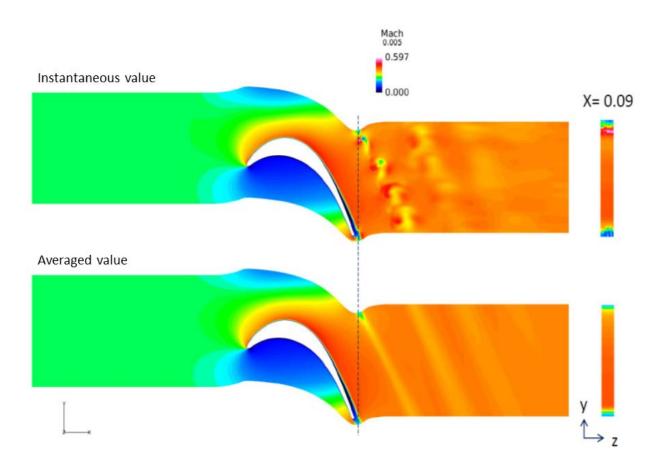


図1 直線翼列 T106A 流れのマッハ数分布

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	512
1ケースあたりの経過時間	10.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.00

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	11,856.12	0.00
SORA-PP	387.31	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	045.94	0.03
/data	11,358.09	0.21
/ltmp	3,162.08	0.24

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	9.54	0.09

水素利用高速推進システムの研究

報告書番号: R17JA2121

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4256/

● 責任者

山根敬 航空技術部門推進技術研究ユニット

● 問い合せ先

田口秀之 taguchi.hideyuki@jaxa.jp

🥝 メンバ

田口秀之,本郷素行,晝間正治,佛圓純,宇治将広,香山雄紀

● 事業概要

液体水素燃料を用いた極超音速予冷ターボジェットの推力制御方法と機体/推進統合制御方法を実証する.このため,極超音速機と極超音速エンジンの相互干渉を加味した機体/推進統合制御技術の確立に向けて,極超音速統合制御実験機の制御特性を取得する.また,極超音速実用機の要求仕様を定義するとともに,極超音速予冷ターボジェットの飛行実証を行うための極超音速実験機の設計仕様を提示する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/hst/

JSS2 利用の理由

極超音速実験機の全機空力性能を CFD で取得する場合,計算負荷が大きく,計算時間が長く必要となるため.

● 今年度の成果

- (1) マッハ 5 クラスの極超音速巡航実験機の空力特性を CFD を用いて評価した. (図1)
- (2) マッハ 5 クラスの極超音速統合制御実験機の空力特性を CFD を用いて評価した, (図 2,図 3)

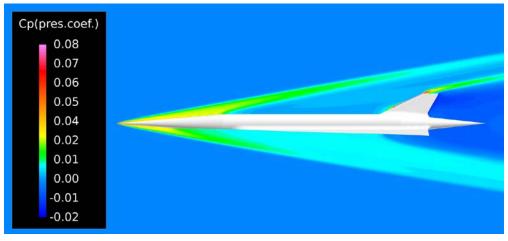


図1 極超音速巡航実験機の圧力係数分布 (マッハ 7, 迎角 0 度)

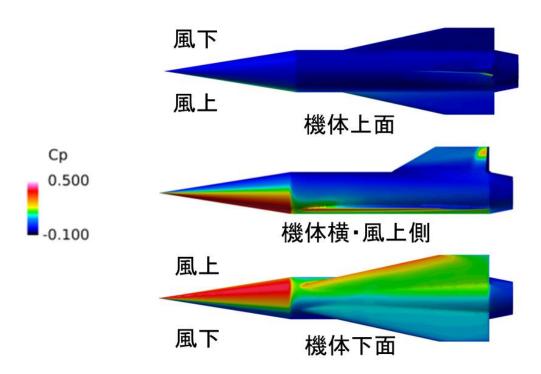


図 2 極超音速統合制御実験機の圧力係数分布 (マッハ 5, 迎角 15 度,横滑り角 10 度)

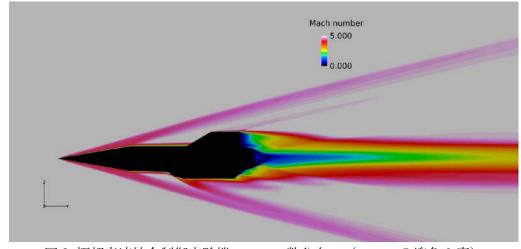


図3 極超音速統合制御実験機のマッハ数分布 (マッハ 5,迎角 0 度)

- 査読なし論文
- 1) 晝間正治, 廣谷智成, 本郷素行, 田口秀之, 手塚亜聖, 「極超音速巡航実験機の空力特性評価」, 第61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- 2) 佛圓純, 廣谷智成, 田口秀之, 本郷素行, 手塚亜聖, 晝間正治, 「極超音速東吾う制御実験機の横・方向空力特性評価」, 第55回飛行機シンポジウム, 2017.

● 口頭発表

- 1) 晝間正治, 廣谷智成, 本郷素行, 田口秀之, 手塚亜聖, 「極超音速巡航実験機の空力特性評価」, 第61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- 2) 佛圓純, 廣谷智成, 田口秀之, 本郷素行, 手塚亜聖, 晝間正治, 「極超音速東吾う制御実験機の横・方向空力特性評価」, 第55回飛行機シンポジウム, 2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	60 - 144
1ケースあたりの経過時間	72.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.84

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	6,527,843.25	0.87
SORA-PP	6,058.37	0.08
SORA-LM	6,584.94	3.39
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	2,145.77	1.49
/data	53,710.96	0.99
/ltmp	8,789.07	0.66

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

ハイブリッド風洞の維持運営

報告書番号: R17JA2405

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4561/

● 責任者

浜本滋 航空技術部門空力技術研究ユニット

● 問い合せ先

口石茂 shigeruk@chofu.jaxa.jp

メンバ

加藤裕之,口石茂,上野真,橋本敦,松尾裕一,保江かな子,鈴木康司

● 事業概要

JAXA が開発したシステム「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(DAHWIN)」の運用を通じて、風洞試験(EFD)と CFD とのコンカレントな連携を実現する.具体的には,DAHWIN の諸機能(パラメトリック CFD 解析,風試計画設定支援,風試モニタリング,風試/CFD 統合可視化・分析,他)をユーザに提供する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/aerodynamic/dahwin/

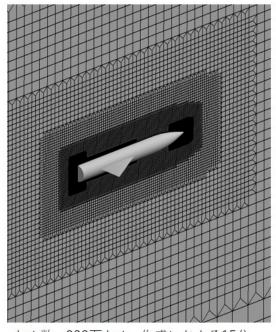
JSS2 利用の理由

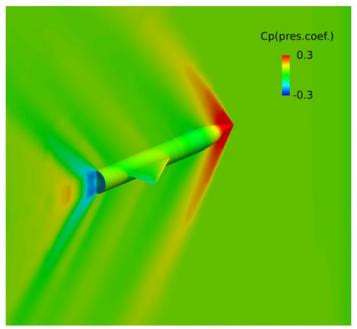
DAHWIN は JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験に対応した高忠実な CFD 解析(3 次元 RANS 解析)の 大量実施が必要となり、大規模解析が可能なスパコンの活用が必須

● 今年度の成果

DAHWIN を用いた CFD 解析について,本年度は 2 件の JAXA $2m \times 2m$ 遷音速風洞試験に対してシステムを適用した.

• AGARD-B形状、M=1.4、 $\alpha=2^\circ$ 、 $\alpha=4$ $^\circ$ をDAHWIN上で実施





セル数 833万セル 作成におよそ15分

128CPUで10000回計算でSORA-MAでおよそ1h程度

図 1 DAHWIN による AGARD-B 模型の解析結果

● 成果の公表

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	16 - 96
1ケースあたりの経過時間	1.25 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.02

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	5,099.41	0.00
SORA-PP	28.83	0.00
SORA-LM	56.49	0.03
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	649.68	0.45
/data	22,918.60	0.42
/ltmp	7,525.62	0.57

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.71	0.03

aFJR 高効率ファン空力設計技術開発

報告書番号: R17JA2710

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4257/

● 責任者

西澤敏雄 航空技術部門 aFIR プロジェクトチーム

● 問い合せ先

賀澤順一 kazawa.junichi@jaxa.jp

メンバ

賀澤順一,榎本俊治,西澤敏雄,加藤進,山下建志

● 事業概要

aFJR プロジェクトは,国内のジェットエンジンメーカーが環境適合性を向上する技術を開発・実証し, 次世代ジェットエンジンの国際共同開発において設計分担を狙える技術レベルを目指すことを目的としている.ファンに関しては,今後の高バイパス比化に伴うファンの大型化に対応するため,先進シミュレーション技術及び複合材評価技術を応用することにより,空力効率が高くて軽量なファンブレード技術を開発する.

その中で,空力効率の高い層流ファンブレード技術開発においては,層流ファンブレード設計がフラッタ発生に悪影響を及ぼす可能性を調査する必要がある.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/afjr/

JSS2 利用の理由

フラッタを数値シミュレーションで予測することはプロジェクトの確実性を高めるために有用であり、その計算量の大きさからスパコンで無ければ実行し得ない.

● 今年度の成果

実証試験において使用するファン動翼について,広範な作動領域でのフラッタ発生点を予測した.これによって実証試験でのフラッタ回避を可能とした.

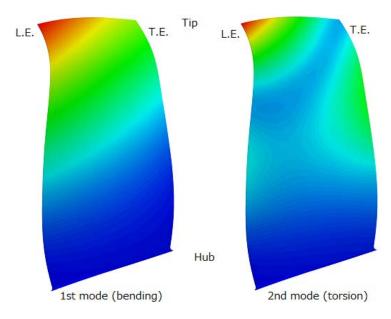


図1 翼の固有振動モード

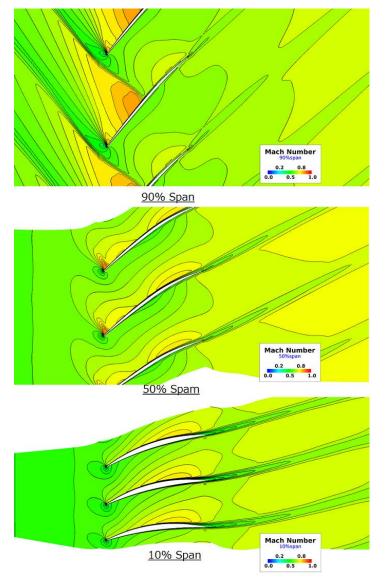


図2マッハ数分布

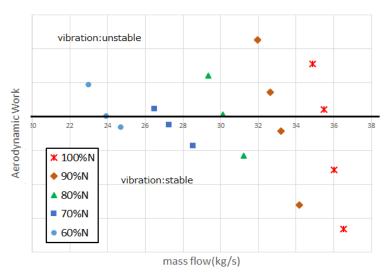


図3 フラッタ発生点予測結果

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	96
1ケースあたりの経過時間	120.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.58

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	6,831,961.84	0.91
SORA-PP	742,527.45	9.30
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	267,950.51	29.90

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	027.70	0.02
/data	7,194.98	0.13
/ltmp	3,915.55	0.30

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	9.63	0.41

aFJR 軽量ファンブレード技術開発

報告書番号: R17JA2720

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4258/

● 責任者

西澤敏雄 航空技術部門 aFJR プロジェクトチーム

● 問い合せ先

北條正弘 hojo.masahiro@jaxa.jp

メンバ

北條正弘,金堂剣史郎,貞本将太,渡辺智明,安藤琢也,宮崎浩二

● 事業概要

aFJR プロジェクトは,国内のジェットエンジンメーカーが環境適合性を向上する技術を開発・実証し, 次世代ジェットエンジンの国際共同開発において設計分担を狙える技術レベルを目指すことを目的と している.本テーマでは複合材ファンブレードの軽量化技術の研究を行っている.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/afjr/

JSS2 利用の理由

JSS2 を使用して実証試験と同様のバードストライク解析を行い,中空複合材ファンブレードの設計に使用した.

● 今年度の成果

中空複合材ファンブレードのバードストライク解析結果を図に示す.実証試験で得られたファンブレードの変形や翼面ひずみ波形は解析結果とよく一致した.

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost Time = 0.0003

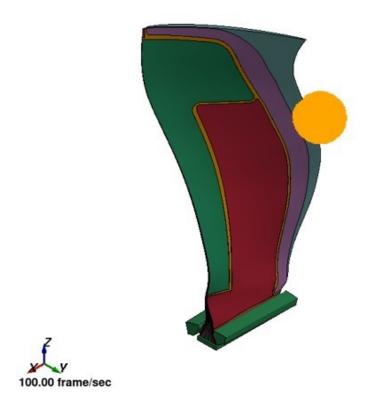


図 1 中空複合材ファンブレードのバードストライク解析 (a) $t=0.3~{\rm ms}$

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost Time = 0.0009

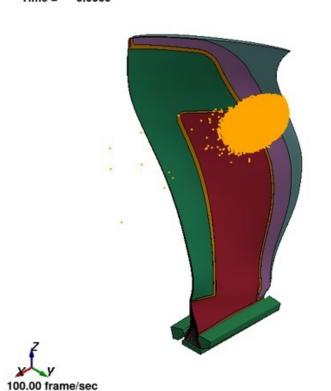


図 2 中空複合材ファンブレードのバードストライク解析 (b) $t=0.9~\mathrm{ms}$

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost Time = 0.0012



図 3 中空複合材ファンブレードのバードストライク解析 (c) t=1.2 ms

● 成果の公表

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	128
1ケースあたりの経過時間	50.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.20

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	1,364,797.48	0.18
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	182.79	0.13
/data	56,745.24	1.05
/ltmp	5,533.86	0.42

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	6.93	0.29

aFJR 軽量吸音ライナ技術開発

報告書番号: R17JA2740

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4259/

● 責任者

西澤敏雄 航空技術部門 aFIR プロジェクトチーム

● 問い合せ先

榎本俊治 enomoto.shunji@jaxa.jp

メンバ

榎本俊治,石井達哉,佐々木大輔,藤秀実,岩船翼,赤見坂祐輔,神田拓磨,稲垣諒,森田徹

● 事業概要

aFJR プロジェクトは,国内のジェットエンジンメーカーが環境適合性を向上する技術を開発・実証し, 次世代ジェットエンジンの国際共同開発において設計分担を狙える技術レベルを目指すことを目的としている.ファンに関しては,今後の高バイパス比化に伴うファンの大型化に対応するため,先進シミュレーション技術及び複合材評価技術を応用することにより,空力効率が高くて軽量なファンブレード技術を開発する.

その中の軽量吸音ライナ技術開発においては,吸音ライナによって音波が吸収されるシミュレーションを行う技術を開発し,より吸音率が高い形状の考案をする.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/afjr/

JSS2 利用の理由

LES 計算のため,計算量とストレージ使用量が多く,SORA-PP, TPP, FS の利用が必要だった.

● 今年度の成果

6 次精度コンパクトスキームを用いた音波の減衰が少ない解析コードである UPACS-LES を用いて、グレージング流れの有る吸音ライナの数値シミュレーション方法を検討し,2 次元かつ層流を仮定した 条件で吸音特性の取得を試みた.図 1 は音圧の動画である.図の左から右に向かって伝播する音波が,図中央下部に設置されている吸音セルによって吸音されている様子が表れている.

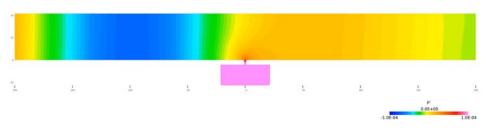


図1音圧

- 口頭発表
- 1) 榎本俊治,石井達哉,赤見坂祐輔,藤秀実, "グレージング流れを伴う吸音ライナの数値解析", 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム, 2018(予定)

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	12 - 24
1ケースあたりの経過時間	40.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.24

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	172,878.44	2.16
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	100,091.06	11.17

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	486.37	0.34
/data	21,003.73	0.39
/ltmp	11,914.07	0.90

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	9.39	0.40

aFJR 軽量低圧タービン技術開発

報告書番号: R17JA2750

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4260/

● 責任者

西澤敏雄 航空技術部門 aFJR プロジェクトチーム

● 問い合せ先

賀澤順一 kazawa.junichi@jaxa.jp

メンバ

賀澤順一,西澤敏雄,堀口泰生

● 事業概要

aFJR プロジェクトは,国内のジェットエンジンメーカーが環境適合性を向上する技術を開発・実証し,次世代ジェットエンジンの国際共同開発において設計分担を狙える技術レベルを目指すことを目的としている.タービンについては,低圧タービンの重量増を抑制するため,過回転防止設計技術の開発や高信頼性評価により,耐熱複合材(セラミックス基複合材(CMC))を適用した超軽量低圧タービン技術を開発する.高信頼性評価の一環として試験と CFD で低圧タービン翼のフラッタ発生ポイント予測精度を確認したうえで,構造特性を考慮したフラッタバウンダリ評価技術,CMC 製低圧タービン翼のフラッタ予測技術を開発する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/afjr/

JSS2 利用の理由

フラッタ解析はパラメータが多く,解析ケース数が膨大となるため,その計算量の大きさから限られた期間内で結果を得るためにはスパコンを利用する必要がある.

● 今年度の成果

昨年度まで試験で使用した翼型を用いて,翼の材質を SUS から CMC に変更した場合のフラッタ特性について解析を行った.CMC 製の翼についてもフラッタ特性解析が可能であることが確認でき,異なる材質の翼に対するフラッタ特性を把握することができた.

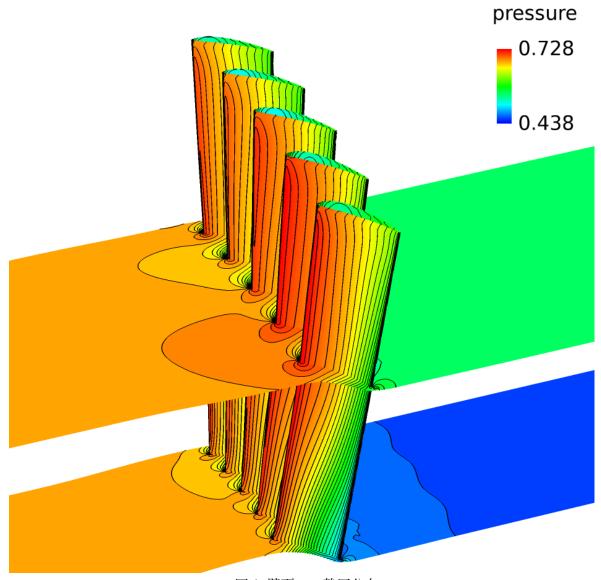


図1 壁面での静圧分布

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	24 - 48
1ケースあたりの経過時間	30.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.16

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.85	0.00
SORA-PP	238,282.78	2.98
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	067.44	0.05
/data	3,897.80	0.07
/ltmp	1,441.59	0.11

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.00	0.00

aFJR 軽量低圧タービン技術開発-構造解析

報告書番号: R17JA2751

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4261/

● 責任者

西澤敏雄 航空技術部門 aFIR プロジェクトチーム

● 問い合せ先

北條正弘 hojo.masahiro@jaxa.jp

メンバ

金堂剣史郎,貞本将太,北條正弘,安藤琢也,渡辺智明,宮崎浩二

● 事業概要

aFJR プロジェクトは,国内のジェットエンジンメーカーが環境適合性を向上する技術を開発・実証し,次世代ジェットエンジンの国際共同開発において設計分担を狙える技術レベルを目指すことを目的としている.aFJR プロジェクトでは,エンジン軽量化を目的とした Ceramic Matrix Composite (CMC) を低圧タービン翼に適用する研究を行っている.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/afjr/

JSS2 利用の理由

JSS2 解析結果を使用して CMC 低圧タービン翼を設計し、実証試験により設計コンセプトの妥当性を示した.

● 今年度の成果

低圧タービン動静翼列解析結果を図に示す.CMC 動翼列が,静翼列との接触により破壊される様子を解析することができた.



図1CMC 動翼列の破壊解析

- 査読なし論文
- 1) J. Kitagawa, S. Fukushige, T. Yoden, M. Hojo, Development of Impact Fracture Model of Ceramics Matrix Composite based on Impact Tests, 68th Aeroballistic Range Association Meeting, (2017), CA.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	128 - 256
1ケースあたりの経過時間	200.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.69

内訳

計算資源			
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)	
SORA-MA	5,256,874.22	0.70	
SORA-PP	0.00	0.00	
SORA-LM	11,859.73	6.11	
SORA-TPP	0.00	0.00	

ファイルシステム資源			
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)	
/home	201.86	0.14	
/data	56,935.97	1.05	
/ltmp	9,440.11	0.71	

アーカイバ資源			
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)	
J-SPACE	6.93	0.30	

機体騒音低減技術の飛行実証(FQUROH)実機改修設計解析

報告書番号: R17JA2800

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4262/

● 責任者

山本一臣 航空技術部門 FQUROH プロジェクトチーム

● 問い合せ先

山本一臣 yamamoto.kazuomi@jaxa.jp

メンバ

山本一臣,伊藤靖,高石武久,村山光宏,坂井玲太郎,平井亨,田中健太郎,雨宫和久,中野彦,石田崇

● 事業概要

現在,高揚力装置及び降着装置に対する低騒音化技術は空港周辺地域の騒音低減を実現するために国際的にも注目されているが,FQUROH プロジェクトでは,その技術成熟度を,将来の旅客機開発ならびに装備品開発に適用可能な段階にまで高めることを目的としている.これにより,国内航空産業界における国際競争力強化に貢献するとともに,空港周辺地域社会における騒音被害,エアラインの運航コスト(着陸料)の軽減に貢献する.FQUROH プロジェクトの目的の一つは,スパコン利用を前提に,数値解析技術を用いて実用的な低騒音化コンセプトを探り,低騒音化設計を行い,実機で実証することである.本解析では風洞試験における Reynolds 数効果を確認し,また実験機の飛行特性に影響を与えない低騒音化デバイス及び計測装置を選別し,想定されている飛行エンベロープ内で問題ないことを示すために実施した.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/fguroh/

JSS2 利用の理由

空力的に重要な部分は細部まで模擬した実機形状での Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 解析を,想定されている飛行エンベロープ内(複数の迎角,横滑り角を考慮する必要性)で,想定されている複数の飛行形態(フラップ舵角の設定の違い,脚位置の違いなど)にて実施可能であるからである。また,風洞試験のみでは困難な,低騒音化デバイス及び計測装置の空力的な影響を事前に十分に評価し、確認するためである。

● 今年度の成果

JAXA ジェット飛行実験機「飛翔」を用いた 2 回目の飛行実証試験に向け,CFD 解析結果を基に,フラップと主脚に低騒音化デバイス,さらに右舷最外舷フラップには圧力計測用のプレッシャーベルトを装着した際に飛行性能や機体構造に大きな影響を及ぼさないことを確認した.高揚力装置としてフラ

ップに加えてスラットを装備した、より複雑形状となる機体の解析に向けて、JAXA 高揚力装置半裁模型(JAXA Standard Model; JSM)の空力解析を実施し、スラット金具が揚力係数及び失速特性に及ぼす影響などを明らかにした。

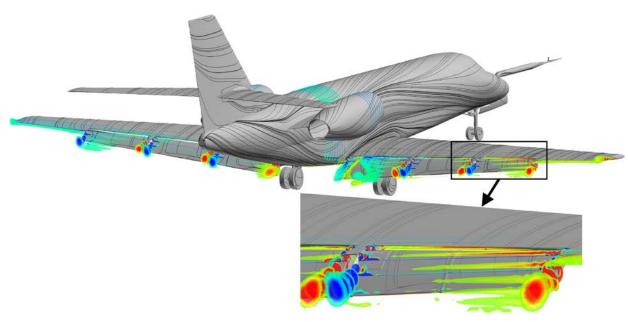


図1 2回目の飛行実証試験でのフラップ及び脚低騒音化デバイスと右舷外舷フラップに プレッシャーベルトを装着した「飛翔」脚下げ、フラップ舵角 35° 形態での表面 流線とフラップ周りでの渦度 x 成分分布(迎角 0°, 横滑り角 10°, 風速 175 kt)

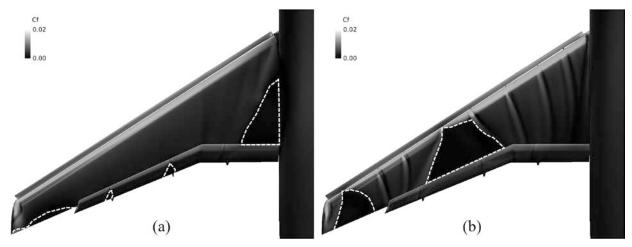


図 2 JSM 翼胴形態でのスラット支持金具有無での失速特性の違い (表面摩擦係数分布, 剥離領域を点線で示す): (a) スラット支持金具なし (迎角 24.57°) では母翼内舷での剥離により失速; (b) スラット支持金具あり (迎角 22.57°) ではスラット支持金具から進展した剥離により失速

- 査読なし論文
- 1) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K. and Tanaka, K., "High-Fidelity Aerodynamic Analysis of Aircraft in Various Configurations with MEGG3D," AIAA Paper 2017-3804, 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-3804.
- 2) Yamamoto, K., Takaishi, T., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ito, Y., Arizono, H., Sakai, R., Shoji, H., Ueno, Y., Isotani, K., Lee, H.-H., Inoue, T. and Kumada, T., "FQUROH: A Flight Demonstration Project for Airframe Noise Reduction Technology the 1st Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4029, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, CO, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4029.
- 3) Yokokawa, Y., Takaishi, T., Ura, H., Kohzai, M., Murayama, M., Ito, Y., Yamamoto, K., Isotani, K., Ueno, Y. and Hayama, K., "Acoustic Wind Tunnel Test with 18% scale Half-span Model toward FQUROH Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4032, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4032.
- 4) Ito, Y., Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., Tanaka, K., Hirai, T., Yasuda, H., Tajima, A. and Ochi, A., "Japan Aerospace Exploration Agency's and Kawasaki Heavy Industries' Contribution to the Third High Lift Prediction Workshop," AIAA Paper 2018-1034, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, FL, 2018, DOI: 10.2514/6.2018-1034.

● 口頭発表

- 1) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Tanaka, K. and Hirai, T., "TAS Code Results for the Third High Lift Prediction Workshop," Presented at the 3rd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, Denver, CO, 2017.
- 2) 村山光宏, 横川譲, 高石武久, 伊藤靖, 山本一臣, 上野陽亮, 磯谷和秀, 葉山賢司, 平井亨, 田中健太郎, "フラップ低騒音化設計の飛行実証 FQUROH 予備実証飛行試験による検証 —," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1B14, 2017.
- 3) 村山光宏, 高石武久, 横川譲, 伊藤靖, 坂井玲太郎, 山本一臣, 上野陽亮, 磯谷和秀, 葉山賢司, 李虹慧, 熊田俊行, "FQUROH 予備実証試験でのフラップ・主脚低騒音化設計検証," 第 55 回飛行機シンポジウム, 3B03, 2017.
- 4) 高石武久, 山本一臣, 村山光宏, 横川譲, 伊藤靖, 有薗仁, 香西政孝, 坂井玲太郎, 少路宏和, 熊田俊行, 島田彰久, 上野陽亮, 磯谷和秀, 土本雄大, 葉山賢司, "JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた機体騒音低減技術の飛行実証," 第 37 回流力騒音シンポジウム, 東京大学, 2017.
- Web 上の研究成果の URL
- 1) 3rd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-3), https://hiliftpw.larc.nasa.gov/

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	432
1ケースあたりの経過時間	25.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.79

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	14,807,705.37	1.96
SORA-PP	6,600.57	0.08
SORA-LM	8.12	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	064.49	0.04
/data	9,930.81	0.18
/ltmp	2,682.33	0.20

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	177.48	7.63

機体騒音低減技術の飛行実証(FQUROH)低騒音化設計研究

報告書番号: R17JA2801

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4263/

● 責任者

山本一臣 航空技術部門 FQUROH プロジェクトチーム

● 問い合せ先

山本一臣 yamamoto.kazuomi@jaxa.jp

メンバ

山本一臣,伊藤靖,高石武久,村山光宏,坂井玲太郎,平井亨,田中健太郎,雨宫和久,中野彦,石田崇

● 事業概要

現在,高揚力装置及び降着装置に対する低騒音化技術は空港周辺地域の騒音低減を実現するために国際的にも注目されているが,その技術成熟度を,将来の旅客機開発ならびに装備品開発に適用可能な段階にまで高めることを目的とした FQUROH プロジェクトの一環として本研究を実施している.これにより,国内航空産業界における国際競争力強化に貢献するとともに,空港周辺地域社会における騒音被害,エアラインの運航コスト(着陸料)の軽減に貢献する.FQUROH プロジェクトでは実用的な低騒音化コンセプトと先進的な数値解析技術を基礎にした低騒音化設計法の実現可能性を検証することを目的の一つとしている.本事業コードでは,スパコンを用いて大規模な Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 解析や Large/Detached Eddy Simulation (LES/DES)などの先進的な数値解析により,騒音発生源の詳細把握や騒音予測を行い,低騒音化デバイスの形状設計を行った.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/fquroh/

JSS2 利用の理由

FQUROH プロジェクトは,機体騒音低騒音化という課題に対して,最新の数値解析技術を用いた低騒音化設計を積極的に活用することにより技術成熟を加速し,フィデリティの高い設計技術開発を飛行試験によりデモンストレーションしようとするものであり,スパコン利用を前提に立案したプロジェクトである.スパコンを利用した数値解析により,風洞試験のみでは困難な,詳細な物理現象の把握を基礎にした低騒音化設計を行うことが可能であるためである.

● 今年度の成果

FQUROH プロジェクトでは機体騒音低騒音化設計に向けて,高揚力装置のひとつであるスラットから発生する騒音を低減させるため,非定常 Delayed Detached Eddy Simulation (DDES) 解析を利用したスラット騒音低騒音化設計を実施した.高揚力装置を展開したリージョナルジェット実機主翼から,

代表的な断面を取り出して非定常解析 DDES 解析を行い、2種類のスラット騒音低減デバイスとその形状パラメータを検討し、実機翼型にあわせたデバイス形状を決定できた、縮尺模型を利用した空力騒音計測試験により設計検証を行ったが、縮尺模型を利用する事に起因するデバイス強度/製造の制約に関して、その低騒音化効果や空力性能への影響を事前に調べて試験におけるリスクを低減した、空力・騒音計測風洞試験を実施し、その効果を確認する事ができた.

なお、スラット騒音低騒音化を進める上で、Spalart らが提案した DDES によるこれまでの解析では、スラットカスプより発達するせん断層の混合の遅れが見られ、その影響でスラット騒音に特徴的なピーク音を過大評価してしまう課題があった。同様のせん断層の混合遅れは他論文でもこれまでに指摘されており、その解決策として、DDES における LES モードでの長さスケールの定義が新たに提案されてきた。そこでスラット騒音のベンチマーク問題として知られる高揚力装置スラットとフラップを展開した 30P30N 翼型と DLR F16 翼型を対象に、既報にある長さスケール 5 通りを導入してそれぞれ非定常流体音響シミュレーションを実施し、その効果を確認した。その結果、Deckら、Shurらの定式化にある渦の方向を考慮した長さスケールを採用することで、従来の解析よりもせん断層の混合が促進され、せん断層に沿った流れの統計量分布が改善する様子が見られた。スラットカスプでは形状的な制約からスパン方向格子幅が相対的に大きくなり、その解析は格子の非等方性に由来する悪影響を受けやすいが、これを避けるために Deckら、Shurらの既報にある渦の解像に寄与する格子幅のみ採用する考え方が重要であることがわかった。

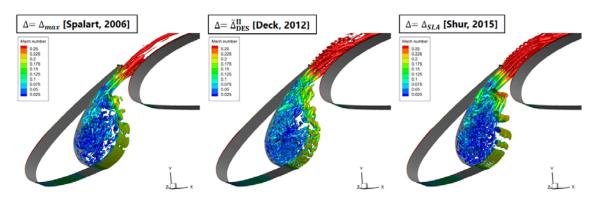


図 1 DLR F16 翼型スラット周りの流れ場における Q 等値面(Mach 数分布で色付け)の長さスケール Δ による違いの比較

● 成果の公表

- 査読なし論文
- Yamamoto, K., Takaishi, T., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ito, Y., Arizono, H., Sakai, R., Shoji, H., Ueno, Y., Isotani, K., Lee, H.-H., Inoue, T. and Kumada, T., "FQUROH: A Flight Demonstration Project for Airframe Noise Reduction Technology - the 1st Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4029, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, CO, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4029.
- 2) Sakai, R., Ishida, T., Murayama, M., Ito, Y. and Yamamoto, K., "Effect of Subgrid Length Scale in DDES on Aeroacoustic Simulation around Three-Element Airfoil," AIAA Paper 2018-0756, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, FL, 2018, DOI: 10.2514/6.2018-0756.

● 口頭発表

- 1) 坂井玲太郎, 伊藤 靖, 村山 光宏, 山本一臣, 石田崇, "スラット騒音の DDES 解析におけるサブグリッド長さスケールの影響," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1B15, 2017.
- 2) 雨宮和久,村山光宏,山本一臣,平井亨,田中健太郎,池田友明,"非定常解析を用いた航空機高揚力装置スラットの低騒音化配置の検討,"第37回流力騒音シンポジウム,東京大学,2017.

● JSS2 利用状況

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	1728
1ケースあたりの経過時間	130.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):5.81

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	48,916,266.87	6.46
SORA-PP	36,243.83	0.45
SORA-LM	26.32	0.01
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	064.49	0.04
/data	8,954.25	0.17
/ltmp	2,682.33	0.20

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名 利用量(TiB) 資源の利用割合**2 (%)		
J-SPACE	177.48	7.63

機体騒音低減技術の飛行実証(FQUROH)に関する共同研究(高揚力装置)

報告書番号: R17JA2810

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4264/

● 責任者

山本一臣 航空技術部門 FQUROH プロジェクトチーム

● 問い合せ先

山本一臣 yamamoto.kazuomi@jaxa.jp

メンバ

越智章生,磯谷和秀,上野陽亮,安田英将,土本雄大,山本一臣,伊藤靖,村山光宏,坂井玲太郎

● 事業概要

現在,高揚力装置に対する低騒音化技術は空港周辺地域の騒音低減を実現するために国際的にも注目されているが,その技術成熟度を,将来の旅客機開発ならびに装備品開発に適用可能な段階にまで高めることを目的とした FQUROH プロジェクトの一環として本共同研究を実施している.本共同研究により国内航空産業界における国際競争力強化に貢献するとともに,空港周辺地域社会における騒音被害,エアラインの運航コスト(着陸料)の軽減に貢献する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/fquroh/

JSS2 利用の理由

川崎重工が自社開発した非定常流体解析ソフト「Cflow」を用い,Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 解析,さらに large eddy simulation などの先進的な数値解析を用いた低騒音化設計を行うことである.スパコンを利用した大規模数値解析により,風洞試験のみでは困難な,詳細な物理現象の把握を基礎にした低騒音化設計を行うことが可能となった.

● 今年度の成果

JAXA ジェット飛行実験機「飛翔」を用いた 2 回目の機体騒音低減技術の飛行実証試験に向けて,川崎重工が開発した突起型のフラップ端低騒音化デバイス"Small Barrier"の配置箇所・サイズ・個数を第 1 回目試験時よりも改良し,CFD 解析によりデバイス効果の確認を行った.本解析には川崎重工が自社開発した非定常流体解析ソフト「Cflow」を用いた.デバイスの改良により,騒音低減の見込みを得た.

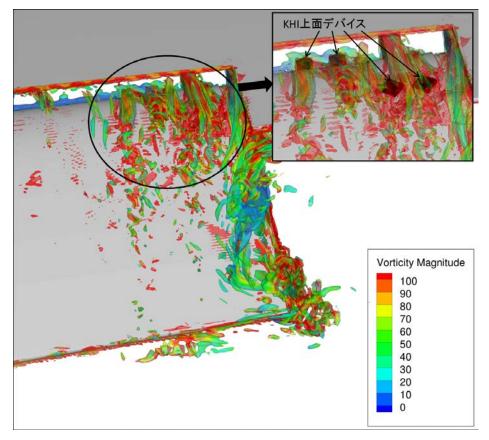


図 1 非定常 CFD 解析で得られた結果より「飛翔」最外舷フラップ端 周りで λ₂全圧等値面を渦度で着色

● 査読なし論文

1) Yamamoto, K., Takaishi, T., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ito, Y., Arizono, H., Sakai, R., Shoji, H., Ueno, Y., Isotani, K., Lee, H.-H., Inoue, T. and Kumada, T., "FQUROH: A Flight Demonstration Project for Airframe Noise Reduction Technology - the 1st Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4029, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, CO, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4029.

● 口頭発表

- 1) 村山光宏, 横川譲, 高石武久, 伊藤靖, 山本一臣, 上野陽亮, 磯谷和秀, 葉山賢司, 平井亨, 田中健太郎, "フラップ低騒音化設計の飛行実証 FQUROH 予備実証飛行試験による検証 —," 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1B14, 2017.
- 2) 村山光宏, 高石武久, 横川譲, 伊藤靖, 坂井玲太郎, 山本一臣, 上野陽亮, 磯谷和秀, 葉山賢司, 李虹慧, 熊田俊行, "FQUROH 予備実証試験でのフラップ・主脚低騒音化設計検証," 第 55 回飛行機シンポジウム, 3B03, 2017.
- 3) 高石武久, 山本一臣, 村山光宏, 横川譲, 伊藤靖, 有薗仁, 香西政孝, 坂井玲太郎, 少路宏和, 熊田俊行, 島田彰久, 上野陽亮, 磯谷和秀, 土本雄大, 葉山賢司, "JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた機体騒音低減技術の飛行実証," 第 37 回流力騒音シンポジウム, 東京大学, 2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	2048
1ケースあたりの経過時間	80.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.12

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	754,953.51	0.10
SORA-PP	22.06	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	061.84	0.04
/data	13,815.67	0.26
/ltmp	7,559.72	0.57

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	89.59	3.85

機体騒音低減技術の飛行実証(FQUROH)に関する共同研究(脚)

報告書番号: R17JA2820

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4265/

● 責任者

山本一臣 航空技術部門 FQUROH プロジェクトチーム

● 問い合せ先

山本一臣 yamamoto.kazuomi@jaxa.jp

ジメンバ

島田彰久,山本一臣,伊藤靖,村山光宏,坂井玲太郎

● 事業概要

現在,降着装置に対する低騒音化技術は空港周辺地域の騒音低減を実現するために国際的にも注目されているが,その技術成熟度を,将来の旅客機開発ならびに装備品開発に適用可能な段階にまで高めることを目的とした FQUROH プロジェクトの一環として本共同研究を実施している.本共同研究により,国内航空産業界における国際競争力強化に貢献するとともに,空港周辺地域社会における騒音被害,エアラインの運航コスト(着陸料)の軽減に貢献する.

http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/fquroh/

JSS2 利用の理由

Siemens STAR-CCM+を用いて,Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 解析,熱・流体の連成解析,large eddy simulation などの先進的な数値解析を用いた低騒音化設計を行うことである.スパコンを利用した数値解析により,風洞試験や実機を用いた試験のみでは困難な,詳細な物理現象の把握を基礎にした低騒音化設計を行うことが可能となった.

● 今年度の成果

能登空港にて JAXA ジェット飛行実験機「飛翔」を用いて実施した 2 回目の機体騒音低減技術の飛行 実証試験の中で主脚ブレーキ温度を測定し、その時と同様の条件でブレーキ放熱解析を行った.低騒音 化のために主脚に装着した車間デバイス及びホイールの穴塞ぎがブレーキ冷却温度に大きな影響を与 えないことを示した.

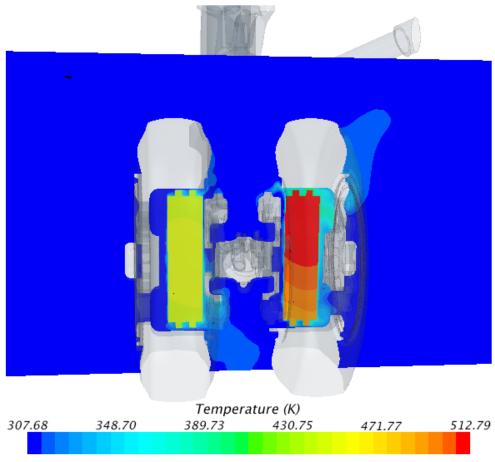


図1 初期温度分布(車間デバイス無/ホイール穴塞ぎ無)

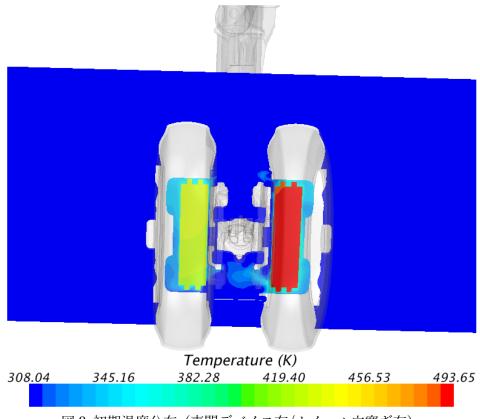


図2 初期温度分布(車間デバイス有/ホイール穴塞ぎ有)

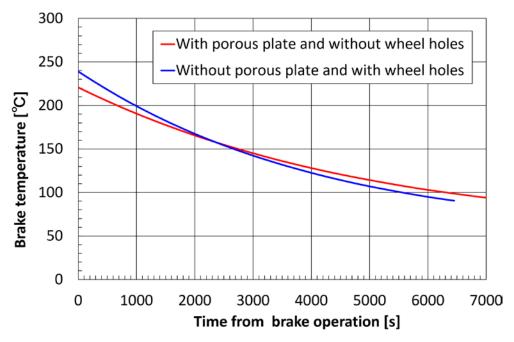


図3 ブレーキ作動時からのブレーキ温度の時間履歴

● 査読なし論文

- Yamamoto, K., Takaishi, T., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ito, Y., Arizono, H., Sakai, R., Shoji, H., Ueno, Y., Isotani, K., Lee, H.-H., Inoue, T. and Kumada, T., "FQUROH: A Flight Demonstration Project for Airframe Noise Reduction Technology - the 1st Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4029, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, CO, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4029.
- 2) Takaishi, T., Inoue, T., Lee, H.-H., Murayama, M., Yokokawa, Y., Ito, Y., Kumada, T. and Yamamoto, K., "Noise Reduction Design for Landing Gear toward FQUROH Flight Demonstration," AIAA Paper 2017-4033, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Denver, CO, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-4033.

● 口頭発表

- 1) 村山光宏, 高石武久, 横川譲, 伊藤靖, 坂井玲太郎, 山本一臣, 上野陽亮, 磯谷和秀, 葉山賢司, 李虹慧, 熊田俊行, "FQUROH 予備実証試験でのフラップ・主脚低騒音化設計検証," 第 55 回飛行機シンポジウム, 3B03, 2017.
- 2) 高石武久, 山本一臣, 村山光宏, 横川譲, 伊藤靖, 有薗仁, 香西政孝, 坂井玲太郎, 少路宏和, 熊田俊行, 島田彰久, 上野陽亮, 磯谷和秀, 土本雄大, 葉山賢司, "JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた機体騒音低減技術の飛行実証," 第 37 回流力騒音シンポジウム, 東京大学, 2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	120
1ケースあたりの経過時間	12.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.08

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	0.00	0.00
SORA-PP	79,527.35	1.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	057.07	0.04
/data	6,836.68	0.13
/ltmp	6,583.16	0.50

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	89.59	3.85

航空機開発の高速化を実現する基盤応用技術の研究開発(共通基盤空力解析ツール)

報告書番号: R17JA3201

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4266/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

橋本敦 hashimoto.atsushi@jaxa.jp

🥝 メンバ

ケイランディシュハミドレザ,上島啓司,橋本敦,石田崇,菅原瑛明,山本貴弘,菱田学,口石茂,山田梨加

● 事業概要

本事業では,航空機の設計開発を高速化・迅速化する実用的な技術基盤の確立を目的とし,変形する物体と流体の構造連成解析を行えるよう非構造 CFD コード FaSTAR を拡張することで,共通基盤空力解析ツールを開発します.

http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/application/highspeed/

JSS2 利用の理由

非定常現象を短時間で解析し、現象を理解するためには必要不可欠である.

● 今年度の成果

空力構造連成解析のベンチマークをするため,代表的な問題である AGARD 翼(図 1)のフラッタ解析を実施した.求めたフラッタ境界(図 2)は実験結果や NASA (FUN3D) の結果ともよく一致し,妥当であることが確かめられた.

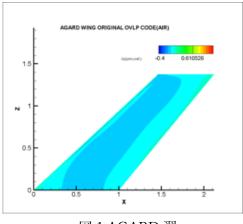


図 1 AGARD 翼

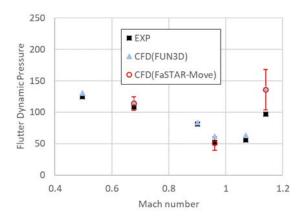


図2 フラッタ境界の比較

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	1024
1ケースあたりの経過時間	48.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.40

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	2,594,985.60	0.34
SORA-PP	107,058.28	1.34
SORA-LM	495.88	0.26
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	326.23	0.23
/data	24,172.38	0.45
/ltmp	4,515.98	0.34

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	2.26	0.10

航空機開発の高速化を実現する基盤応用技術の研究開発(最適化)

報告書番号: R17JA3202

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4267/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

口石茂 shigeruk@chofu.jaxa.jp

メンバ

口石茂,石田崇,橋本敦,金崎雅博,鈴木康司,中山空星,吉本稔,西村信祐,森田至宗,小倉拓哉,上床航文

● 事業概要

JAXA が開発した非構造 CFD コード FaSTAR の高速性を活かした空力最適化ツールを開発し、妥当性および高速性を検証する.空力最適化の手法としては、複数の目的関数に対応可能な多目的進化計算アルゴリズムを採用し、各サンプルの評価関数を直接 CFD で求めて評価値とする直接進化計算について、FaSTAR の高速性を最大限に活用して JSS2 により実用的な計算時間で実施可能とすることを目指す。そのための基礎プログラムを開発すると共に、JSS2 を用いた検証計算を実施する.

JSS2 利用の理由

進化計算による空力最適化は高忠実な CFD 解析 (3 次元 RANS 解析) の大量実施が必要となり,大規模解析が可能なスパコンの活用が必須

● 今年度の成果

多目的進化型アルゴリズム(MOEA)について、より均等かつ幅広いパレート解が得られるアルゴリズム(NSGA-II)へ拡張するとともに、指向性勾配法の採用による制約条件問題へのロバスト化を図った.新規プログラムを拘束条件付き NASA CRM 翼型最適化問題に適用したところ、旧プログラムと比べてより効率よく最適解が得られることが確認できた.

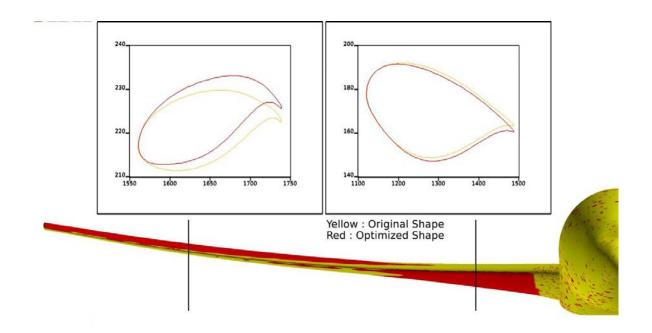


図 1 NASA CRM 翼型最適化結果

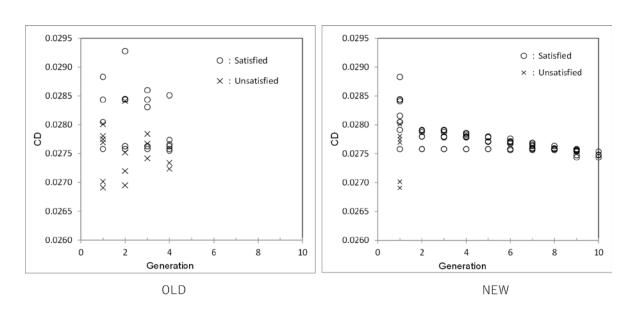


図 2 最適解収束履歴の比較

- 口頭発表
- 1) 金崎雅博, 口石茂, 鈴木康司, "進化計算による空力最適ライブリの開発状況," FaSTAR 等ユーザー会, 秋葉原コンベンションホール, 2017.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	96 - 512
1ケースあたりの経過時間	240.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.10

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	356,995.84	0.05
SORA-PP	55,829.90	0.70
SORA-LM	0.02	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	587.53	0.41
/data	24,481.17	0.45
/ltmp	8,646.34	0.65

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.32	0.01

航空機開発の高速化を実現する基盤応用技術の研究開発(実機空力基盤技術)

報告書番号: R17JA3203

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4268/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

中北和之 nakakita@chofu.jaxa.jp

ジメンバ

中北和之,小池俊輔,口石茂,保江かな子,加藤博司,村山光宏,田中健太郎,平井亨,伊藤靖,畑中圭太, 島井田浩也

● 事業概要

航空機開発の高速化を実現する基盤応用技術の研究開発の一部である実機空力基盤技術では,国産航空機開発シーケンスの高速化を目指した基盤的空力技術の構築を目的とする.国産航空機開発シーケンスの高速化のため,職人の経験的に頼る航空機開発から解析ベースでの高精度な実機空力基盤技術へのパラダイムシフトを目指す.主翼または垂直尾翼上のボルテックスジェネレータ (VG) やドーサルフィンなどの空力改善デバイスによる効果を CFD で再現し航空機への空力改善デバイス付加による性能改善を事前に推定可能とする技術の開発と,乱流遷移流れ場を対象としたデータ同化手法による乱流遷移の推定精度向上を行う.

JSS2 利用の理由

JSS2 を利用した数値解析により,風洞試験のみでは困難な空力改善デバイスによる物理現象の詳細な 把握や航空機性能の事前予測ツール開発が高速かつ大規模に可能となる.

● 今年度の成果

空力特性改善デバイスに関しては、ボルテックスジェネレータ(vortex generators; VG)やドーサルフィン(dorsal fin; DF)から発生する渦が境界層と干渉しながら剥離を抑え、垂直尾翼性能を向上させることを TAS コードによる CFD 解析により明らかにし(図 1)、風洞試験結果と定性的に一致していることを確認した.VG は横滑り角が小さいときに垂直尾翼性能を若干向上させる一方で,DF は横滑り角が大きなときに強い渦を放出して垂直尾翼性能を大きく向上させることを示した.VG と DF を組み合わせることにより、広範囲の横滑り角に対して垂直尾翼性能が向上した.

データ同化に関しては,昨年度構築した乱流遷移流れ場を対象としたデータ同化手法を活用し,計測情報の種類に対する感度解析を実施した(図 2).その結果,前縁の境界層内速度プロファイルの情報と前縁の温度情報が乱流遷移流れ場の推定に関してはほぼ同じ感度を持つことを明らかにし,これまで

定性的であった計測情報の感度を定量的に評価した.

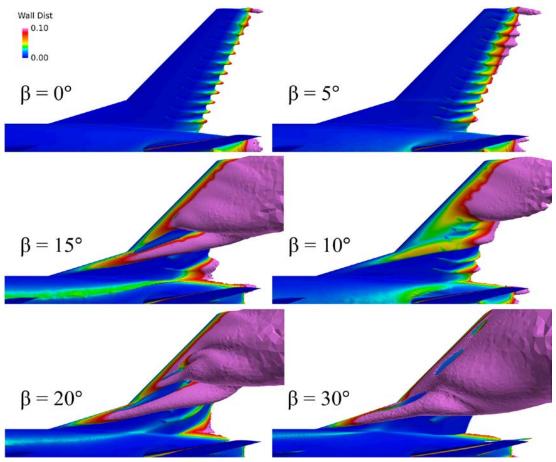


図 1 中弦 VG 11 枚 + 基本 DF 形態での全圧等値面を壁面距離で着色 (Reynolds 数 0.52 million, ラダー舵角 20°)

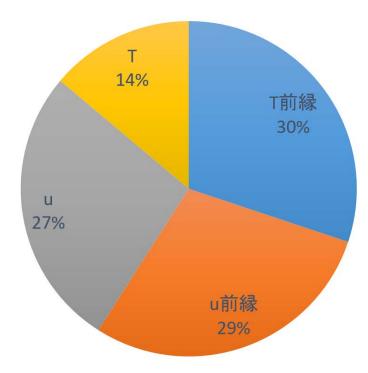


図2 乱流遷移流れ場に対する計測情報の感度解析結果

- 査読なし論文
- 1) Ito, Y., Murayama, M., Koike, S., Yamamoto, K., Nakakita, K. and Kusunose, K., "Computational Investigation of Vertical Stabilizer with Vortex Generators and Dorsal Fin," 36th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, 2018, to be presented.

● 口頭発表

- 1) 伊藤靖, 小池俊輔, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, 楠瀬一洋, 田中健太郎, 平井亨, 鳥井田浩也, 岩本紘樹 and 中島努, "ボルテックスジェネレータとドーサルフィンによる垂直尾翼性能の向上," 第55回飛行機シンポジウム, 島根県松江市, No. 1D06, 2017.
- 2) 伊藤靖, 楠瀬一洋, 小池俊輔, 村山光宏, 山本一臣, 中北和之, 田中健太郎, "遷音速後退翼上のボルテックスジェネレータによる 衝撃波剥離制御メカニズム," 第 55 回飛行機シンポジウム, 島根県松江市,1D07, 2017.
- 3) 三坂孝志(東北大流体研),加藤博司(JAXA),石向桂一(旭川高専),口石茂,跡部 隆,中北和之(JAXA), 下山幸治,大林茂(東北大流体研),境界層遷移モデルの相関パラメータ解析,第 49 回流体力学講演 会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム,東京,2017 年 6 月 30 日.
- 4) 加藤博司 (JAXA) ,CAE とデータ同化,日本機械学会・2017 年度年次大会先端技術フォーラム,埼玉,2017 年 9 月 4 日.
- 5) 加藤博司 (JAXA) ,CAE,CPS とデータ同化のつながり,第 2 回理研データ同化ワークショップ,神戸,2017 年 9 月 26 日

● その他

1) 小池 俊輔, 伊藤 靖, 楠瀬 一洋, 村山 光宏, 中北 和之, 山本 一臣, "遷音速三次元翼に対する Vortex Generator 効果," 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-17-013, 2018, DOI: 10.20637/JAXA-RR-17-013/0001.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	64 - 256
1ケースあたりの経過時間	15.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合**1(%):1.32

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	11,119,009.13	1.47
SORA-PP	1,752.79	0.02
SORA-LM	39.62	0.02
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	044.28	0.03
/data	9,015.23	0.17
/ltmp	5,574.70	0.42

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	4.57	0.20

共同研究:運動連成解析の研究

報告書番号: R17JA3210

利用分野: 航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4269/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

石田崇 ishida.takashi@jaxa.jp

メンバ

橋本敦,石田崇,菅原瑛明,上島啓司,吉本稔,小倉拓哉,西村信祐,森田至宗,今井和宏,口石茂

● 事業概要

本事業では,高速流体解析ソルバ FaSTAR で運動連成解析が行えるよう機能拡張を行い,検証として外部搭載物分離解析を行う.

● JSS2 利用の理由

大規模な非定常解析を行うための計算機

● 今年度の成果

今年度は,FaSTAR-Move の低メモリ化・高速化に着手し,検証として外部搭載物分離解析を行った.その結果,1000 万点規模の計算格子を用いた場合,1日以内で解析が完了することを確認した.

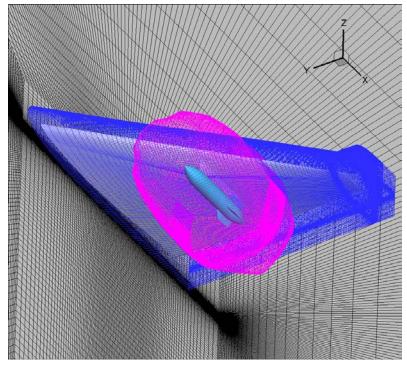


図1 搭載物分離解析の計算格子

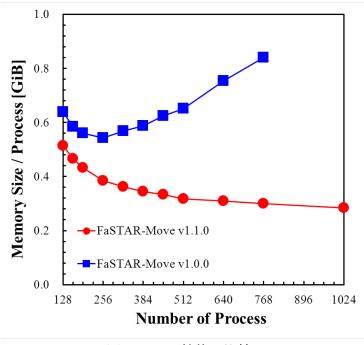


図2 メモリ性能の比較

- 口頭発表
- 1) 上島啓司ほか,"移動・変形を伴う物体周りの解析に対応した FaSTAR-Move の開発",第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム,東京,2017
- 2) 上島啓司ほか, "FaSTAR-Move の実用化に向けた機能向上",第 55 回飛行機シンポジウム,島根,2017

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	64 - 2048
1ケースあたりの経過時間	20.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.45

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	11,678,000.75	1.54
SORA-PP	61,313.68	0.77
SORA-LM	12,511.32	6.44
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	121.34	0.08
/data	23,151.11	0.43
/ltmp	4,072.77	0.31

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.52	0.02

共同研究:空力最適化の研究

報告書番号: R17JA3211

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4270/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

口石茂 shigeruk@chofu.jaxa.jp

ジメンバ

口石茂,吉本稔,西村信祐,森田至宗,小倉拓哉

● 事業概要

JAXA が開発した非構造 CFD コード FaSTAR の高速性を活かした空力最適化ツールを開発する.共同研究として移動・変形物体解析対応コード FaSTAR-Move の重合格子機能を用いた三次元高揚力装置のスラット・フラップ配置設計に適用し,妥当性および高速性を検証する.

JSS2 利用の理由

進化計算による空力最適化は高忠実な CFD 解析 (3 次元 RANS 解析) の大量実施が必要となり,大規模解析が可能なスパコンの活用が必須

● 今年度の成果

三次元高揚力装置の内舷スラット配置最適化問題を設定し,移動・変形物体解析対応コード FaSTAR-Move の重合格子機能を用いて応答局面法による最適化計算を実施した.重合格子法を採用することによる格子生成時間の削減に加え,並列計算のための格子分割プロセスも削減することにより,形状設計最適化プロセスが効率化されることを確認した.

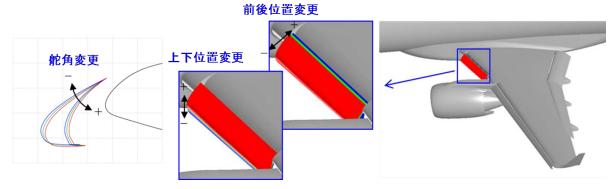


図 1 三次元高揚力装置スラット配置最適化

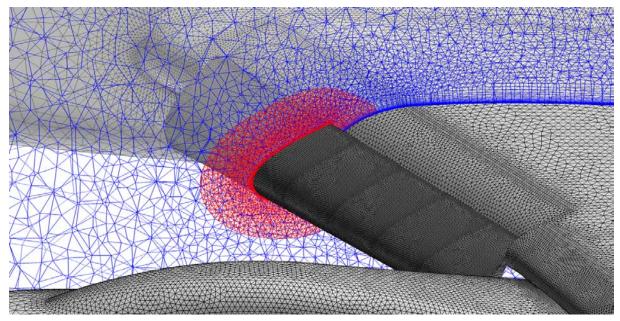


図2 スラット周り重合格子作成例

なし

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	1600
1ケースあたりの経過時間	6.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.01

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	15,086.58	0.00
SORA-PP	0.00	0.00
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	015.69	0.01
/data	10,503.48	0.19
/ltmp	3,210.14	0.24

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	0.26	0.01

航空輸送のポテンシャルを革新する航空機概念

報告書番号: R17JA3301

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4271/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

田辺安忠 tanabe.yasutada@jaxa.jp

メンバ

杉浦正彦,田辺安忠,菅原瑛明,早川諒

● 事業概要

JAXA が独自の高速コンパウンド・ヘリコプタの概念を提案している.キーになる技術課題については絞り込みと検討を進めてきた.その中で,ロータと主翼の空力干渉によって機体の空力抵抗がどの程度増えるかを把握することが重要である.本研究では回転翼機用 CFD 解析ツール rFlow3D を機能拡張し,一定揚力条件の下,高速飛行時のメイン・ロータと主翼との空力干渉をシミュレーションできるようにした.干渉による空力抵抗の増加を低減する翼とロータの最適化設計が目標である.

http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/rotary/

JSS2 利用の理由

コンパウンド・ヘリコプタ周りの流れ場は複数の回転翼と複雑な胴体が存在することもあり,正しく流れ場を把握するためには多くの計算点数が必要で,かつ非定常計算のため,多くの計算時間も必要としている.計算資源が豊富な JSS2 の利用は不可欠である.

● 今年度の成果

風洞試験の結果が発表されている UH-60A のメインロータの形状を参照し、その下に矩形の主翼を設置した。高速飛行においては、空力干渉によって、単独のロータと単独の主翼の組み合わせの場合と比較して、同じ揚力に対して、空力抵抗が約20%も増加することが明らかになった。図1にコンパウンド・ヘリコプタの全機周りの流れ場の解析例を示す。また、図2にはロータと固定翼の干渉場において、ロータの前進側と後退側の流れ場の様子を示す。

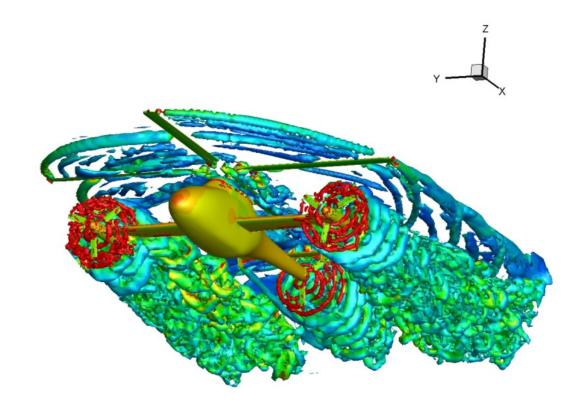


図1 コンパウンド・ヘリコプタの全機周りの流れ場の解析例

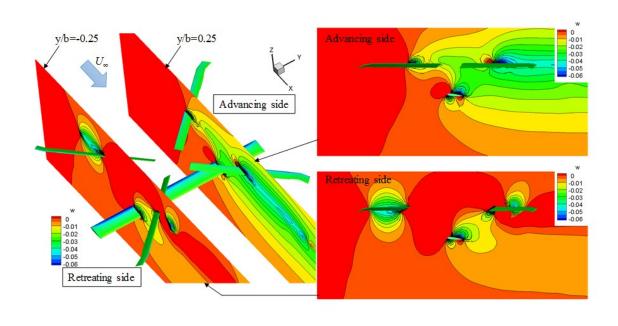


図2 ロータと固定翼の干渉場におけるロータの前進側と後退側の流れ場の様子

- 査読付論文
- 1) Atthaphon Ariyarit, Masahiko Sugiura, Tanabe Yasutada, Masahiro Kanazaki, "Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design," Engineering Optimization, Taylor & Francis, pp. 1-25, Sept. 2017.

● 査読なし論文

- 1) 田辺安忠, "ヘリコプタや風車などの回転翼における Re 数の影響について", 日本航空宇宙学会第 48 期年会講演会, 2017 年 4 月 13 日~14 日, 東京大学山上会館.
- 2) Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, Hideaki Sugawara, George N. Barakos, Naoki Matayoshi, Hirokazu Ishii, "Validation of CFD Codes for the Helicopter Wake in Ground Effect, "43rd European Rotorcraft Forum, Sep. 13, 2017, Milano, Italy.
- 3) Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe, Hideaki Sugawara, "Optimal Aerodynamic Design of Main Rotor Blade for a High-Speed Compound Helicopter," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 4) Hideaki Sugawara, Yasutada Tanabe, "A Study of Rotor/Wing Aerodynamic Interaction at High Speed Flight on a Compound Helicopter," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 5) Gunther Wilke, Annika Möller-Länger, Yasutada Tanabe, Masahiko Sugiura, Hideaki Sugawara, "Tackling the HARTII test case: A joint effort by DLR and JAXA," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 6) Koichi Yonezawa, Tomoki Kagayama, Shigeru Sunada, Kazuyasu Sugiyama, Noboru Kobiki, Yasutada Tanabe, Masahiko Sugiura, Takashi Aoyama, "An Experimental Study of Aerodynamics of a Compound Helicopter," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 7) Yusuke Hamamoto, Takeshi Akasaka, Yasutada Tanabe, "Experimental Investigation of the Rotor-Wing Aerodynamic Interaction on a Compound Helicopter in High Advance Ratio," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 8) Keiichiro Makino, Takeshi Akasaka, Yusuke Hamamoto, Masatoshi Inaba, Yasutada Tanabe, "Experimental Investigation of the Rotor-Wing Aerodynamic Interaction on a Compound Helicopter in Hover," 6th Asian-Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan 2017, November 7-9, 2017, Kanazawa, Japan.
- 9) 菅原瑛明, 田辺安忠, "コンパウンド・ヘリコプタにおける主翼フラップによる主翼ダウンロード 低減効果", 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20~22 日, 島根県松江市島根県民会館.
- 10) 演本佑典, 赤坂剛史, 田辺安忠, "高前進率時のコンパウンドへリにおけるロータと主翼の空力干渉の実験的調査", 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20~22 日, 島根県松江市島根県民会館.

● 計算情報

プロセス並列手法	非該当
スレッド並列手法	OpenMP
プロセス並列数	1
1ケースあたりの経過時間	360.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):0.46

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	2,566,629.41	0.34
SORA-PP	215,684.86	2.70
SORA-LM	0.00	0.00
SORA-TPP	3,579.92	0.40

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	271.40	0.19
/data	17,050.12	0.32
/ltmp	3,011.07	0.23

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名 利用量(TiB) 資源の利用割合**2 (%)		
J-SPACE	0.00	0.00

実機空力特性推定技術

報告書番号: R17JA3602

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4272/

● 責任者

伊藤健 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

中北和之 nakakita@chofu.jaxa.jp

メンバ

川口恵子,中北和之,保江かな子,互井梨絵,上野真,村山光宏,田中健太郎,平井亨,伊藤靖,畑中圭太, 鈴木康司,内山貴啓,鳥井田浩也,山岸嵩武

● 事業概要

航空機開発における概念設計から飛行試験を経て商業飛行に至る一連の空力設計シーケンスにおいて,開発遅延・手戻りリスクの抑制・改善に寄与する先端技術開発を通じ,空力設計シーケンスの高速化を目指す.

非定常 CFD による高速バフェット計算結果に特徴抽出手法を適用することによって,バフェット現象発生の起点,兆候を検出する技術の開発と,空力特性に現れるレイノルズ数効果を CFD で再現し,実機の空力特性予測に繋げる解析を行う.

JSS2 利用の理由

非定常解析データを取得するための大規模解析やレイノルズ数効果を確認するための高精細計算のためには、JSS2のような大規模並列計算機が必要であるため.

● 今年度の成果

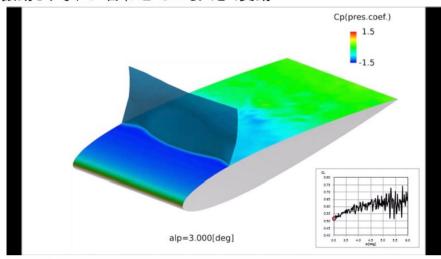
バフェット兆候抽出のために 2次元 NACA0012 翼型を DES による非定常 CFD を用いて M=0.72 で 迎角を 3° から 6° まで変化させた計算を行った(図 1).この結果を用い、従来手法によって CLrms を 指標としてバフェット起点を抽出(図 2)するとともに、データマイニング手法を用いた起点抽出手法 の試行データとしてマイニング技術開発を行った.

レイノルズ数効果の再現としては,実際の航空機でレイノルズ数効果が問題となったと言われている C-141 の翼型を模して CFD 解析を行い,レイノルズ数効果の現れ方を広い範囲について確認することが出来た(図3).

迎角スイープ時の流れ場全体

XA Explore to Realize

• 迎角が3度から6度までスイープしていくに従い、衝撃波が 振動し、それに合わせてCLも大きく変動



マッハ数の等値面と圧力コンタ一図(M=0.72)

15

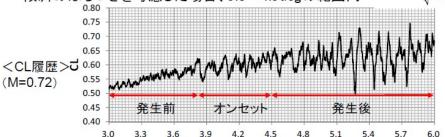
図 1 M=0.72,迎角 3° における NACA0012 翼上の衝撃波位置を含む圧力分布の計算結果

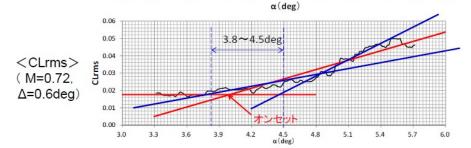
バフェットオンセットの抽出

XA Explore to Realise

· CLrmsによるバフェットオンセットは4deg付近

• 傾斜のばらつきを考慮した場合、3.8~4.5degの範囲内





参考文献) AGARD REPORT No. 623 onCritical Review of Methods to Predict the Buffet Capability of Aircraft by Dr Helmut John

17

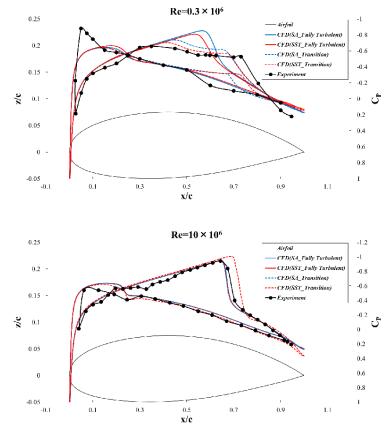


図3C-141 翼型周りの圧力分布(遷移モデルの使用によって精度良く 風洞試験の圧力分布を再現できた)

● 査読論文

1) Yamazaki, W., Yamagishi, S., and Ueno, M.. "Investigation of Indirect Reynolds Number Effect via Computational Fluid Dynamics Simulations", Journal of Aircraft, Posted online on 30 Jan 2018.

● 査読なし論文

- Kazuhisa Chiba, Yuhei Umeda, Naoki Hamada, Shinya Watanabe, Masaya Nakata, Kanako Yasue, Koji Suzuki, Takashi Atobe, Shigeru Kuchi-Ishi, Kazuyuki Nakakita, Takeshi Ito, Determination of Temporal and Spatial Origination of Transonic Buffet via Unsteady Data Mining, AIAA 2018-0036, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- 2) 鈴木康司, 保江かな子,口石 茂, 中北和之, 伊藤 健, 非定常空力現象の兆候検出(AEROSENS): 概要, 第 49 回流体力学講演会/第 35 回 ANSS, 2017.
- 3) 千葉 一永, 渡邉 真也, 中田 雅也, 梅田 裕平,濱田直希, 保江 かな子,鈴木康司,口石茂,中北 和之, 伊藤 健, 非定常空力現象兆候検出へのデータマイニング試行, 第49回流体力学講演会/第35回 ANSS, 2017.

- 4) Yamazaki, W, Yamagishi, W and Ueno, M., "Investigation of Indirect Reynolds Number Effect via Computational Fluid Dynamics Simulations," 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2017-3404, 2017.
- 5) 山岸嵩武,山崎渉,上野真, γ -Re θ 遷移モデルによる C-141 翼の間接レイノルズ数効果の検証,第 31 回数値流体力学シンポジウム講演集,2017.
- 6) Yamazaki, W, Yamagishi, W and Ueno, M., "Investigation of Indirect Reynolds Number Effect of C-141 Aircraft Model," Proceedings of the Fourteenth International Conference on Fluid Dynamics, 2017.

● その他

1) 山岸 嵩武,「C-141 航空機における間接レイノルズ数効果の検討」,長岡技術科学大学工学研究科 修士課程修士論文,2018.

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	N/A
プロセス並列数	128 - 512
1ケースあたりの経過時間	720.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合*1(%):1.92

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	15,973,279.51	2.13
SORA-PP	12,985.28	0.16
SORA-LM	313.00	0.16
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	130.33	0.09
/data	25,241.03	0.47
/ltmp	8,191.38	0.62

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	5.27	0.23

静粛超音速機技術の研究開発(職員・派遣)

報告書番号: R17JA3800

利用分野:航空技術

URL: https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2017/4273/

● 責任者

牧野好和 航空技術部門次世代航空イノベーションハブ

● 問い合せ先

牧野好和 makino.yoshikazu@jaxa.jp

ジメンバ

赤塚純一,徳川直子,石川敬掲,上田良稲,郭東潤,大平啓介,上野篤史,近藤賢,湯原達規

● 事業概要

現在の航空機は音よりも遅く、マッハ 0.8 程度で飛行しています.日本から欧米まではまだまだ遠く、飛行時間は 12 時間以上かかります.でも、もし音よりも速く、例えば倍の速度で飛行できれば、飛行時間は半分になり、日本から欧米への飛行時間は 6 時間ほどになります.移動時間が短縮されれば、ビジネスや観光の面から経済活動が活発になったり、災害時など緊急時の対応が迅速になったりして、より安心で豊かな社会になることが期待できます.更に飛行時間が 6 時間以内であれば、エコノミークラス症候群の発症が抑えられることから、誰でも今より気軽で楽な旅行ができるようになります.このような高速移動を可能にする航空機は、音よりも速く飛ぶことから超音速旅客機と呼ばれます.

このように超音速旅客機の実現が期待されているにもかかわらず,2003(平成 15)年のコンコルドの退役以降,その後を継ぐ超音速旅客機は現れていません.コンコルドは燃費が悪いことにより運航コストが非常に高いことが問題でした.また超音速飛行すると大きなソニックブームが発生することから、陸上を超音速飛行することができず,路線が限られてしまったことも,ビジネスとして成功しなかった一因でした.JAXAでは 2002(平成 14)年から 2005(平成 17)年にかけて NEXST-1(小型超音速実験機)飛行実験により,空気抵抗を下げて燃費を良くする技術を実証しました.また,2011(平成 23)年から D-SEND プロジェクトにより,ソニックブームが小さくなる機体設計技術のコンセプトを実証しようとしています.このように,超音速旅客機が抱える課題を解決する鍵技術を取得し,JAXA 独自の「静かな超音速旅客機」の機体概念を提示します.

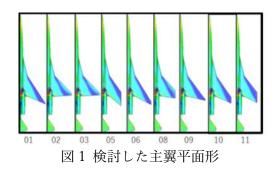
http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/

JSS2 利用の理由

超音速機統合設計技術の研究開発においては,超音速機が民間機として成立することを示すため小型 超音速旅客機のシステム設計研究を実施しており,その空力性能や騒音特性を把握するのにスパコン を活用している.

● 今年度の成果

静粛超音速機統合設計技術の研究開発事業で進められている低抵抗技術研究開発において,巡航性能 と低速性能の両立を目的とした,主翼平面形検討を実施した.後退角とアスペクト比を変数として複数 の主翼平面形のパラメトリックスタディを行った.



● 成果の公表

- 口頭発表
- 1) 湯原達規,上野篤史,牧野好和,"小型超音速旅客機の主翼平面形に関する概念検討", 日本航空宇宙 学会,宇宙航空研究開発機構,第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技 術シンポジウム,1A06,国立オリンピック記念青少年総合センター,2017 年 6 月 29 日

● 計算情報

プロセス並列手法	MPI
スレッド並列手法	自動並列
プロセス並列数	300
1ケースあたりの経過時間	1.00 時間

● 利用量

総資源に占める利用割合※1(%):0.89

内訳

計算資源		
計算システム名	コア時間(コア・h)	資源の利用割合※2 (%)
SORA-MA	5,616,847.60	0.74
SORA-PP	315,231.36	3.95
SORA-LM	5,570.59	2.87
SORA-TPP	0.00	0.00

ファイルシステム資源		
ファイルシステム名	ストレージ割当量(GiB)	資源の利用割合※2 (%)
/home	366.40	0.25
/data	12,584.53	0.23
/ltmp	8,203.13	0.62

アーカイバ資源		
アーカイバシステム名	利用量(TiB)	資源の利用割合※2 (%)
J-SPACE	3.05	0.13