

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

開催日：平成28年7月6日

開催場所：金沢歌劇座

2016年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 開催趣意書	1
2. 実行委員会 委員名簿	3
3. プログラム	4
4. 発表資料	
① 課題説明, 橋本敦 (JAXA), 実行委員会	5
② 実験説明 (1), 上野真 (JAXA)	11
③ 実験説明 (2), 小池俊輔 (JAXA)	19
④ FaSTAR による NASA-CRM 空力解析, 橋本敦, 石田崇, 青山剛史 (JAXA), 林謙司, 竹川国之, 上島啓司 (菱友システムズ)	25
⑤ Cflow ソルバーによる各種格子での空力解析, 安田英将 (KHI)	29
⑥ TAS と MEGG3D 格子による支持装置有無での NASA CRM 解析, 伊藤靖, 村山光宏, 山本一臣 (JAXA), 田中健太郎 (菱友システムズ)	37
⑦ PC での FaSTAR 並列計算による航空機クリーン形態シミュレーション, 小林大志, 伊藤嘉晃, 松島紀佐 (富山大)	43
⑧ BCM-TAS カップリングソルバーを用いた NASA CRM 解析, 牧野真弥, 福島裕馬, 三坂孝志, 大林茂 (東北大), 廣瀬拓也, 佐々木大輔 (金沢工大)	57
⑨ DG 法・SV 法による解析, 澤木悠太, 浅田啓幸, 澤田恵介 (東北大)	71
⑩ 階層型直交格子法と埋め込み境界法の組み合わせによる解析 (その 2), 玉置義治, 原田基至, 今村太郎 (東京大院)	85
⑪ Unsteady Simulations of the CRM using a Lattice-Boltzmann Approach, André Ribeiro (Exa Corporation)	97
⑫ Aerodynamic analysis of the CRM model using a transonic Lattice-Boltzmann formulation, 小形 研哉 (電通国際情報サービス)	105
⑬ 遷音速流れ場における非定常圧力計測のための感圧塗料技術の現状, 杉岡洋介, 沼田大樹, 浅井圭介 (東北大学), 中北和之, 小池俊輔, 中島努 (JAXA)	119
⑭ まとめ, 橋本敦 (JAXA), 実行委員会	127
⑮ 企業における CFD 活用の取り組みと展望, 吉本稔 (MHI)	185

Aerodynamics Prediction Challenge (APC) 企画趣意書

1983年に初回が開催された航空宇宙技術研究所(当時)の航空機計算空気力学シンポジウムが、我が国の航空宇宙分野における計算空気力学技術の発展を牽引したことは論じるまでもありません。第1回のシンポジウム論文集(NAL SP-1)の巻頭言では、当時の武田峻所長が「各分野の研究者や技術者の皆様に研究発表と意見交換の場を提供し、それによって航空機設計技術の発展に寄与する」と記しています。その意思是30年以上経過した現在においても航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(ANSS)に引き継がれています。しかし、膨大な技術情報へのアクセスを容易に実現するインターネットの発達は、学生や研究者と民間技術者の交流の機会を減少させ、近年の計算空気力学研究が航空機設計開発現場の求める研究課題や方向性を見失う一因になっているのではないかと危惧されます。

今日の計算空気力学手法は、80年代には想像できなかった計算機ハードウェアの著しい発展と数々の新しい計算技術に支えられ、航空機設計開発に不可欠なツールと認識されるまでに至りました。しかし一方、計算空気力学手法の成熟度が高まるに連れて、定常流れ場に対する計算空気力学手法はある種のスタンダードが認知浸透し、設計開発現場では宇宙航空研究開発機構(JAXA)の標準コードや商用コードの活用も進められるなど、計算空気力学研究に停滞感が出てきているのも事実です。計算空気力学の停滞は、空気力学研究のパートナーである風洞技術の高度化にも影響を与えかねません。この停滞感を打破し、いま一度新たな高みを目指すには、航空機設計開発現場の求める研究課題や方向性が具体的に示されることが重要だと思われます。

このAPCと名付けられたワークショップでは、実機開発に活用されている計算空気力学課題や将来の利用が期待されるテーマを選定し、JAXAで取得された風洞試験データとの詳細な比較を行うことによって、計算空気力学ならびに風洞技術の発展に求められる新たな課題を抽出しその解決を共同で模索することを目指します。APC参加者による新たな課題への挑戦は、計算空気力学研究や風洞技術開発を活性化させ、機会の減少が懸念される産官学交流を促し、最終的には我が国の航空宇宙産業の発展と欧米に次ぐ第3極としてのプレゼンス向上に貢献することが期待されます。産官学がそれぞれの立場からAPCを活用していただくことを望んでいます。

APC 実行委員会 代表
澤田恵介 (東北大学)
松尾裕一 (JAXA)
浜本滋 (JAXA)

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II) の開催について

昨年度、第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(流力 ANSS)内で開催した First Aerodynamics Prediction Challenge (APC-I)は、JAXA、大学、産業界から、たくさんの参加者にお集まりいただき、大盛況のうちに終えることができました。その成果は、JAXA の特別資料 (JAXA-SP-15-005) で出版し、オンラインで公開されています。資料では、参加者全員の発表資料と集計データが掲載されており、総ページ数は 272 ページになりました。それに引き続き、11 月に開催された第 53 回飛行機シンポジウムでは、フォローアップの企画講演を実施しました。集計結果や全体討論を通して、現状の CFD や風洞試験における様々な課題が明らかになりました。それらの APC-I の素晴らしい成功を受けて、関係者皆様のご要望により、前回の開催から 1 年ですが、Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)を開催することになりました。流力 ANSS は従来から 2 日間の開催ですが、今年度は 3 日間開催とし、その初日に APC-II を単独開催することにしました。初めての試みであり、不安もありましたが、初日の APC-II には予想をはるかに超える 100 名以上の参加者が集まり、最先端の CFD と風洞試験の発表を聞き、議論は大いに盛り上がりました。

APC の真髄は名前にもある通り Challenge です。今回は、空力弾性効果と支持干渉効果の両方を考慮することで、高いレベルでの CFD と風洞試験の比較を実現することができました。これは、米国の Drag Prediction Workshop と比較しても、決して負けないレベルだと思います。また、世界に先駆けて、非常に難しい問題の 1 つである遷音速バフエットを課題に設定し、これに対応した非定常圧力計測データを公開しました。さらに、APC では、設定された課題に対し、従来手法だけでなく、直交格子、高次精度非構造格子、格子ボルツマンなど、多様性に富んだ新しい手法で取り組まれています。その結果、今までにはない、豊富なデータが集まりました。

APC の成果を公開するため、JAXA 特別資料として出版します。JAXA、大学、産業界を含む All-Japan のチームに、今回は海外からの参加者も加わり、一丸となって、CFD の難題に挑んだ成果です。参加者全員の発表資料と集計データを掲載しました。これらの成果が、今後の CFD と風洞試験の発展に寄与することを期待しています。

APC 実行委員会

Aerodynamics Prediction Challenge 実行委員会 委員名簿

代表	澤田恵介	東北大学大学院	工学研究科	航空宇宙工学専攻
代表	松尾裕一	JAXA	航空技術部門	数値解析技術研究ユニット
代表	浜本滋	JAXA	航空技術部門	空力技術研究ユニット
委員	松島紀佐	富山大学大学院	理工学研究部	機械知能システム工学専攻
委員	今村太郎	東京大学大学院	工学系研究科	航空宇宙工学専攻
委員	吉本稔	三菱重工業株式会社	総合研究所	流体研究部 空力研究室
委員	越智章生	川崎重工業株式会社	航空宇宙カンパニー	技術本部研究部 空力技術課
委員	中北和之	JAXA	航空技術部門	次世代航空イノベーションハブ
委員【事務局】	青山剛史	JAXA	航空技術部門	数値解析技術研究ユニット
委員【事務局】	上野真	JAXA	航空技術部門	次世代航空イノベーションハブ
委員【事務局】	橋本敦	JAXA	航空技術部門	数値解析技術研究ユニット

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II) プログラム



開催日：2016年7月6日(水) 13:30~18:00 (13:00受付開始)

第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム内で実施

ワークショップ "Aerodynamics Prediction Challenge" (1) 司会：松尾裕一(JAXA)				
開始時刻	終了時刻	発表時間	講演タイトル	発表者
13:30	13:35	0:05	開会挨拶	澤田恵介(東北大)
13:35	13:40	0:05	課題説明	橋本敦(JAXA)
13:40	13:50	0:10	実験説明(1)	上野真(JAXA)
13:50	14:00	0:10	実験説明(2)	小池俊輔(JAXA)
以降、計算結果の発表				
14:00	14:10	0:10	FaSTARによるNASA-CRM空力解析	橋本敦、石田崇、青山剛史(JAXA)、○林謙司、竹川国之、上島啓司(菱友システムズ)
14:10	14:20	0:10	Cflowソルバーによる各種格子での空力解析	○安田英将(KHI)
14:20	14:30	0:10	TASとMEGG3D格子による支持装置有無でのNASA CRM解析	○伊藤靖、村山光宏、山本一臣(JAXA)、田中健太郎(菱友システムズ)
14:30	14:40	0:10	PCでのFaSTAR並列計算による航空機クリーン形態シミュレーション	○小林大志、伊藤嘉晃、松島紀佐(富山大)

ワークショップ "Aerodynamics Prediction Challenge" (2) 司会：浜本滋(JAXA)				
開始時刻	終了時刻	発表時間	講演タイトル	発表者
14:55	15:05	0:10	BCM-TASカップリングソルバーを用いたNASA CRM解析	○牧野真弥、福島裕馬、三坂孝志、大林茂(東北大)、廣瀬拓也、佐々木大輔(金沢工大)
15:05	15:15	0:10	DG法・SV法による解析	○澤木悠太、浅田啓幸、澤田恵介(東北大)
15:15	15:25	0:10	階層型直交格子法と埋め込み境界法の組み合わせによる解析(その2)	○玉置義治、原田基至、今村太郎(東京大学大学院)
15:25	15:35	0:10	Unsteady Simulations of the CRM using a Lattice-Boltzmann Approach	○André Ribeiro (Exa Corporation)
15:35	15:45	0:10	Aerodynamic analysis of the CRM model using a transonic Lattice-Boltzmann formulation	○小形 研哉(電通国際情報サービス)
15:45	15:55	0:10	遷音速流れ場における非定常圧力計測のための感圧塗料技術の現状	○杉岡洋介、沼田大樹、浅井圭介(東北大)、中北和之、小池俊輔、中島努(JAXA)

ワークショップ "Aerodynamics Prediction Challenge" (3) 司会：澤田恵介(東北大)				
	終了時刻	発表時間	講演タイトル	発表者
	16:30	0:20	まとめ	橋本敦(JAXA)
	17:10	0:40	全体討論	澤田恵介(東北大)

特別企画 Networking Session 司会：浅井圭介(東北大)				
	終了時刻	発表時間	講演タイトル	発表者
	17:55	0:35	企業におけるCFD活用の取り組みと展望	吉本稔(MHI)
	18:00	0:05	閉会挨拶	吉田憲司(JAXA)

第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
2016年7月6日(水)、金沢歌劇座



課題説明

ワークショップ実行委員会

内容



-
- APC-IIで取り組む主な課題
 - 形状
 - 課題
 - 課題1-1
 - 課題1-2
 - 課題1-3
 - その他

APC-IIで取り組む主な課題



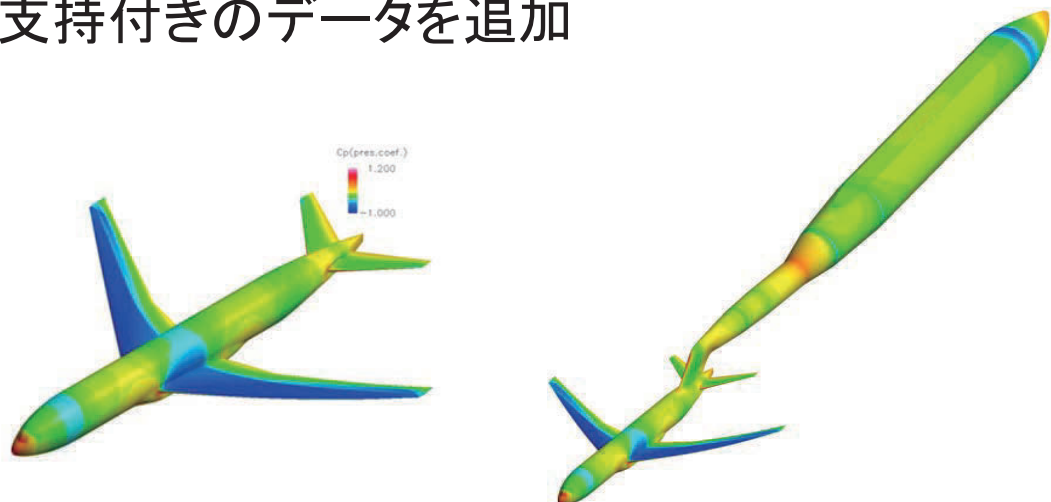
- CLの勾配が合わない
→低迎角の迎角の刻みをAPC-Iから3点増やして比較
- C_m のばらつきが大きい
→コンポーネント別の空力係数を集計して、原因を究明
→尾翼の C_p 分布を実験と比較
→尾翼の C_p は支持の影響が大きいいため、支持付きの計算も実施
- 非定常解析の検証データが無い
→JAXAで計測した風洞試験データを提供
→それに伴い、APC-Iから条件(迎角、 Re 数など)を変更

3

形状



- 形状はNASA-CRM
- 風洞試験で計測した変形データを反映
- 支持付きのデータを追加



4

課題1-1(必須):迎角スイープ(支持無)



- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有
- 格子: Medium(1000万)相当
- 条件: $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: **-1.79deg**, -0.62deg, **0.32deg**, **1.39deg**, 2.47deg, 2.94deg, 3.55deg, 4.65deg, 5.72deg
- 提出データ:
 - 空力係数(C_D, C_L, C_m)
 - 圧力・摩擦の寄与に分解
 - コンポーネント別(主翼・胴体・尾翼の3つ)に分解
 - C_D, C_L, C_m のスパン方向分布
 - 表面 C_p 分布
 - 主翼・尾翼・後胴

5

課題1-2(任意):迎角スイープ(支持有)



- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有、**支持有**
- 格子: Medium(1000万)相当
- 条件: $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: **-1.79deg**, -0.62deg, **0.32deg**, **1.39deg**, 2.47deg, 2.94deg, 3.55deg, 4.65deg, 5.72deg
- 提出データ:
 - 空力係数(C_D, C_L, C_m)
 - 圧力・摩擦の寄与に分解
 - コンポーネント別(主翼・胴体・尾翼の3つ)に分解
 - C_D, C_L, C_m のスパン方向分布
 - 表面 C_p 分布
 - 主翼・尾翼・後胴・支持

6

課題1-3(任意): 非定常計算



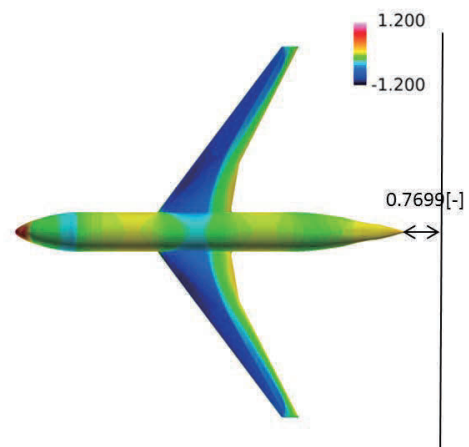
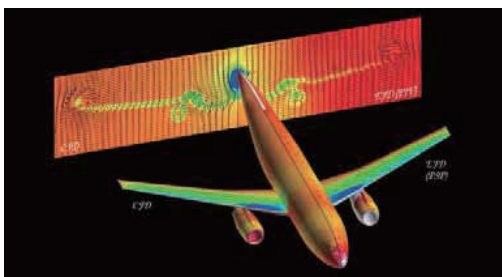
- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有
- 格子: 自由
- 条件: $M = 0.85$, $Re_c = 1.5 \times 10^6$, $T_{ref} = 282K$
- 迎角: $4.87deg$, $5.92deg$
- 提出データ: 空力係数(C_L, C_D, C_m)と表面 C_p 分布の平均量とRMS

7

その他

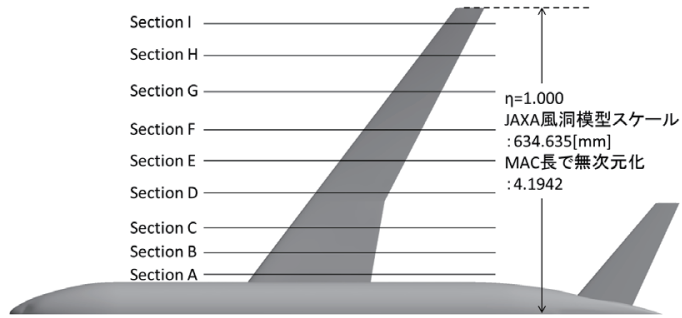


- APC-Iのフォローアップ及び関連研究

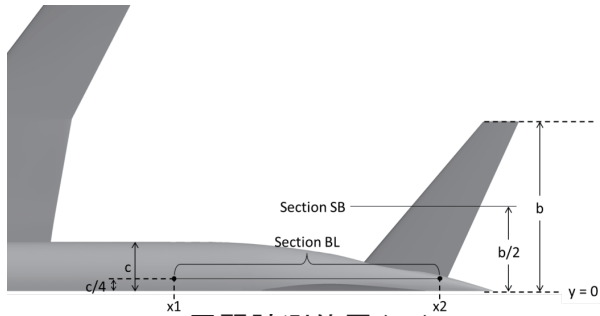


8

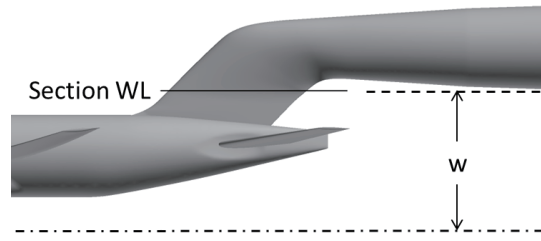
圧力計測位置



主翼計測位置 (A~I)



尾翼計測位置 (SB)
後胴計測位置 (BL)



支持装置計測位置 (WL)

実験説明(1)

宇宙航空研究開発機構
次世代航空イノベーションハブ
上野 真

趣旨

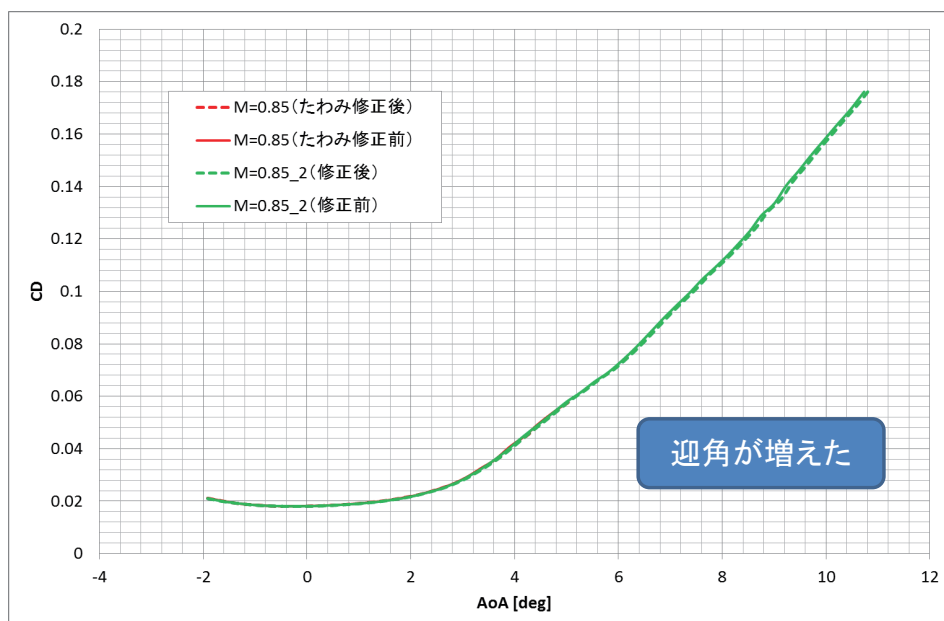
- NASA CRM 80%縮尺模型のJAXA 2m × 2m遷音速風洞風洞試験データについて、APC-Iで報告したデータに対する修正と追加公開データを説明する
 - 修正
 - ステイングたわみ係数の修正
 - 追加公開データ
 - 主翼揚力分布
 - 尾翼周り圧力分布
 - 後胴胴体表面圧力分布

スティングたわみ係数の修正

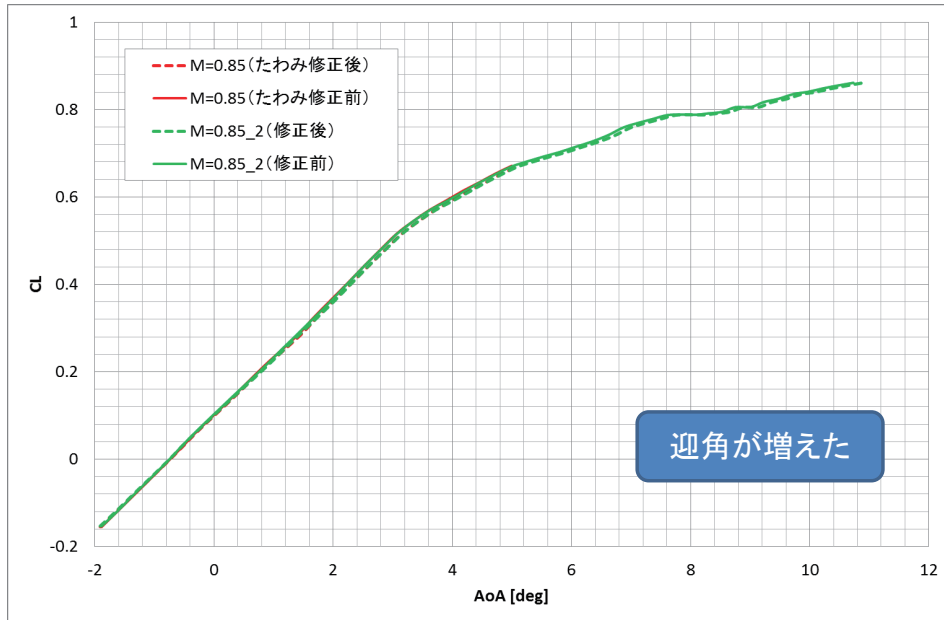


- 較正された最大荷重までの錘が無かったため、2500Nまでの荷重でたわみ係数をだしていたが、あらためて10000Nまで較正し直したところ、たわみ係数に違いが表れた

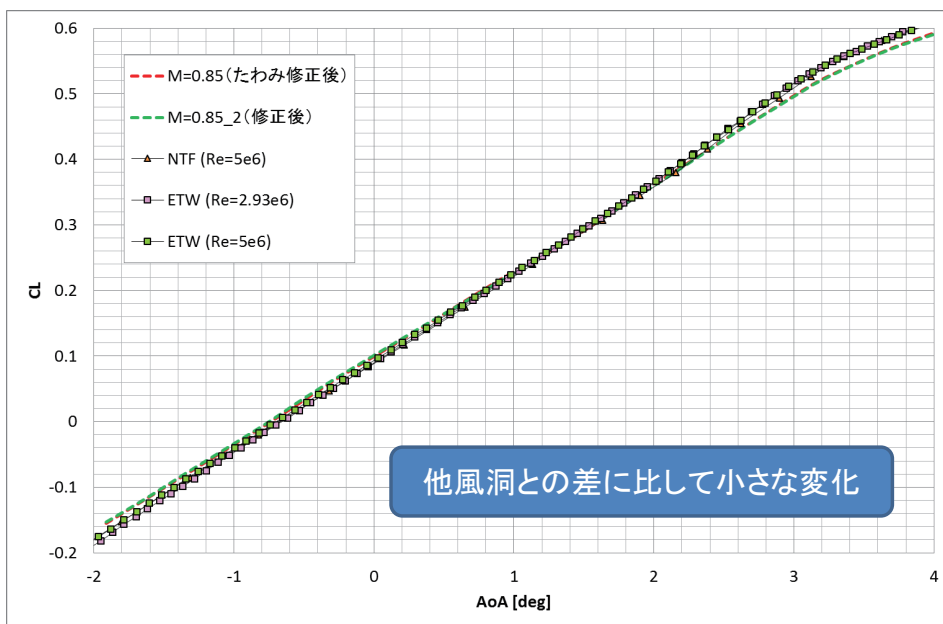
スティングたわみ係数の修正に伴う空力係数データの修正 (CD-AoA)



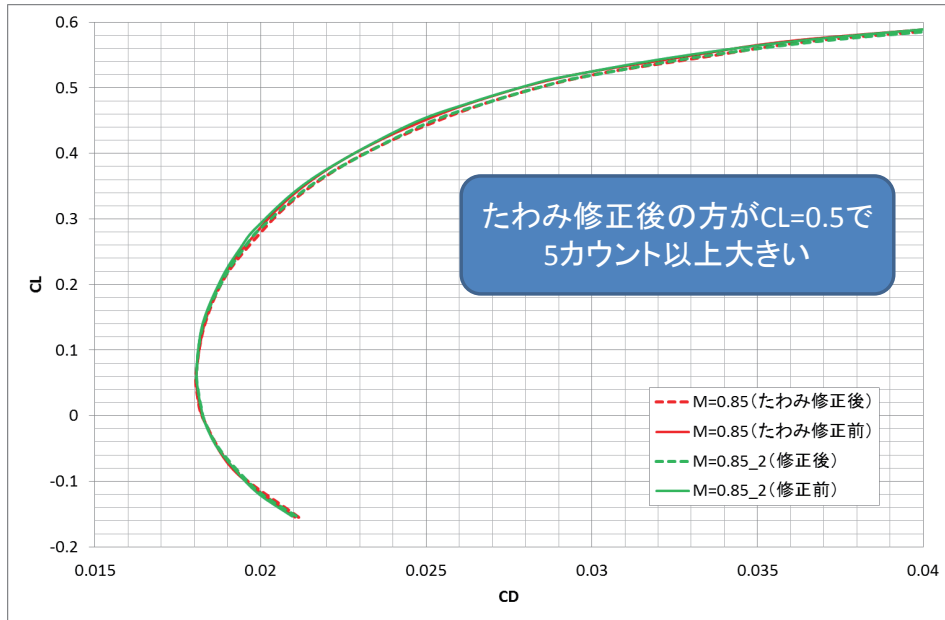
スティングたわみ係数の修正に伴う空力係数データの修正 (CL-AoA)



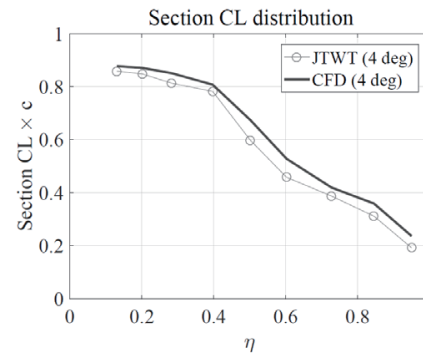
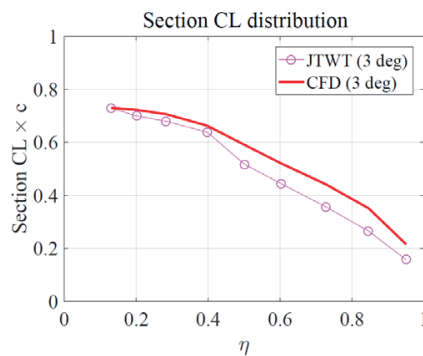
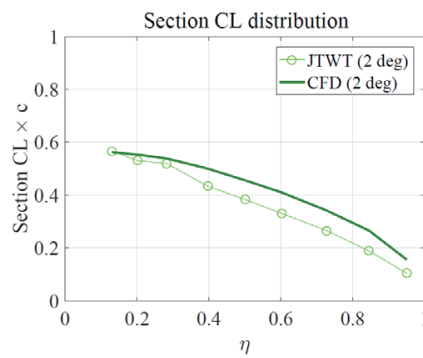
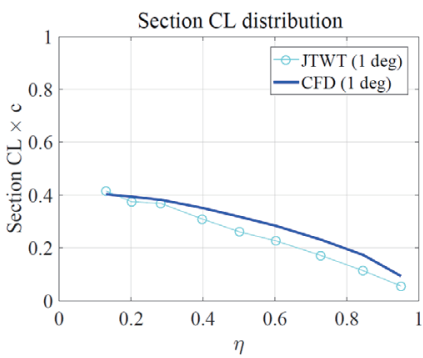
JAXA、NTF、ETWの比較



ステイングたわみ係数の修正に伴う 空力係数データの修正 (CL-CD)



主翼揚力分布データ

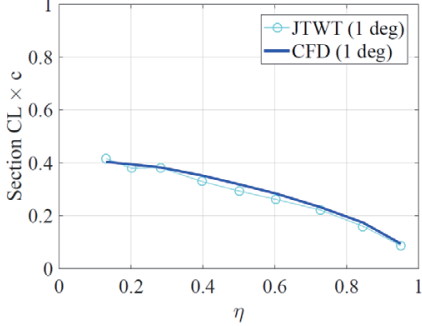


CFDはTAS
による

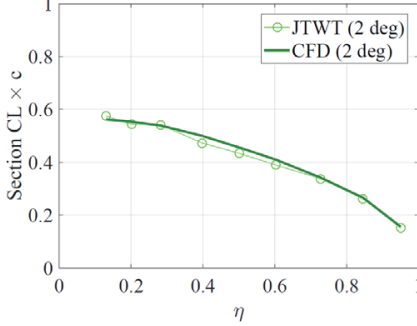
風洞試験
データは迎角
について内挿
後に積分

尾翼表面圧力分布の提供 (変形補正)

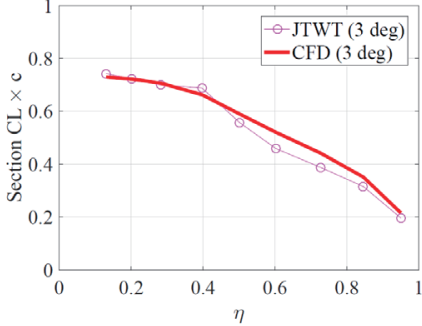
Section CL distribution with deformation corrections



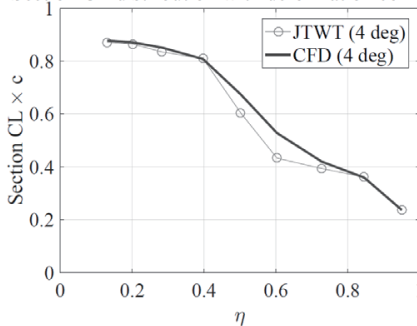
Section CL distribution with deformation corrections



Section CL distribution with deformation corrections



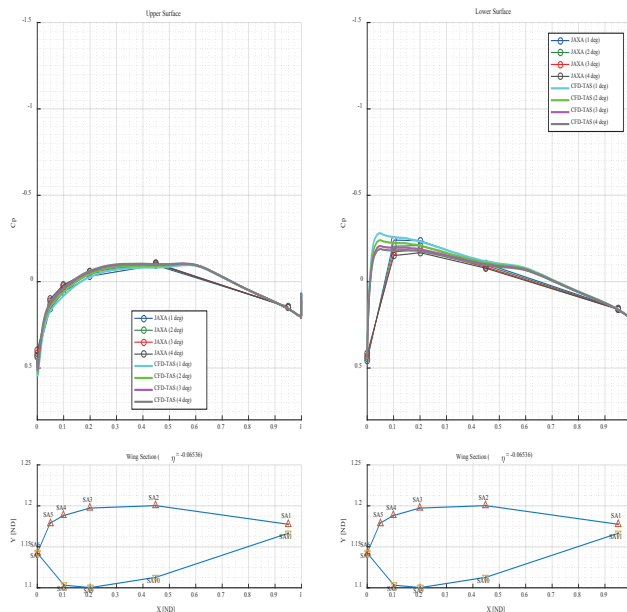
Section CL distribution with deformation corrections



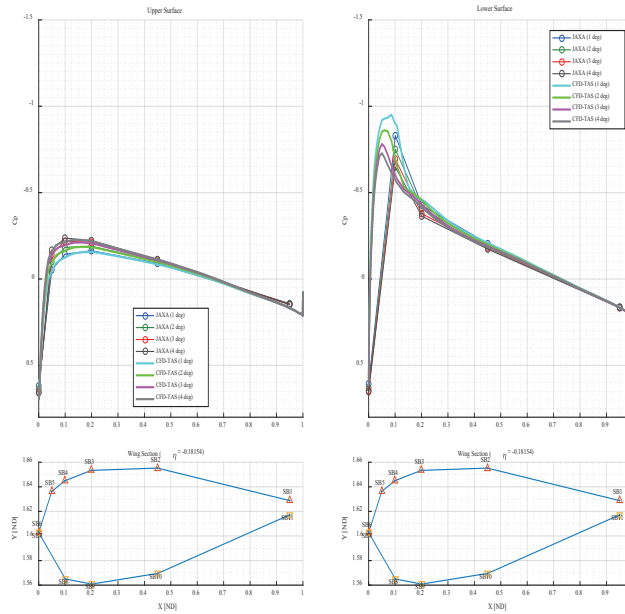
振じりデータからスパンごとに圧力分布を入れ替えて積分

手法:
Ueno, M., Kohzai, M., Koga, S., Kato, H., Nakakita, K., Sudani, N., and Nakamura, Y., "Normalization of Wind-Tunnel Data for NASA Common Research Model," Journal of Aircraft, Vol.52, No.5, pp.1535-1549, 2015.

尾翼圧力分布 (SA断面=15%スパン)



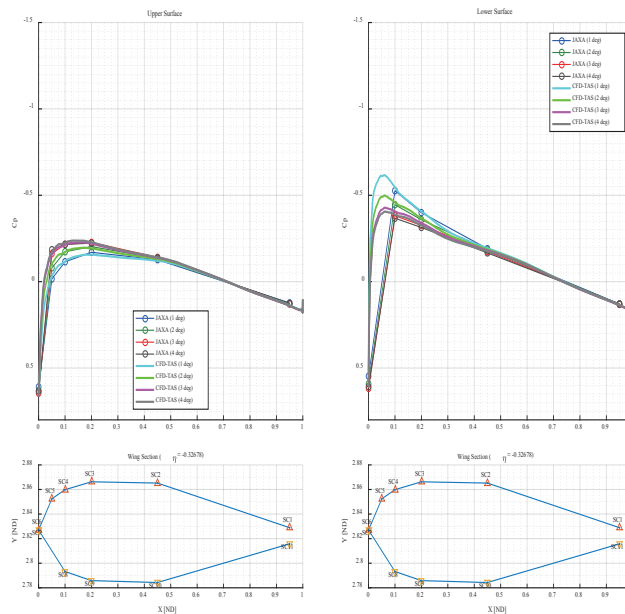
尾翼圧力分布 (SB断面=55%スパン)



研究報告2016年6月29日

11

尾翼圧力分布 (SC断面=95%スパン)



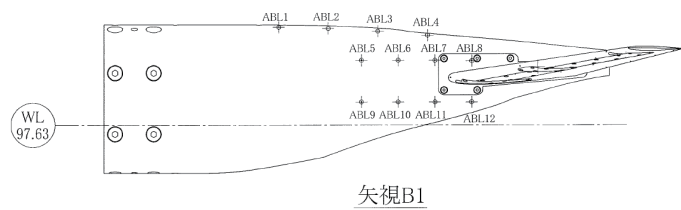
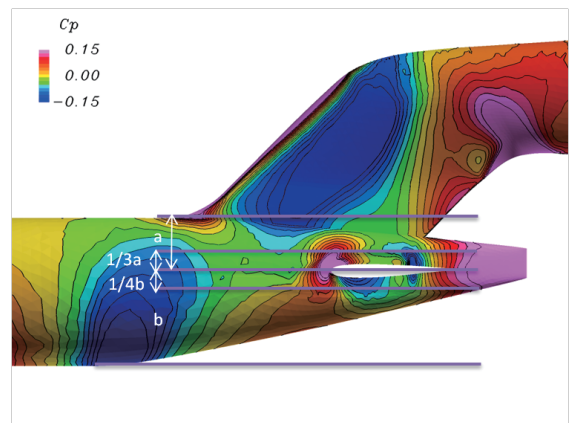
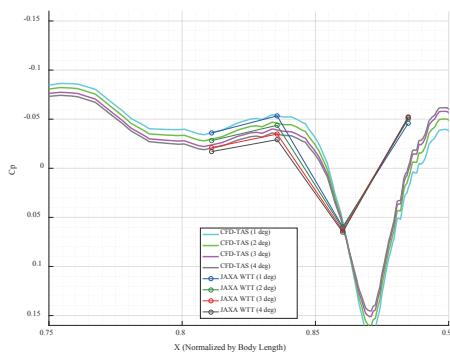
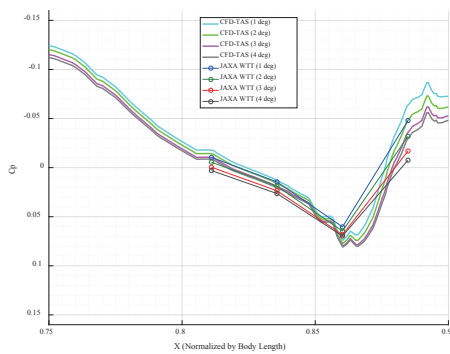
研究報告2016年6月29日

12

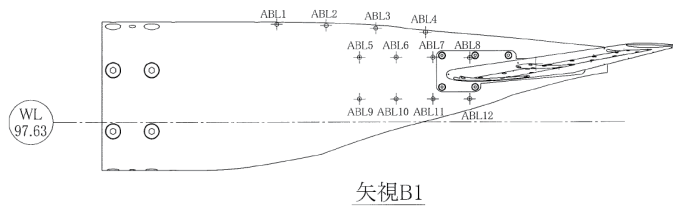
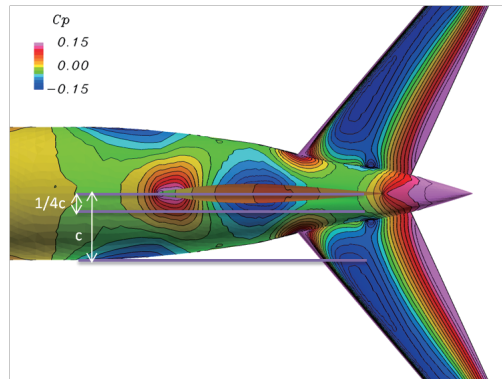
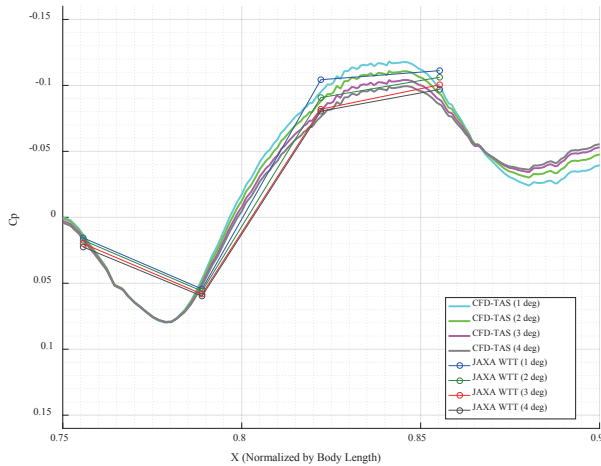
後胴胴体表面圧力分布の提供



後胴胴体表面圧力分布データ



後胴胴体表面圧力分布データ



APC-II (金沢 2016/7/6)



実験説明(2) (非定常圧力計測)

宇宙航空研究開発機構
次世代航空イノベーションハブ
○小池 俊輔

1

APC-II (金沢 2016/7/6)



関連情報, 文献, 発表

1. NASA-CRM非定常圧力特性取得試験(課題1-3に対応)
<https://cfdfs.chofu.jaxa.jp/apc/upc.html>

2. Koike et al., "Unsteady Pressure Measurement of Transonic Buffet on NASA Common Research Model," **AIAA-2016-4044**, 2016.
3. 小池ら, 「JAXA2mx2m遷音速風洞におけるNASA-CRM非定常圧力データの相関解析」, 1D02, 第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2016. (明日AM)
4. 小池ら, 「JAXA2mx2m 遷音速風洞におけるNASA-CRM非定常圧力特性取得試験」, 3B04, 第53回飛行機シンポジウム, 2015.

***文献4のみ旧スティングたわみ係数を使用. それ以外のデータは修正済み.**

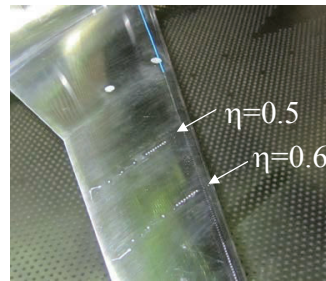
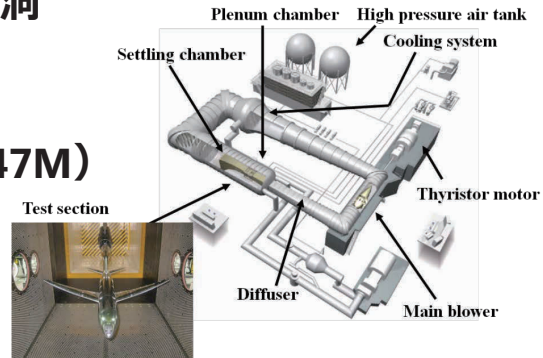
2

APC-II (金沢 2016/7/6)



風洞試験

- 風洞
JAXA 2m X 2m 遷音速風洞
 多孔壁カート(第4カート)
- 気流条件
M=0.85, Re=1.515M (0.947M)
 P0=80kPa (50kPa)
 T0= about 323K 50°C
- 模型
80% 縮尺NASA CRM模型
 右主翼は新規に製作
 非定常圧力センサ24点埋め込み
 Re数ごとにラフネスを選定



3

APC-II (金沢 2016/7/6)



風洞試験条件一覧

Run No. (Experiment number)	4910	4911	4912	4913	4917	4914	4915	4916
Uniform flow and wind tunnel operation conditions								
Mach number				0.85				
Reynolds number			1.515x10 ⁶			0.947x10 ⁶		
Total pressure [kPa]			80			50		
Total temperature [K]			323					
Angle of stator [deg]		25		15	25	25		
Rotation frequency of fan blade [rpm]		530 - 545		595-608	530 - 545	530	533-550	
Due point [K]	265.5	266.1	261.6	256.6	257.3	260	252.6	255.9
Model conditions								
Trip dots		80kPa-1			80kPa-2	50kPa-2(*3)		50kPa-1
Marker	glued		N/A		glued	N/A		glued
Measurements								
Balance			measured			N/A		measured
Steady pressure			measured			N/A		measured
Unsteady pressure			measured			N/A		measured
Model deformation	measured		N/A		measured	N/A		measured
Note		*1			*2	*3		

*1 Cover of middle body was opened and closed after Run No. 4910.

*2 Trip dots were removed after Run No. 4913. The trip dots in Run No. 4917 were attached after Run No. 4916.

*3 Transition of the boundary layer was checked using an infrared camera. A small number of trip dots were attached on the main wings.

4

APC-II (金沢 2016/7/6)



提供データ

- ・ 天秤データ
- ・ 圧力データ (圧力孔データ C_p , 非定常データ $C_{p_{RMS}}$)
- ・ 主翼変形量データ (圧力計測を実施した右翼を提供)

* 注意点

※支持装置のたわみ補正用係数を修正したため、迎角は旧データから変化しています。

$\alpha = 4.87\text{deg}$ (修正前) $\rightarrow \alpha = 4.94\text{deg}$ (修正後)

$\alpha = 5.92\text{deg}$ (修正前) $\rightarrow \alpha = 6.00\text{deg}$ (修正後)

この修正に伴い、CFDは以下の実験結果と比較します。

$\alpha = 4.87\text{deg}$ (CFD) $\rightarrow \alpha = 4.84\text{deg}$ (EXP)

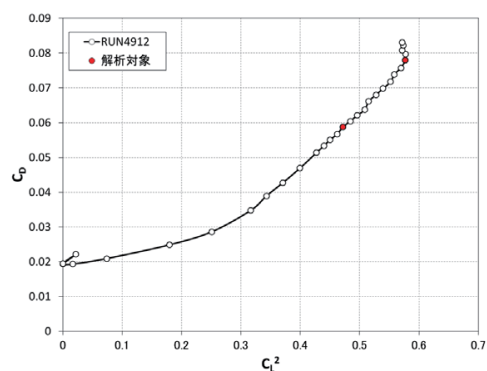
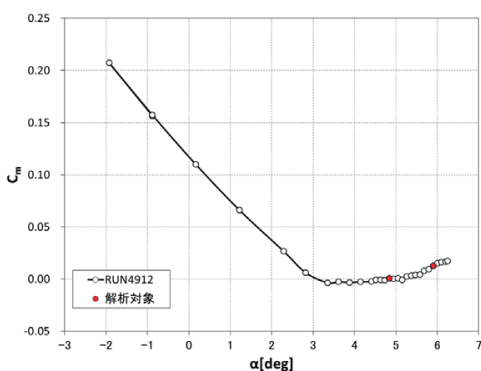
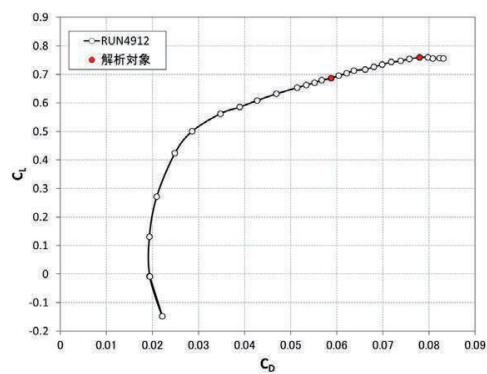
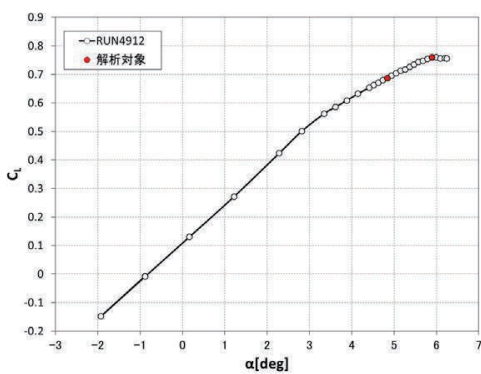
$\alpha = 5.92\text{deg}$ (CFD) $\rightarrow \alpha = 5.90\text{deg}$ (EXP)

5

APC-II (金沢 2016/7/6)



天秤データ



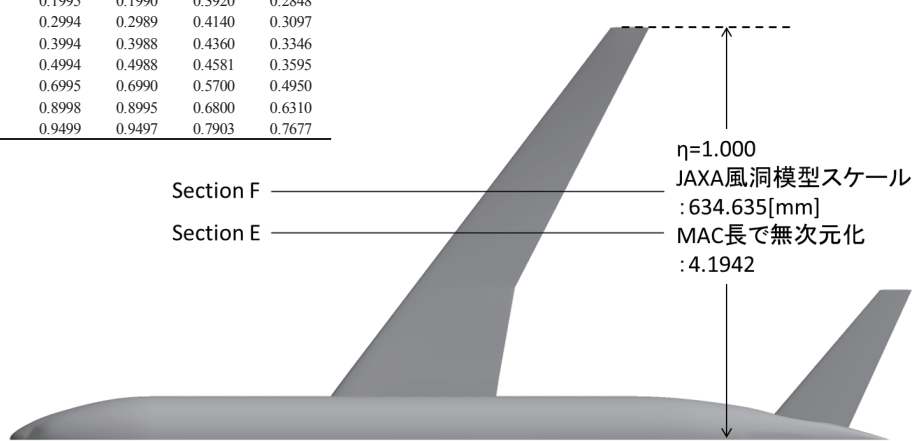
6

APC-II (金沢 2016/7/6)



圧力センサー位置

Ports/Sensors	Steady		Unsteady	
Spanwise location, $\eta=y/(b/2)$	0.5021	0.6028	0.4997	0.6004
Local chord length c [mm]	136.27	120.63	136.27	120.63
x/c				
Port 1	0.0000	0.0000	0.2819	0.1605
Port 2	0.0099	0.0097	0.3040	0.1854
Port 3	0.0248	0.0245	0.3260	0.2102
Port 4	0.0497	0.0494	0.3480	0.2351
Port 5	0.0996	0.0992	0.3700	0.2600
Port 6	0.1995	0.1990	0.3920	0.2848
Port 7	0.2994	0.2989	0.4140	0.3097
Port 8	0.3994	0.3988	0.4360	0.3346
Port 9	0.4994	0.4988	0.4581	0.3595
Port 10	0.6995	0.6990	0.5700	0.4950
Port 11	0.8998	0.8995	0.6800	0.6310
Port 12	0.9499	0.9497	0.7903	0.7677

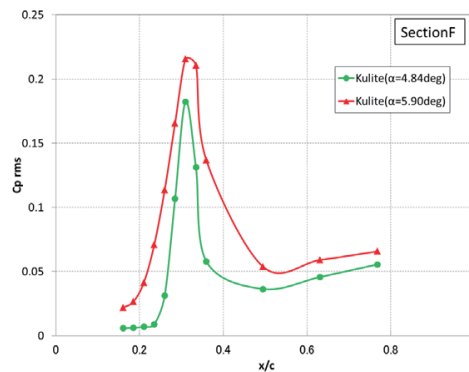
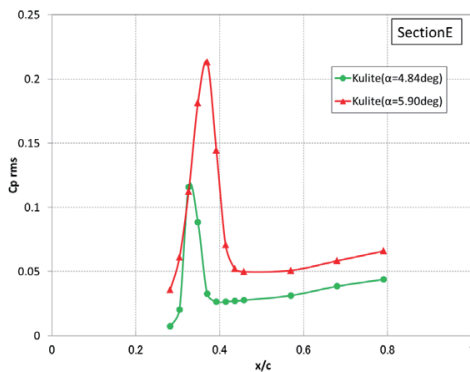
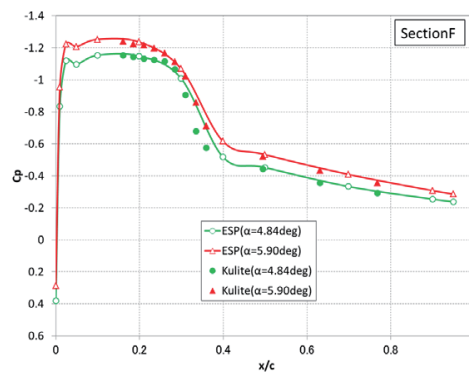
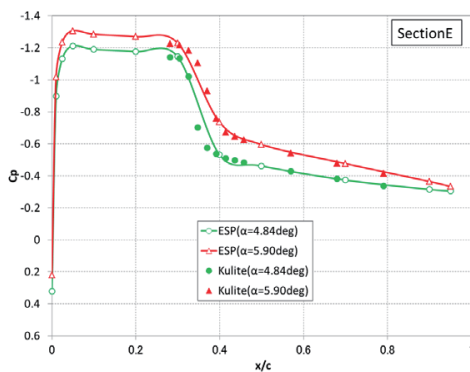


7

APC-II (金沢 2016/7/6)



圧力データ

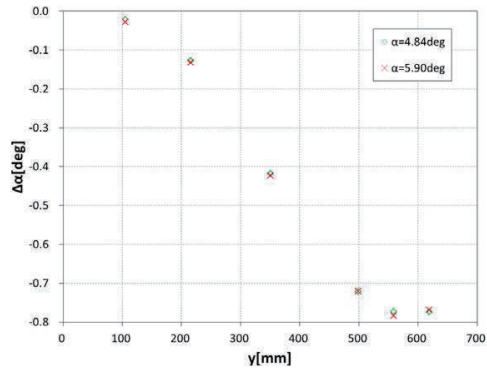
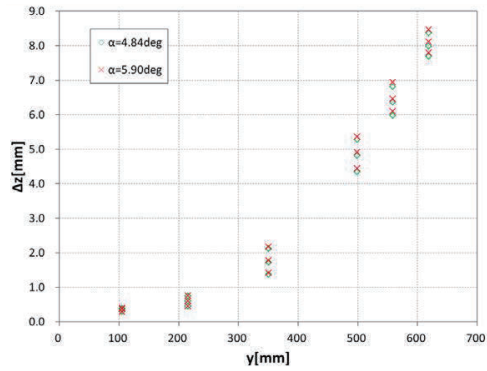


8

APC-II (金沢 2016/7/6)



変形計測データ (RunNo.4911)

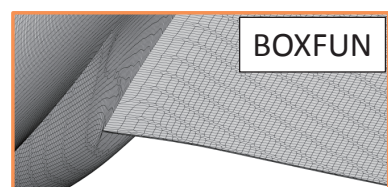
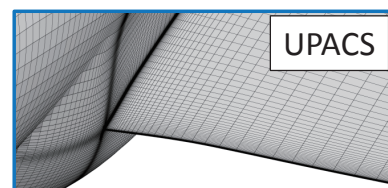
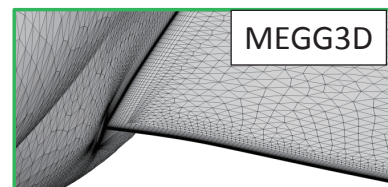
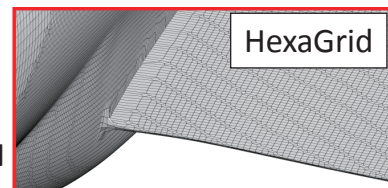


FaSTARによるNASA-CRM空力解析

橋本敦、石田崇、青山剛史 (JAXA)
○林謙司、竹川国之、上島啓司 (菱友システムズ)

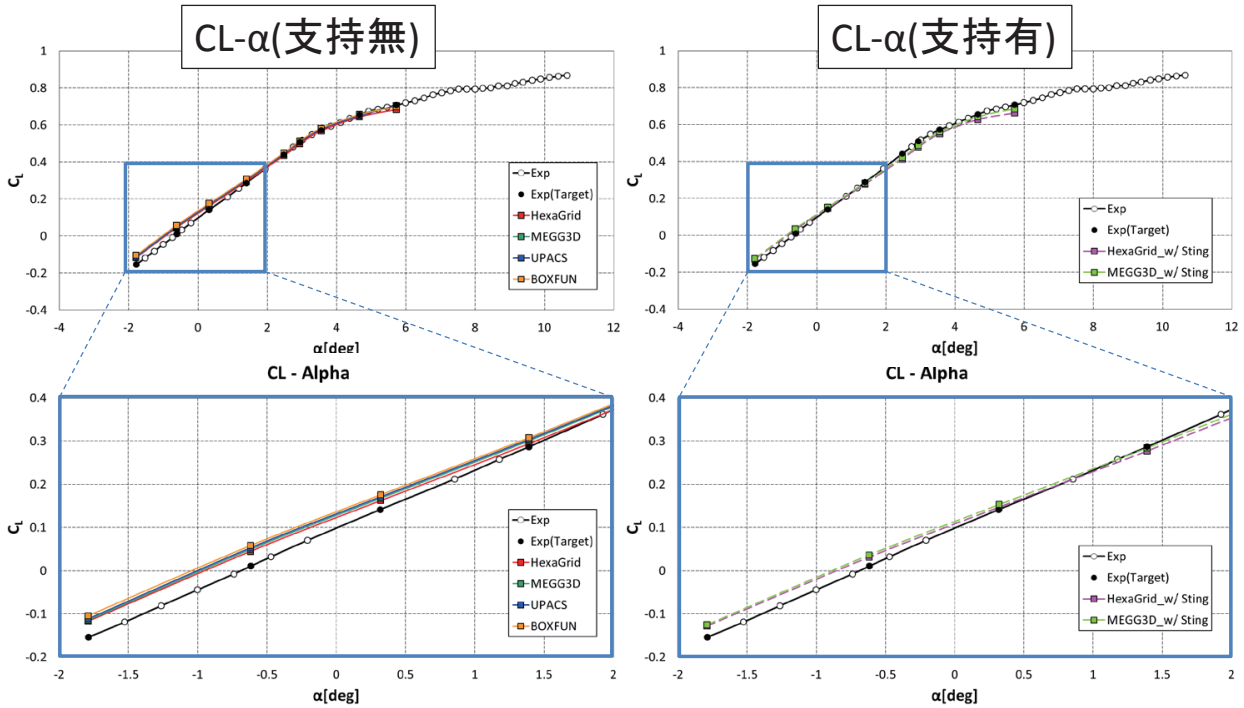
課題1-1,1-2の解析手法

- 流体解析ソルバ: FaSTAR
 - 計算格子
 - 課題1-1: HexaGrid, MEGG3D, UPACS, BOXFUN
 - 課題1-2: HexaGrid, MEGG3D
 - 有限体積法
 - セル節点法: MEGG3D
 - セル中心法: その他の格子
 - 非粘性流束: HLLEW
 - 高次精度化: U-MUSCL ($\chi=0.5$)
 - 勾配計算: GLSQ
 - 制限関数: Hishida (van Leer型)
 - 時間積分: LU-SGS (局所時間刻み)
 - 乱流モデル: SA-noft2-R-QCR2000





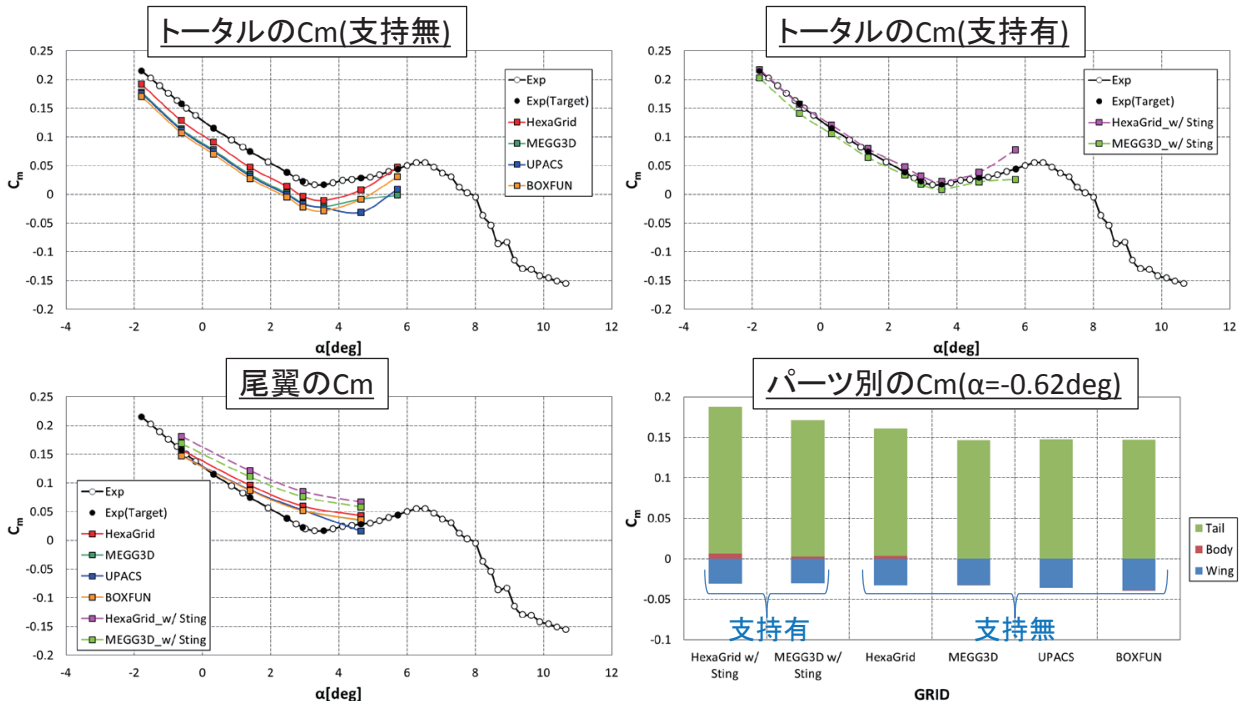
CLの勾配



格子による差は小さく、全体的に実験と良く一致
 支持を考慮することで実験の値に近づくが、低迎角の傾きは合っていない

3

Cmのばらつき



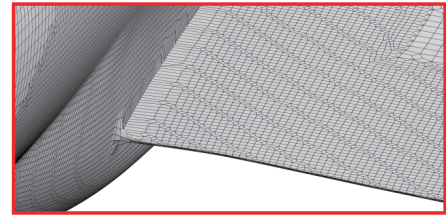
支持有することで、特に尾翼の値がシフトし、実験の結果に近づく
 HexaGridは他の格子より過大評価済み → 尾翼(バリ)が原因

4

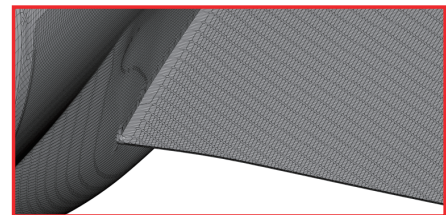
課題1-3の解析手法



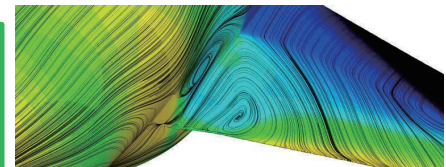
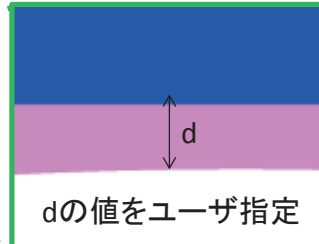
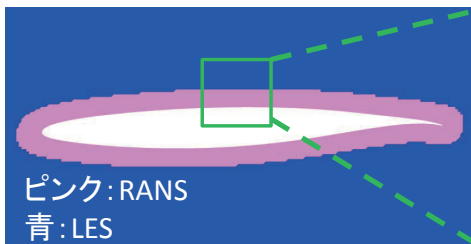
- 流体解析ソルバ: FaSTAR
 - 計算格子: HexaGrid(約8300万セル)
 - 有限体積法: セル中心法
 - 非粘性流束: HLLEW
 - 高次精度化: MUSCL
 - 勾配計算: GLSQ
 - 制限関数: Hishida(van Leer型)
 - 時間積分: LU-SGS(Dual Time Stepping)
 - 乱流モデル: Zonal-DES(SA-noft2-R)



課題1-1の格子

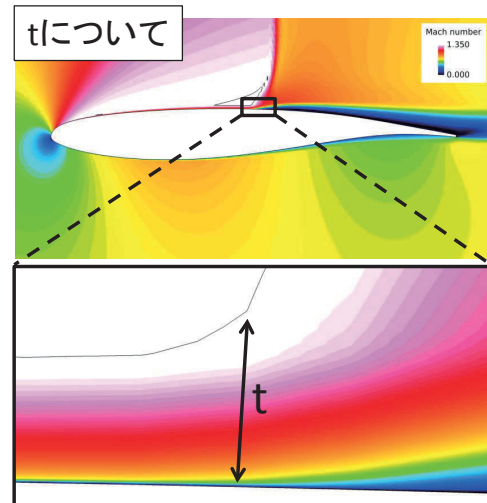
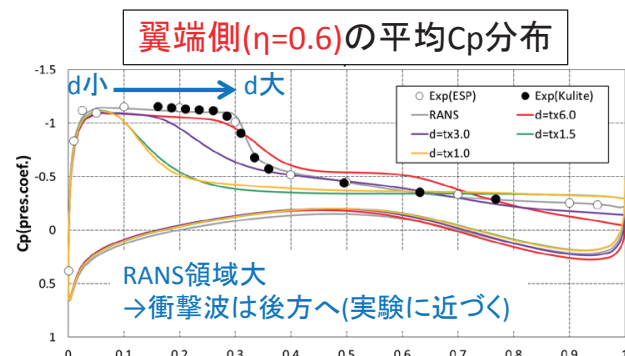
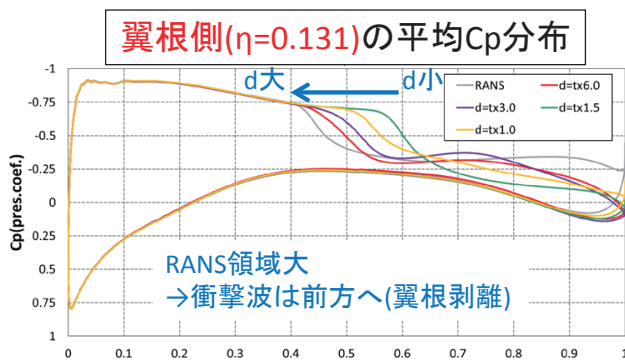


課題1-3の格子



この格子で定常解析すると、QCRなしで翼根剥離発生 5

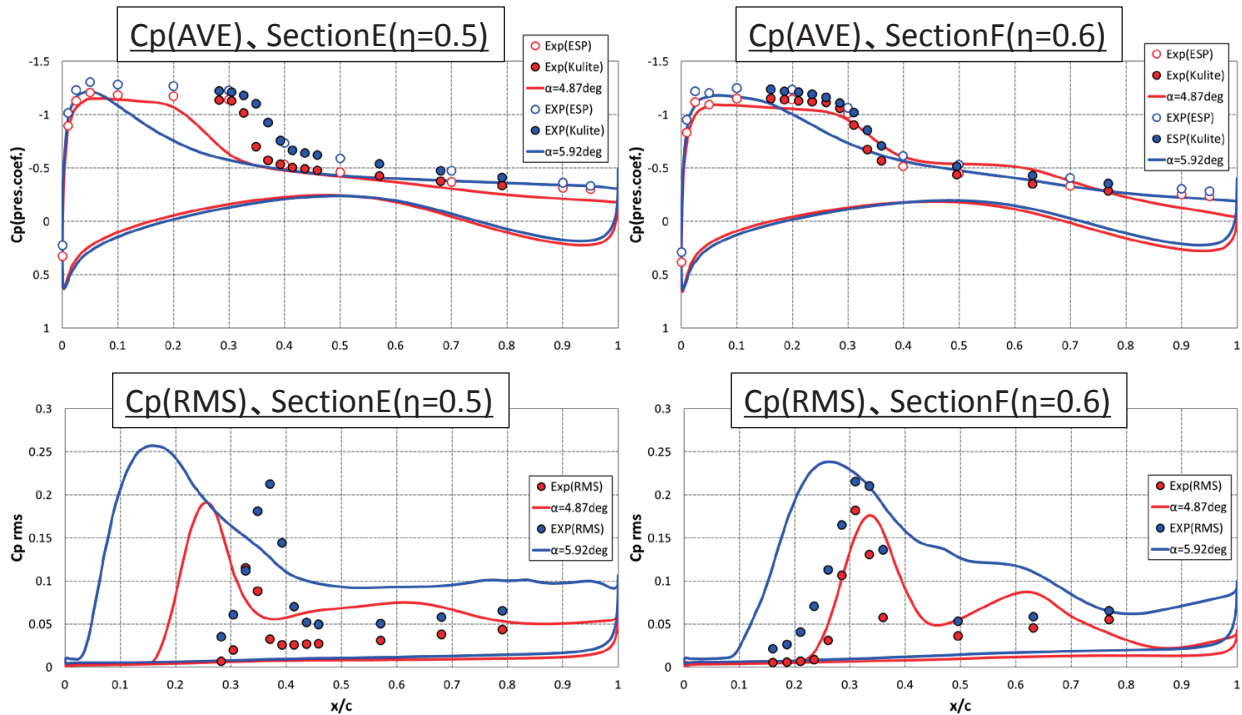
RANS/LES切替位置の影響



t: 事前のRANS計算結果の境界層厚み

RANS/LESの切替位置で結果に大きく影響
提出データにはd=tx6の結果を採用

バフェットのCp分布(d=tx6)



SectionEでは翼根剥離の影響を受け、衝撃波を実験より前縁側に予測
RMSのピーク値は実験と同じような値

7

まとめ



- 課題1-1, 1-2
 - 実験とは概ね良好に一致
 - 支持を考慮することで、さらに実験と近い結果
 - 低迎角のCLの傾きは実験と合わない
 - C_m のばらつきは尾翼の影響が大きい
- 課題1-3
 - RANS/LESの切り替え位置で結果に大きく影響
 - 衝撃波位置の予測に課題
 - C_p のRMS値のピークは実験に近い
 - RANS/LESの切り替え位置の設定には工夫が必要か？

8

Cflowソルバーによる各種格子での空力解析

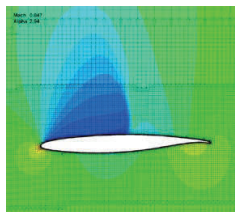
○安田 英将、永田 卓、上野 陽亮、越智 章生 (川崎重工業)

16KT009725

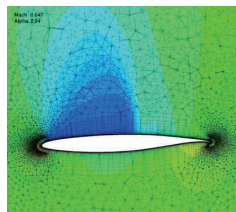


実施課題(X印)および発表内容(①~③)

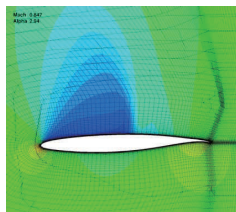
Grid	事務局提供格子			自作格子		マッハ数
	HexaGrid	MEGG3D	UPACS	PUFGG	Cflow	
Type	Cartesian +BL	Prism+Tetra (node base)	Structured	Structured +Prism	Cartesian +BL	
課題1-1 wbh形態、縦3分力	X	X	X	X ② 支持干渉効果	X	0.847
課題1-2 wbhs形態、縦3分力	X	X		X	X	
課題1-3 wbh形態、Buffet					X ③ パフェット	0.85



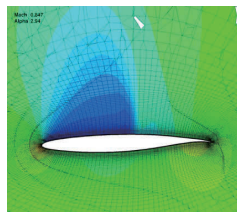
HexaGrid



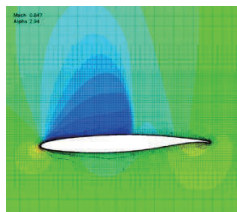
MEGG3D



UPACS



PUFGG



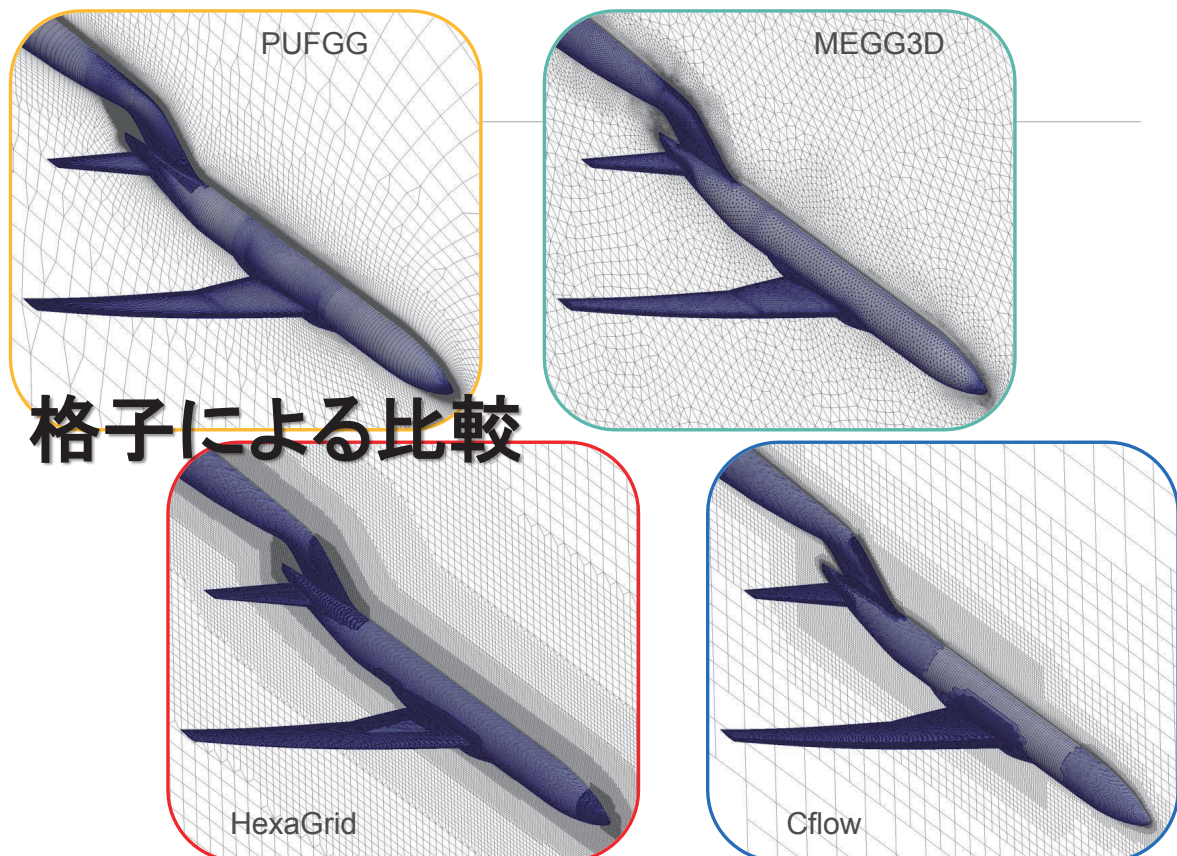
Cflow

断面格子@sectionE

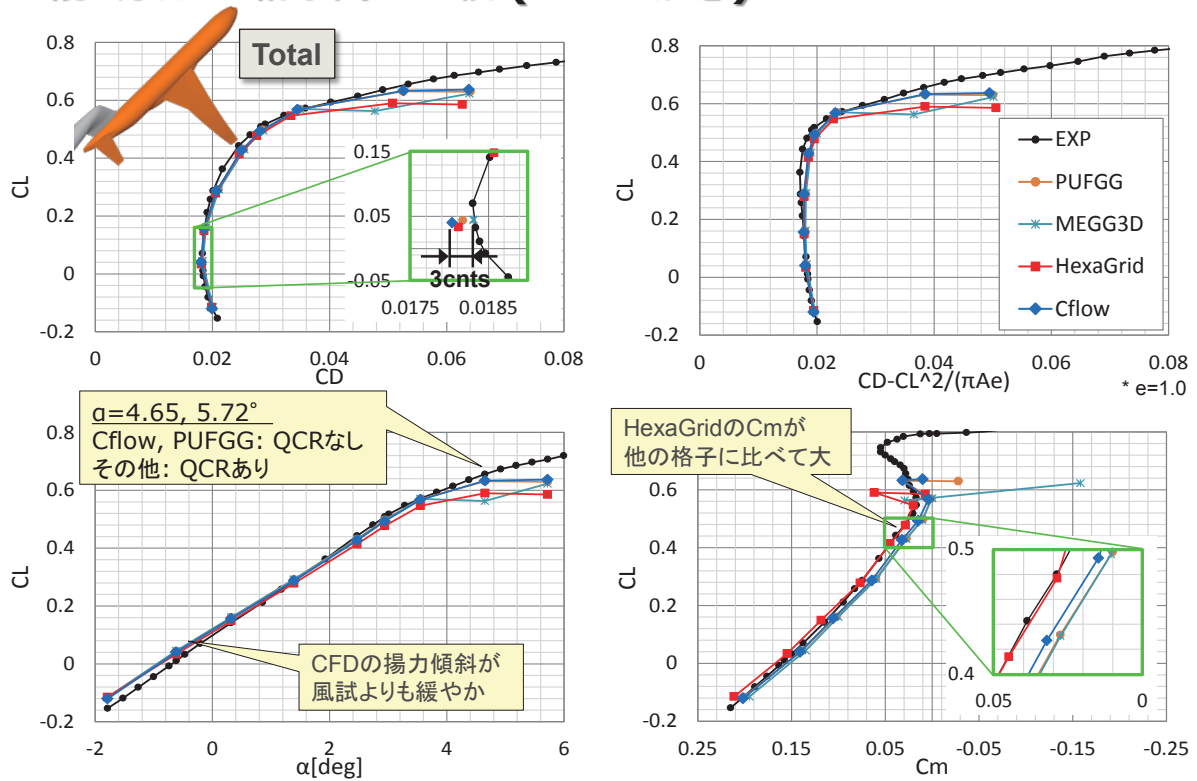
CFD解析手法

Cflowソルバーにおける数値解析手法

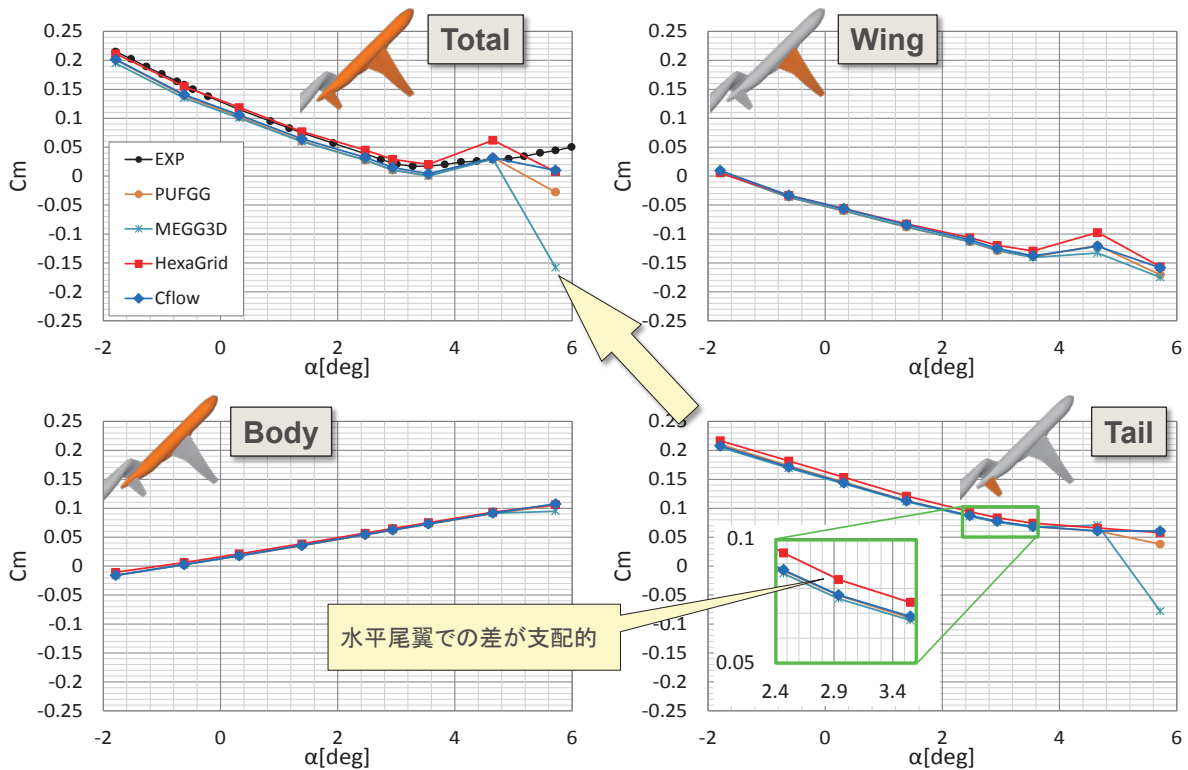
支配方程式	RANS(課題1-1, 1-2) / DDES(課題1-3)
空間の離散化	セル中心有限体積法 2次精度MUSCL
非粘性流束	SLAU
粘性流束	2次精度中心差分
乱流モデル	SA-noft2
時間積分	2次精度MFGS陰解法



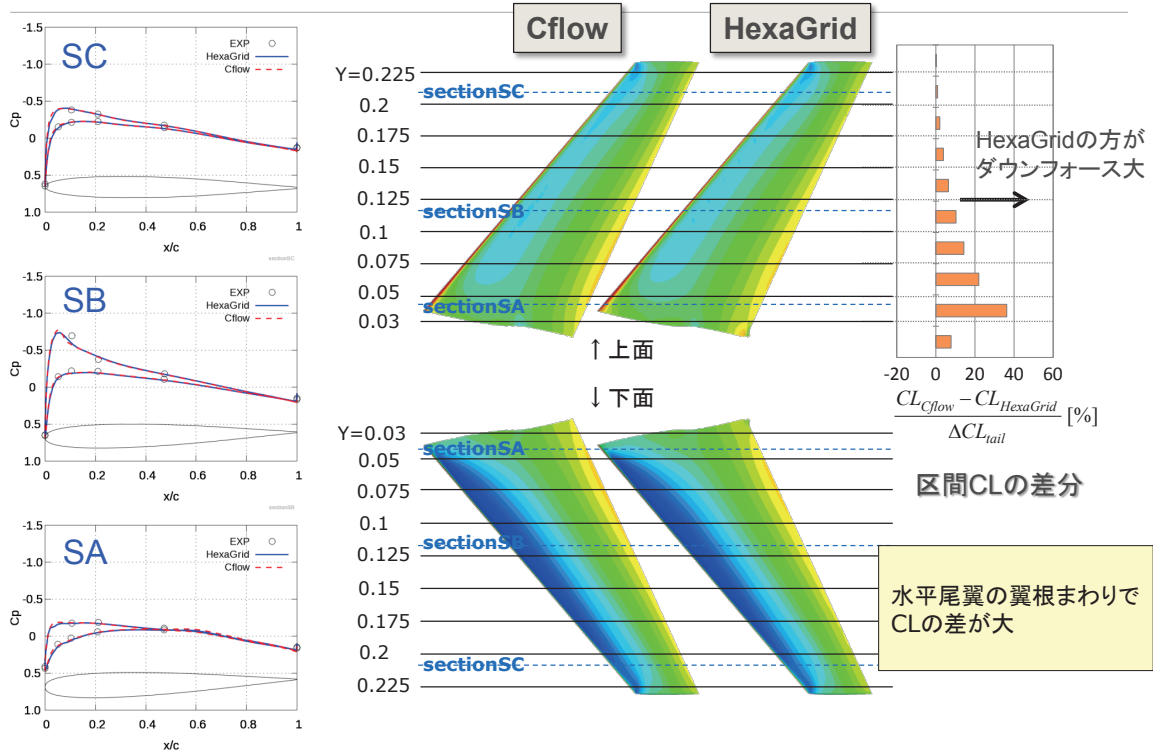
縦3分力 - 格子間の比較 (wbhs形態)



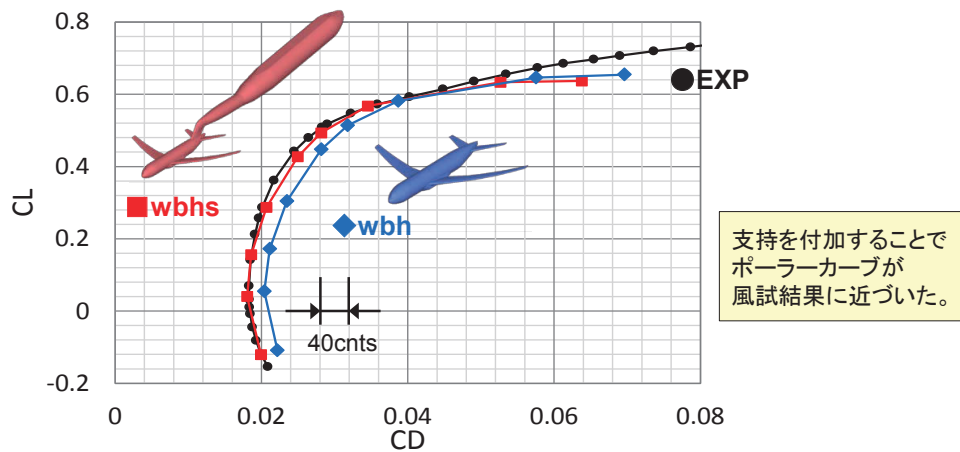
コンポーネント C_m - HexaGridの C_m が大きくなる原因



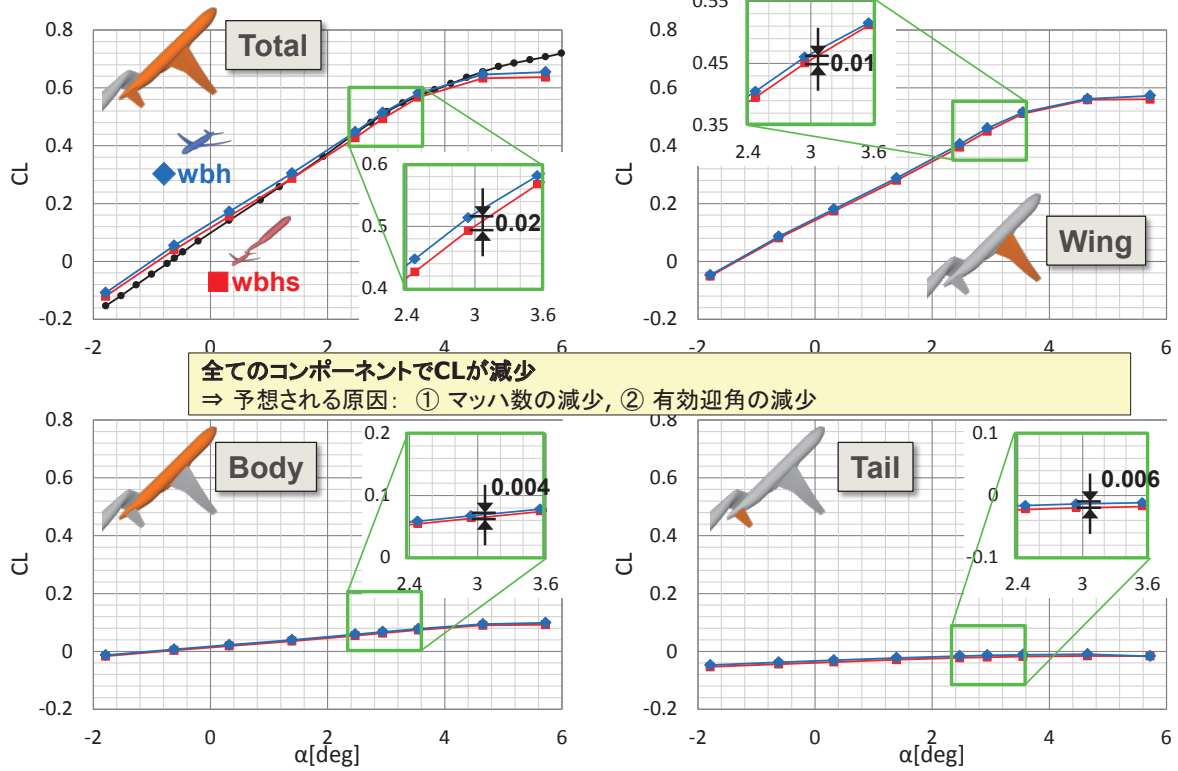
水平尾翼のCpと区間CL ($\alpha=2.94^\circ$, $CL_{total} \doteq 0.5$)



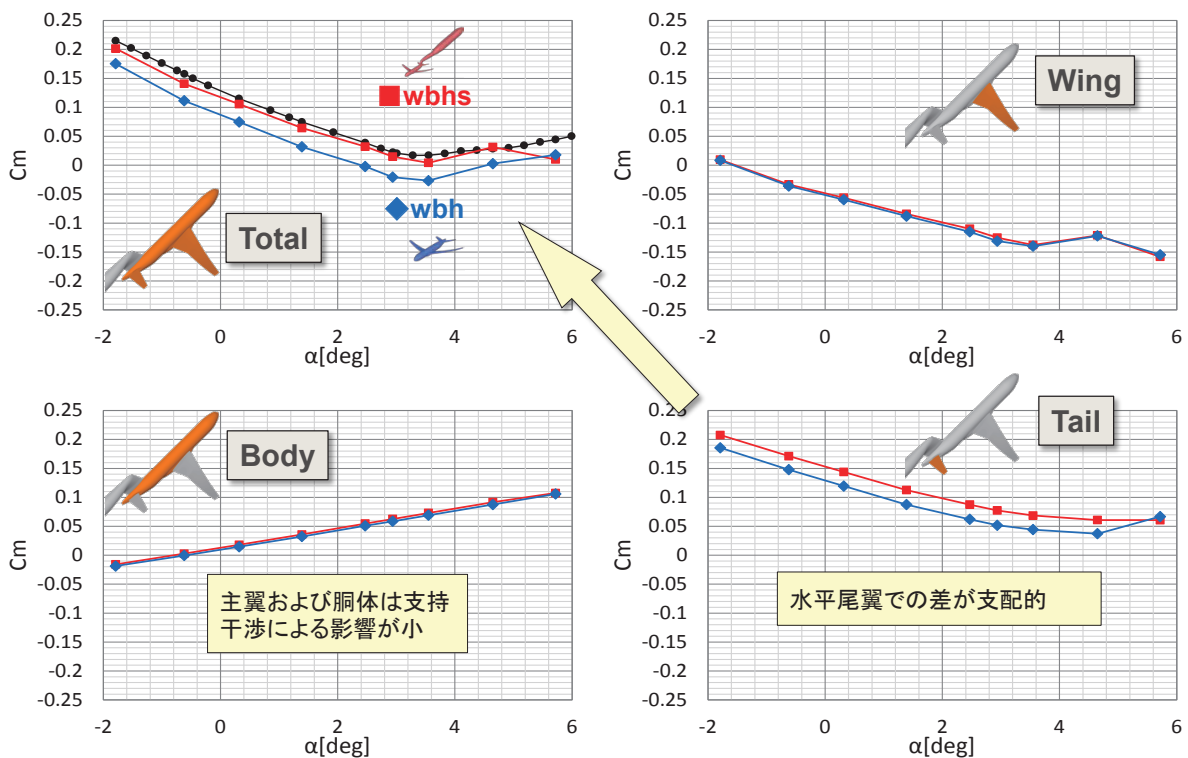
支持干渉効果 (Cflow格子)



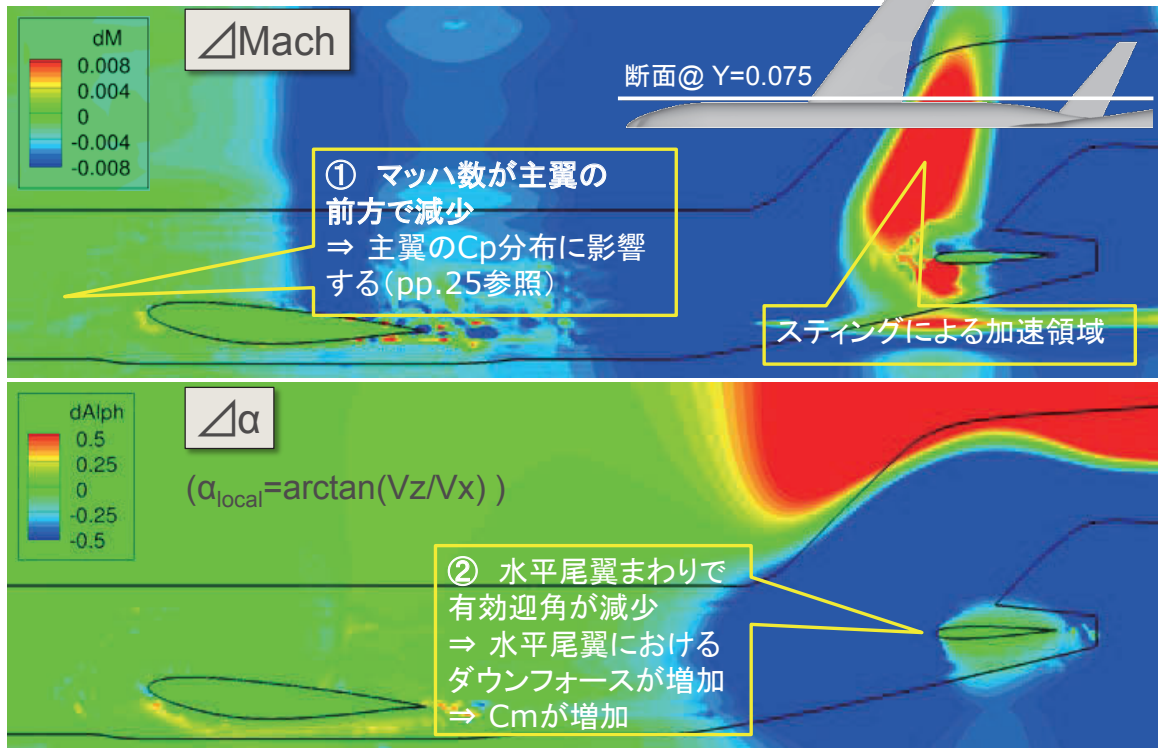
コンポーネントCL



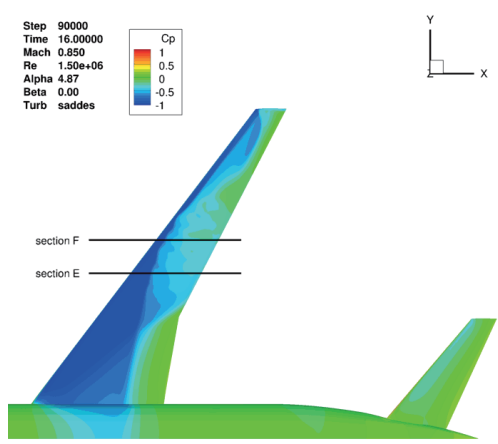
コンポーネントCm



局所マッハ数と迎角の差分 @Y=0.075 ($\Delta = wbhs - wbh$ 、 $\alpha = 2.94^\circ$ 、 $CL \doteq 0.5$)



バフェット解析 (Cflow格子)

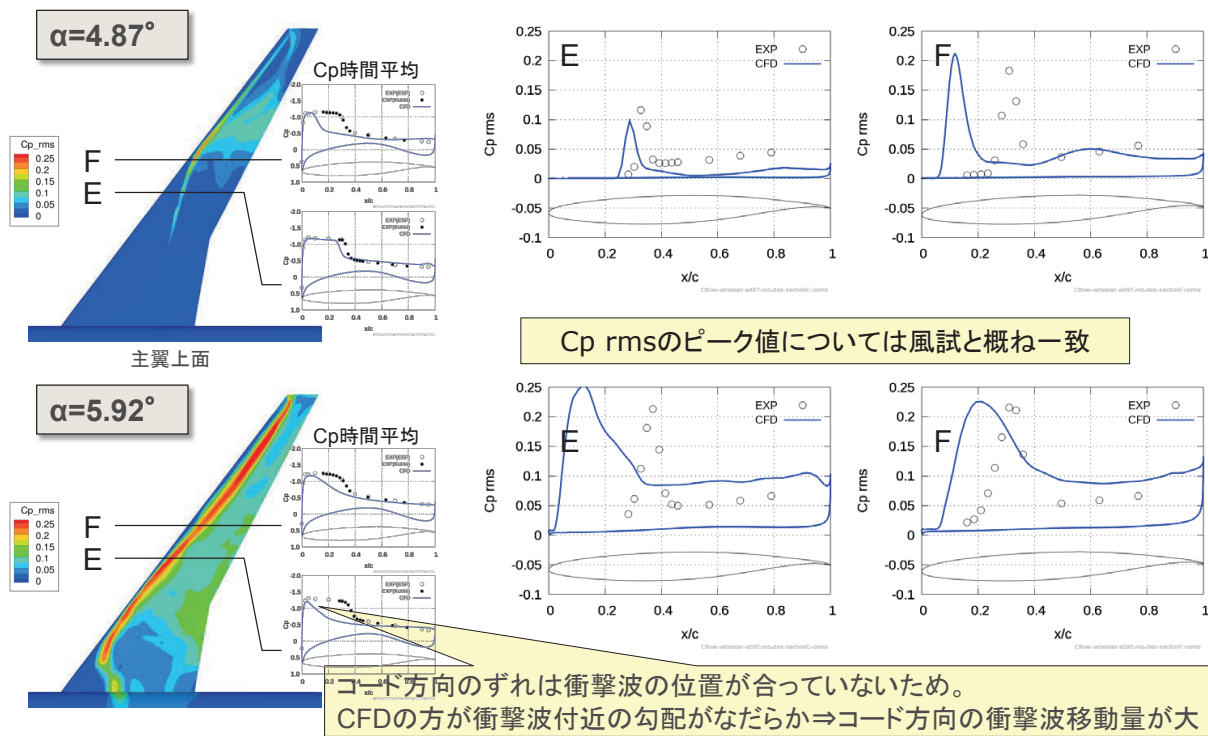


解析ケース

	マッハ数	迎角
課題1-3 wbh形態 Buffet	0.85	4.87 5.92

Cp rms

M=0.85, SA-DDES



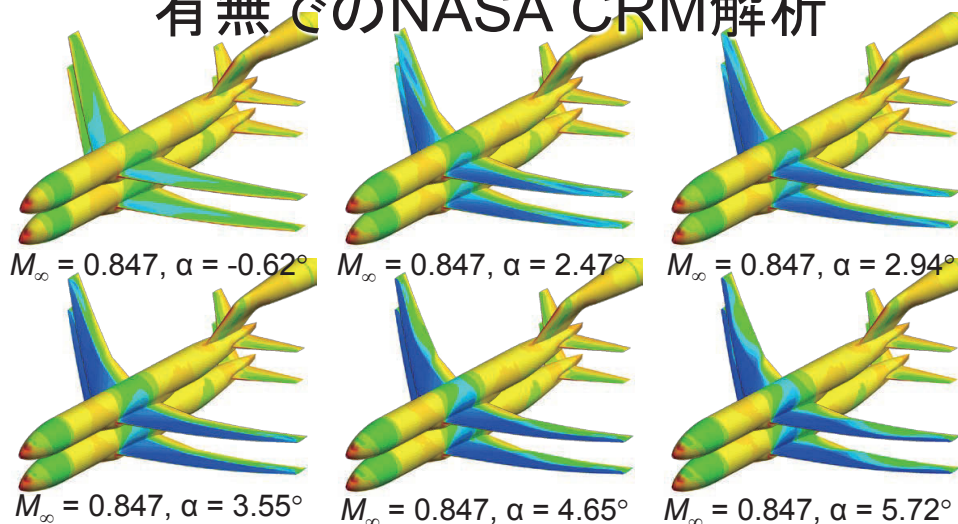
まとめ

- wbhs形態について、Cflowソルバーにより、4種類の格子(HexaGrid, MEGG3D, PUFFG, Cflow)でNASA-CRMの空力解析を実施した。
 - HexaGridのみ尾翼で発生するダウンフォースが他格子より大きいため、Cmが大きくなった。(HexaGridは水平尾翼格子が粗く翼根後縁にコブがあるが詳細な原因は不明)
- 支持付加による影響は以下の通りである。
 - **支持を模擬**することで、**縦3分力は風試結果に近づいた**。
 - ・ 全コンポーネントでCLが減少 ⇒ 模型周りのマッハ数が減少したため
 - ・ 水平尾翼のCmが+側にシフト ⇒ 水平尾翼まわりの局所迎角が減少したため
 - **揚力傾斜はほとんど変わらず**、風試とのずれは解消しなかった。
- バフェット解析を実施し、以下の結果を得た。
 - Cprmsのピーク値は風試結果と概ね一致した。
 - ピークのコード方向位置は、衝撃波の位置が合わないため一致しなかった。



Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)
2016/7/6

TASとMEGG3D格子による支持装置 有無でのNASA CRM解析



伊藤靖, 村山光宏, 山本一臣 (JAXA 航空技術部門)
田中健太郎 (菱友システムズ)



概要

- 背景
 - APC-1への参加
- 目的と解析手法
- 格子生成: MEGG3D
 - Suppressed Marching Direction法
 - 局所格子再生成法を用いた支持装置の付加
- 解析結果
 - 課題1-1, 1-2: 支持装置有無による空力係数の変化
- まとめ



APC-1への参加



- MEGG3D格子の提供と、TASを用いた解析結果を発表
 - 事務局の尽力による模型変形効果の考慮
 - SA乱流モデルではQCRを付加し、高迎角時の翼胴結合部の流れを適切に表現
 - 支持装置なしでは、高迎角時に実験値と比較し、剥離が大きい傾向
 - 支持干渉効果を考慮するため、支持装置を追加した解析を実施
 - $-0.62^\circ \leq \alpha \leq 4.65^\circ$ の範囲ではCFDで算出した空力係数は実験値により近づくことを示した
 - 支持装置により高迎角時の翼胴結合部の剥離が小さくなる可能性を示した
 - $\alpha = 5.72^\circ$ では実験値と C_M の傾向がずれる
- 現在の課題
 - 他のソルバーで支持装置を考慮した際の傾向: 一助として支持装置付きの格子も提供
 - 線形域に解析点を追加しても同様の傾向が得られるかどうか: 課題の一部として実施
 - 高迎角時の格子依存性確認: 未実施



目的

- APC-1で使用した支持装置付きCRM非構造格子を提供する
- 低迎角での計算点を追加し、支持装置の影響を調べる
 - 解析ソルバー: TAS Code
 - 乱流モデル: SA-noft2-R ($C_{rot} = 1$)-QCR2000
 - SpalartのQuadratic Constitutive Relationを考慮したSAモデル
 - Yamamoto *et al.*, AIAA Paper 2012-2895.

	TAS
格子タイプ	非構造格子
離散化	セル節点有限体積法
流束評価	HLLEW 2 nd -order with Venkatakrishnan's limiter
時間積分	LU-Symmetric Gauss-Seidel
乱流モデル	SA-noft2-R ($C_{rot} = 1$)-QCR2000



MEGG3Dでの格子生成

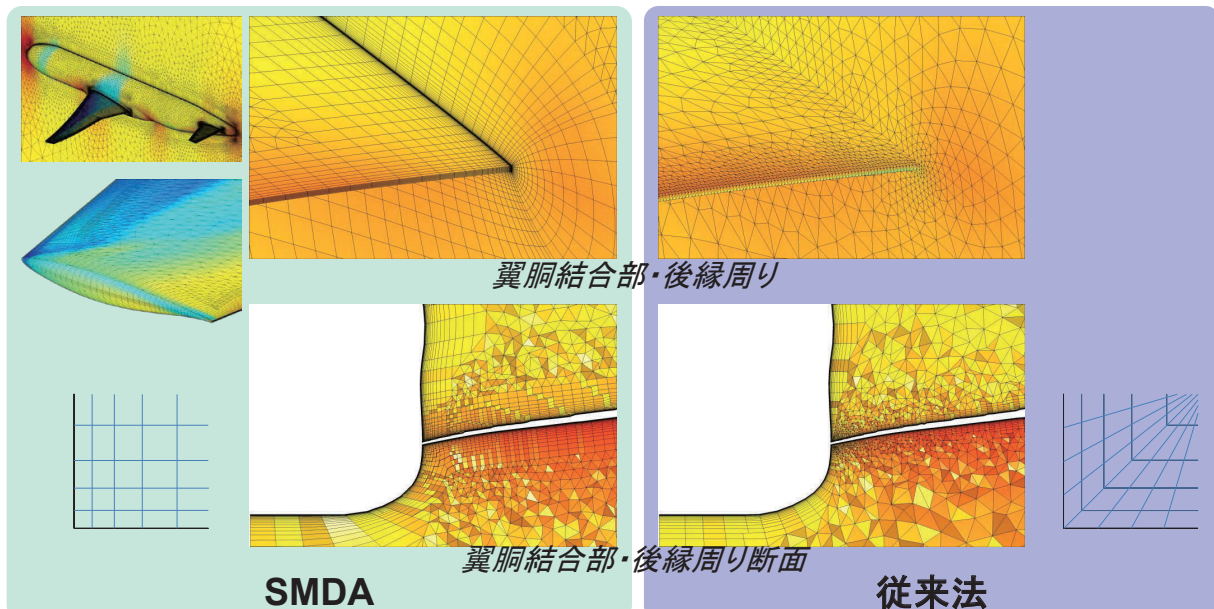
■ MGG3Dバージョン3

- 支持装置なし
 - APC-1で提供した格子のまま (再度、4th DPW 格子生成ガイドラインに照らし合わせて問題なしという判断)
- 支持装置あり
 - 2015年飛行機シンポジウムで使用した格子を提供
 - 支持装置周りはソルバーの収束性に問題が出ないように、格子を細かめに作成
- Medium格子の迎角ごとの翼変形は事務局に依頼



MEGG3D: Suppressed Marching Direction法

- 翼胴結合部での要素形状を改善し、格子密度制御を容易にした
 - Ito et al., *AIAA J*, **51**(6) 1450-1461, 2013, DOI: 10.2514/1.J052125.

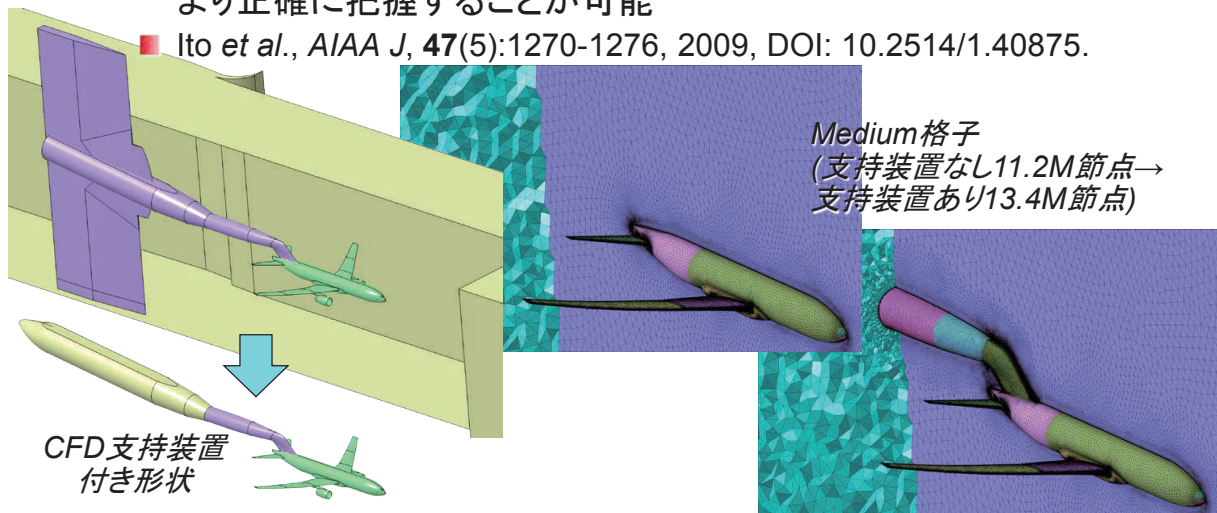




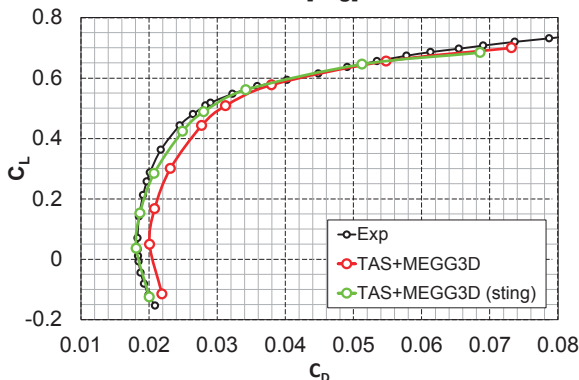
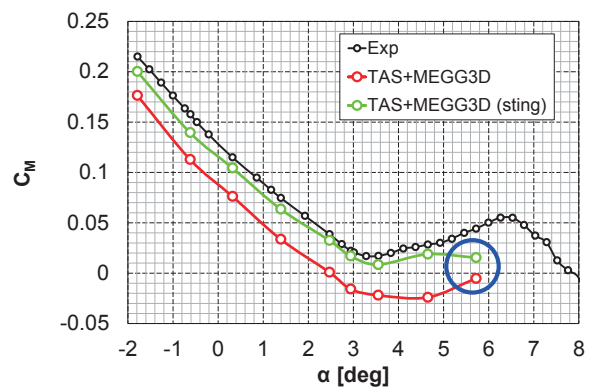
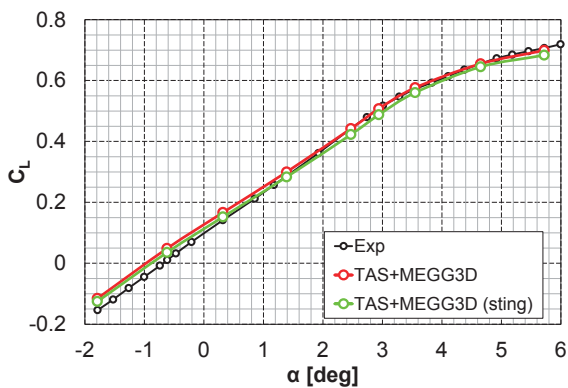
MEGG3Dでの支持装置追加

- ストラットをなくして支持装置を簡略化
- 局所格子再生成法を用い、既存の支持装置なし空間格子に対して支持装置を追加
 - 支持装置周りの要素のみを修正するため、支持装置の影響をより正確に把握することが可能

■ Ito et al., AIAA J, 47(5):1270-1276, 2009, DOI: 10.2514/1.40875.



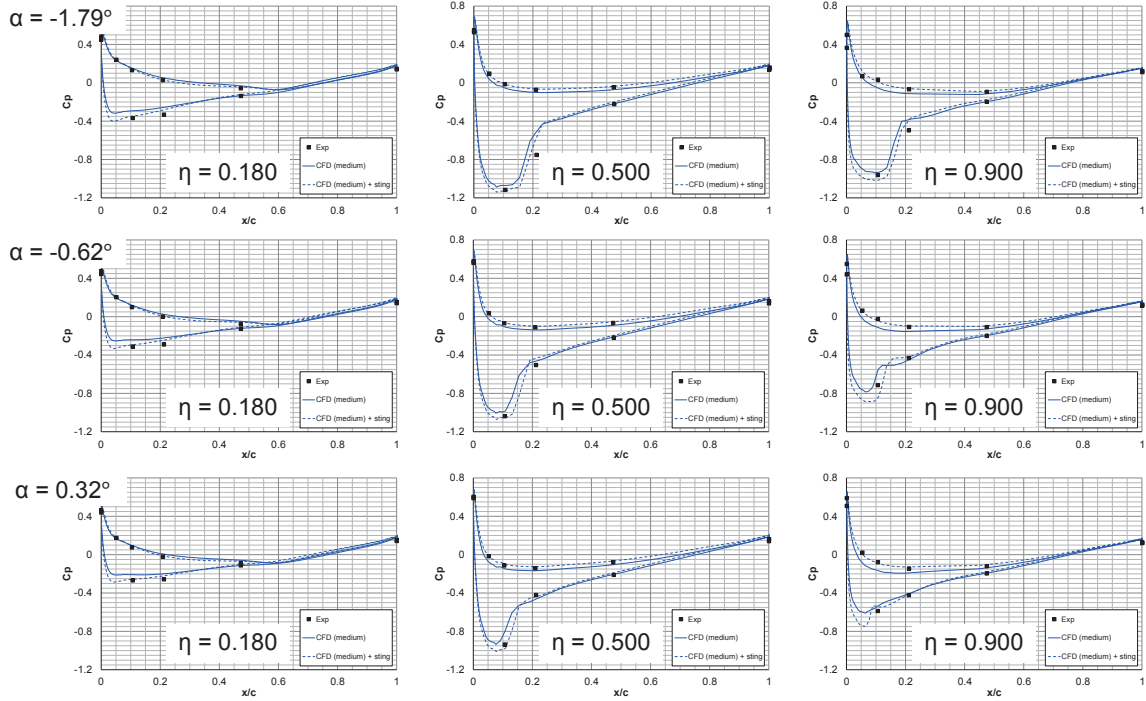
課題1-1, 1-2: 巡航状態及び高迎角時の NASA-CRM空力予測



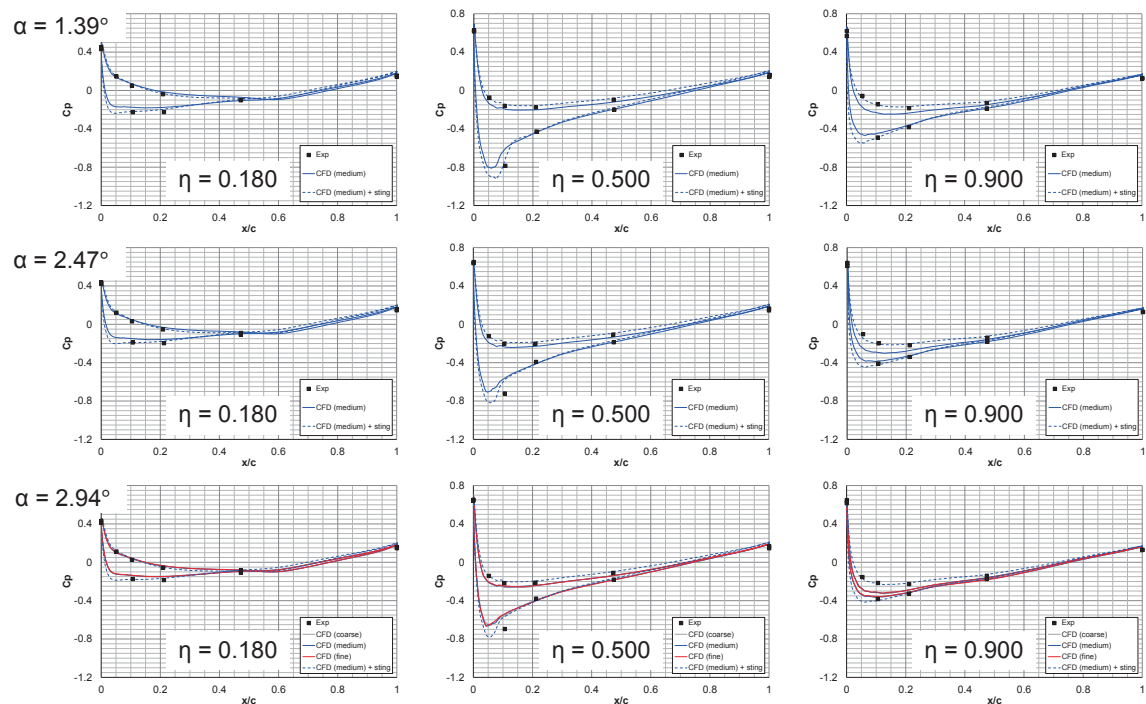
- 支持装置ありの場合、実験値に近づく
- 実験値とCFD結果で揚力傾斜は異なるが、 C_L-C_D はよく一致
- $\alpha = 5.72^\circ$ において C_M が実験値と外れる原因究明は、引き続き今後の課題



尾翼 C_p 分布 ($M_\infty = 0.847$)

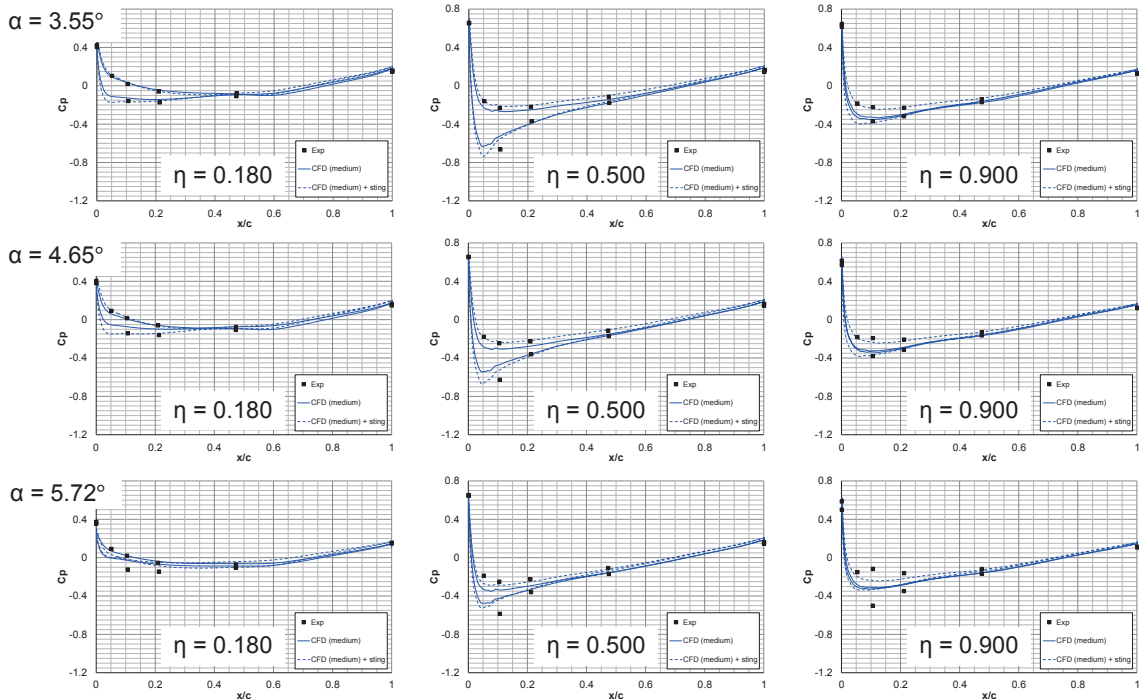


尾翼 C_p 分布 ($M_\infty = 0.847$)





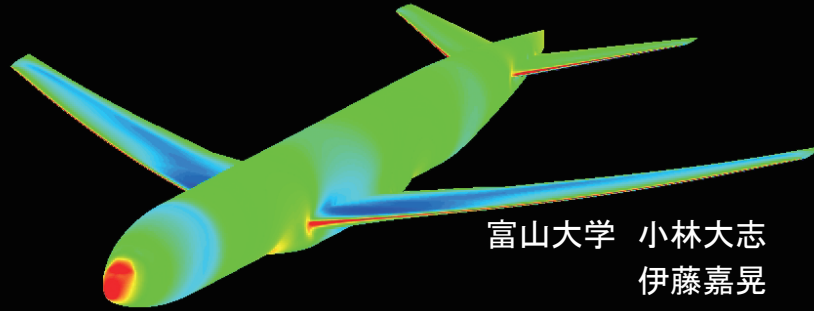
尾翼 C_p 分布 ($M_\infty = 0.847$)



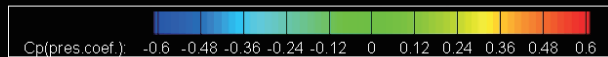
まとめ

- 非構造格子生成ソフトウェアMEGG3Dで作成した格子を提供した
 - Suppressed marching direction methodで凹んだ角周りの格子品質を確保した
 - 支持装置の影響の有無を効果的に調べるため、局所格子再生成法を用いた
- TAS CodeとMEGG3D格子を用いた解析を行い、低迎角での解析点を追加した
 - SA乱流モデルでは、APC-1と同様にSpalartのQCRを使用
 - 実験値と支持装置ありCFD結果で揚力傾斜は異なるが、 C_L - C_D はよく一致
 - 尾翼は支持装置に近いので断面 C_p 分布は主翼よりも影響を受け、さらに主翼後流の影響も受けるため、解析と実験の対応を見る指標として有用であった

PCでのFaSTAR並列計算による 航空機クリーン形態シミュレーション



富山大学 小林大志
伊藤嘉晃
松島紀佐



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

1/25

アウトライン

- ・目的
- ・計算条件
- ・計算環境
- ・計算結果 主翼+胴体+尾翼(圧力+摩擦)
 - 風洞実験との空力係数の比較
 - 主翼表面 C_p 分布
 - 発散した高迎角への対応(5.72deg)
 - 表面 C_p 分布
 - 表面 C_p コンター図
 - 尾翼表面 C_p 分布
- ・結論

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

2/25

目的

課題1-1:巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

目的

FaSTARを利用したNASA-CRMの解析を通して
デスクトップPCによるCFD解析の有用性や、
解析上工夫した点や得た知見を示す

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

3/25

計算条件

ソルバコード	FaSTAR
離散化手法	有限体積法 セル中心法
非粘性流束	HLLEW
粘性流束	空間2次精度
勾配評価	GLSQ
勾配制限関数	Van Lee型オリジナル制限関数
時間積分	LU-SGS(Local Time Stepping)
乱流モデル	SA-noft2-R

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

4/25

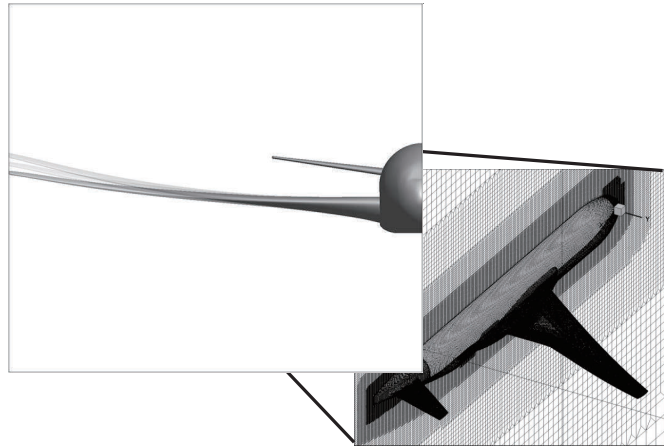
計算条件

マッハ数:0.847[-]

迎角 : -1.79, -0.62, 0.32, 1.39, 2.47, 2.94, 3.55, 4.65, 5.72[deg]

計算格子:JAXA提供格子(HexaGrid格子)(尾翼有、変形有、支持無)

AoA[deg]	Grid Num
-1.79	14,733,215
-0.62	14,889,272
0.32	14,596,804
1.39	14,875,239
2.47	14,726,808
2.94	14,732,210
3.55	14,727,087
4.65	14,881,239
5.72	14,881,152



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

5/25

計算条件

形状 : NASA-CRM(尾翼有、変形有、支持無)

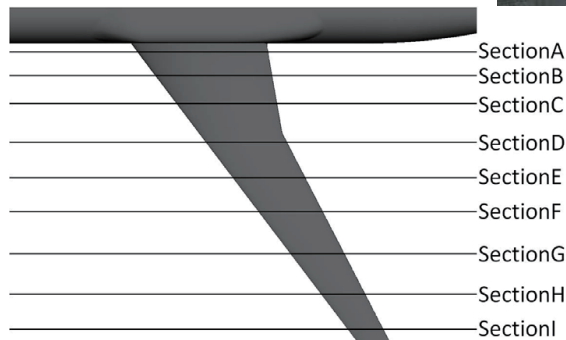
実機スケール

基準面積 $S_{ref} = 594,720.0 \text{ in}^2$

基準縦長さ $C_{ref} = 275.80 \text{ in}$ (= 平均空力翼弦長)

基準横長さ $b_{ref} = 2,313.50 \text{ in}$ (= スパン)

モーメント中心 : (X,Y,Z) = (1,325.90in, 0.0in, 177.95in)



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

6/25

計算環境

PC1

OS Linux(OS:CentOS6.3 64bit)
 CPU intel Xeon E5-2687W 3.1GHz
 CPUコア数 16コア(8コア×2)
 計算メモリ 62.9GB(使用メモリ:18.8GB)



PC2

OS Linux(CentOS6.6 64bit)
 CPU intel Xeon E5-2687W 3.4GHz
 CPUコア数 16コア(8コア×2)
 計算メモリ 62.9GB (使用メモリ:19.1GB)



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

7/25

計算結果 主翼+胴体+尾翼(圧力+摩擦)

AoA[deg]	C_D	C_L	C_m
-1.79	0.02195	-0.11207	0.18856
-0.62	0.02015	0.04943	0.12533
0.32	0.02085	0.16694	0.08768
1.39	0.02315	0.29892	0.04422
2.47	0.02775	0.43964	0.01088
2.94	0.03126	0.50512	-0.00707
3.55	0.03792	0.57669	-0.01716
4.65*	0.05533	0.65920	-0.00473
5.72*	0.07322	0.70422	-0.00165

*

・AoA=4.65deg
 1 ~10000回まで $\alpha=3.55^\circ$
 10001~30000回まで $\alpha=4.65^\circ$ で計算

・AoA=5.72deg
 1 ~10000回まで $\alpha=3.55^\circ$
 10001~20000回まで $\alpha=4.65^\circ$
 20001~90000回まで $\alpha=5.72^\circ$
 20001~90000回のみ流体方程式移流項を
 HLLW→SLAUに変更

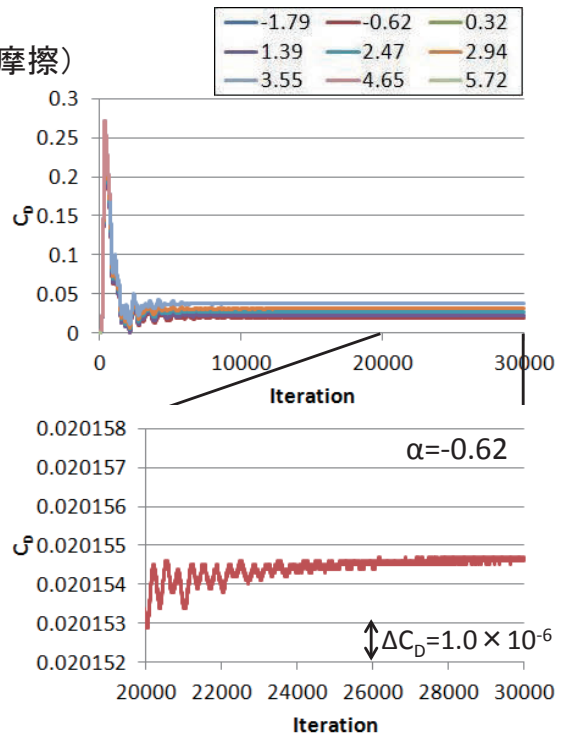
2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

8/25

計算結果 主翼+胴体+尾翼(圧力+摩擦)

AoA[deg]	C _D	C _L	C _m
-1.79	0.02195	-0.11207	0.18856
-0.62	0.02015	0.04943	0.12533
0.32	0.02085	0.16694	0.08768
1.39	0.02315	0.29892	0.04422
2.47	0.02775	0.43964	0.01088
2.94	0.03126	0.50512	-0.00707
3.55	0.03792	0.57669	-0.01716
4.65*	0.05533	0.65920	-0.00473
5.72*	0.07322	0.70422	-0.00165



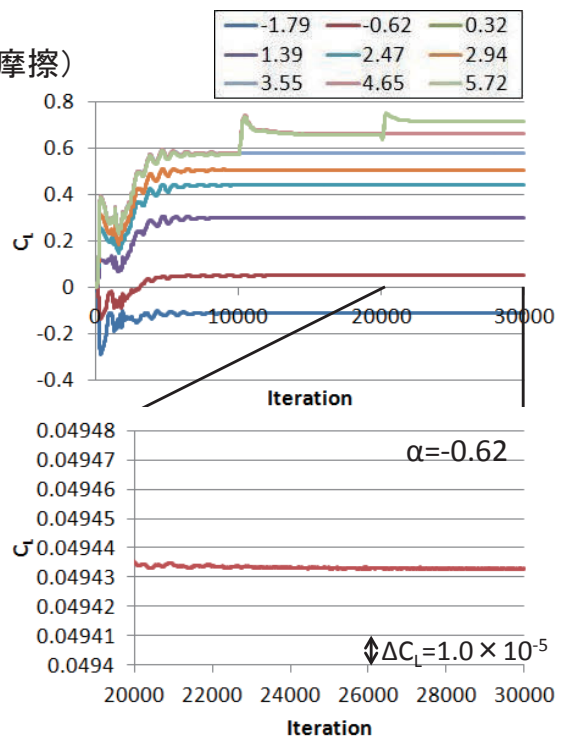
2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

9/25

計算結果 主翼+胴体+尾翼(圧力+摩擦)

AoA[deg]	C _D	C _L	C _m
-1.79	0.02195	-0.11207	0.18856
-0.62	0.02015	0.04943	0.12533
0.32	0.02085	0.16694	0.08768
1.39	0.02315	0.29892	0.04422
2.47	0.02775	0.43964	0.01088
2.94	0.03126	0.50512	-0.00707
3.55	0.03792	0.57669	-0.01716
4.65*	0.05533	0.65920	-0.00473
5.72*	0.07322	0.70422	-0.00165



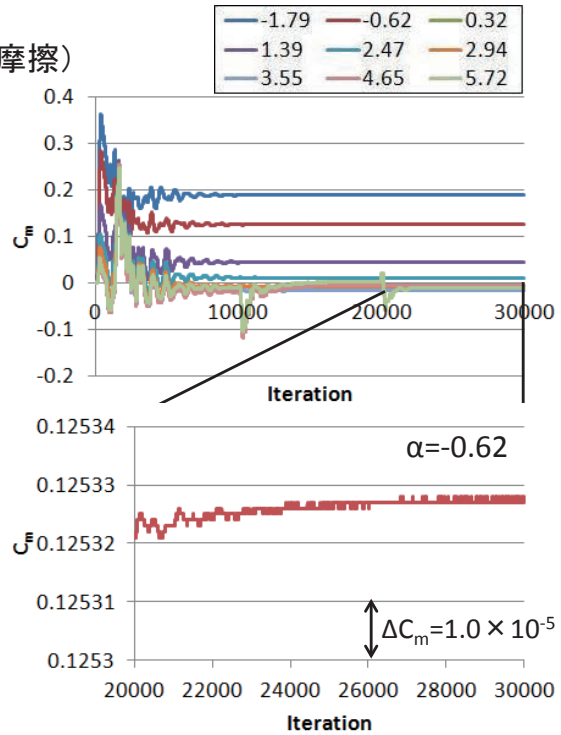
2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

10/25

計算結果 主翼+胴体+尾翼(圧力+摩擦)

AoA[deg]	C_D	C_L	C_m
-1.79	0.02195	-0.11207	0.18856
-0.62	0.02015	0.04943	0.12533
0.32	0.02085	0.16694	0.08768
1.39	0.02315	0.29892	0.04422
2.47	0.02775	0.43964	0.01088
2.94	0.03126	0.50512	-0.00707
3.55	0.03792	0.57669	-0.01716
4.65*	0.05533	0.65920	-0.00473
5.72*	0.07322	0.70422	-0.00165

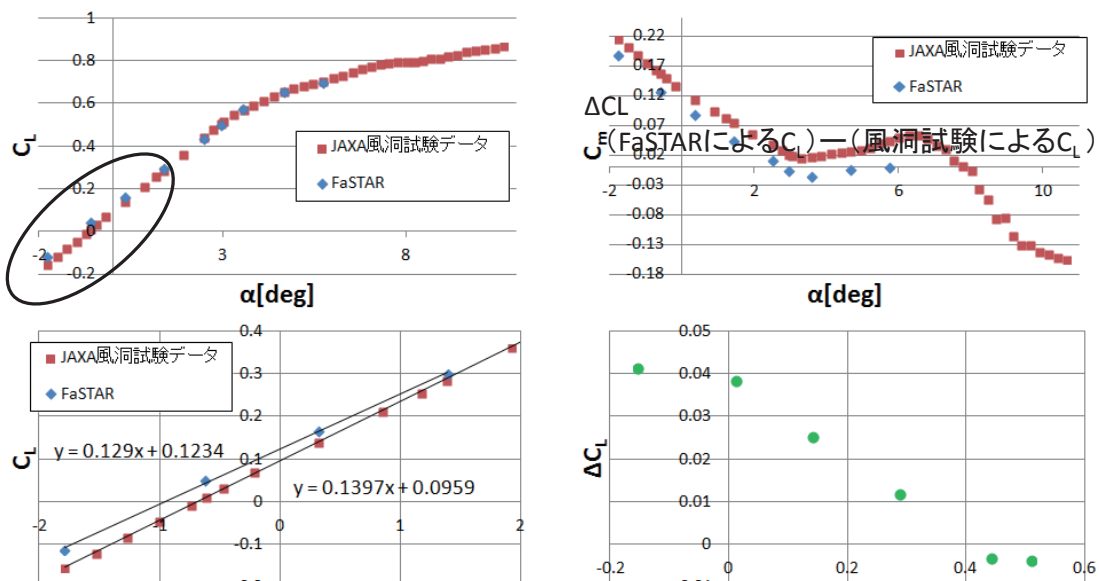


2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

11/25

計算結果 風洞実験との空力係数の比較



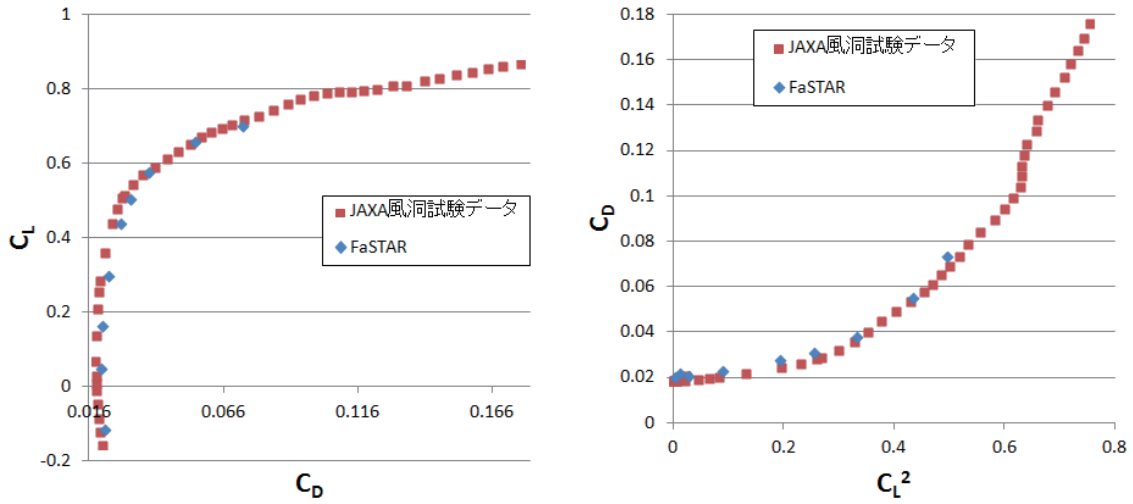
低迎角のとき風洞試験と解析の C_L に差が生じた

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

12/25

計算結果 風洞実験との空力係数の比較



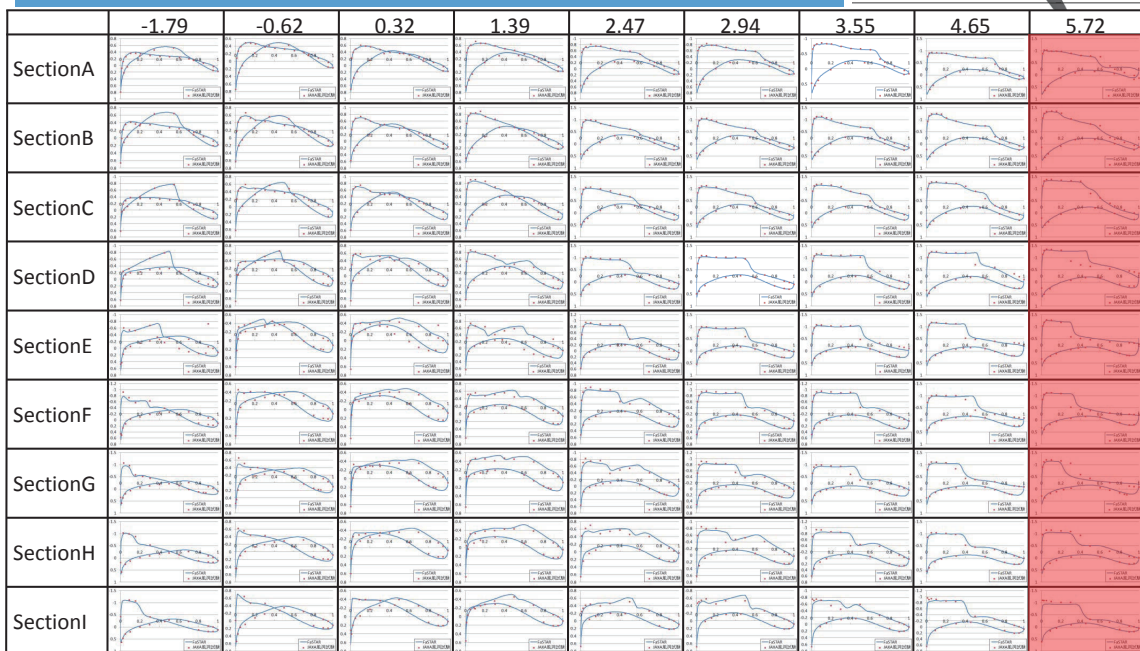
$C_l/C_D, C_D/C_l^2$ ともに風洞試験と解析の結果にわずかに差が生じた

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

13/25

計算結果 主翼表面 C_p 分布



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

14/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

$\alpha=5.72^\circ$ の場合

- 1 ~10000回 : $\alpha=3.55^\circ$ で計算
- 10001~20000回 : $\alpha=4.65^\circ$ で計算 ⇒20965回で発散
- 20001~30000回 : $\alpha=5.72^\circ$ で計算

20001~30000回で迎角以外に別の計算条件も変更し、
計算結果にどう影響するのかを調べた

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

15/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

迎角以外に変化させた計算条件(それぞれ別に計算している)

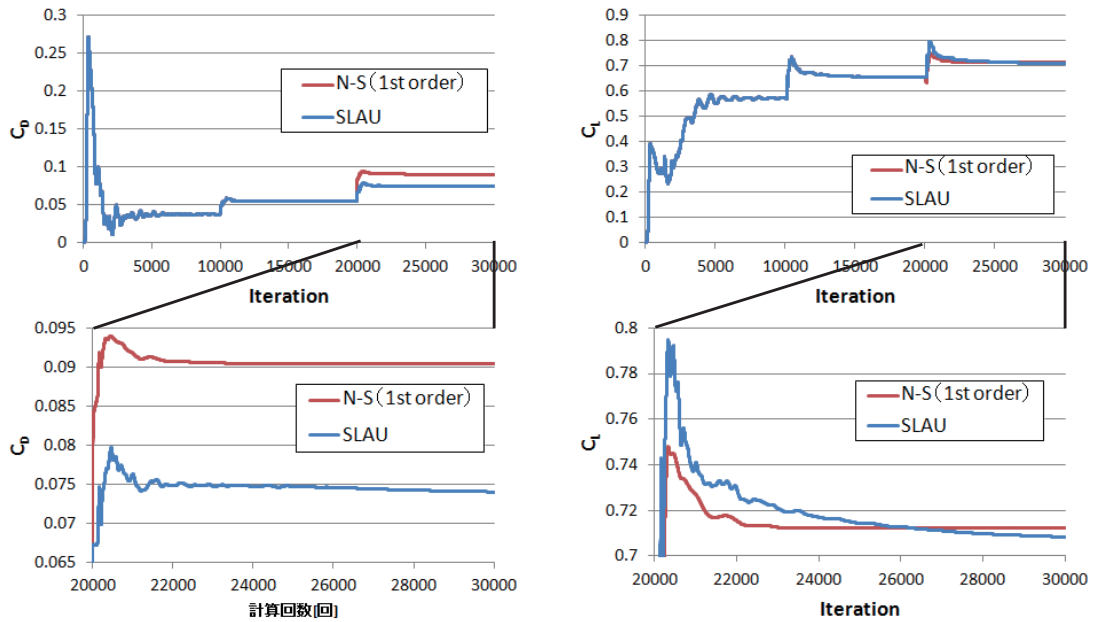
- 1. ナビエ・ストークス方程式の空間精度 + 乱流方程式の空間精度
二次精度 → 一次精度
- 2. ナビエ・ストークス方程式の空間精度
二次精度 → 一次精度
- 3. 乱流方程式の空間精度
二次精度 → 一次精度 20771回で発散
- 4. 流体方程式移流項
HLLWスキーム → SLAUスキーム
- 5. 低品質格子に対する空間勾配計算法の選択
計算にセル中心及びフェイス中心を使う → 計算に法線ベクトル情報を使う
→ MUSCL外挿を使わず一次精度に落とす 20970回で発散
- 6. 空間勾配計算法
GLSQ法 → Green-Gauss法
→ 重みつきGreen-Gauss法 25840回で発散
21433回

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

16/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

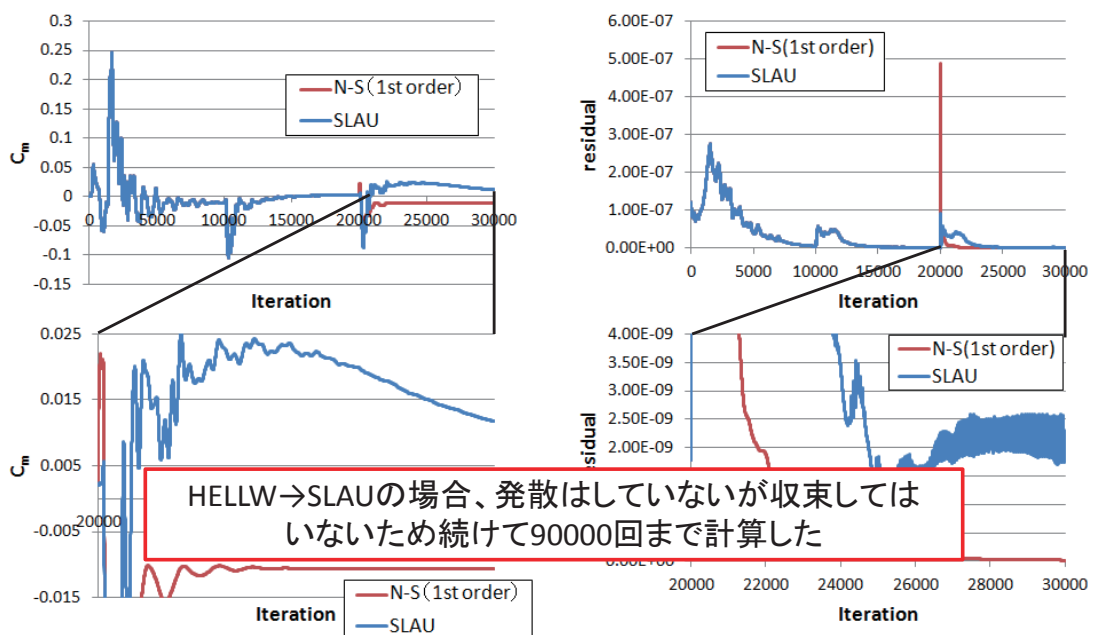


2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

17/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

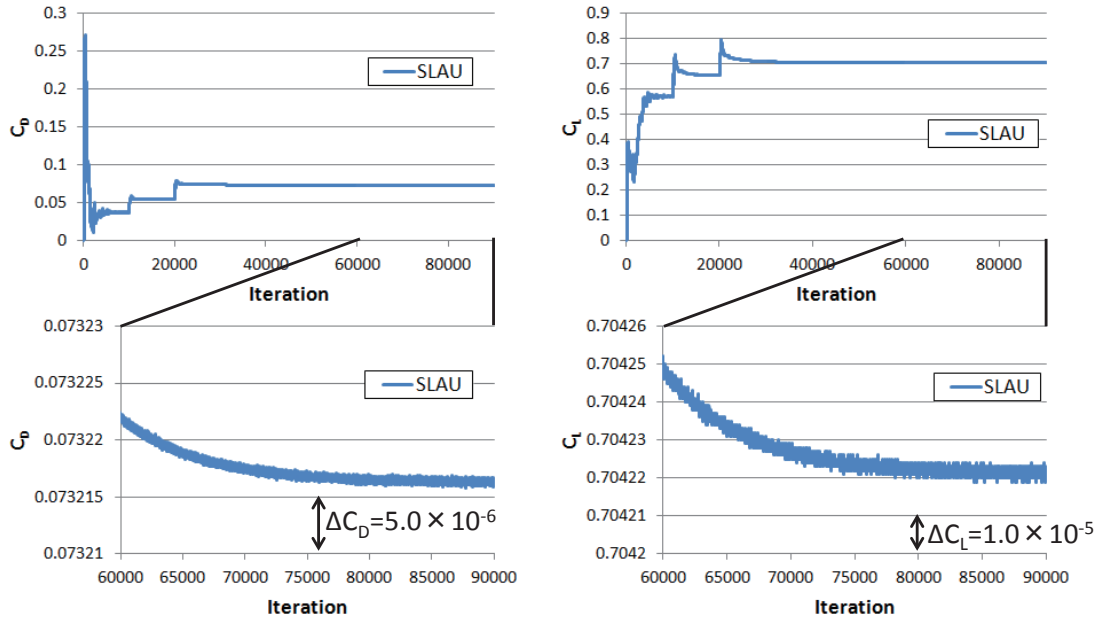


2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

18/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

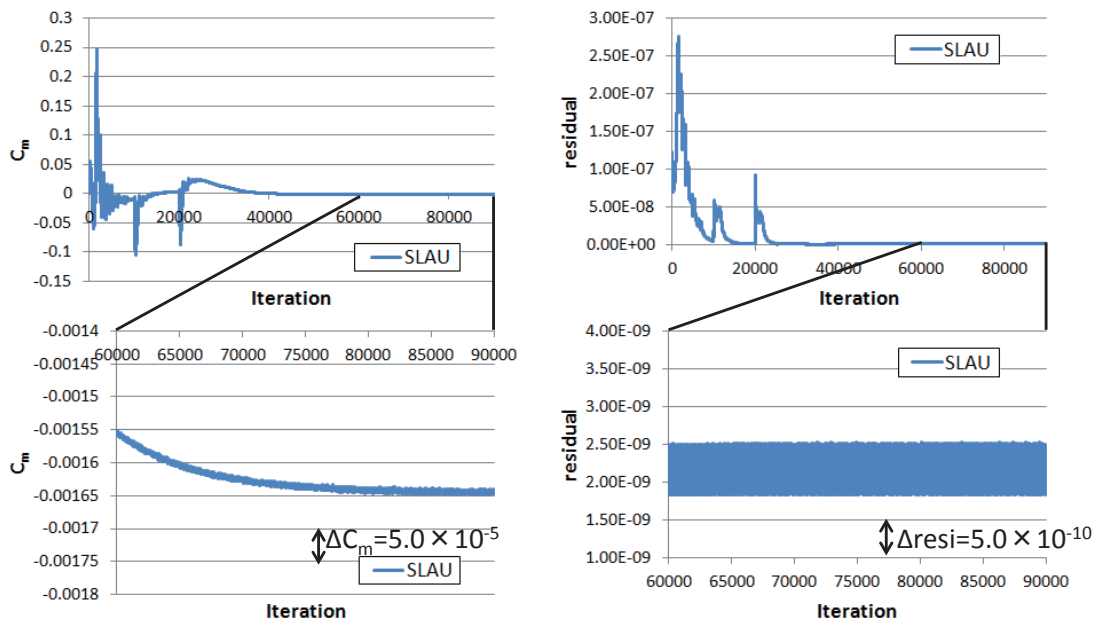


2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

19/25

計算結果 発散した高迎角への対応 $\alpha=5.72^\circ$

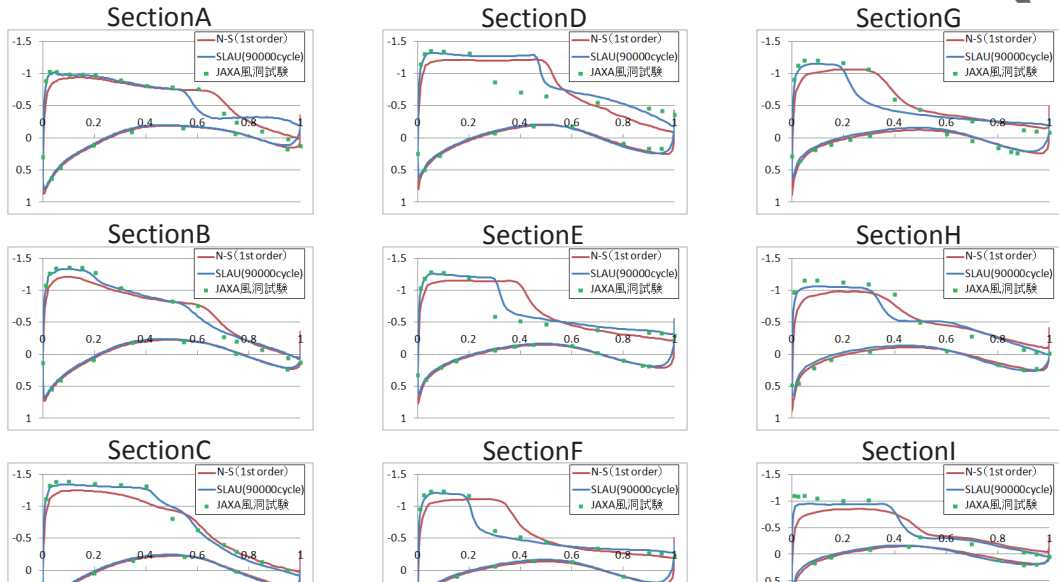
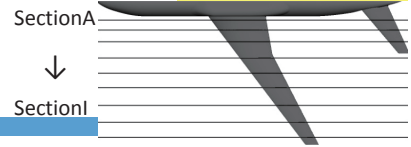


2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

20/25

計算結果 表面 C_p 分布(5.72deg)



下面の C_p 分布は一致しているが上面ではSLAUスキームの方が現象を捉えている

2016/7/6

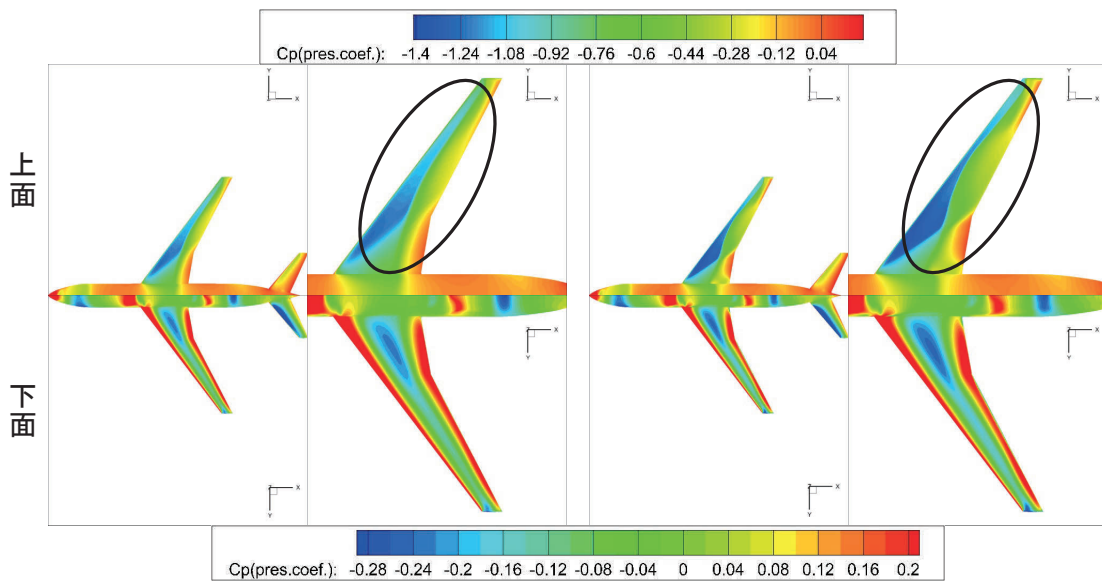
Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

21/25

計算結果 表面 C_p コンター図(5.72deg)

N-S(2nd → 1st order)

HLLW → SLAU



2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

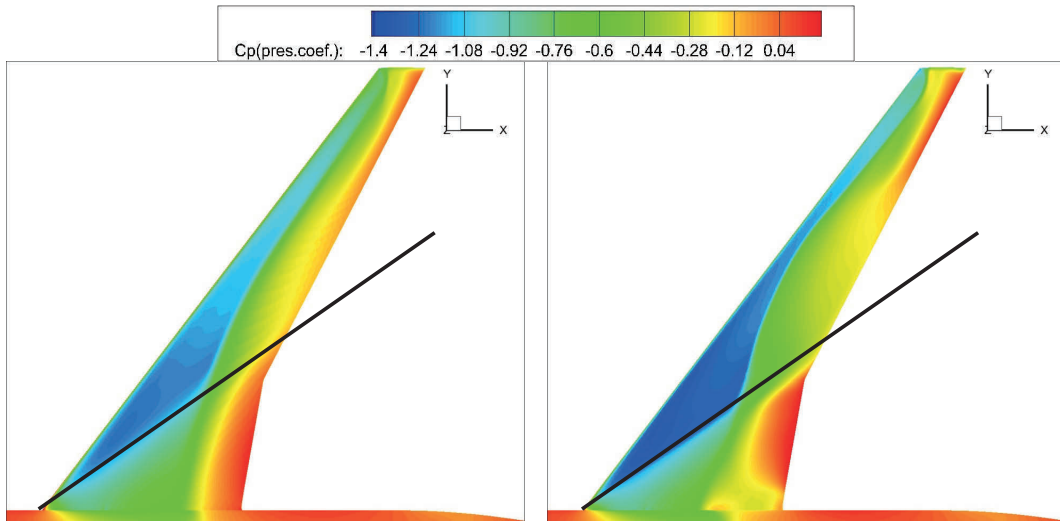
22/25

計算結果 表面 C_p コンター図(5.72deg)

N-S(2nd → 1st order)

主翼上面

HLLEW→SLAU



主翼前縁では数値粘性の違いが、後縁では胴体から受ける影響の違いがみられる

2016/7/6

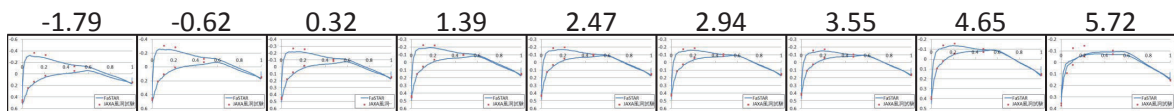
Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

23/25

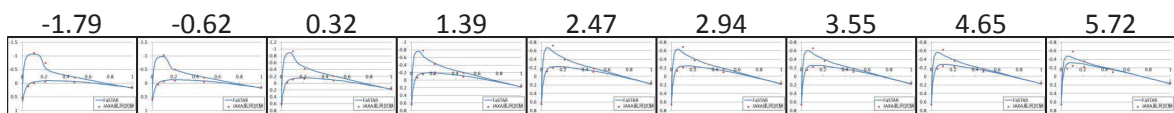
計算結果 尾翼表面 C_p 分布



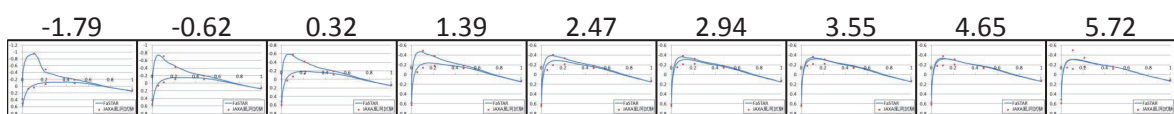
SectionSA



SectionSB



SectionSC



SectionSAでは支持の影響により差が大きくなり、また高迎角になると差が大きくなる

2016/7/6

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)

24/25

結論

デスクトップPC上でFaSTARを利用しNASA-CRMをCFD解析したことから次のことが得られた。

デスクトップPCに限った事ではないが、

- α - C_D は風洞試験結果と一致した
- C_L は低迎角において風洞試験結果よりわずかに大きい値となった
- C_m は迎角によらず風洞試験結果よりほぼ一定に小さい値となった
- C_L/C_D 、 C_L^2/C_D はどちらも風洞試験結果と解析結果とでわずかに差が生じた
- $AoA=5.72\text{deg}$ ではCycleの途中で段階的に迎角を大きくすると共に、他のパラメータ(N-S方程式の空間精度や流体方程式移流項etc)を変更することで発散を抑制することが出来た
- 尾翼では翼根付近で支持干渉の影響により風洞試験結果と解析結果に差が生じた
また、高迎角になると差が大きくなった
- 今回使用したPCではコア数(16core)と同並列数のとき最も高速(35h)で計算できたが場合により数時間の誤差(3h)が見られた



BCM-TASカップリングソルバーを用いた NASA CRM解析

○ 牧野 真弥, 福島 裕馬, 三坂 孝志, 大林 茂
(東北大学 流体科学研究所)

廣瀬 拓也, 佐々木 大輔
(金沢工業大学)

第48回 流体力学講演会/ANSS Aerodynamics Prediction Challenge II
2016年7月6日 金沢歌劇座

発表内容



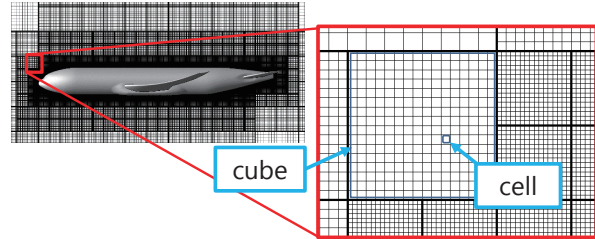
- ✈ BCM-TASカップリングソルバーの紹介
 - BCM, TAS
 - BCM-TASカップリングソルバー
- ✈ 巡航状態及び高迎角時の空力予測 (課題1-1)
 - 計算条件, 格子情報
 - 計算結果
- ✈ まとめ

BCM, TAS



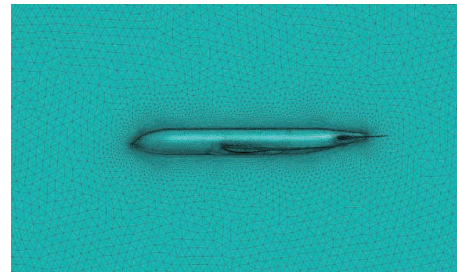
BCM (Building-Cube Method)

- ・ブロック型直交格子
- ・空間高次精度化が容易
- ・解適合格子細分化が可能
- ・境界層解像が困難



TAS (Tohoku university Aerodynamic Simulation)

- ・非構造格子
- ・空間高次精度化が困難
- ・境界層解像
⇒ 直交格子より容易



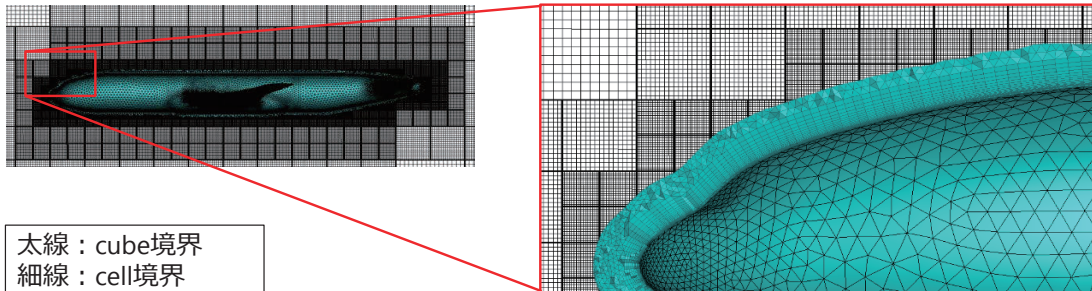
3 / 28

BCM-TAS カップリングソルバー



BCM-TASカップリングソルバー

- ・物体近傍領域を効率的に解析：TAS
- ・壁面近傍以外の空間での格子均一性，空間精度：BCM



太線：cube境界
細線：cell境界
物体近傍：TAS格子

BCM→TAS : Tri-Linear補間
TAS→BCM : 線形一次式による補間

CRM (Common Research Model)
カップリング格子の様子

4 / 28

課題1-1：巡航状態及び高迎角時の空力予測



✈ 課題1-1

- $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$
- 迎角：-1.79, -0.62, 0.32, 1.39, 2.47, 2.94, 3.55, 4.65, 5.72 deg
- 格子（尾翼有）：MEGG3D 物体近傍格子 + BCM格子
- 変形：-0.62 degのケースはオリジナル（変形無）

5 / 28

計算条件



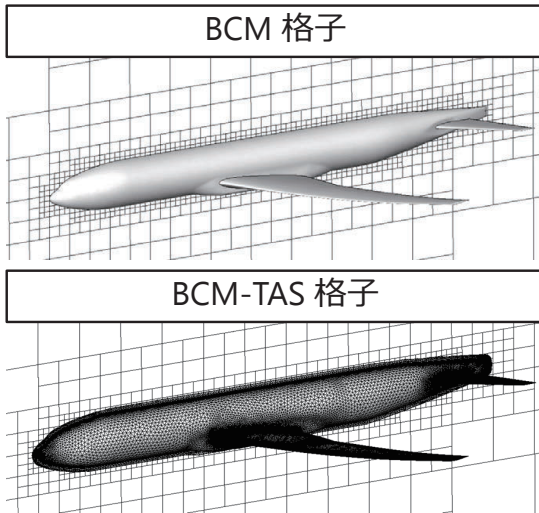
	非構造格子(TAS)	直交格子(BCM)
支配方程式	圧縮性NS方程式	圧縮性Euler方程式
乱流モデル	Spalart-Allmaras	なし
空間スキーム	HLLEW+ 線形再構築	HLLEW+ 3次精度MUSCL
時間スキーム	陰解法	陰解法
並列化	OpenMP	OpenMP

6 / 28

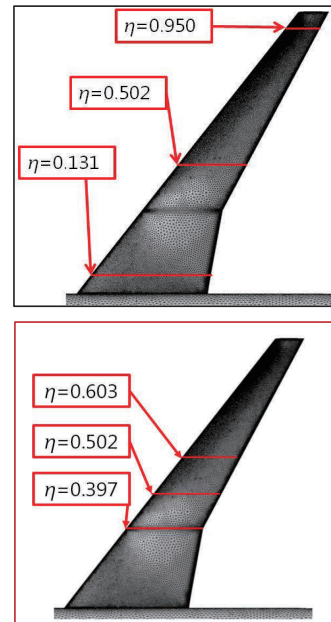


格子情報

	node数(TAS)	cell数(BCM)
空力予測解析	約 1.20×10^7	約 4.10×10^7

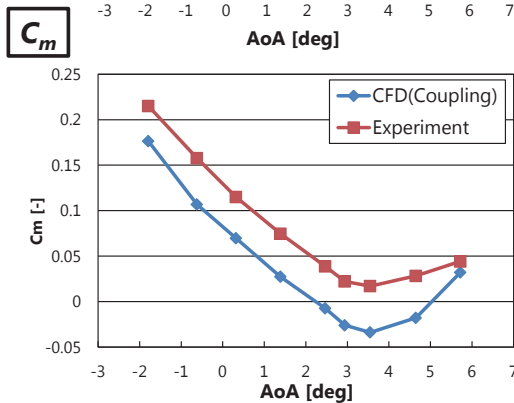
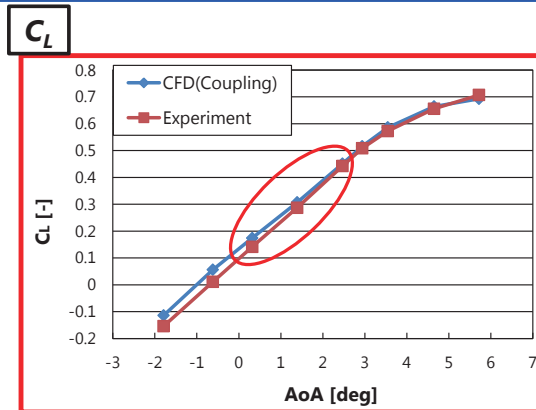
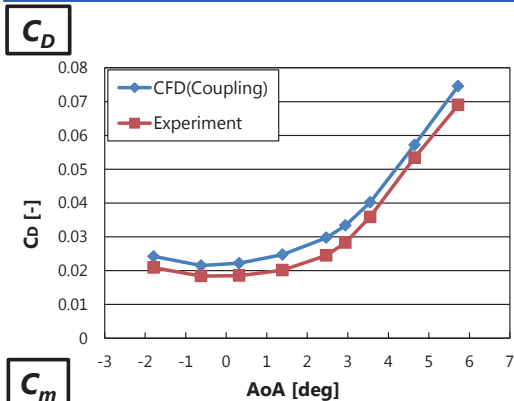


圧力分布取得断面



格子の様子 (左: 主翼上面TAS格子, 右: 各解析格子)

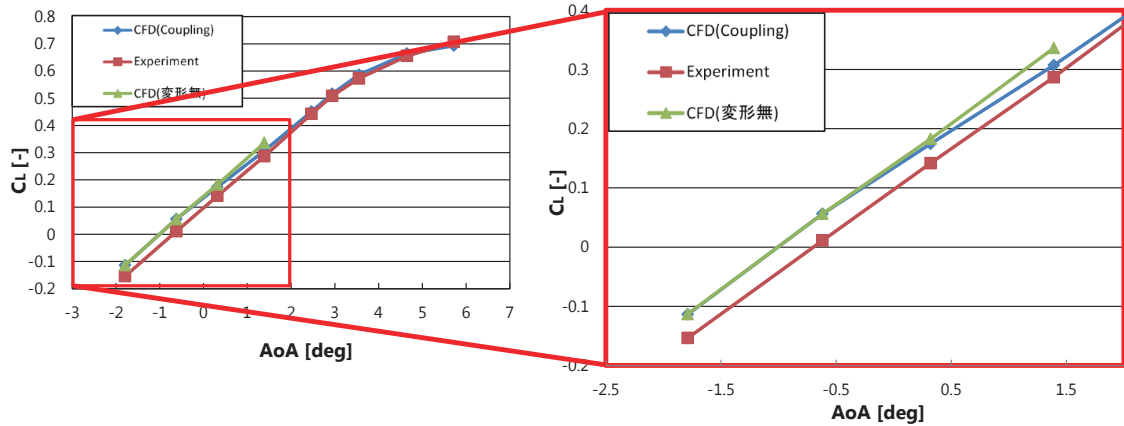
空力係数 1 (C_D, C_L, C_M)



C_D : 実験値と同傾向, 全体的に値が大きい
 C_L : 0から2度付近で揚力傾斜が合わない
 C_m : APC1の結果と傾向は同じ



空力係数 2 (C_D, C_L, C_M)

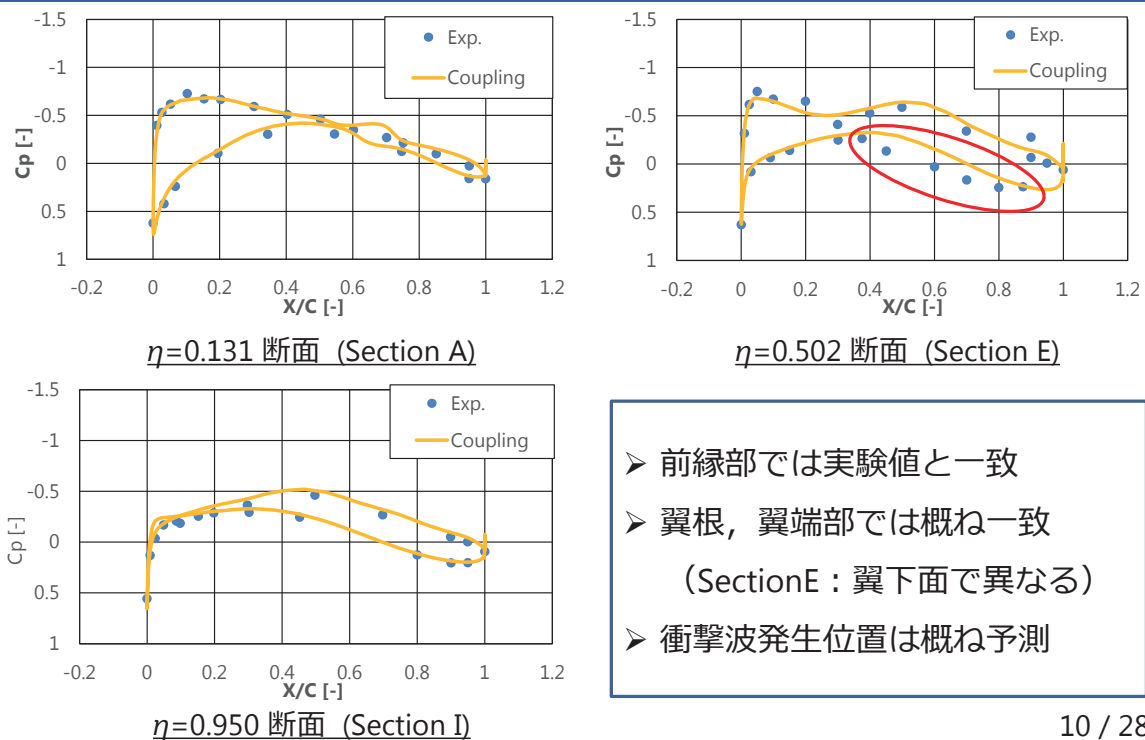


負の迎角 { 翼変形 有り ⇒ 圧力係数分布はほぼ同じ
翼変形 無し

(※ 変形無し : C_L 値は異なるが, 揚力傾斜は実験値に近い)

9 / 28

圧力係数分布 (1) 1.39[deg]

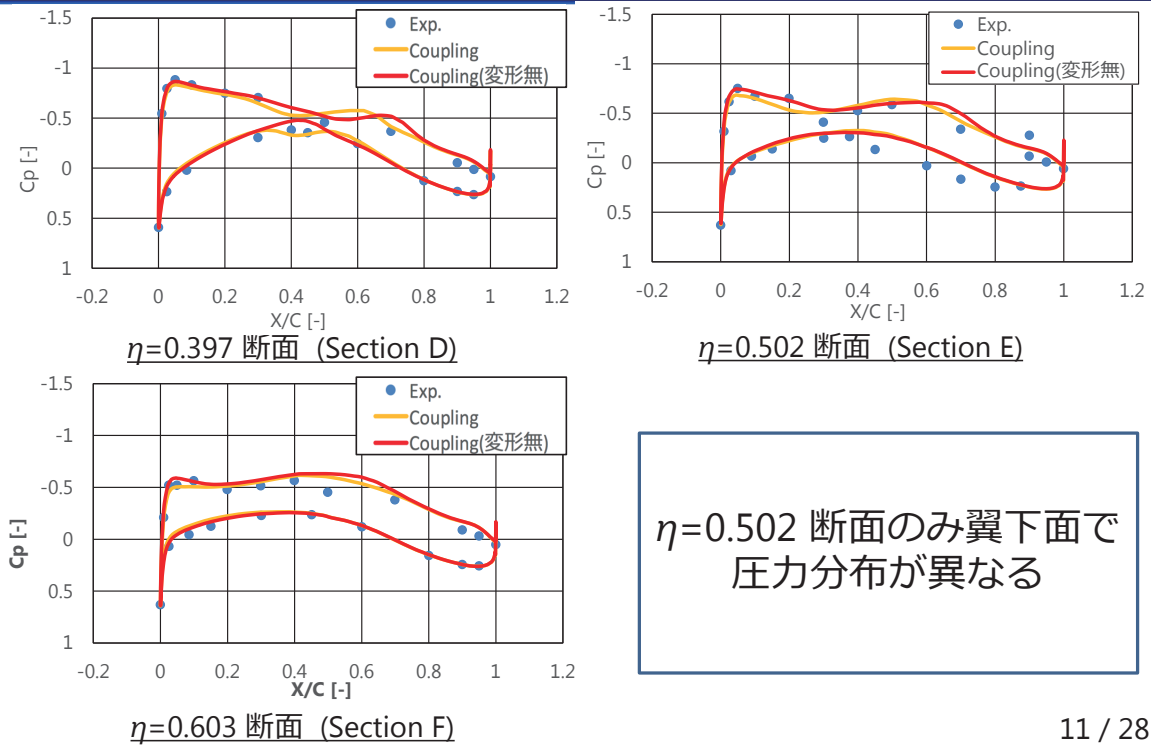


- 前縁部では実験値と一致
- 翼根, 翼端部では概ね一致 (SectionE : 翼下面で異なる)
- 衝撃波発生位置は概ね予測

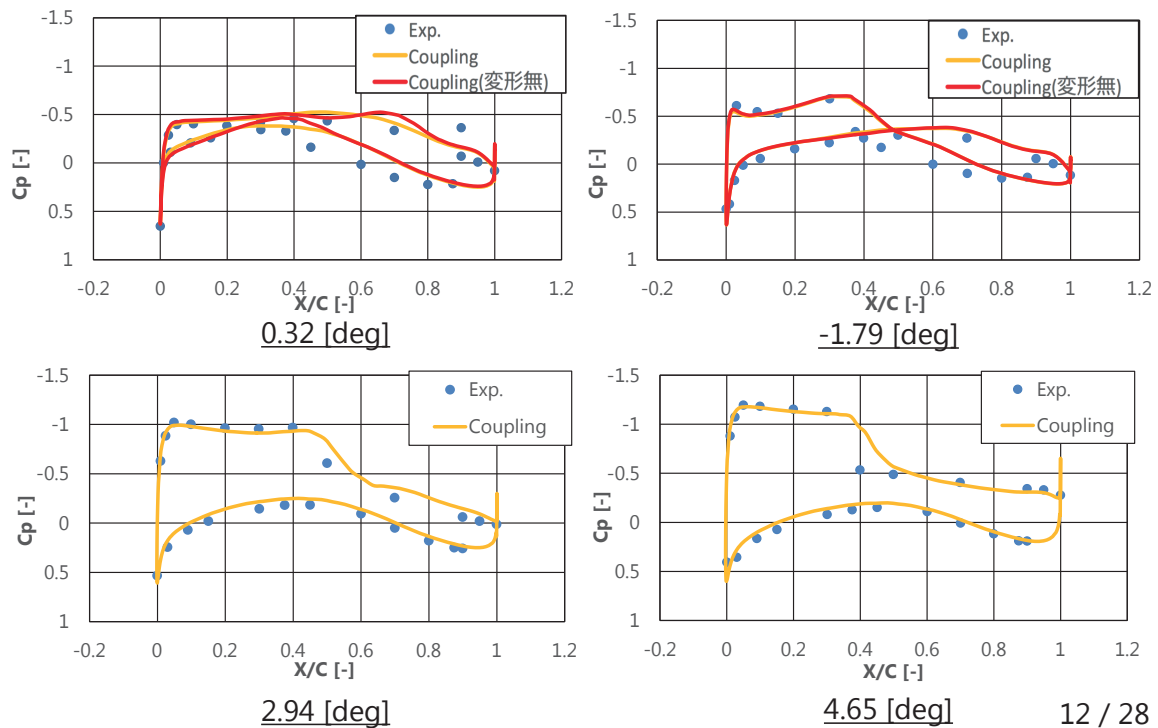
10 / 28



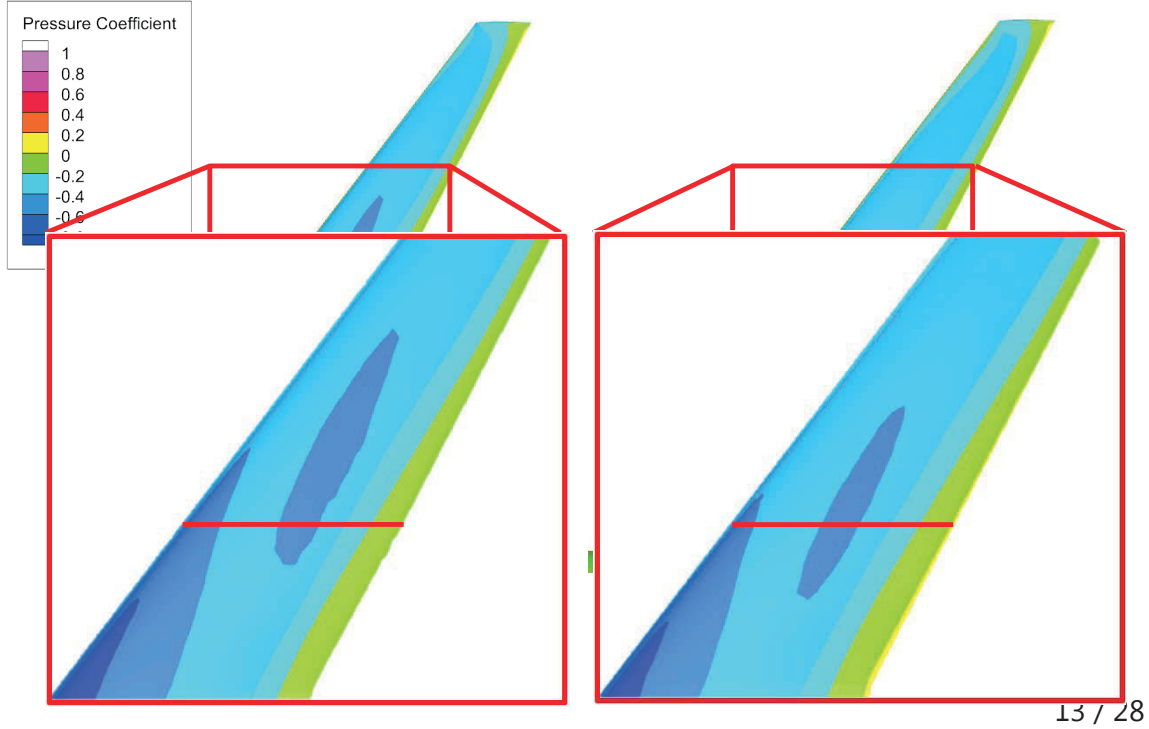
圧力係数分布 (2) 1.39[deg]



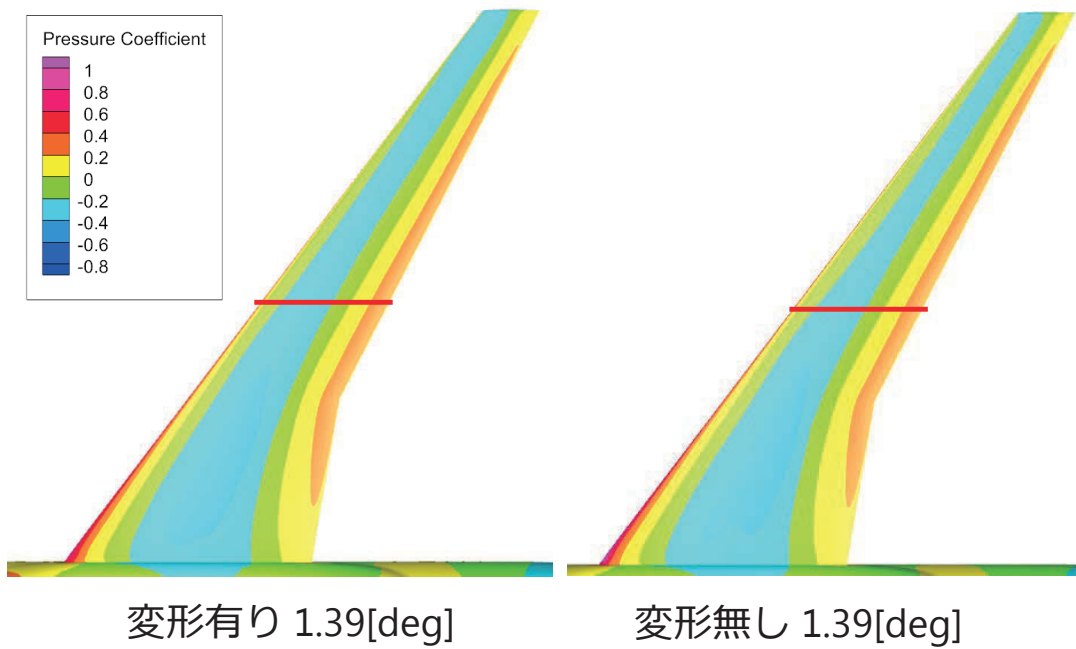
SectionEでの圧力係数分布



圧力コンター図 (翼上面)



圧力コンター図 (翼下面)



まとめ



- ✚ BCM-TASカップリングソルバーを用いてCRMの空力予測解析を行った（追加迎角分）
- C_D , C_m は実験値と同傾向（値のずれは有り）, C_L は低迎角で揚力傾斜が異なる
 - ⇒ 翼変形無しでは翼変形有りよりも1.39[deg]の C_L が大きくなり, 実験に近い揚力傾斜になる
- 負の迎角では翼変形有りと無しで圧力分布はほぼ同じ（ C_L もほぼ同じ）
 - ⇒ 1.39[deg]では変形を考慮することで圧力係数が実験値に若干近づいた（ C_L の微増）
- 低迎角では変形の有無に関わらずSectionE下面 C_p が合わない
 - ⇒ 隣のSectionD,F では C_p が合っている（1.39[deg]）

15 / 28

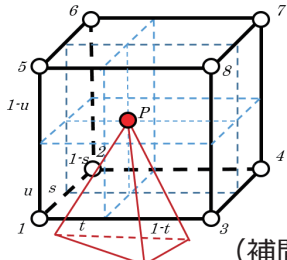
補足スライド

16 / 28



補間法

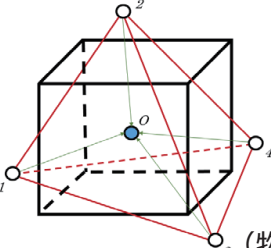
Tri-Linear補間法 (BCM→TAS)



(補間係数: s, t, u)

$$Q_p = (1-u)[(1-t)\{(1-s)Q_1 + sQ_2\} + t\{(1-s)Q_3 + sQ_4\}] + u[(1-t)\{(1-s)Q_5 + sQ_6\} + t\{(1-s)Q_7 + sQ_8\}]$$

線形一次式による補間法 (TAS→BCM)



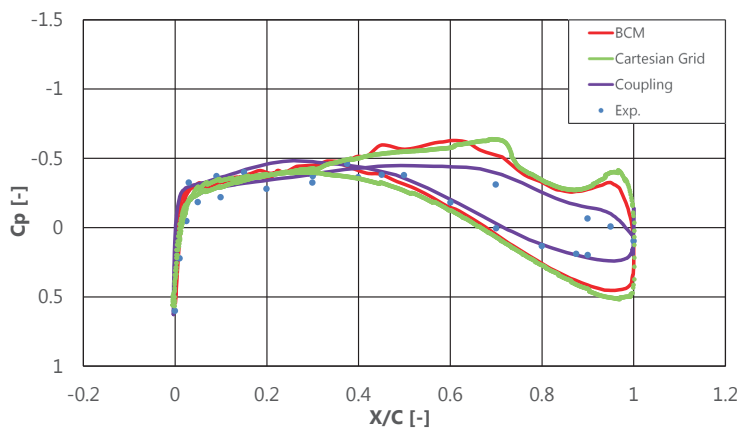
(物理量勾配: Q_x, Q_y, Q_z)

$$Q_o = Q_{AVE} + Q_x x + Q_y y + Q_z z$$

$$\begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \\ Q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_1 & y_1 & z_1 \\ 1 & x_2 & y_2 & z_2 \\ 1 & x_3 & y_3 & z_3 \\ 1 & x_4 & y_4 & z_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_{AVE} \\ Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix}$$

17 / 28

検証計算 -0.62[deg]



SectionE 断面における圧力係数分布

	BCM	Cartesian Grid
格子点数	250,060,352	8,401,323

BCM
 BCM単体 非粘性計算
Cartesian Grid
 玉置, 今村らの非粘性計算 (直交格子)
Coupling
 BCM-TAS カップリングソルバー

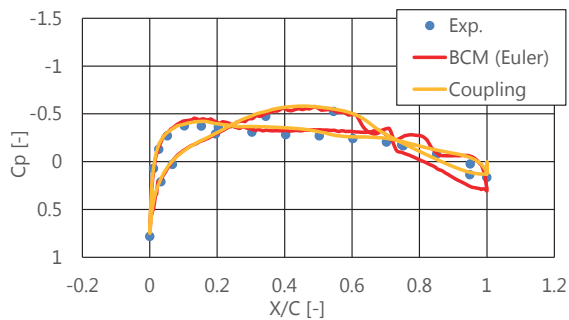
出典: 玉置義治, 原田基至, 高橋悠一, 今村太郎, 階層型直交格子によるNASA-CRM の遷音速空力予測, 第53回飛行機シンポジウム, 2015

- 前縁部では Coupling, 実験値と良く一致
 - 衝撃波発生位置では乖離
 - 翼下面 (後縁部) では実験値と乖離
- } 玉置, 今村らの非粘性計算と同傾向

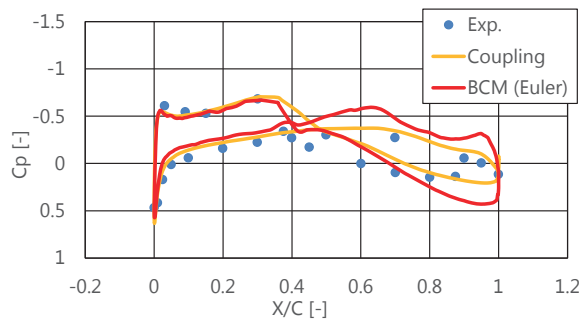
18 / 28



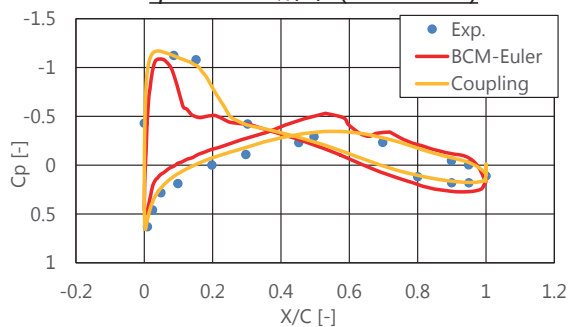
-1.79[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



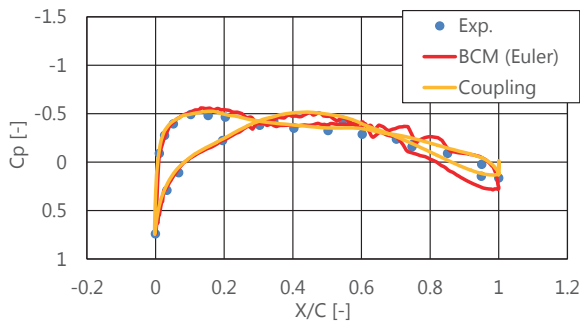
$\eta=0.502$ 断面 (Section E)



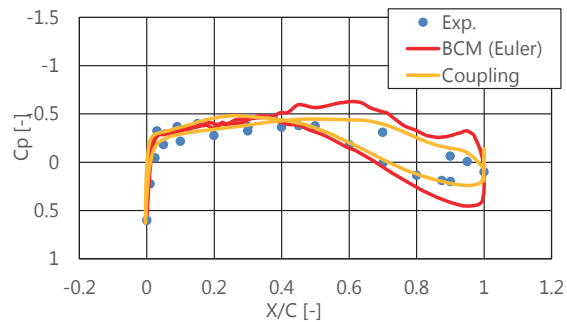
$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー

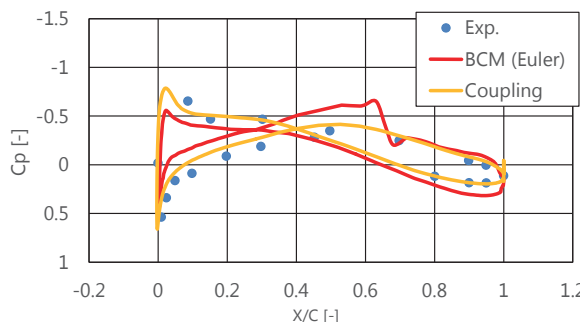
-0.62[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



$\eta=0.502$ 断面 (Section E)

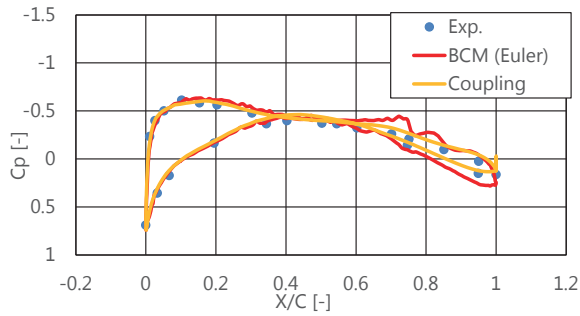


$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

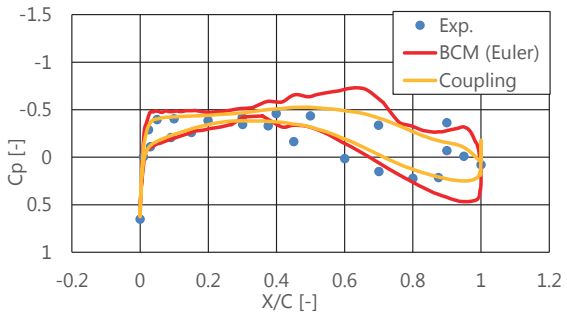
Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー



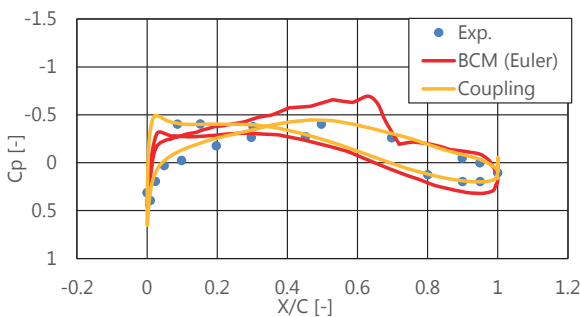
0.32[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



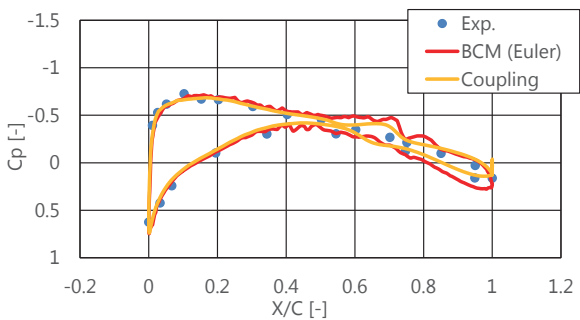
$\eta=0.502$ 断面 (Section E)



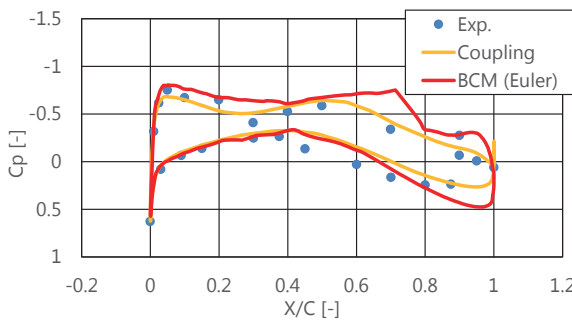
$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー

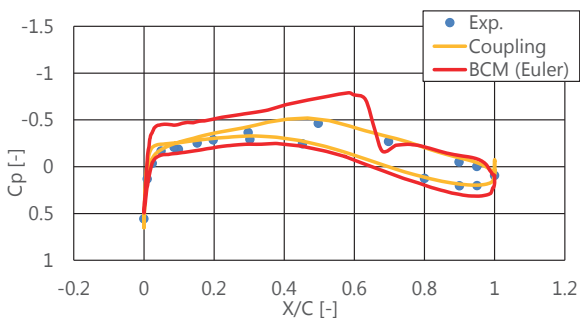
1.39[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



$\eta=0.502$ 断面 (Section E)

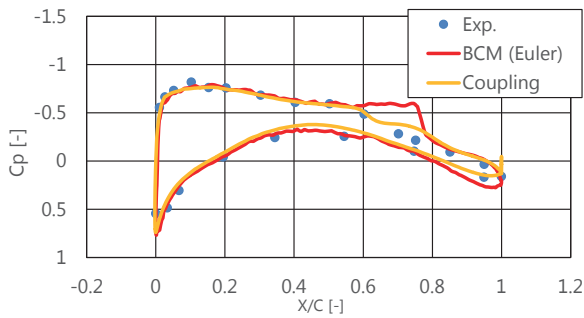


$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

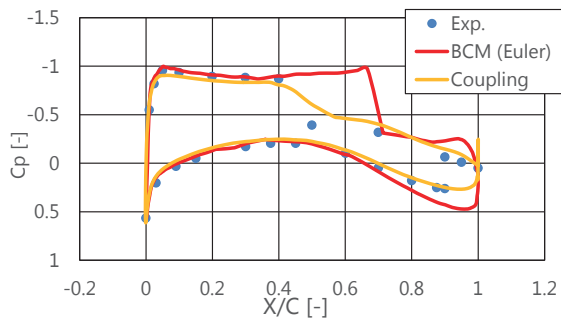
Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー



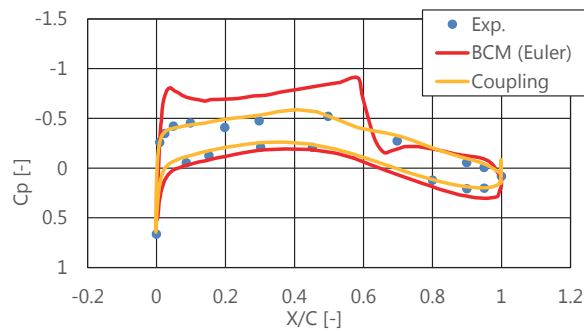
2.47[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



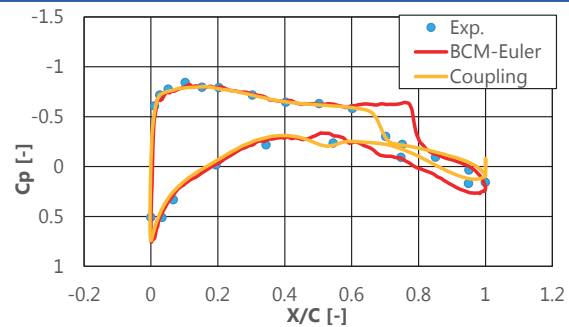
$\eta=0.502$ 断面 (Section E)



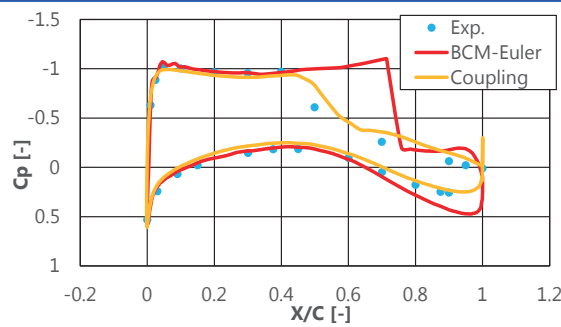
$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー

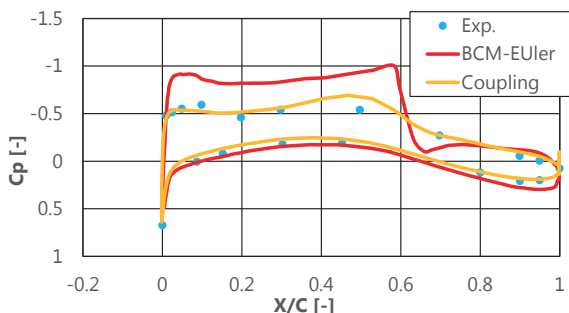
2.94[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



$\eta=0.502$ 断面 (Section E)

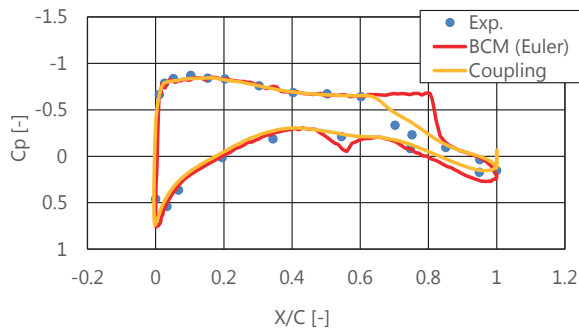


$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

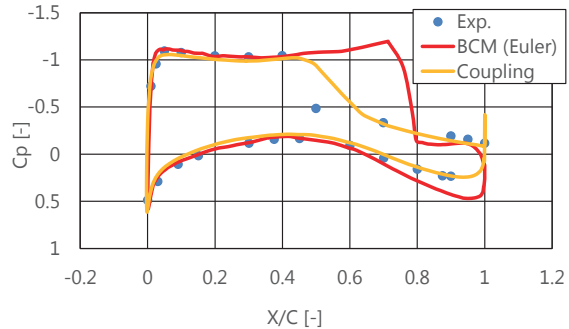
Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー



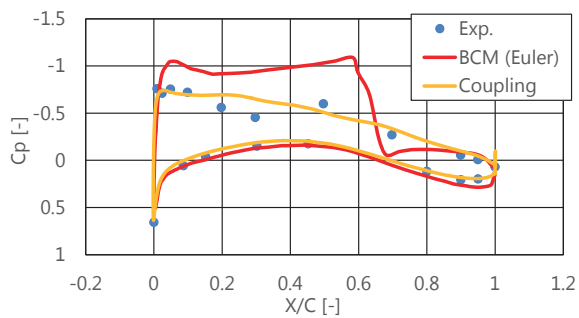
3.55[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



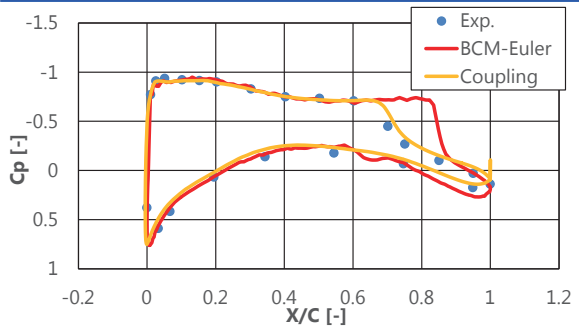
$\eta=0.502$ 断面 (Section E)



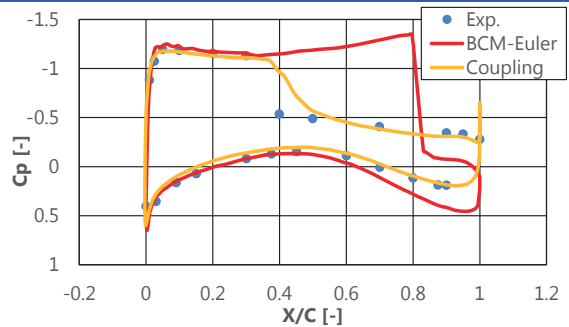
$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー

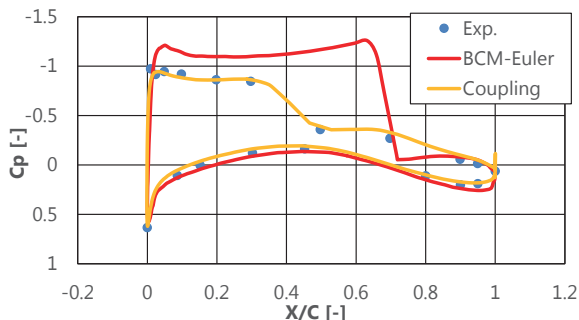
4.65[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



$\eta=0.502$ 断面 (Section E)

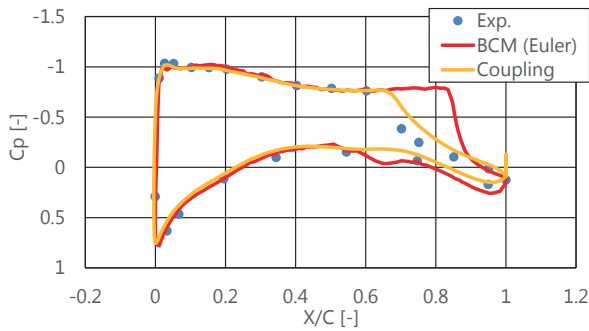


$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

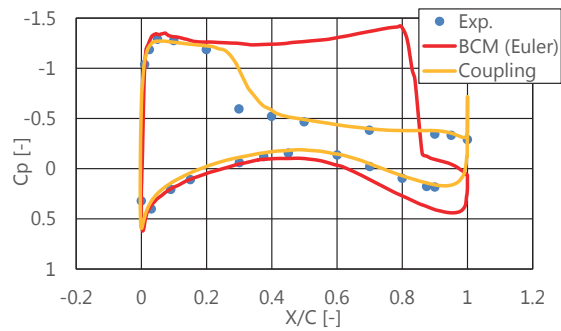
Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー



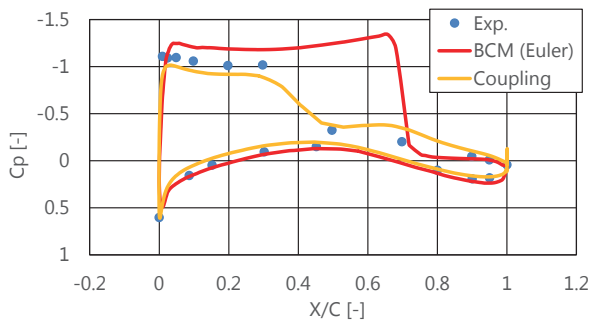
5.72[deg]



$\eta=0.131$ 断面 (Section A)



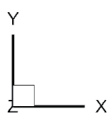
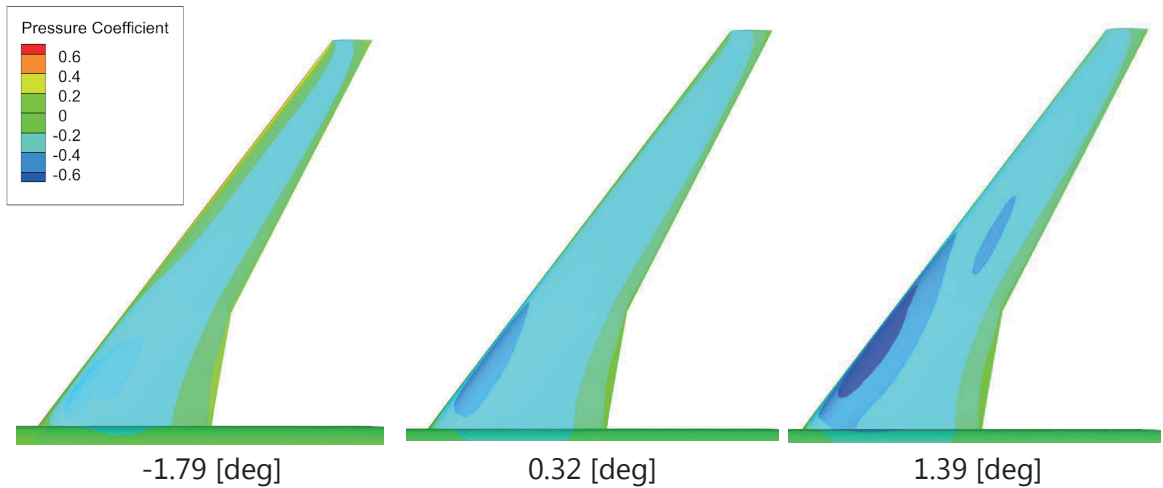
$\eta=0.502$ 断面 (Section E)



$\eta=0.950$ 断面 (Section I)

Exp. : 実験値
 BCM (Euler) : BCM単体 非粘性計算
 Coupling : BCM-TAS カップリングソルバー

圧力カウンター図



2016年7月6日, 金沢歌劇座

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

DG法・SV法による解析

○澤木悠太, 浅田啓幸, 澤田恵介(東北大)

目的と参加課題

2

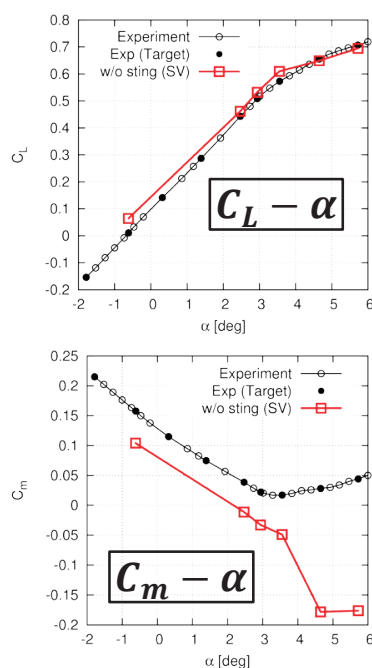
□ 目的

- 支持の考慮が低迎角の C_L と C_m にどう影響するか調べること

□ 参加課題

- 課題1-1: 支持装置なし
 - 2次精度SV法
 - UPACS格子(900万セル)
- 課題1-2: 支持装置あり
 - 4次精度DG法
 - 自作格子(450万セル)

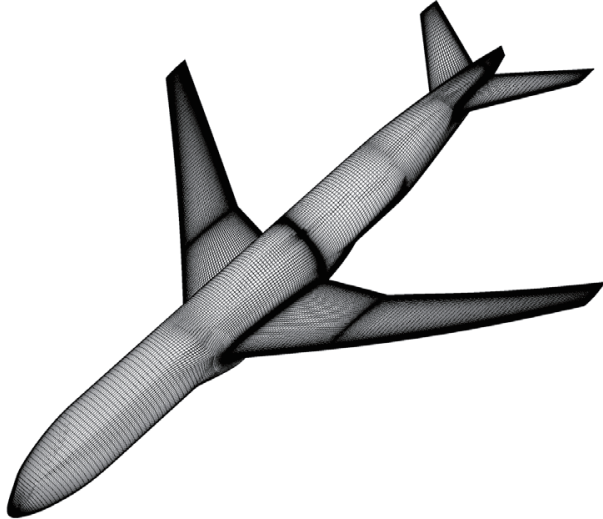
APC1の結果



計算格子

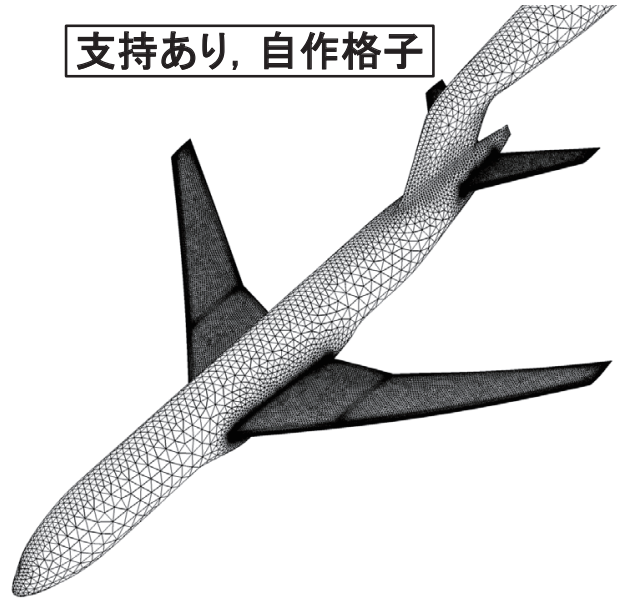
3

支持なし, UPACS格子



2次精度SV法
900万セル
7,200万自由度

支持あり, 自作格子

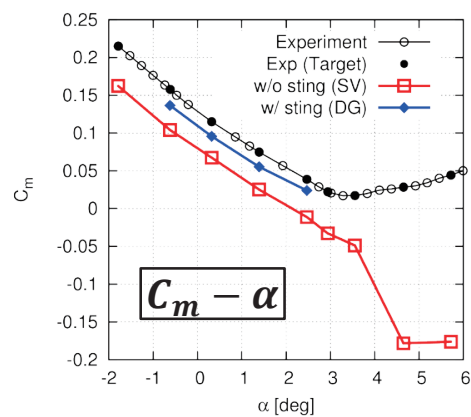
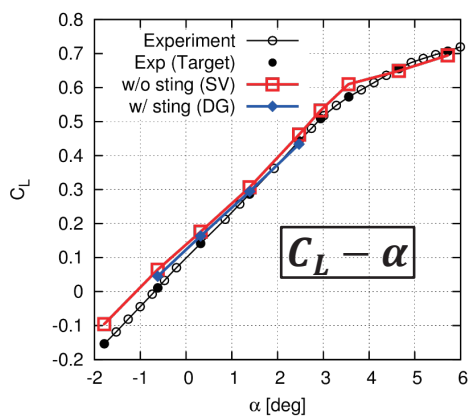


4次精度DG法
450万セル
9,000万自由度

支持装置を考慮した空力係数

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

4

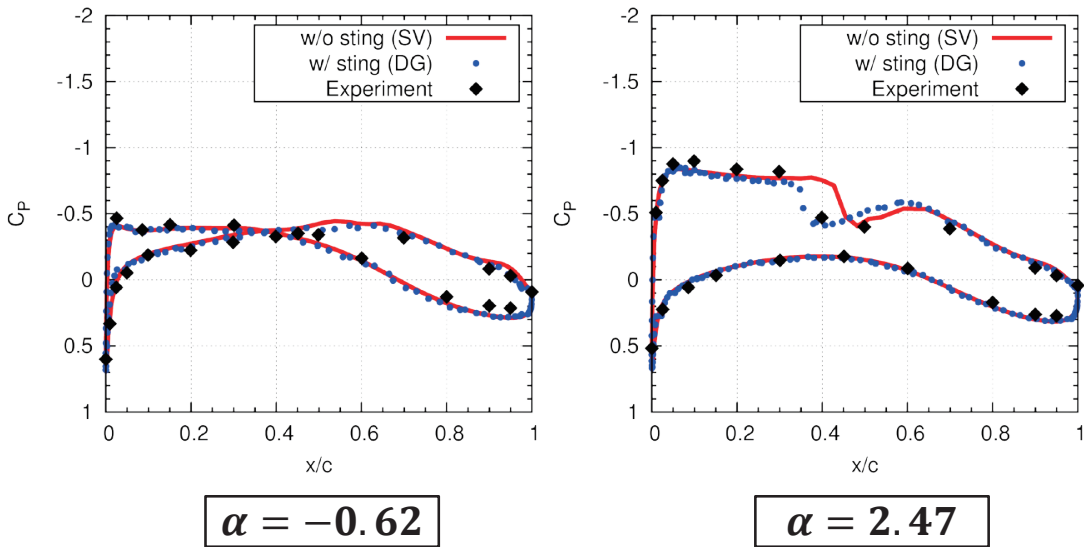


- C_L, C_m ともに実験値に近づいた
- 揚力傾斜は合わないまま

【主翼】 section Fの C_p 分布

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

5

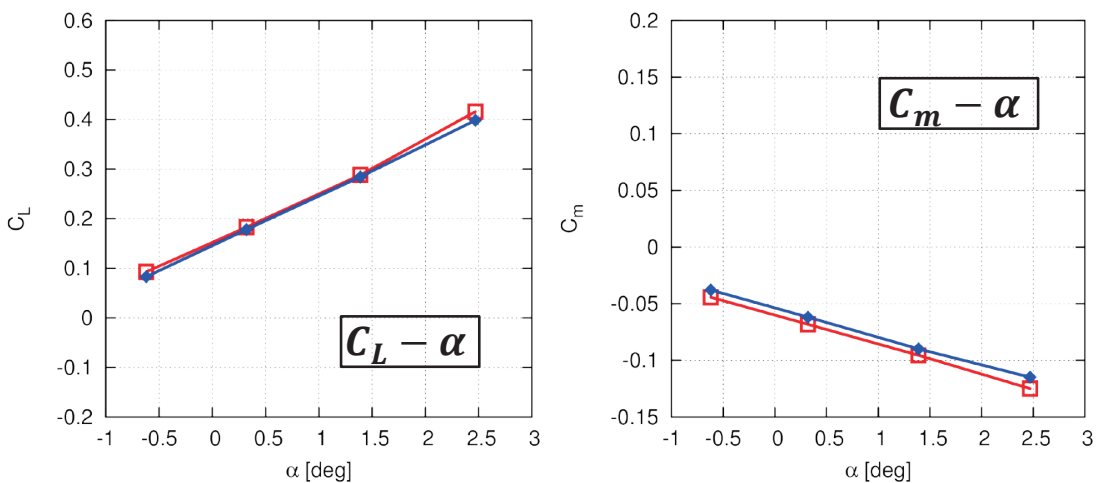


- 衝撃波がない場合は特段の変化はなし
- 衝撃波の前方へのシフトは計算手法の問題か

【主翼】 空力係数

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

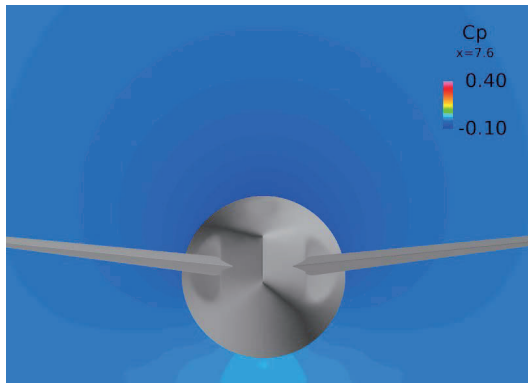
6



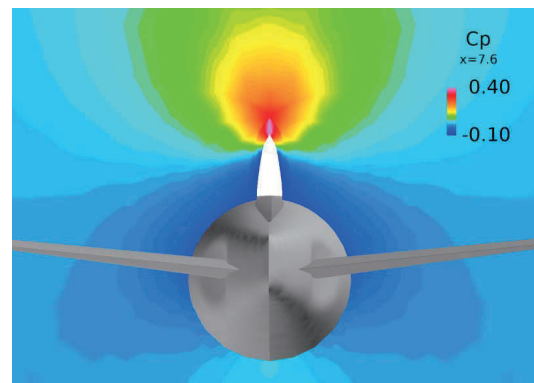
- 揚力減少, ピッチングモーメント増加

【尾翼】 $x = 7.6$ 断面の C_p 分布

7



支持なし

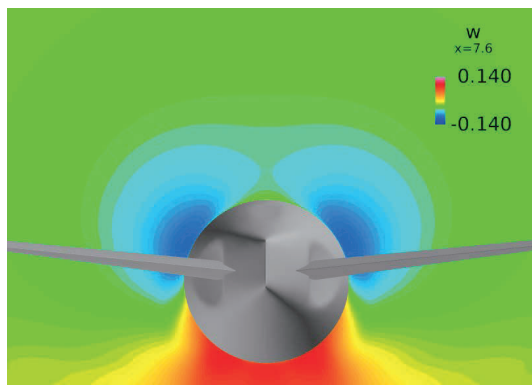


支持あり

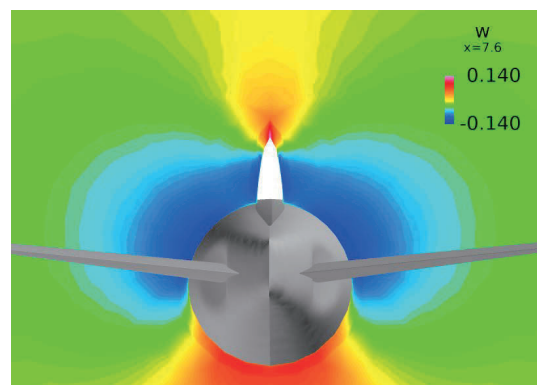
- 支持前縁で圧力が高くなり, $-z$ 方向に向かって圧力勾配が生じている

【尾翼】 $x = 7.6$ 断面の z 方向速度分布

8



支持なし



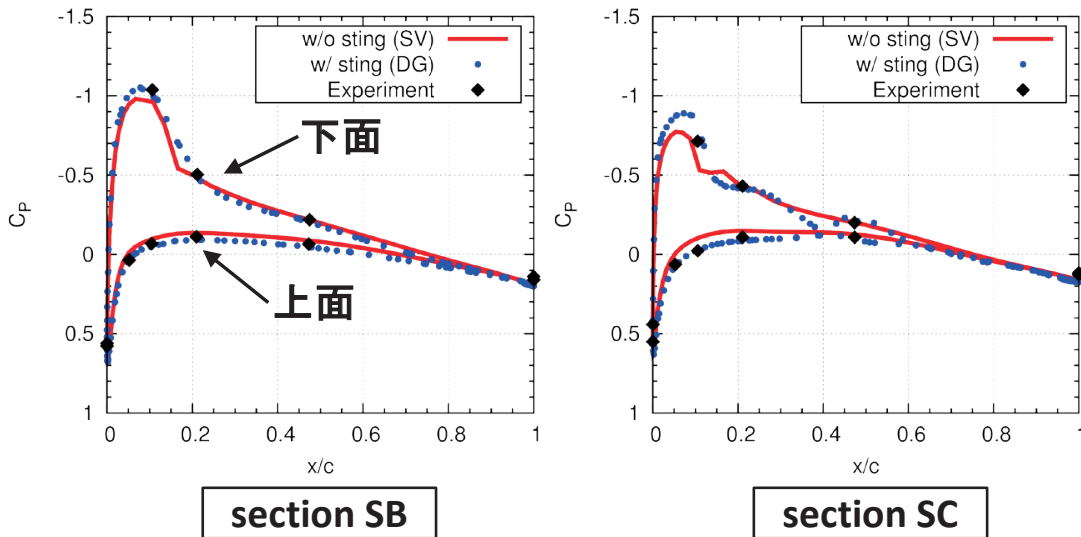
支持あり

- 支持前縁からの圧力勾配で支持側面付近で $-z$ 方向の速度が大きくなっている
- 尾翼のよどみ点が上面下流側に移動, 下面では加速
上面では減速した可能性

【尾翼】迎角-0.62度の C_p 分布

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

9

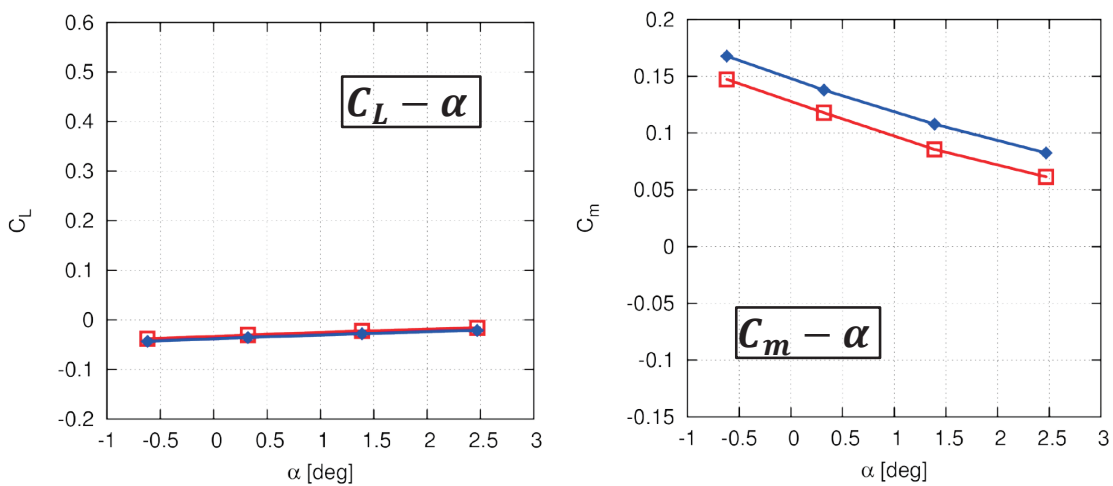


□ 下向き揚力増加, ピッチングモーメントが増加

【尾翼】空力係数

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

10

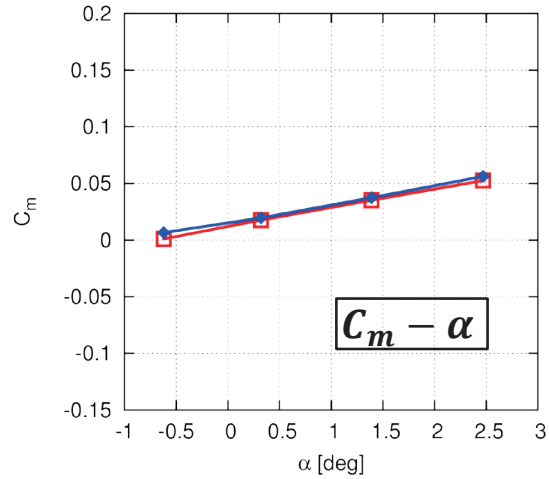
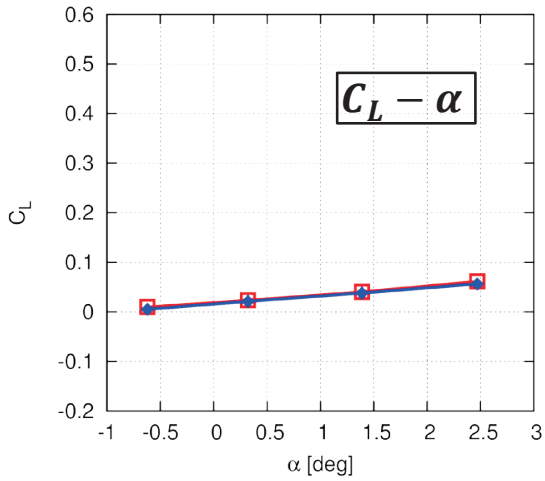


□ 下向き揚力増加, ピッチングモーメント増加

【胴体】空力係数

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

11

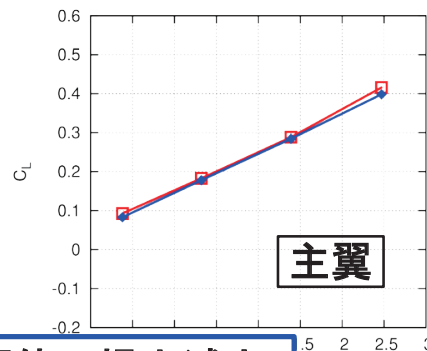
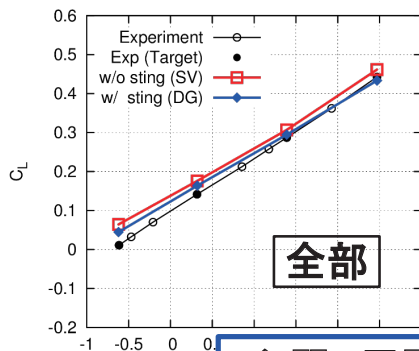


□ 揚力減少, ピッチングモーメント増加

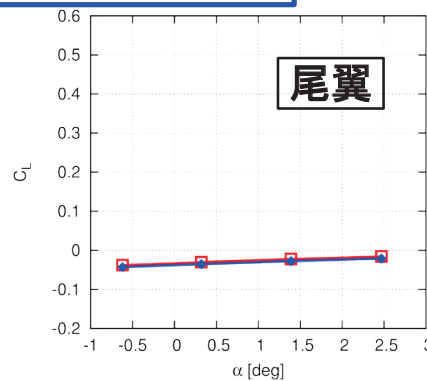
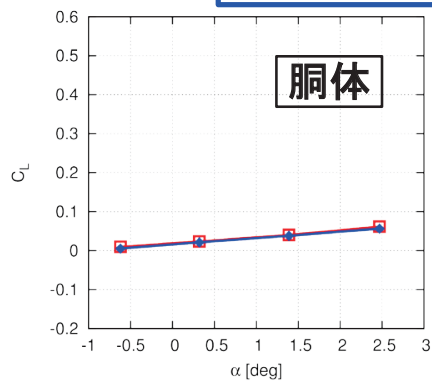
揚力係数内訳

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

12



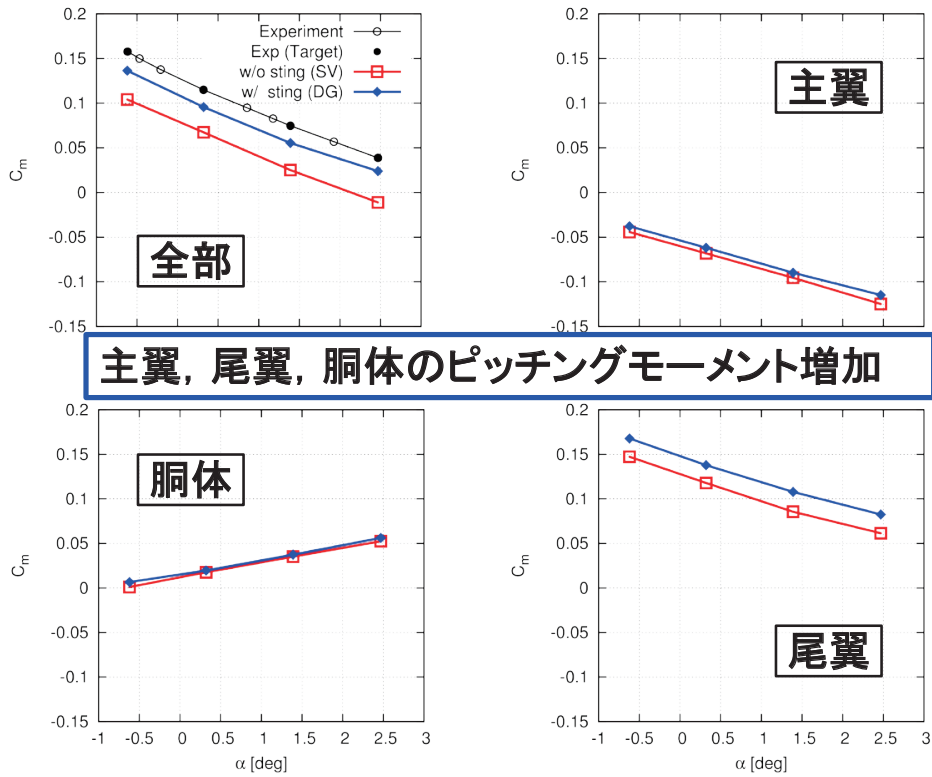
主翼, 尾翼, 胴体の揚力減少



ピッチングモーメント係数内訳

赤線: 支持なし
青線: 支持あり

13



まとめ

14

- 計算手法, 格子が異なるため尾翼以外の空力係数の変化は支持の影響とは言い切れない
- 揚力傾斜のずれは支持が原因ではないと考えられる
- 尾翼の揚力, ピッチングモーメントの予測には支持干渉の影響が大きい

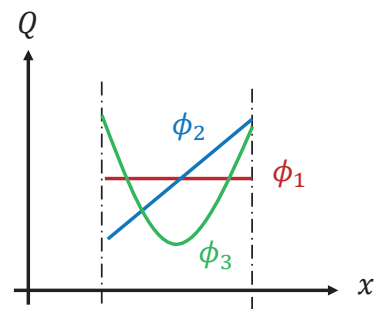
Backup

数値計算法

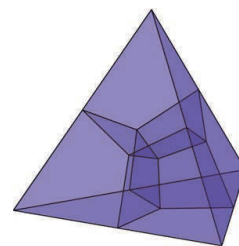
16

□ 高次精度非構造格子法

- 不連続ガレルキン法 (DG法)
- スペクトラルボリューム法 (SV法)
- 利点
 - 非構造格子でも高次精度
 - コンパクトなデータ構造
 - 高い並列化効率



DG法の基底関数



SV法のセル分割

数値計算法

17

	DG	SV
支配方程式	3次元圧縮性RANS方程式	3次元圧縮性RANS方程式
乱流モデル	SA-noft2	SA-noft2
空間離散化	4次精度DG法	2次精度SV法
対流流束	AUSM-DV	SLAU
粘性流束	BR2	BR2
時間積分	1次精度セル緩和型陰解法	2次精度LU-SGS陰解法

計算時間

18

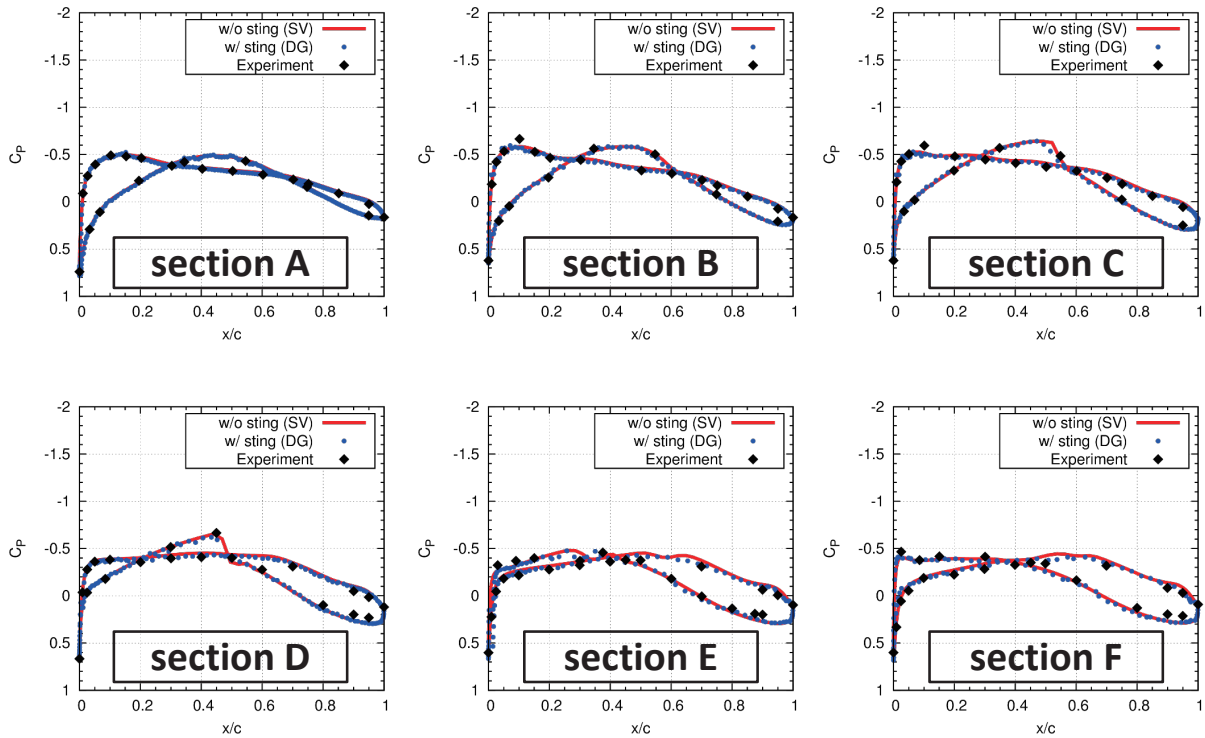
- SV : 7,200万自由度, 512コア(14万自由度/コア)で7日
- DG: 9,000万自由度, 640コア(14万自由度/コア)で7日

計算機: 東北大学流体研スパコン

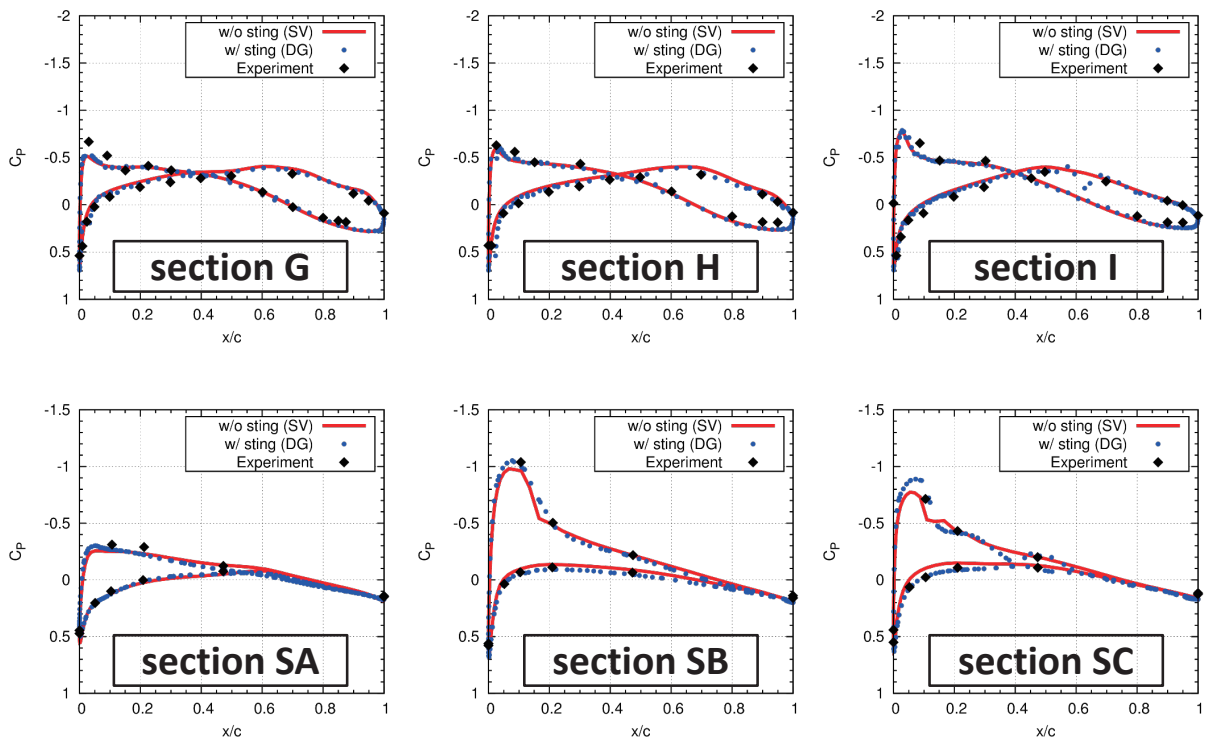
Intel Xeon E5-4650v2

迎角 -0.62 度の C_p 分布(1)

19

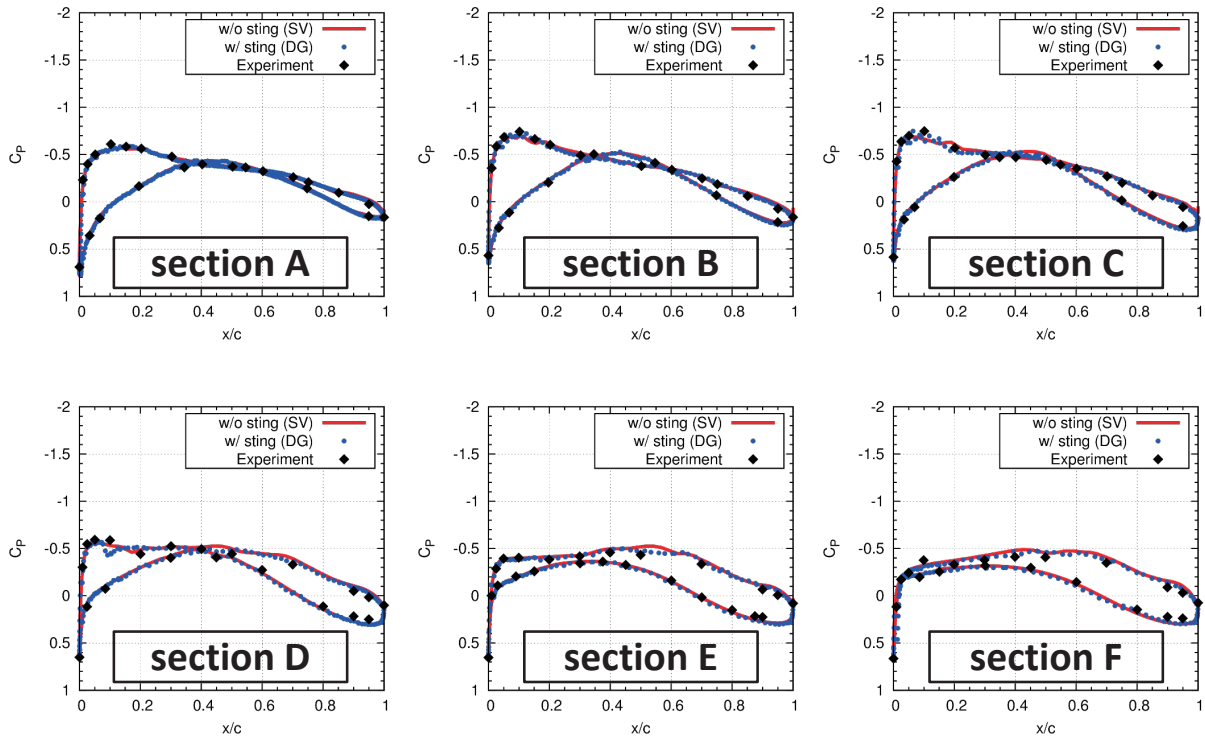
迎角 -0.62 度の C_p 分布(2)

20



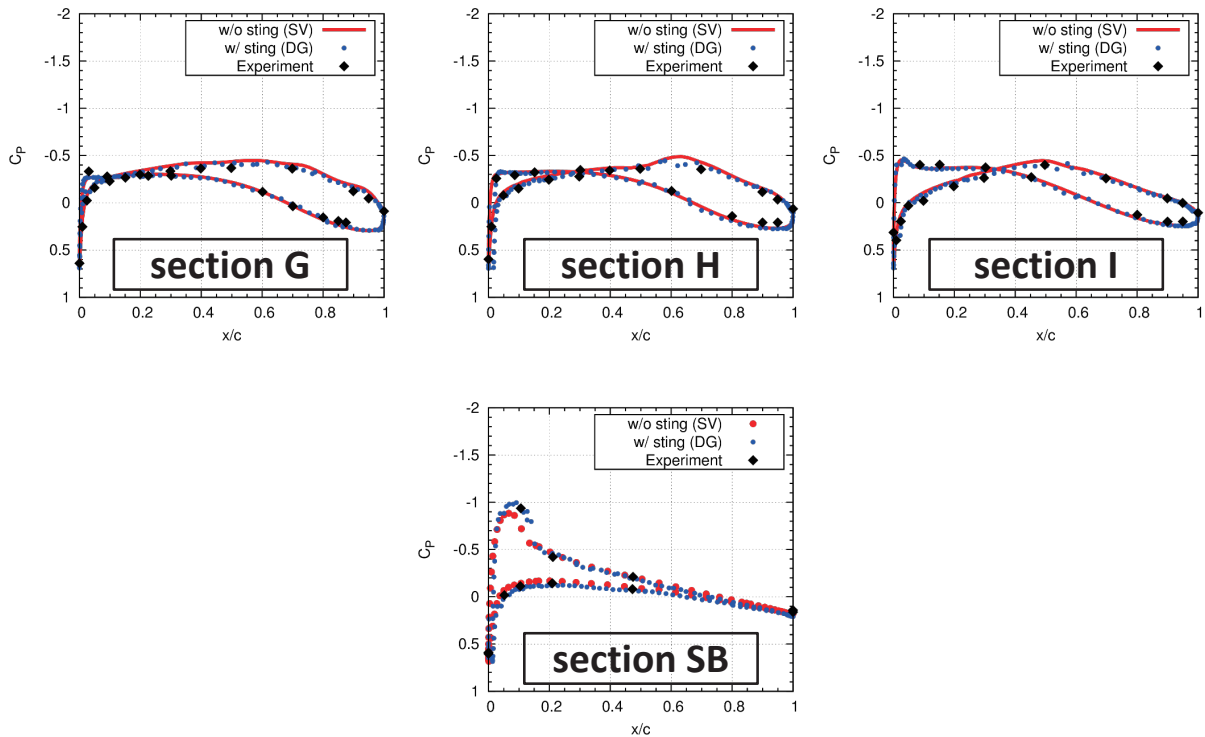
迎角0.32度の C_p 分布(1)

21



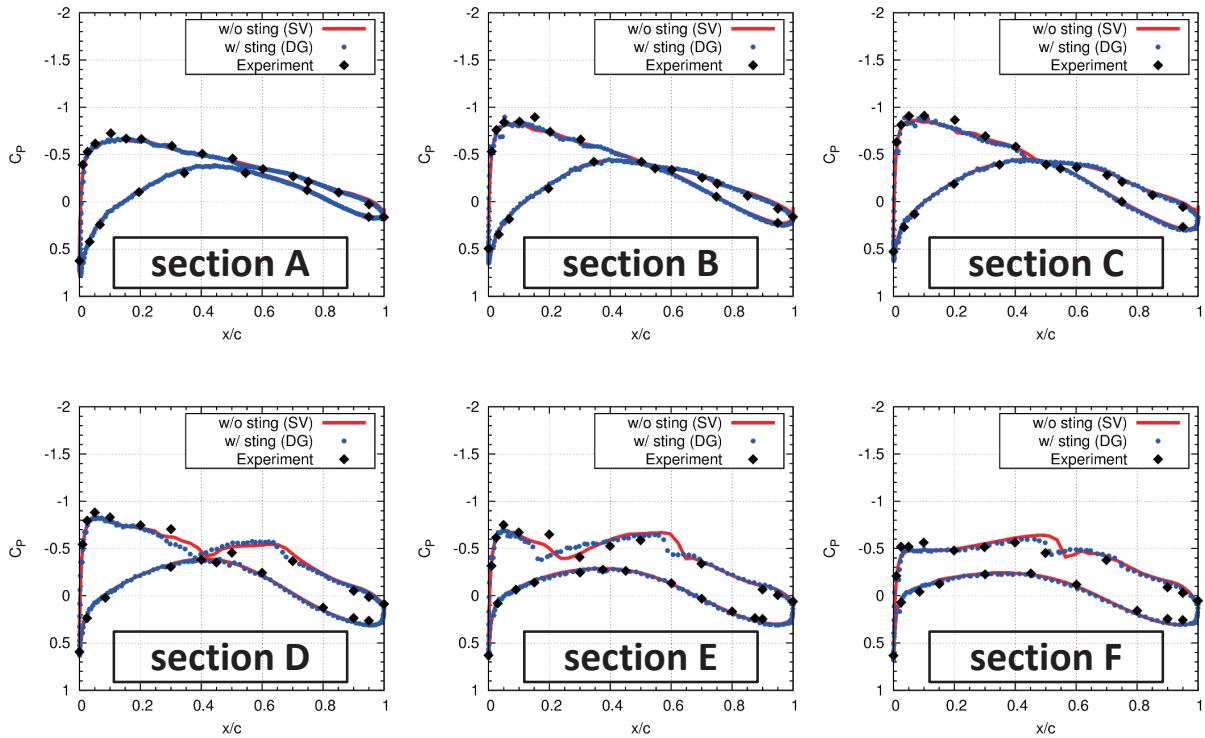
迎角0.32度の C_p 分布(2)

22



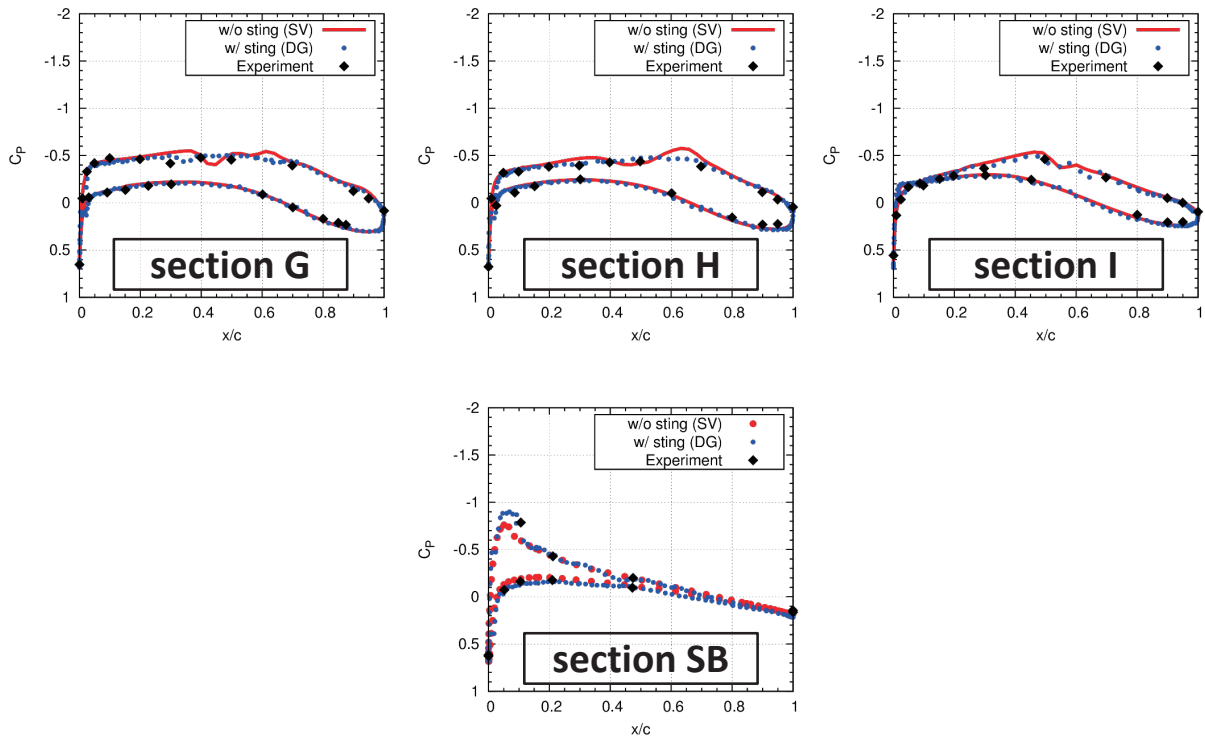
迎角1.39度の C_p 分布(1)

23



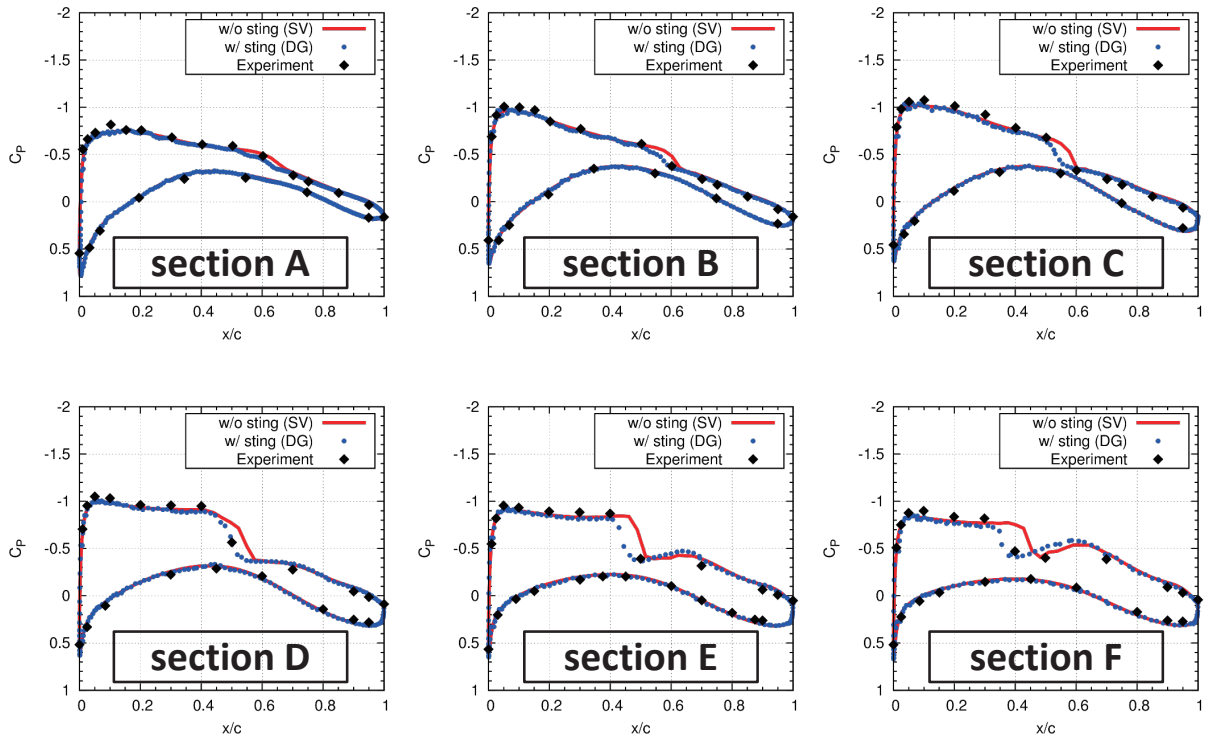
迎角1.39度の C_p 分布(2)

24



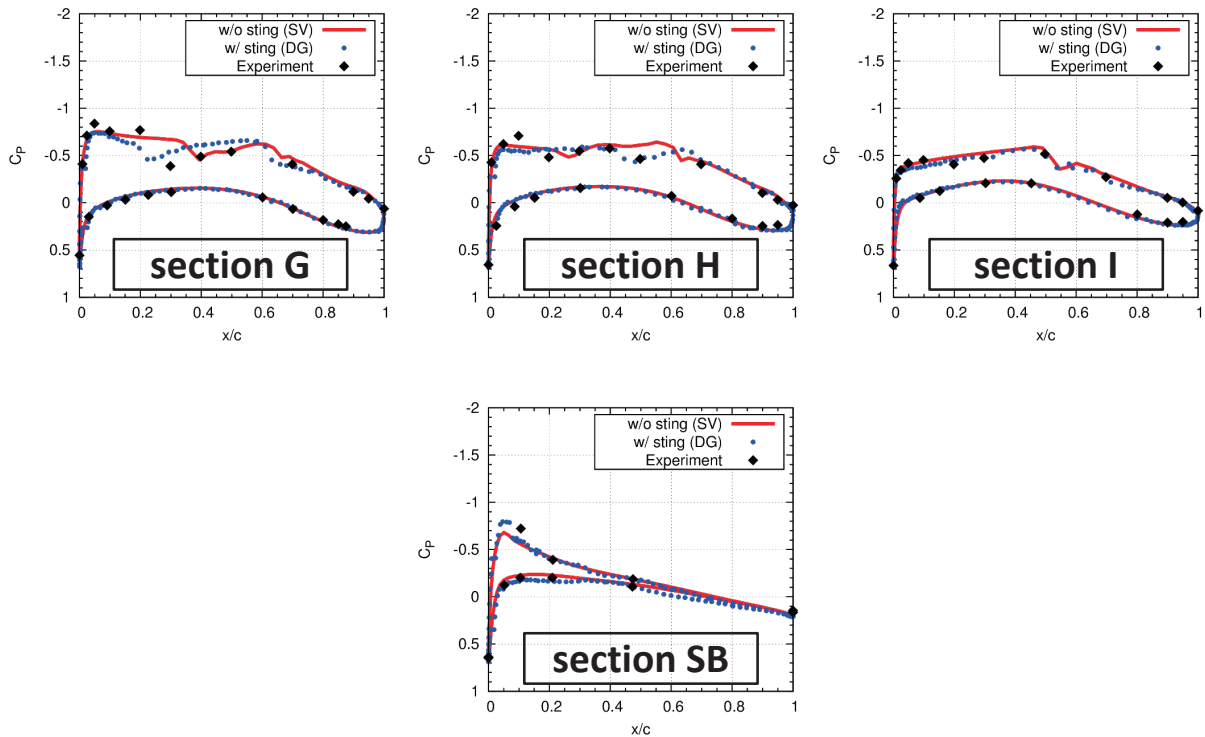
迎角2.47度の C_p 分布(1)

25



迎角2.47度の C_p 分布(2)

26



階層型直交格子と埋め込み境界法の組み合わせによる解析(その2)

東京大学大学院

○玉置義治, 原田基至, 今村太郎



2016/07/06 Aerodynamic Prediction Challenge II 金沢歌劇座

1

発表内容

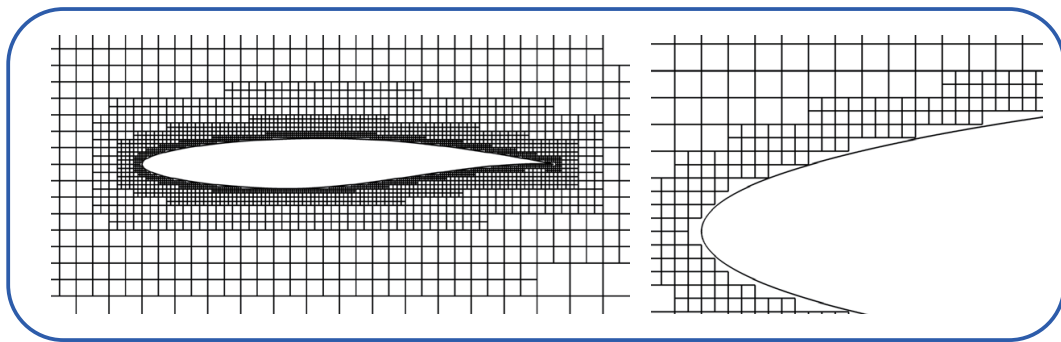
- 解析の目的
- 前回からの改善点
- NASA-CRM周りの遷音速流れ解析(課題1-1)
 - ・ 計算手法・格子の設定
 - ・ 格子収束
 - ・ 迎角スイープ (課題1-1)

- まとめ・今後の展望

2

解析の目的

- 直交格子における埋め込み境界法を用いた高レイノルズ数流れの解析手法を検証
 - ✓ 自動・高速な格子生成が可能
 - ✓ 格子の歪みがなく，安定性に優れる
 - ✓ 乱流境界層の扱いに課題→ 壁関数を用いる
- 主に巡航状態($AoA=0.294[deg]$)における格子収束性について調査

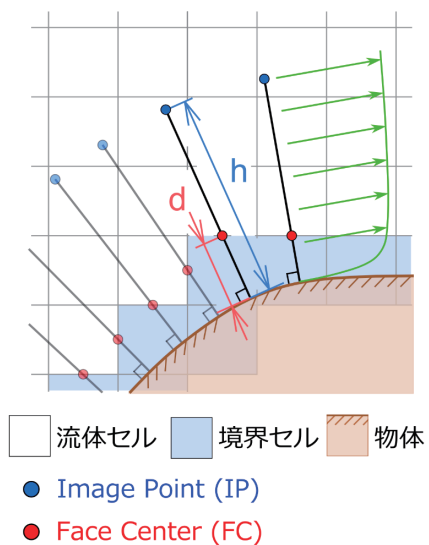
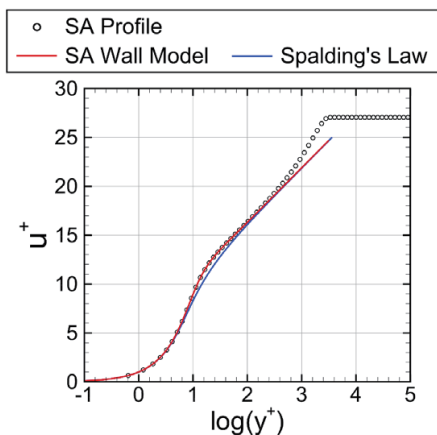


3

埋め込み境界法

点FCに与える境界条件を埋め込み境界法により求める

- Image Point (IP)から境界条件を外挿
- 壁関数を用いて壁面摩擦を計算

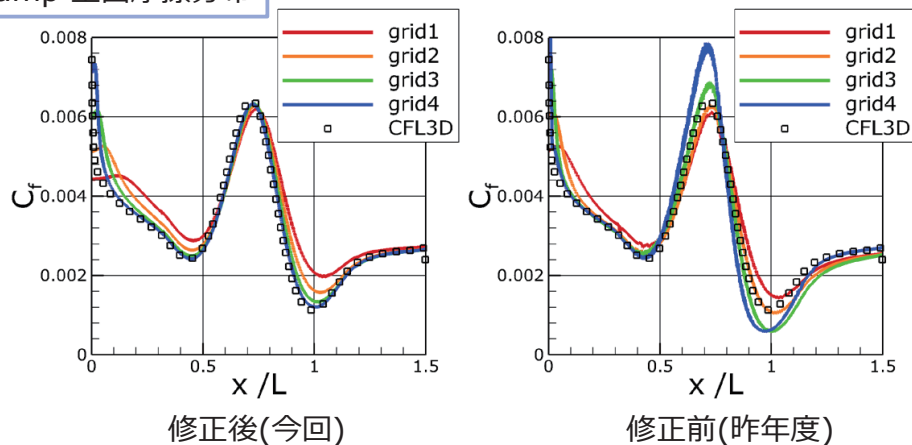


4

APC-Iからの改善点

- 対流境界条件の改善による振動の抑制・表面摩擦の高精度化(◆)
- MPI実装による計算の大規模化
- リミタ, カ積分, 可視化手法等の見直し

2次元Bump 壁面摩擦分布



(◆) 2B02 RANS解析における壁関数を用いた埋め込み境界法の検討

5

発表内容

- 解析の目的
- 前回からの改善点
- NASA-CRM周りの遷音速流れ解析(課題1-1)
 - ・ 計算手法・格子の設定
 - ・ 格子収束
 - ・ 迎角スイープ (課題1-1)
- まとめ・今後の展望

6

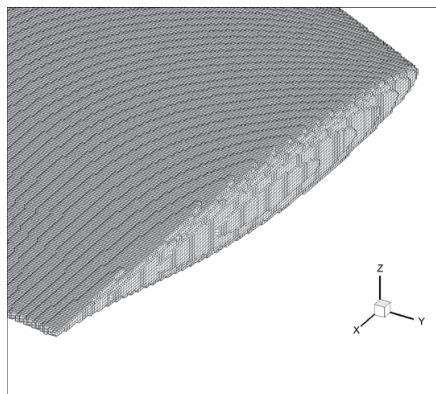
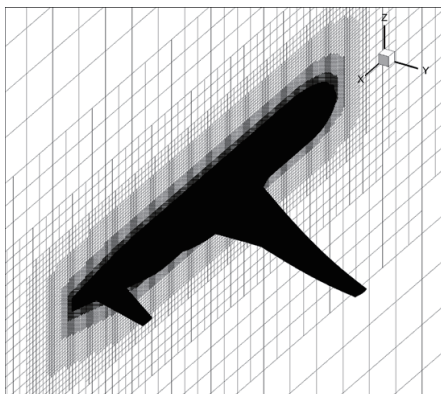
計算手法

	UTCart	FaSTAR (参照結果)
計算格子	セルベース八分木直交格子 (非構造)	HexaGrid Medium
支配方程式	Favre-Averaged Navier-Stokes方程式	
乱流モデル	SA-noft2	
非粘性流束	SLAU	
数値スキーム(対流項)	MUSCL	
数値スキーム(粘性項)	2次精度中心差分	
リミタ	Barth-Jespersen	Hishida
時間積分	LUSGS	

7

計算格子の設定 (UTCart)

格子	Coarse	Medium	Fine (計算中)
最小格子幅 (in.)	0.9768	0.4884	0.3254
平均空力翼弦/最小格子幅	282	565	848
総セル数	~800万	~3000万	~1億

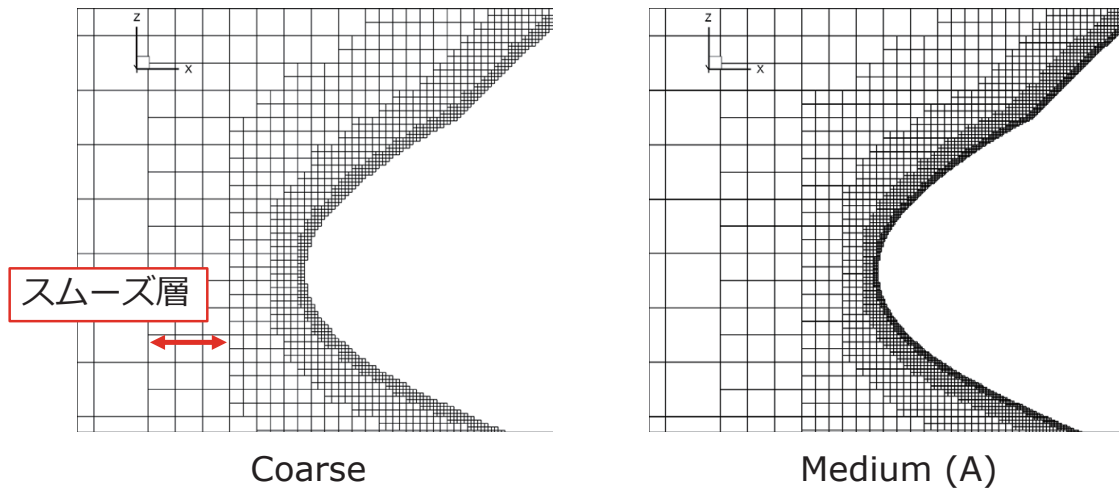


8

スムーズ層の設定

□ Medium (A)格子

- ・ スムーズ層: 3(一定, Coarseと同じ)
- ・ 近傍のみ細分化, 外側の格子はほぼ細分化されない
- ・ セル数30,997,565

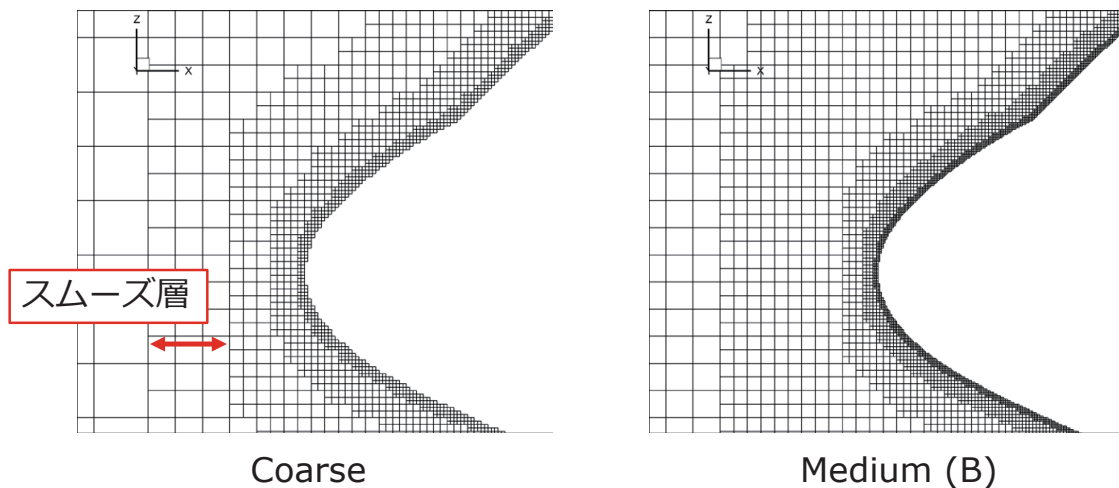


9

スムーズ層の設定

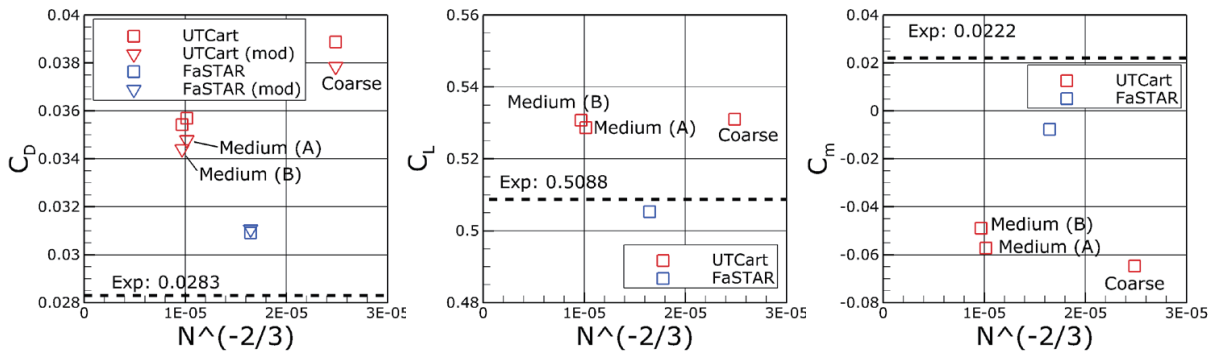
□ Medium (B)格子

- ・ スムーズ層: 3~8 (層ごとに可変)
- ・ 平均空力翼弦の2倍程度までを細分化
- ・ セル数33,262,395 (+7%)



10

格子収束

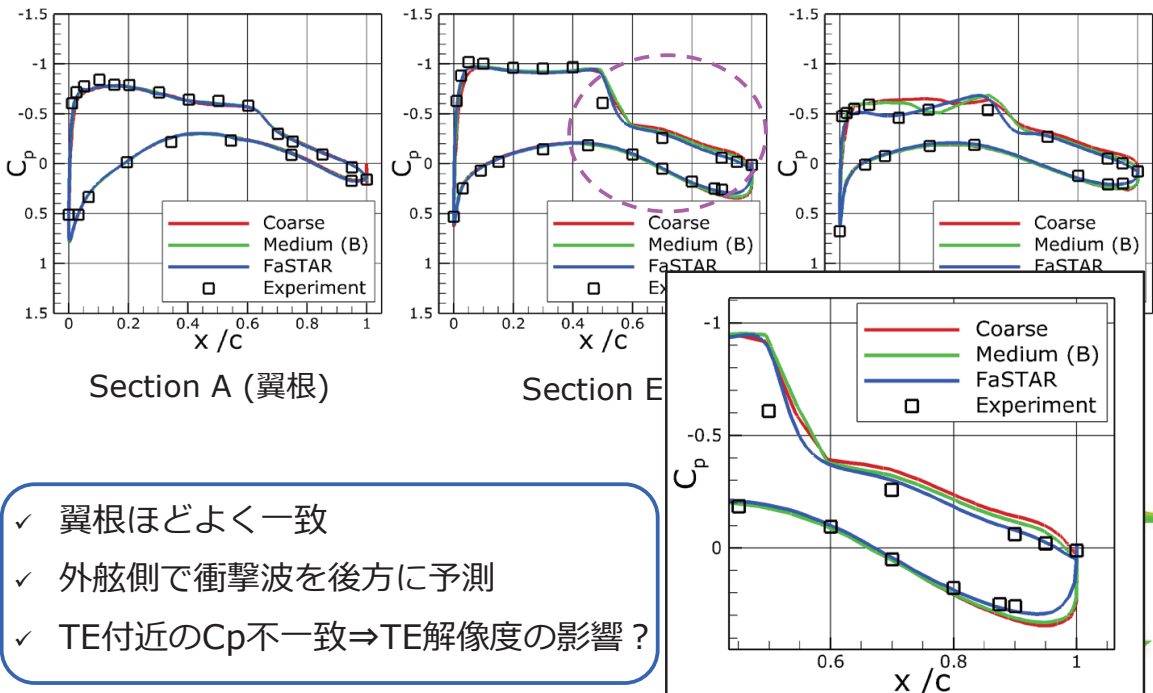


- ✓ 揚力がやや大きい
⇒誘導抵抗の誤差~15 [cnt]
⇒MediumとFaSTARの差~35 [cnt]
- ✓ Medium (A)⇒(B)で抵抗, モーメントが改善
- ✓ 壁面格子幅が抵抗に最も影響

$$\Delta C_D = \frac{1}{e\pi AR} (C_L^2 - C_{L,exp}^2)$$

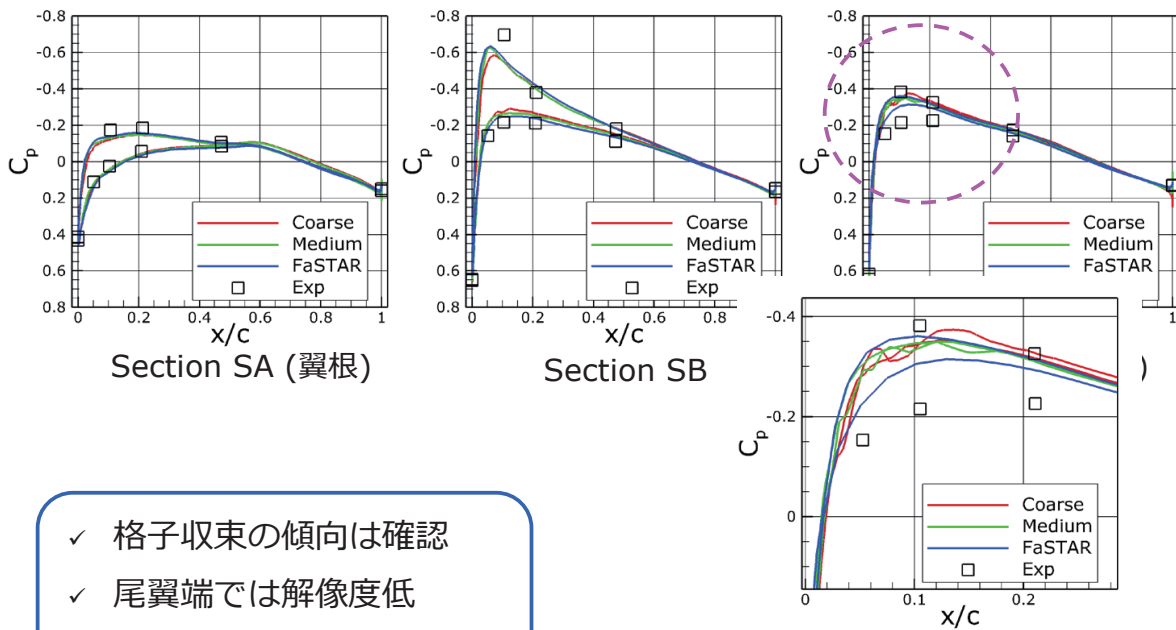
$e = 0.8, \quad AR = 9$

圧力係数(主翼)



- ✓ 翼根ほどよく一致
- ✓ 外舷側で衝撃波を後方に予測
- ✓ TE付近のCp不一致⇒TE解像度の影響?

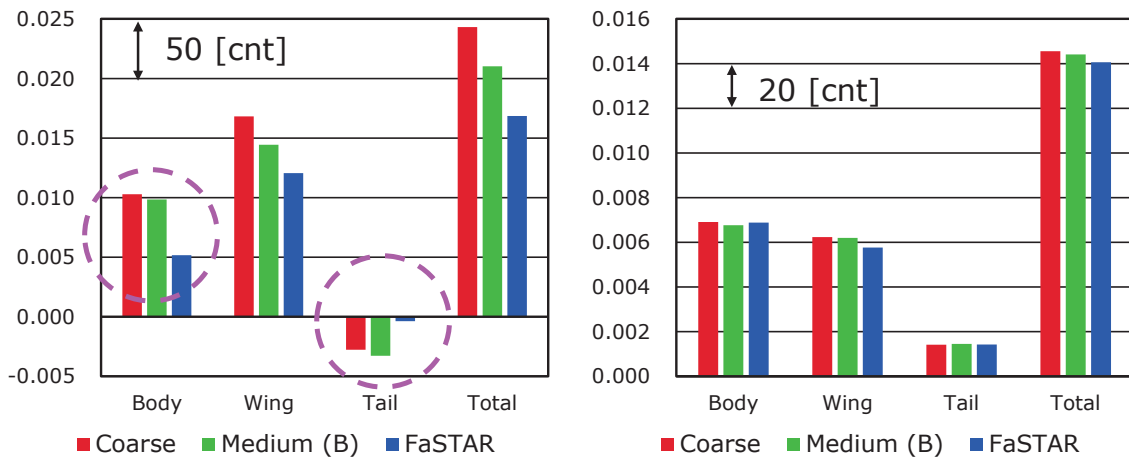
圧力係数(尾翼)



- ✓ 格子収束の傾向は確認
- ✓ 尾翼端では解像度低
- ✓ 実験と計算に差異

空力係数の内訳

- 粘性抵抗の差異は合計5 [cnt]以内
- 胴体と尾翼における圧力抵抗の収束性に難(力積分方法の問題?)

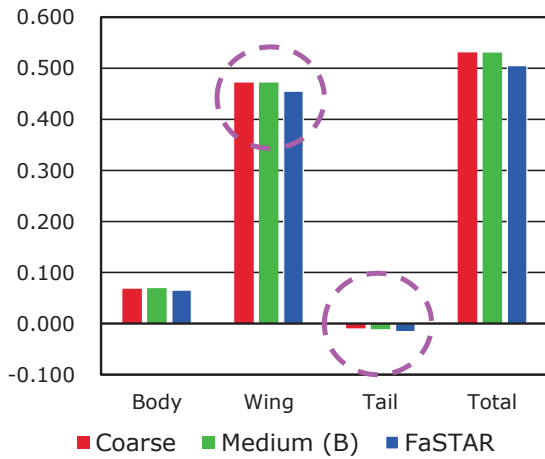


圧力抵抗

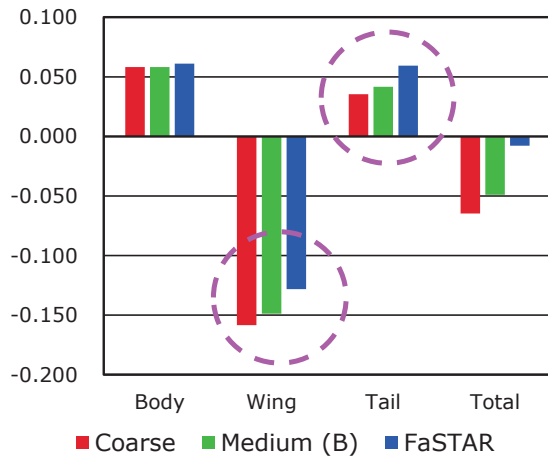
粘性抵抗

空力係数の内訳

- 主翼の衝撃波を後方に予測⇒揚力大, 頭下げ
- 尾翼のモーメント小



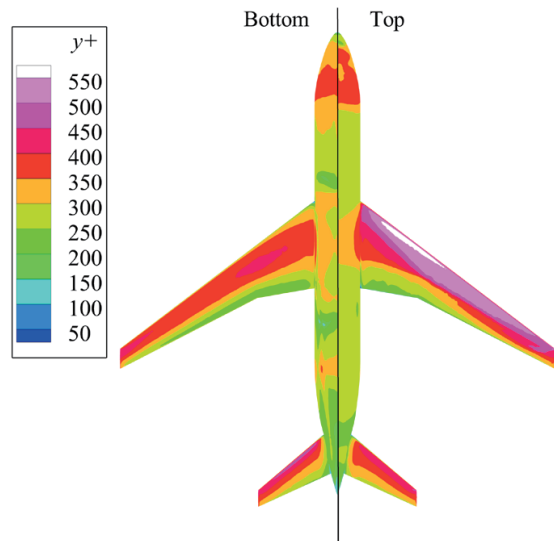
揚力



ピッチングモーメント

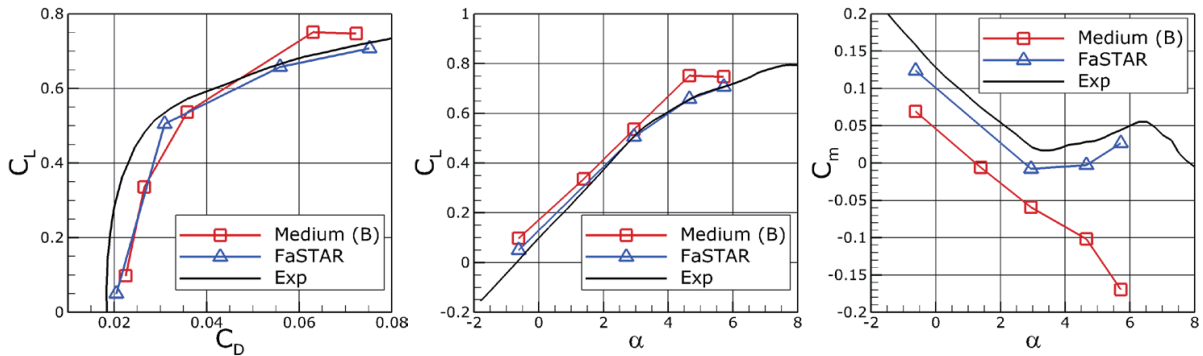
表面 y^+_{IP} 分布 (Medium格子)

- IPでの y^+ (※)
- ⇒翼上面で最大550, 胴体で300~400
- ・ Coarse格子 : 2倍
- ・ Fine格子 : 2/3倍



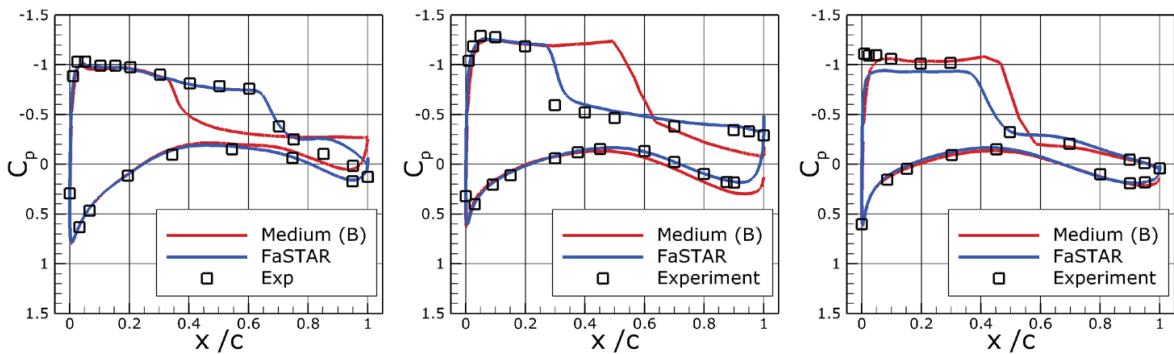
(※) $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$

迎角スweep (課題1-1)

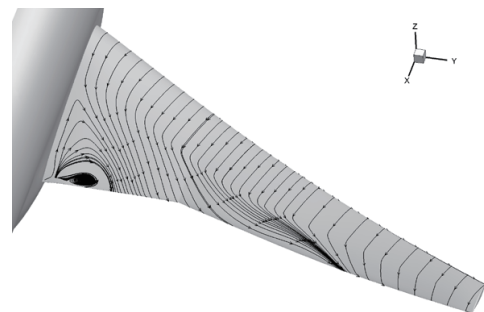


- ✓ 揚力がやや大きい
- ✓ 高迎角で差異大
- ✓ 低迎角でのモーメントの傾きは一致

圧力係数(主翼) – AoA 5.72 [deg]



- ✓ 翼根で大きく剥離
- ✓ 衝撃波背後の剥離が生じない
- ⇒ QCRの利用, Fine格子での計算



まとめ

- 直交格子・埋め込み境界法を用いたNASA-CRM周りの遷音速空力予測を実施

- 巡航条件で格子収束の傾向を確認
 - ・ 粘性抵抗の予測は比較的高精度
 - ・ 物体から離れた領域の格子がモーメントに寄与
 - ・ Medium格子で圧力抵抗誤差~35[cnt]
 - ・ 翼端, TE, 尾翼で不一致が見られる⇒モーメントの差異

- 剥離の定量的予測は現状困難

19

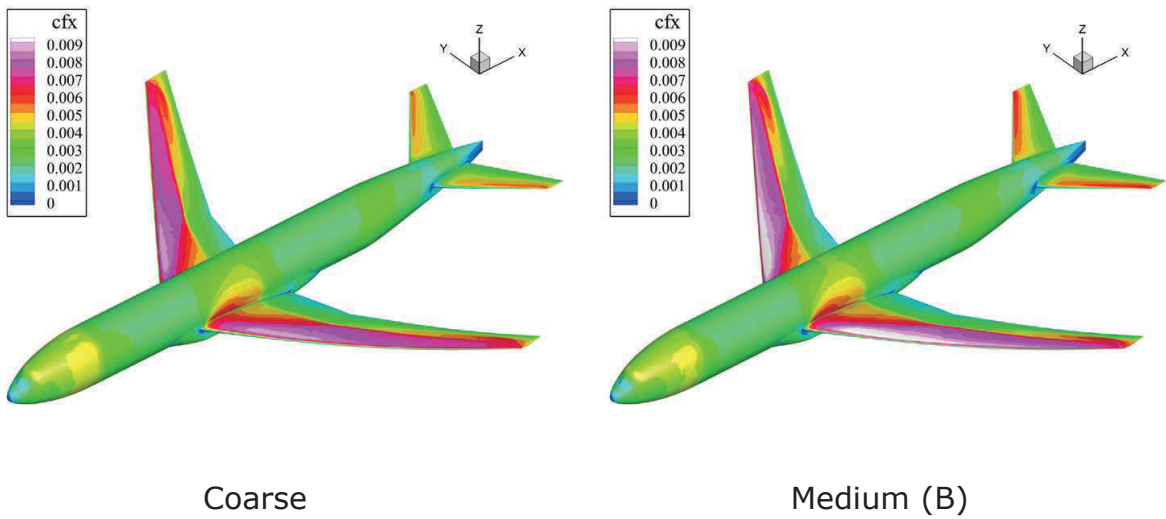
今後の改善点

- 非粘性流でのソルバーの検証(圧力抵抗の低減)
 - ・ 力積分方法
 - ・ LE/TE, 翼端等へのフィッティング
 - ・ 表面曲率の考慮, sharp-edgeの取り扱い

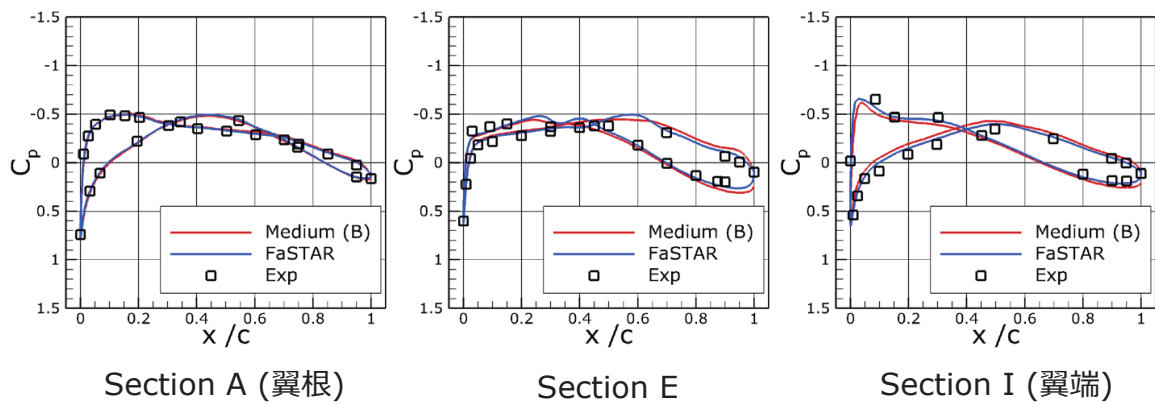
- 衝撃波位置, 剥離予測等の高精度化
 - ・ Fine格子での計算
 - ・ QCRの利用
 - ・ 壁関数+埋め込み境界法のさらなる高度化

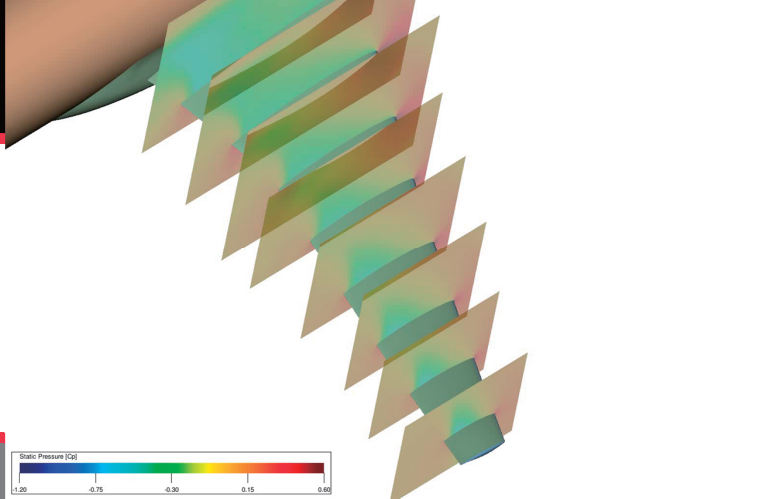
20

表面摩擦 AoA=2.94 [deg]



圧力係数(主翼) - AoA=-0.62 [deg]






Exa's
Contribution
to the APC II

*André Ribeiro, Benedikt König, Ehab Fares,
Raoyang Zhang, Yanbing Li, Pradeep Gopalakrishnan, Hudong Chen*

© Exa Corporation

May 19 2016



Introduction

- Recently PowerFLOW has been extended to transonic flows
 - *Lattice Boltzmann based solver*
 - D3Q39 LBM
 - Cubic Volume Cells (Voxels)
 - Surface elements (Surfels)
 - *Fully transient*
 - *Turbulence Model: LBM-VLES*
 - Modified RNG k- ϵ model for unresolved scales
 - Swirl model
 - Extended wall model

Run summary

- Cases for which PowerFLOW simulations were performed

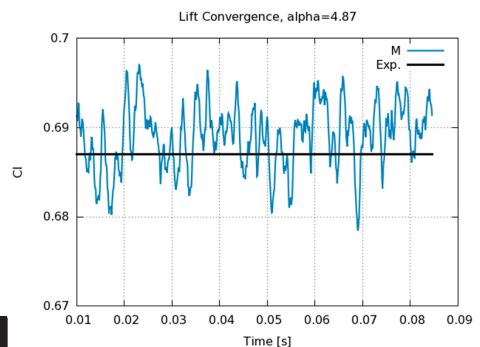
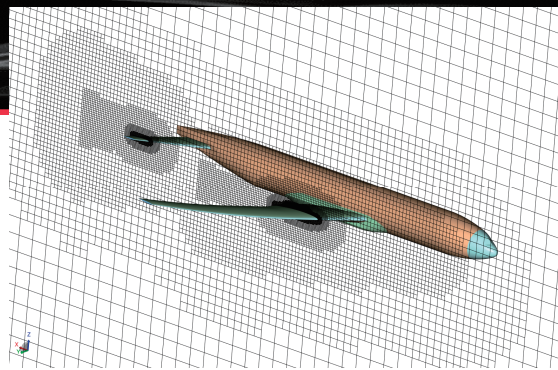
	Re = 1.5M (buffet)	Re = 2.3M
Cp cuts	Mid span of main wing	Full wing/tail sections
Cp' cuts	Mid span of main wing	No
Cd/Cl/Cm	Yes	Yes
AoA simulated	4.87°, 5.92°	2.94°
Sting	No	Yes/No
Resolutions	C/M/F	F

König, Fares, Nölting, "Validation of a Transonic Lattice-Boltzmann Method on the NASA Common Research Model", AIAA Paper 2016-2023



Setup

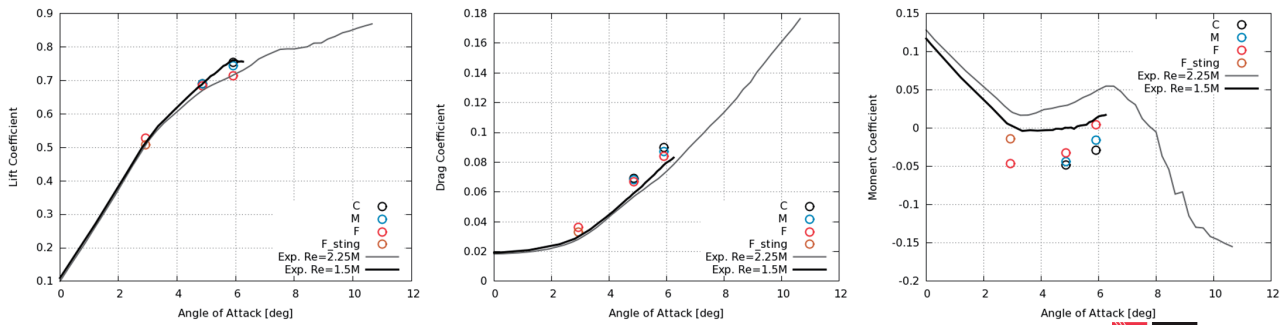
- Grid
 - Cartesian grid
 - $y^+ \sim 100$
 - 3 resolutions were run
 - Factor of 1.32 between them
 - Full grid convergence study available for AIAA DPW
 - Sting effects and wing twist studies also available
- Statistical convergence
 - Cases run for about 0.085 seconds
 - Second half used for statistics
 - CPUh: C=2600, M=5600, F=12600



Results

Forces

- Low AoA results agree well with experimental C_l , C_d
- High AoA results seem closer to high- Re experiments



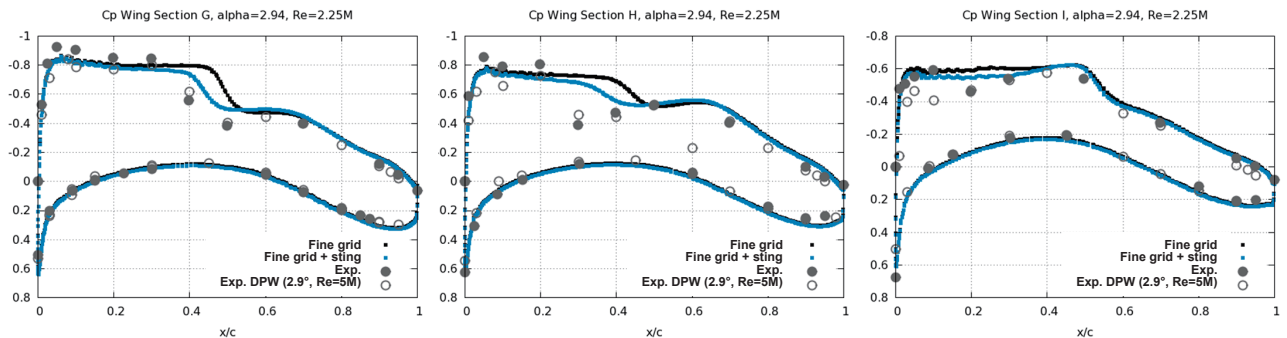
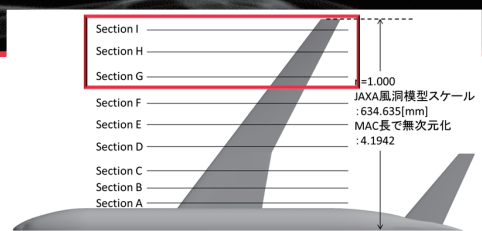
5

© Exa Corporation

Results – Low AoA

Cp cuts

- 2.94° $Re=2.25M$ closer to $Re=5M$

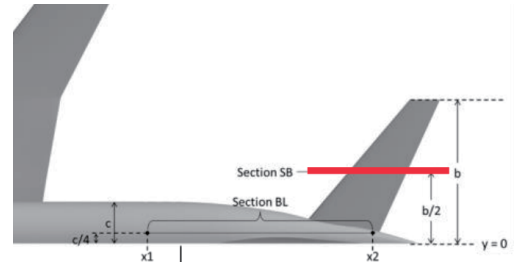
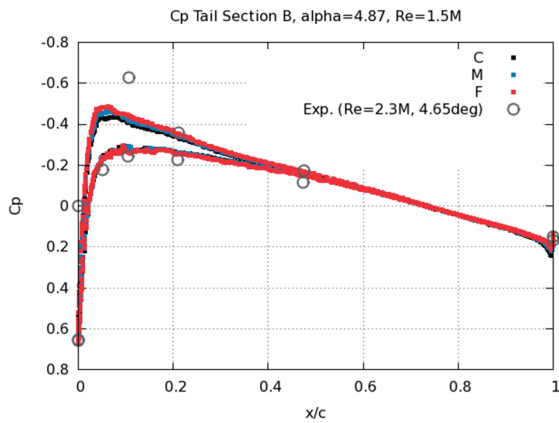


6

© Exa Corporation

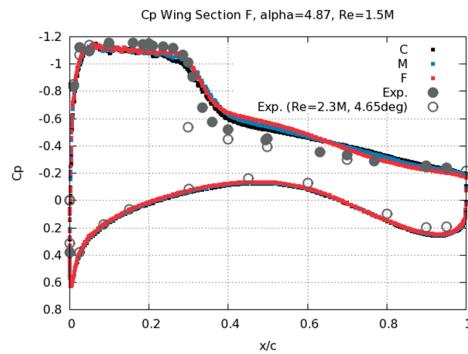
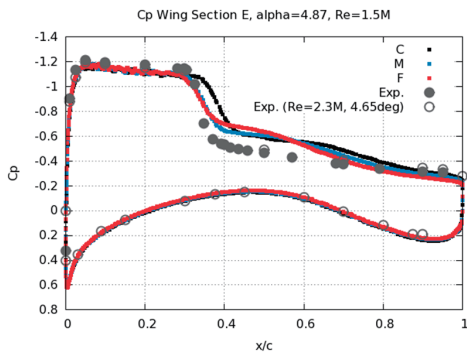
Results – High AoA

- Cp
 - Tail could be refined more



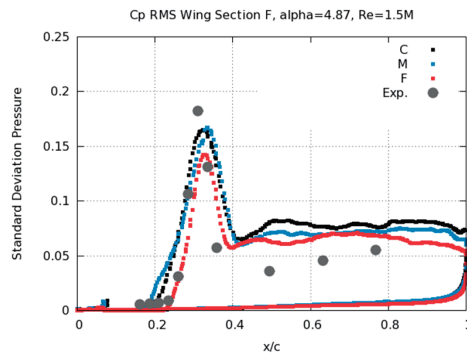
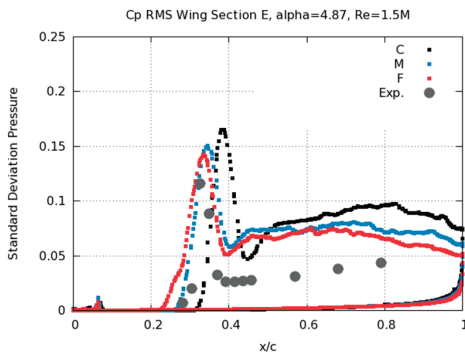
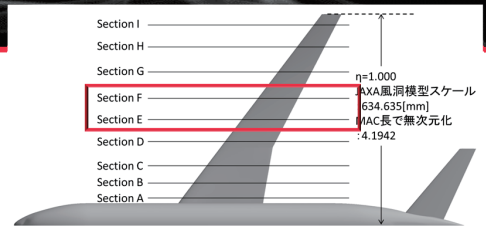
Results – High AoA

- Cp
 - At 4.87° shock position agrees very well with exp.
 - Exp. show some Re dependence



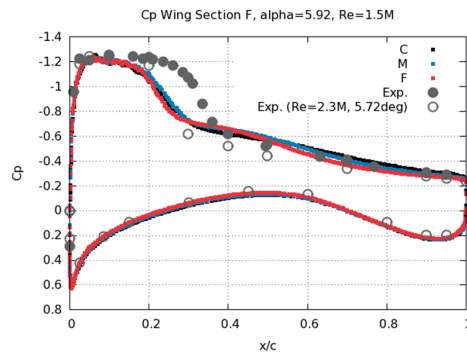
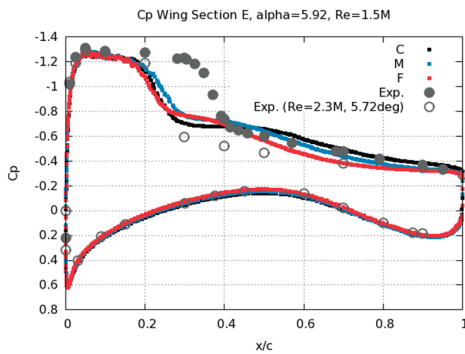
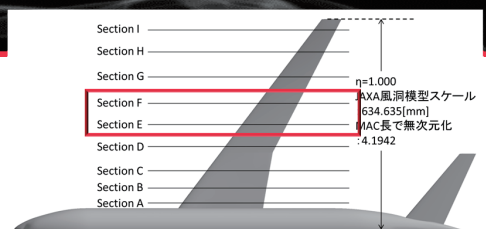
Results – High AoA

- Cp RMS
 - At 4.87° shock range and levels agree very well with exp.



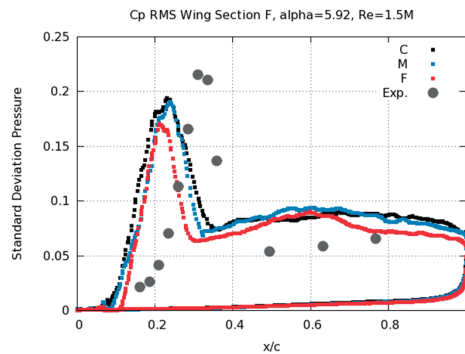
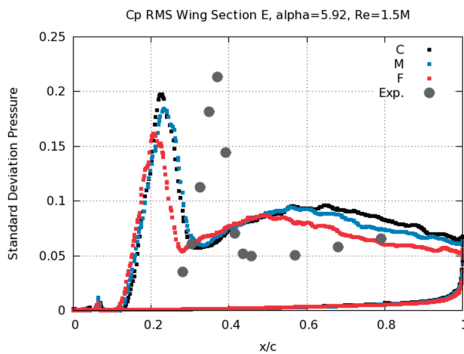
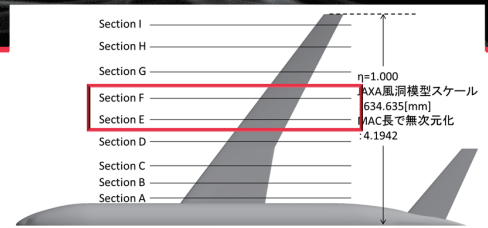
Results – High AoA

- Cp
 - At 5.92° shock position is upwind of exp.
 - Exp. show significant Re dependence



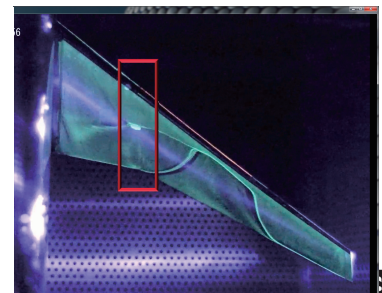
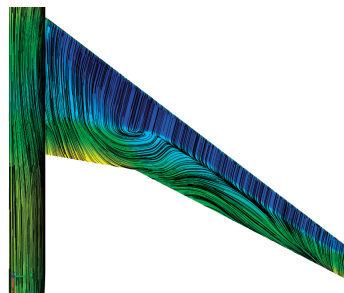
Results – High AoA

- Cp RMS
 - At 5.92° shock range is upwind and levels agree well with exp.



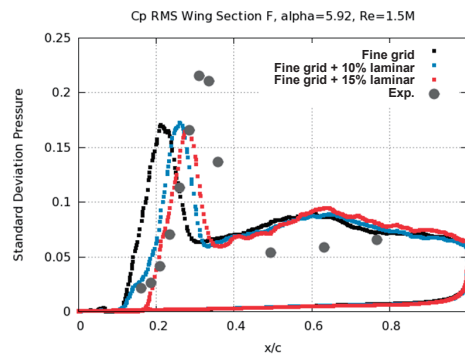
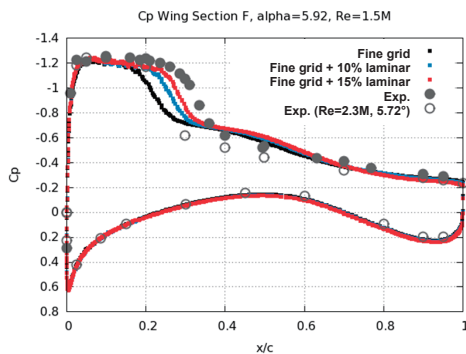
High Angles Investigation

- Notes on inboard wing and shock position
 - This part of the wing has complex flow features in the wind tunnel at high AoA
 - Results from APC-1 also show CFD codes to be sensitive at high AoAs
 - Shock very close to trip



High Angles Investigation

- Results for high AoA match high Reynolds experiments better
 - *Related to laminar to turbulent transition?*
 - Trip at 10% chord, low Reynolds number



13

© Exa Corporation

Conclusions

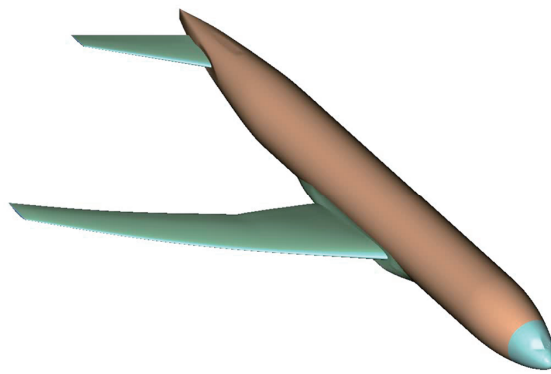
- Sting effects were investigated
 - *Similar conclusions to the NASA CRM simulations*
- Buffet simulations were successfully performed
- Results are in some regions closer to higher Reynolds numbers experiments
 - *Sensitivity to the transition location was demonstrated*



14

© Exa Corporation

Extra Analysis



Thank You!

Questions?





Aerodynamic analysis of the CRM model
using a transonic Lattice-Boltzmann formulation

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

2016年7月6日

株式会社電通国際情報サービス
エンジニアリングソリューション事業部

小形 研哉



目次

1. XFlow: an Innovative LBM Approach
2. 課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測

XFlow : an Innovative LBM Approach

1. XFlow: an Innovative LBM Approach

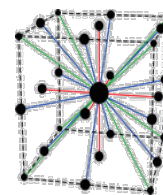
- XFlow の概要紹介
- 格子ボルツマン法
- LES乱流モデル
- 壁関数モデル
- 解析事例



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ XFlow の概要紹介

- ⊕ 開発元 Next Limit Dynamics (スペイン マドリッド)
- ⊕ 解析手法
 - 格子ボルツマン法
 - D3Q27 格子による高い表現力と対称性の確保
 - 独自の衝突演算手法
- ⊕ 解適合による格子再分割
 - 渦度、液面への動的な追従
- ⊕ 壁面モデルを含むLES乱流モデル
- ⊕ 移動体への対応



Structure D3Q27



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 格子ボルツマン法

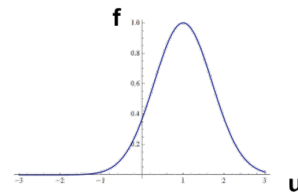
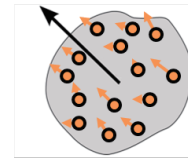
⊕ ボルツマン方程式

$$\underbrace{\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{e}_i \cdot \nabla f_i}_{\text{流れ}} = \underbrace{\Omega_i}_{\text{衝突}} \quad (i \text{は方向を示す})$$

- 粒子分布関数 $f(\mathbf{x}, t, \mathbf{e})$
: 時間、空間、流れベクトル方向の関数
- マクロでみた状態値は粒子分布関数の積分値として評価されます

$$\text{密度} \quad \rho = \int f \, dv$$

$$\text{運動量} \quad \rho u = \int f v \, dv$$



Maxwell-Boltzmann distribution function



XFlow : an Innovative LBM Approach

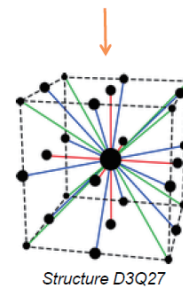
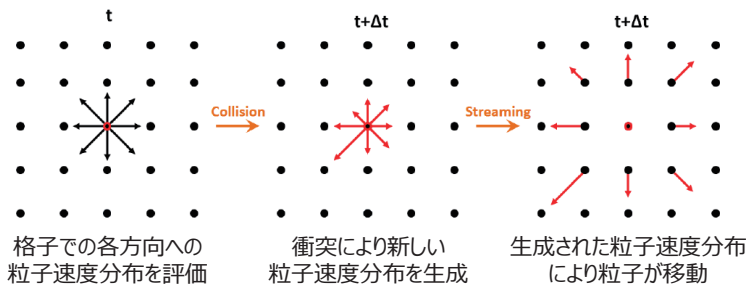
■ 格子ボルツマン法

⊕ ボルツマン方程式を格子に離散化

$$\underbrace{\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{e}_i \cdot \nabla f_i}_{\text{流れ}} = \underbrace{\Omega_i}_{\text{衝突}} \quad (i \text{は方向を示す})$$

↓ 格子を結ぶ特定数の方向へ離散化

$$f_i(\mathbf{r} + \mathbf{e}_i, t + dt) = f_i(\mathbf{r}, t) + \Omega_i(f_1, \dots, f_b) \quad i = 1, \dots, b$$



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 格子ボルツマン法

⊕ 独自の衝突演算手法

$$f_i(\mathbf{r} + \mathbf{e}_i, t + dt) = f_i(\mathbf{r}, t) + \Omega_i(f_1, \dots, f_b)$$

単一緩和時間モデル
粒子分布関数を平衡化

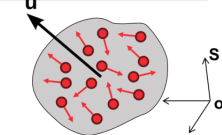
$$\Omega_i^{\text{BGK}} = \frac{1}{\tau}(f_i^{\text{eq}} - f_i)$$

複数緩和時間モデル[1]
各モーメントを平衡化

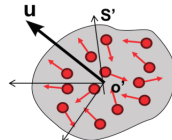
$$\Omega_i^{\text{MRT}} = -M_{ij}^{-1} \hat{S}_{ij}(\mu_i^{\text{eq}} - \mu_i)$$

➤ モーメント計算方法としてCentral-Moment法を使用[2]

$$\mu_x^k y^l z^m = \sum_i f_i e_{ix}^k e_{iy}^l e_{iz}^m$$



$$\tilde{\mu}_x^k y^l z^m = \sum_i f_i (e_{ix} - u_x)^k (e_{iy} - u_y)^l (e_{iz} - u_z)^m$$



- 特に粘性が小さい問題に対して少ない数値散逸
- 高精度

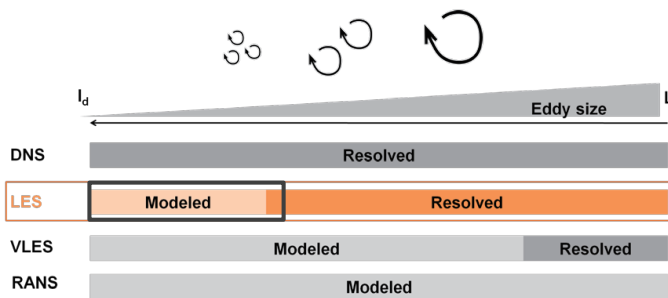
[1] d'Humieres, D., "Generalized lattice-Boltzmann equations," Rarefied gas dynamics- Theory and simulations, 1994, pp. 450-458.
 [2] Premnath, K. N. and Banerjee, S., "On the three-dimensional central moment Lattice Boltzmann method", Journal of Statistical Physics, Vol. 143, No. 4, 2011, pp. 747-794



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ LES 乱流モデル

⊕ 壁面モデルを含むLES乱流モデル[3]



$$\nu_t = \Delta_f^2 \frac{(G_{\alpha\beta}^d G_{\alpha\beta}^d)^{3/2}}{(S_{\alpha\beta} S_{\alpha\beta})^{5/2} + (G_{\alpha\beta}^d G_{\alpha\beta}^d)^{5/4}}$$

$$S_{\alpha\beta} = \frac{g_{\alpha\beta} + g_{\beta\alpha}}{2}$$

$$G_{\alpha\beta}^d = \frac{1}{2}(g_{\alpha\beta}^2 + g_{\beta\alpha}^2) - \frac{1}{3}\delta_{\alpha\beta} g_{\gamma\gamma}^2$$

$$g_{\alpha\beta} = \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\beta}$$

⊕ 格子ボルツマン法とLESの高い親和性

- LBMは本質的に過渡解析を扱うモデル
- LBMでは 歪み率テンソル $g_{\alpha\beta}$ を2次のモーメントとして評価可能

[3] Ducros, F., Nicoud, F., and Poinso, T., "Wall-adapting local eddy-viscosity models for simulations in complex geometries," Proceedings of 6th ICFD Conference on Numerical Methods for Fluid Dynamics, 1998, pp. 293-299.

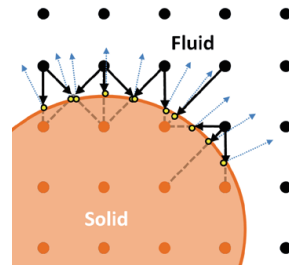


XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 壁関数モデル

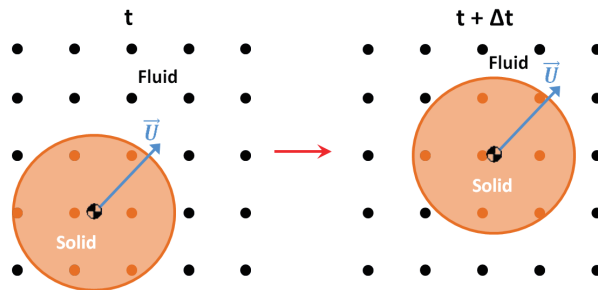
⊕ 一般化された壁関数モデル

- 離散化された速度を物体表面に投影し壁面状態を取得
- 圧力勾配、曲率、表面粗さを考慮[4]



⊕ 移動体モデルへの対応

- 固定された格子の中を物体が移動
- 格子の再生成は不要であり移動体問題に適合



[4] Shis, T., Povinelli, L., Liu, N., Potapczuk, M., and Lumley, J., "A generalized wall function.", TM 113112 NASA

Xflow

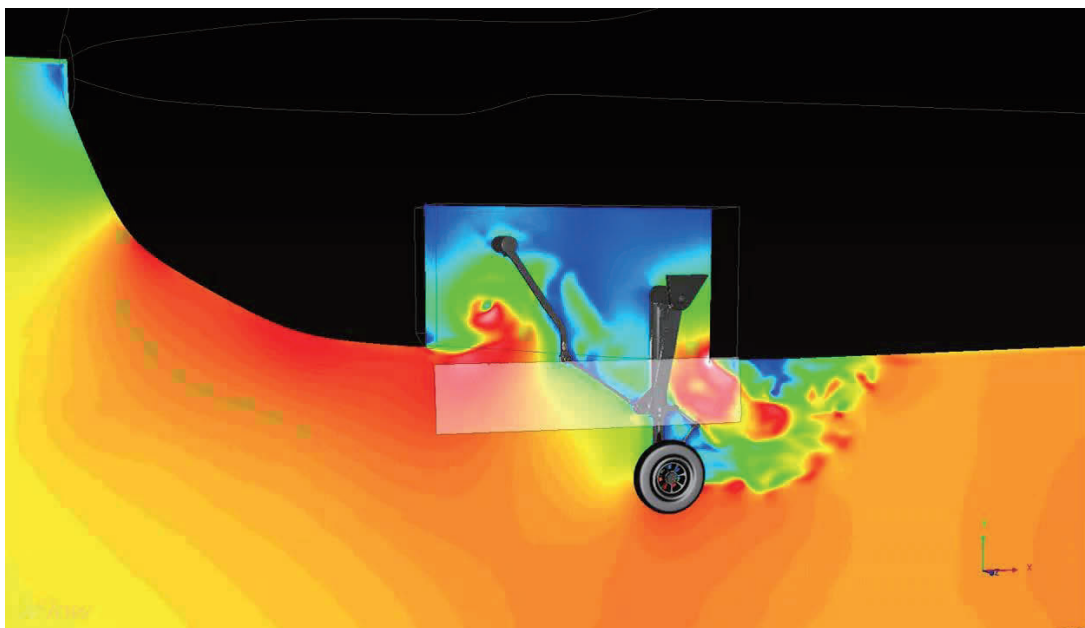
9

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 解析事例 ランディングギア周辺流れの解析



Xflow

10

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

1. 課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測

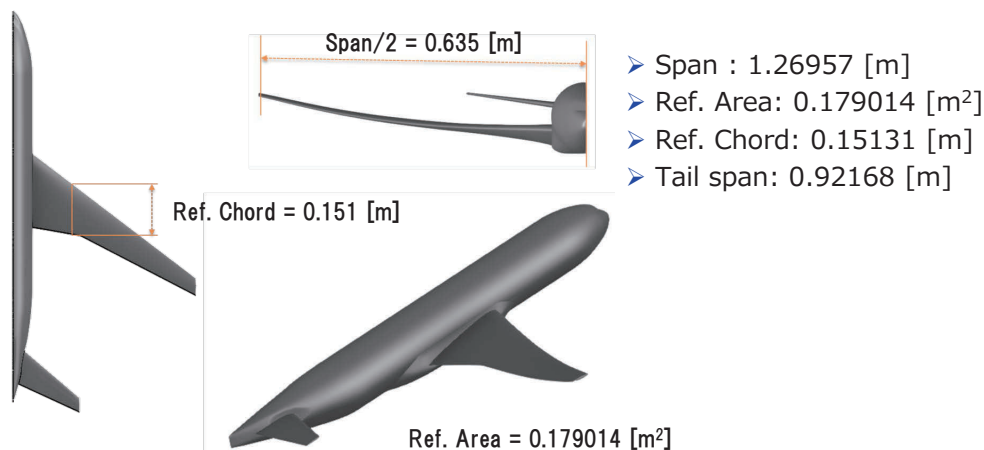
- 解析条件
- 風洞モデル
- 空力係数 (全体)
- 揚抗比による評価
- 成分分解結果
- 翼断面圧力係数分布
- 表面圧力係数分布図



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

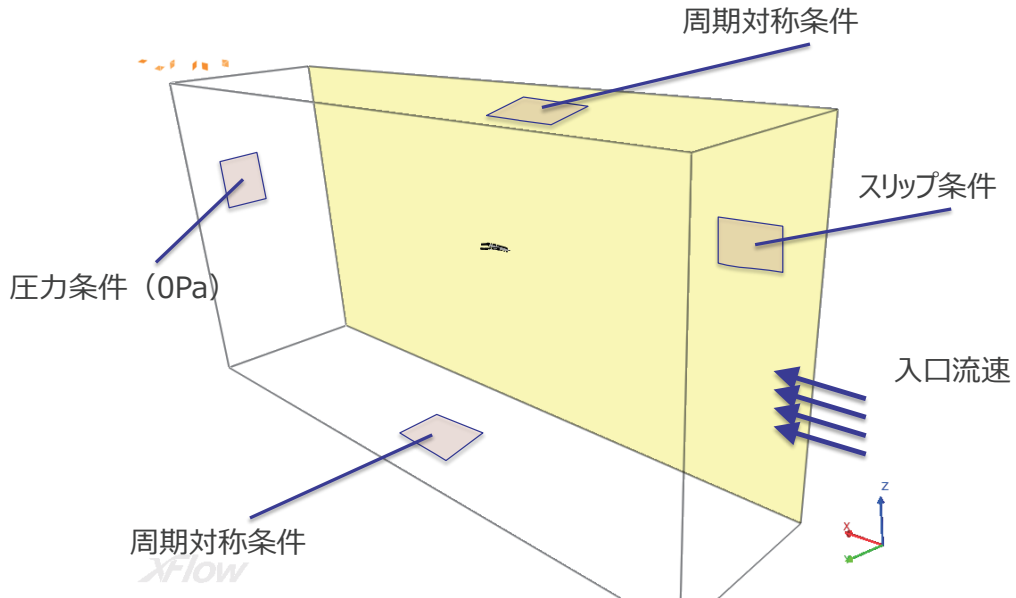
■ 解析条件

- ⊕ 形状 : 主翼、胴体、水平尾翼($i_h=0^\circ$)
- ⊕ Mach数 0.847 ($Re_c = 2.26 \times 10^6, T_{ref} = 284K$)
- ⊕ 迎角 : 2.94deg (巡航状態)
- ⊕ 変形を考慮したモデル



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

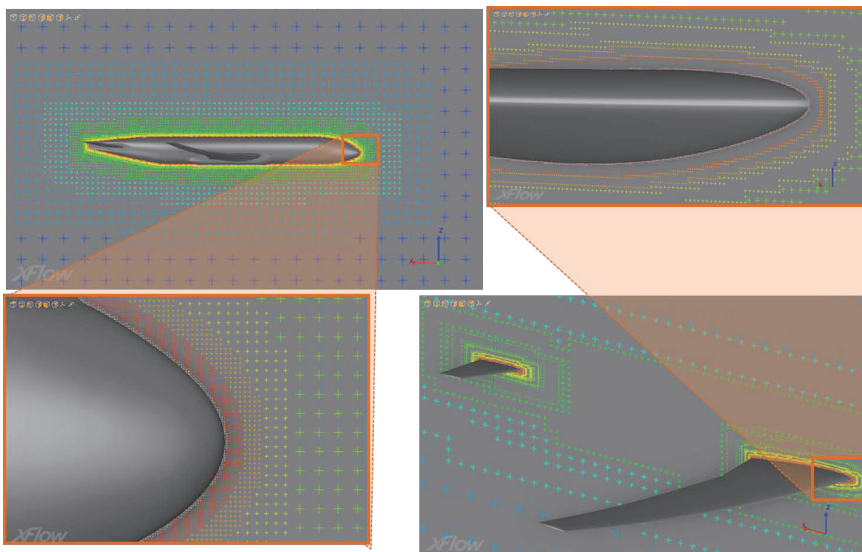
■ 風洞モデル



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

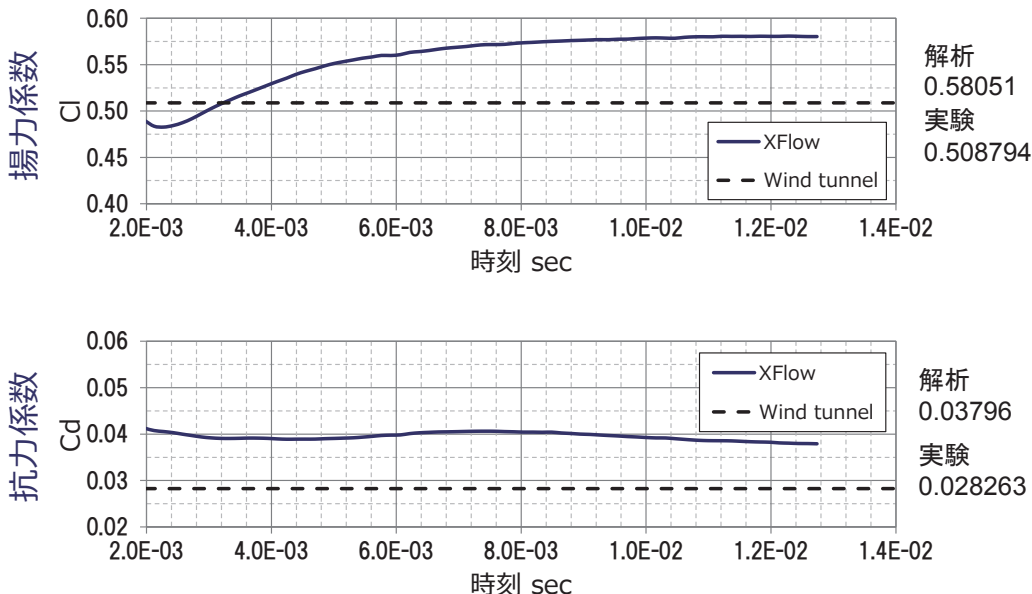
■ 計算格子

- ⊕ 複数格子サイズによる直交格子 (壁面近傍で $4e-4[m]$)
- ⊕ 総格子数 30,893,747



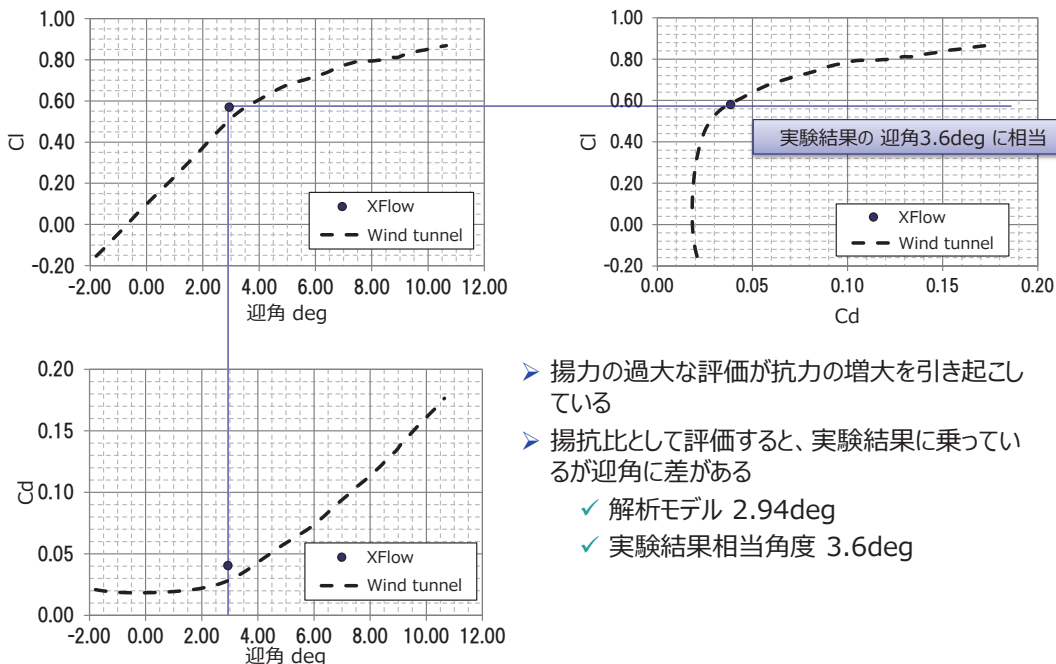
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 空力係数 (機体全体の時刻変化)



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 揚抗比による評価



- 揚力の過大な評価が抗力の増大を引き起こしている
- 揚抗比として評価すると、実験結果に乗っているが迎角に差がある
 - ✓ 解析モデル 2.94deg
 - ✓ 実験結果相当角度 3.6deg

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 成分分解

⊕ 揚力係数

主翼	胴体	尾翼	全体	実験結果
0.52114	0.07152	-0.01215	0.58051	0.508794
89.8%	12.3%	-2.1%		

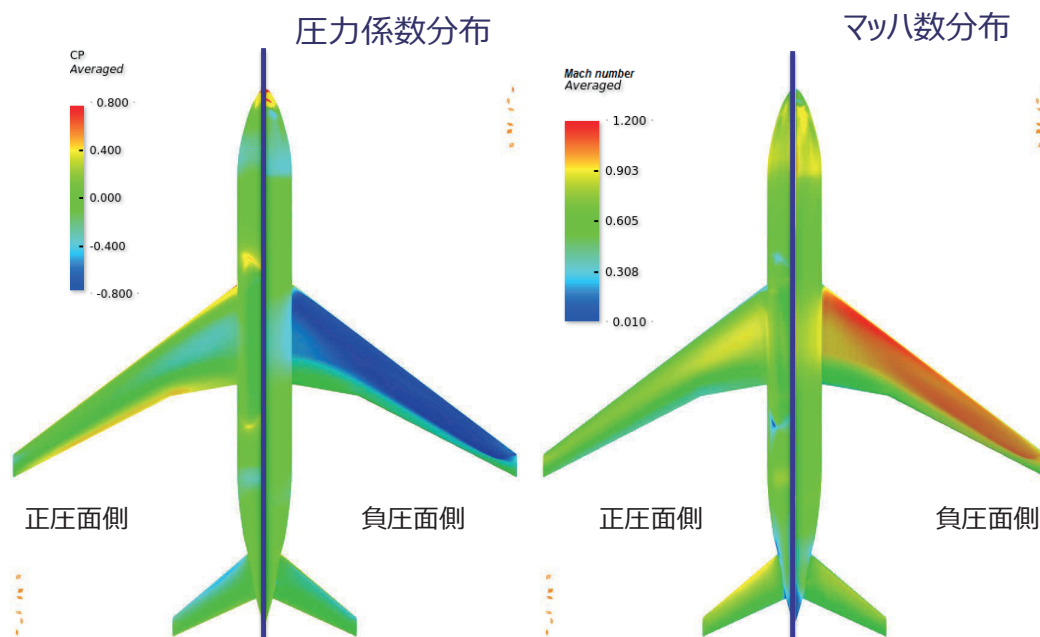
⊕ 抗力係数

主翼	胴体	尾翼	全体	実験結果
0.02130	0.01432	0.00234	0.03796	0.028263
56.1%	37.7%	6.2%		



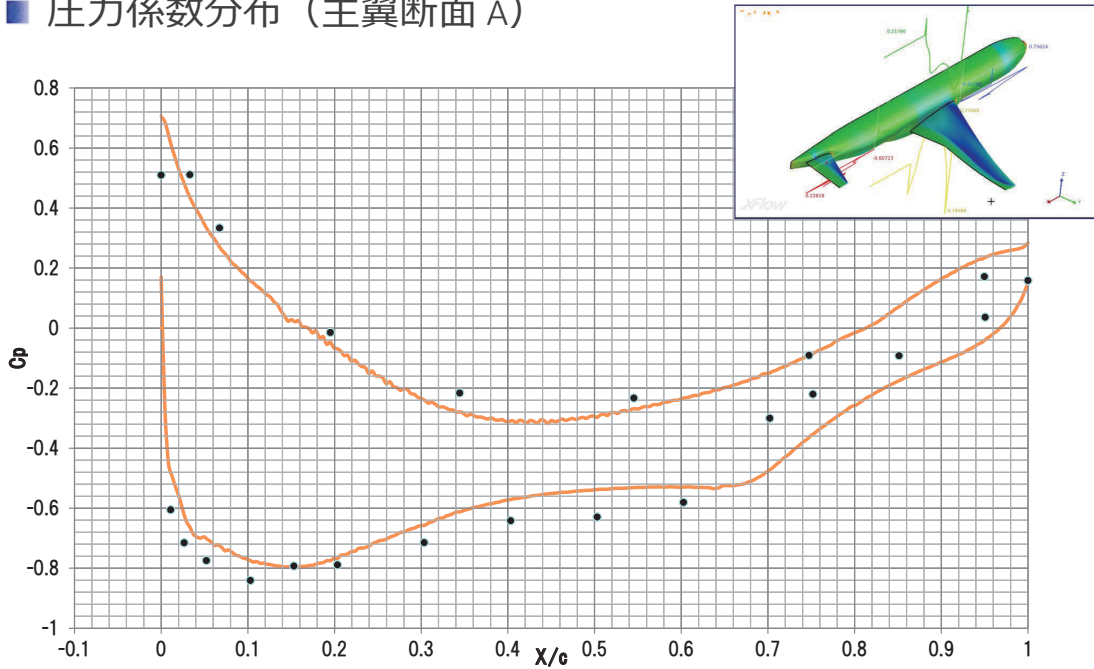
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 機体表面コンタ



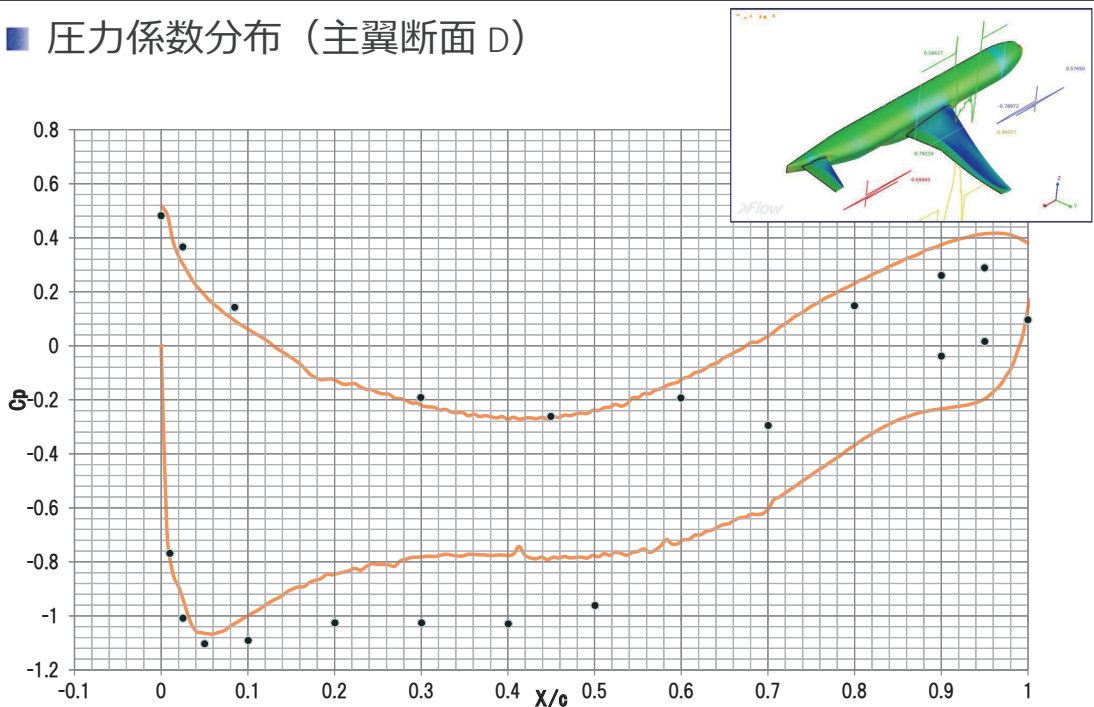
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 A)



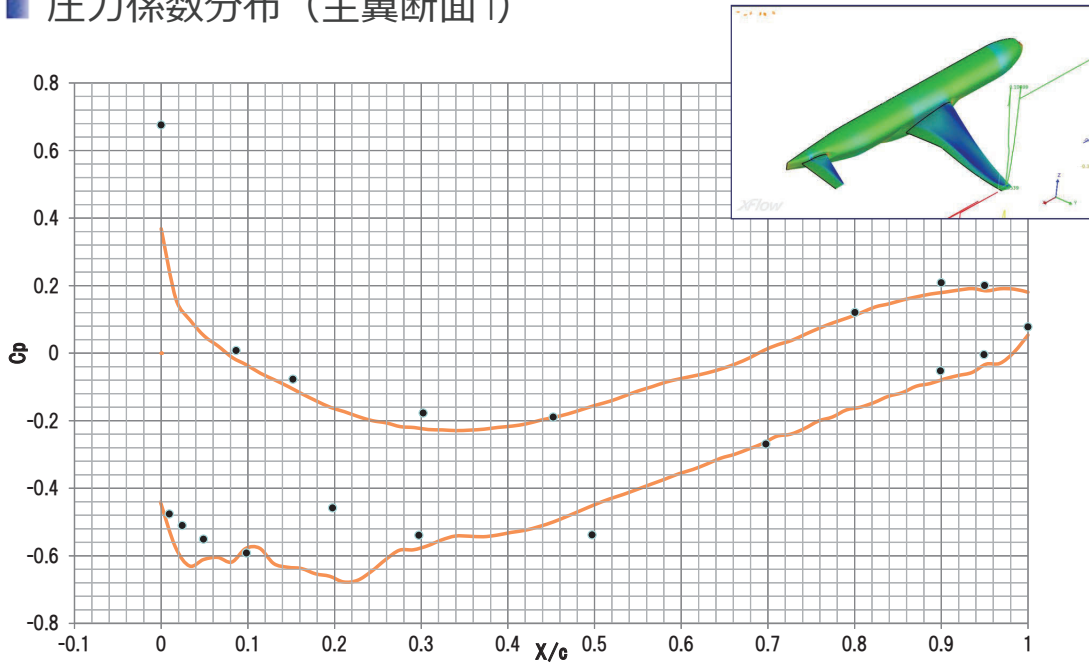
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 D)



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 I)



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

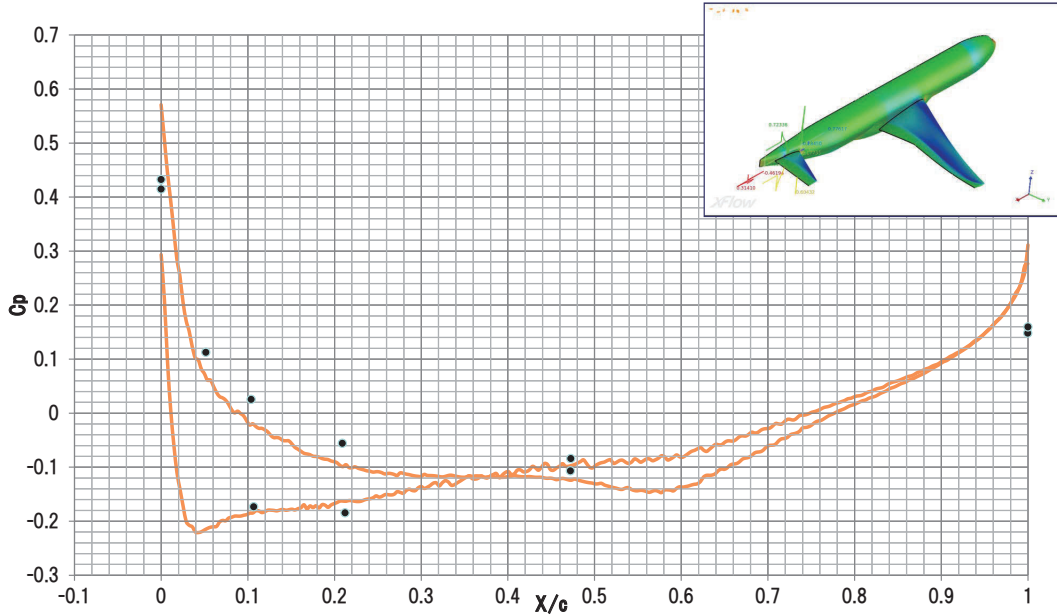
■ 尾翼分布の誤差について

- ⊕ 本解析は支持部無でのデータであり、実験結果と解析条件が異なります



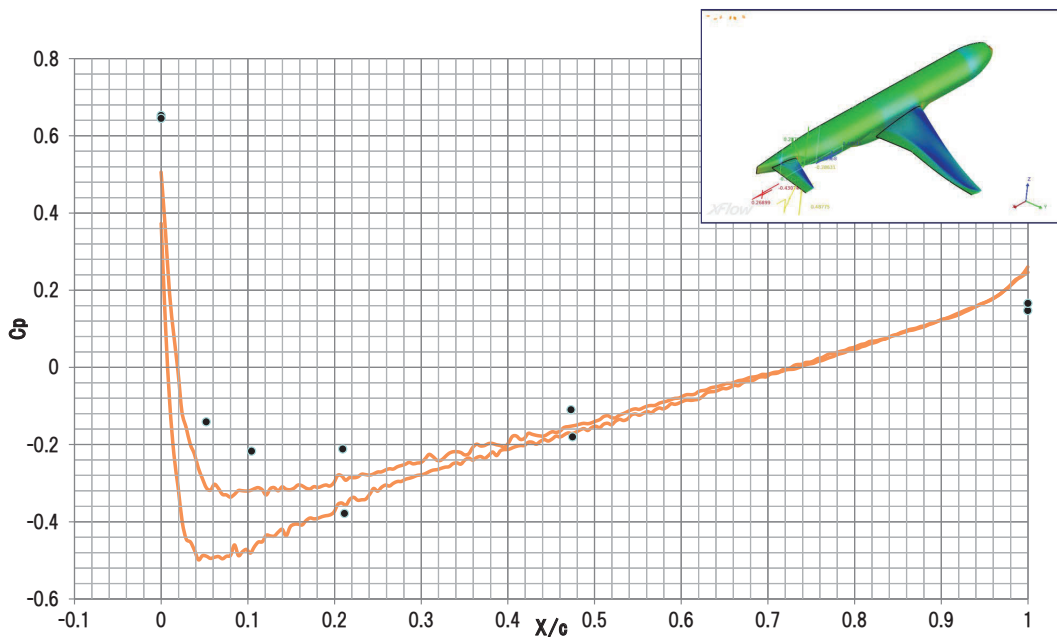
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SA)



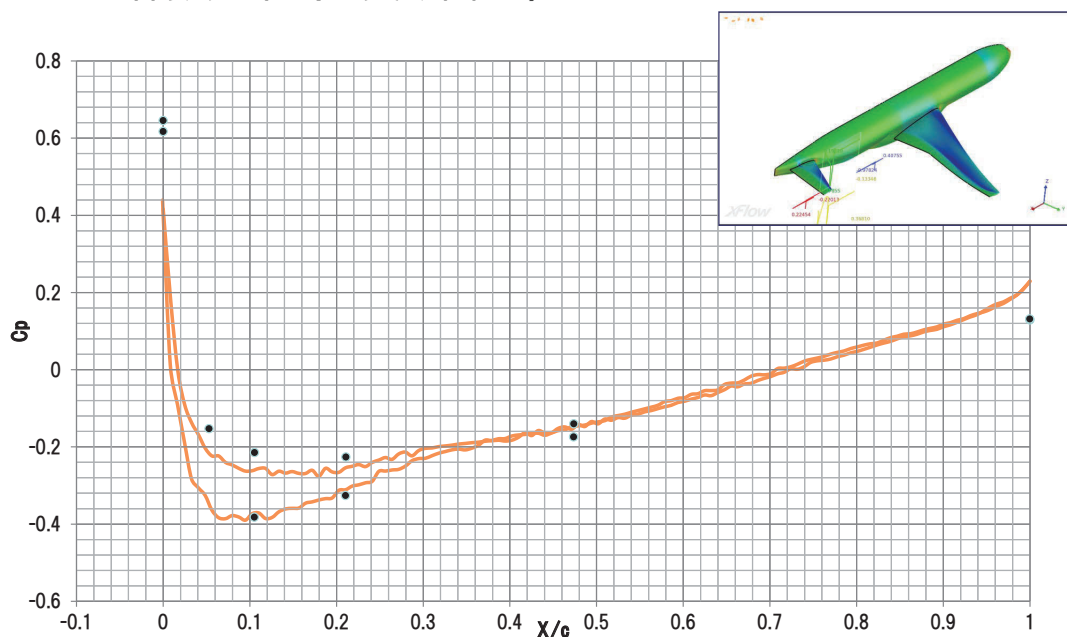
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
(尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SB)



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SC)



Xflow

25

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 計算コスト

⊕ 端末仕様

- CPU : Intel(R) Xeon(R) CPU E7- 4870 × 4
 - ✓ コア数 : CPU単体 10 ノード全体 40
 - ✓ 周波数 : 2.40 GHz
 - ✓ キャッシュメモリ : 30 Mb
- メモリ 125 GB DDR3

⊕ 計算負荷

- 格子数 : 30,893,747 格子
- 時間ステップ : 2万ステップ
 - ✓ 現象時間 1.2e-2 sec
 - ✓ 時間刻み 5.9e-4 sec (最小格子部分)

⊕ 計算時間

- 30日間

Xflow

26

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

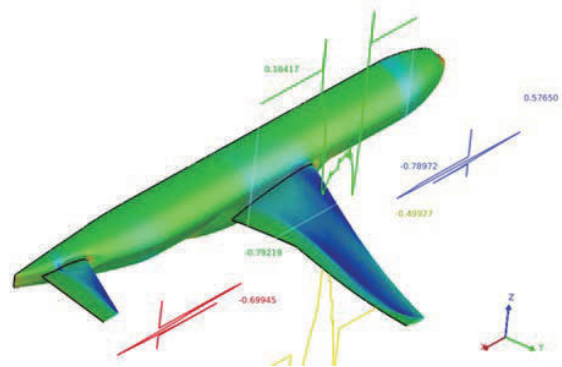
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ まとめ

- ⊕ 圧縮性ソルバによる現象の再現が可能であることを確認いたしました
 - 機体表面上の圧力分布結果より、衝撃波をとらえられていることを確認
 - 計算過程についても異常値はなく、圧縮性対応ソルバの安定性も良好

⊕ 課題

- ポスト処理（グラフ・数値取得）の対応
- 解析精度、計算速度の向上



Xflow

27

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

iSiD
IT Solution Innovator

※記載の製品名は株式会社電通国際情報サービス、及び各製品の開発元の商標または登録商標です。

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

Second Aerodynamics Prediction Challenge
(APC-II)



遷音速流れ場における非定常圧力計測 のための感圧塗料技術の現状

○杉岡洋介, 沼田大樹, 浅井圭介 (東北大学)
中北和之, 小池俊輔, 中島努 (JAXA)

金沢歌劇座 A会場 (大集会室)
2016年7月6日

発表の概要



高速応答感圧塗料を用いて, NASA CRM 主翼上の
遷音速バフエット現象に関連する非定常圧力場を計測
する.

- ◆ 塗膜が空力係数に及ぼす影響
- ◆ 非定常圧力センサ計測値との比較
- ◆ 時間平均・時系列圧力分布の計測

感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint)



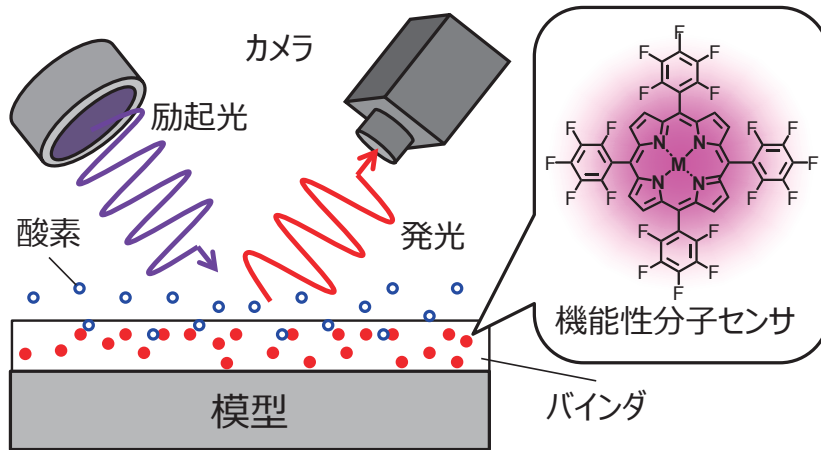
◆ 原理

- ✓ 酸素消光性を利用した圧力計測法
- ✓ 色素の発光を光学的に計測し、圧力を算出可能

Stern-Volmer relationship

$$\frac{I_{ref}}{I} = A(T) + B(T) \frac{P}{P_{ref}}$$

I : 発光強度
 P : 圧力
 A, B : Stern-Volmer 係数
 ref : 基準状態



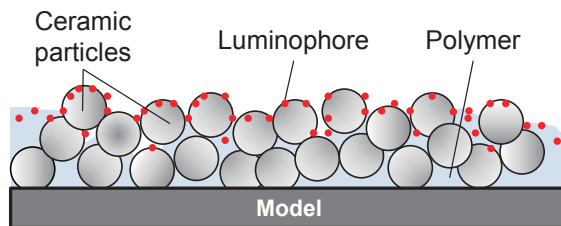
低表面粗さ高速応答感圧塗料 “TU-PSP”



Sugioka Y., et al., AIAA-2016-2018

◆ Polymer/Ceramic バインダ

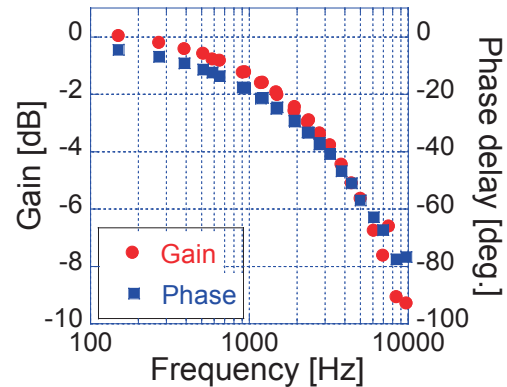
- ✓ ポリマーバインダに微小粒子を添加し、ガス拡散性を向上
- ✓ 模型表面にスプレーガンによる塗装が可能



◆ “TU-PSP MOD-2” の特性

圧力感度* [%/kPa]		0.85
温度感度** [%/K]		1.7
カットオフ周波数* [kHz]		2.2
表面粗さ [μm]	Ra	1.55
	k_{tech} ***	6.51

* $P_{ref}=100\text{kPa}$, $T_{ref}=313\text{K}$
 ** $P_{ref}=100\text{kPa}$, $T_{ref}=293\text{K}$
 *** technical roughness height

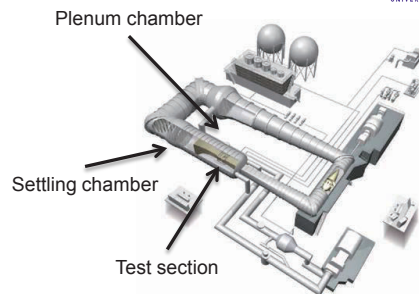


周波数応答性 ($P=100\text{kPa}$, $T=313\text{K}$)

風洞・模型および気流条件



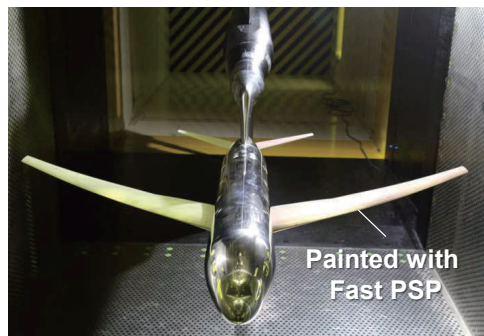
- ◆ JAXA 2×2m 遷音速風洞 (JTWT1)
- ◆ 80% scaled NASA Common Research Model (CRM)
 - ✓ 材質: SUS
 - ✓ 平均コード長: 0.1513 m
 - ✓ 主翼ラフネス高さ



JAXA 2×2m 遷音速風洞概要

Inner	Middle	Outer
99.06 μm	88.90 μm	78.74 μm

- ◆ 主流条件
 - ✓ Mach 数: $M_\infty = 0.85$
 - ✓ 総圧: $P_0 = 80 \text{ kPa}$
 - ✓ Reynolds 数: $Re_C = 1.5 \times 10^6$
 - ✓ 迎角 (補正有): $\alpha = 2.3 - 6.5^\circ$

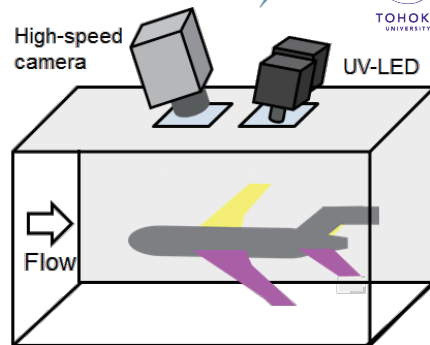


JTWT1 に設置された CRM

実験装置および計測条件



- ◆ 光検出器:
 - ✓ 高速度カメラ (Phantom V1211)
 - 解像度: 1280 × 800 pix
 - 階調: 12 bit
 - ✓ 光学フィルタ (バンドパス 590 - 710 nm + IR cut)
- ◆ 励起光源:
 - ✓ UV-LED (IL-106)
 - 中心発光波長: 395 nm



LED	Illuminated area	Left wing	
		Whole	Kink, Center
Camera	Frame rate [fps]	2000	7000
	Exposure time [sec]	499.646 μ	140 μ



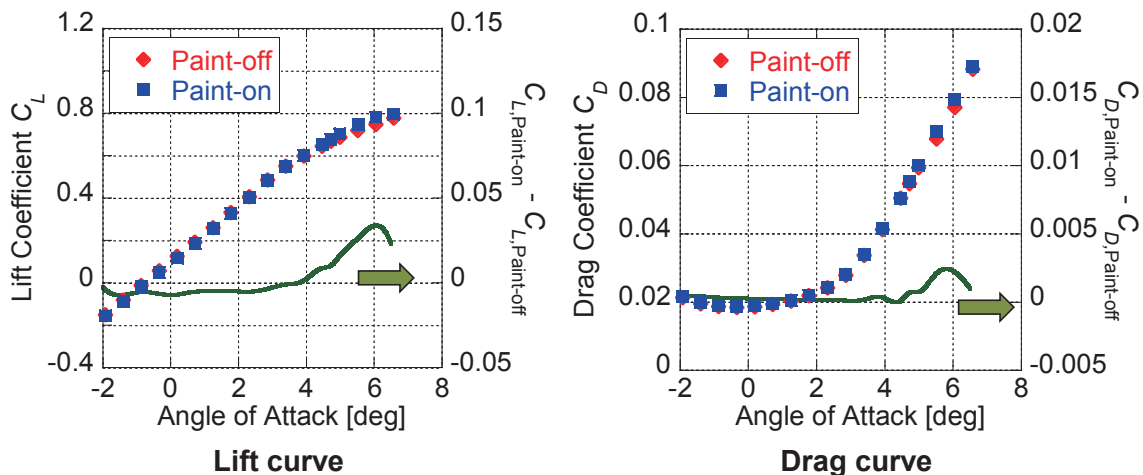
結果および考察

2016/7/6

Second Aerodynamic Prediction Challenge

6

PSP が空力係数に及ぼす影響



空力係数の比較 ($M = 0.85, Re_c = 1.54 \times 10^6$)

- ✓ 高迎角において、PSP を塗布した方が塗布しない場合に比べ揚力・抗力係数がわずかに大きくなるが、その原因としてディスクラフネスの影響が考えられる。

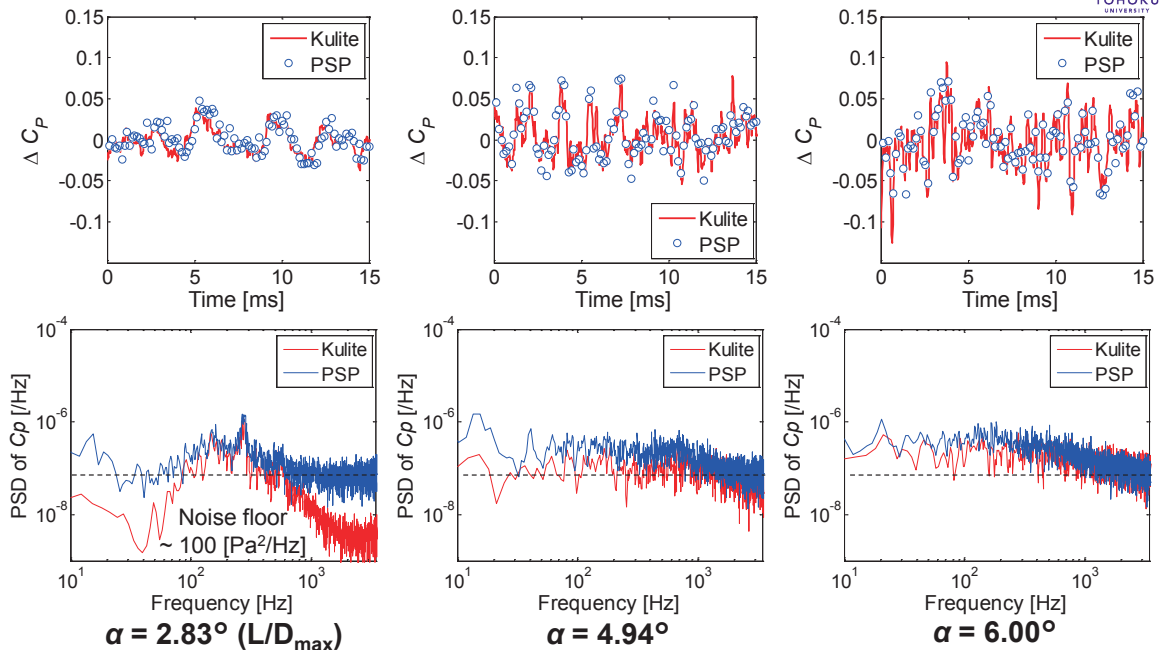
PSP の塗布は空力係数にほとんど影響を及ぼさない。

2016/7/6

Second Aerodynamic Prediction Challenge

7

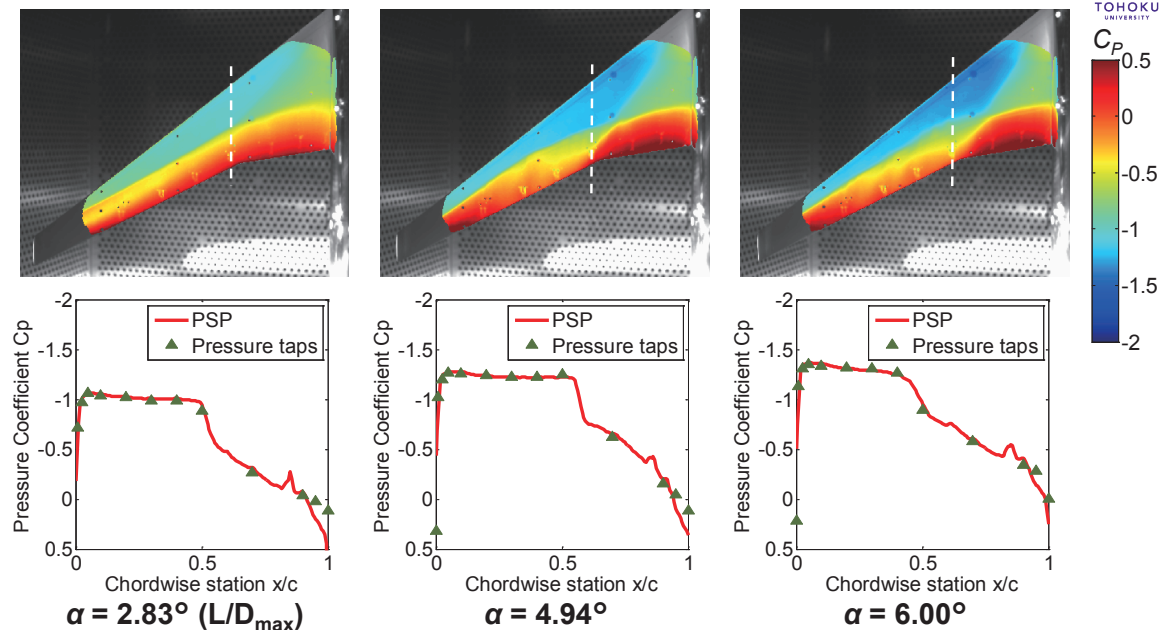
非定常圧力センサ計測値との比較



Kulite と PSP データの比較 (Kulite at $\eta = 0.716, x/c = 0.639$), $M = 0.85, Re_c = 1.54 \times 10^6$

✓ PSP の変動値は 2500 Hz 程度の変動まで Kulite センサと定量的に一致する。

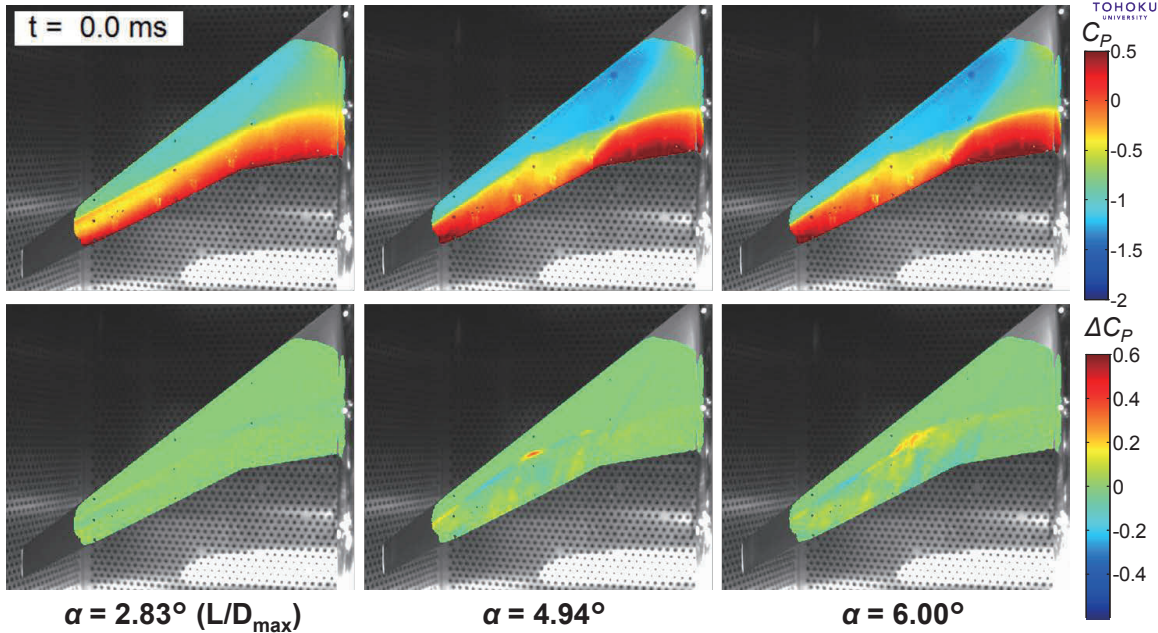
主翼上面時間平均圧力場の計測



C_p プロファイルの比較 (セクション D ($\eta = 0.3971$), *In-situ* 較正位置, $M = 0.85, Re_c = 1.54 \times 10^6$)

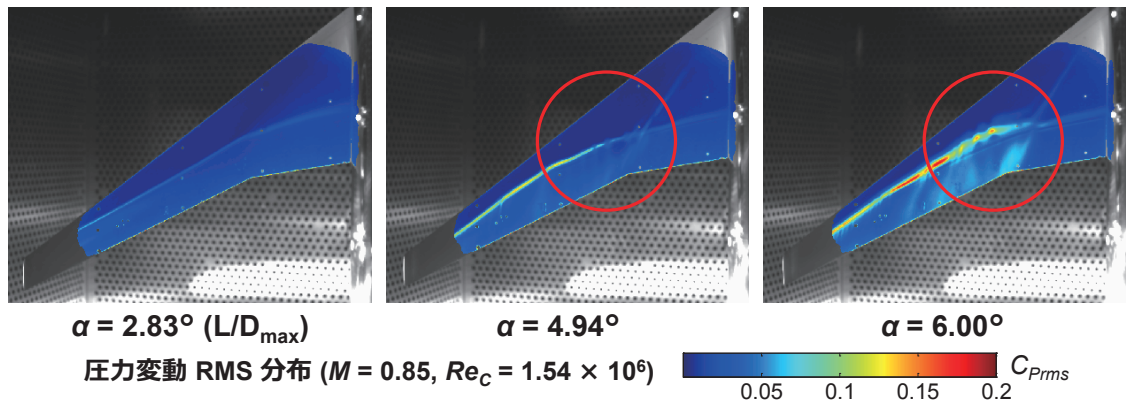
- ✓ PSP を適用することにより、主翼上面の圧力場が詳細に可視化されている。
- ✓ 後縁及び翼端の圧力分布は、温度の影響を受ける。

迎角ごとの時系列圧力場の比較



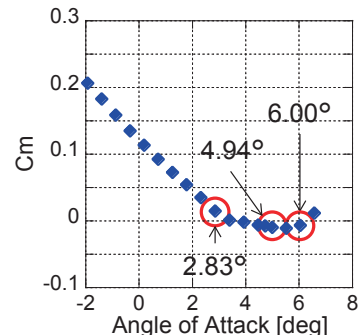
三次元翼上の遷音速バフェット現象は、スパン方向に伝播する成分を持つ。

迎角ごとの圧力変動 RMS の比較

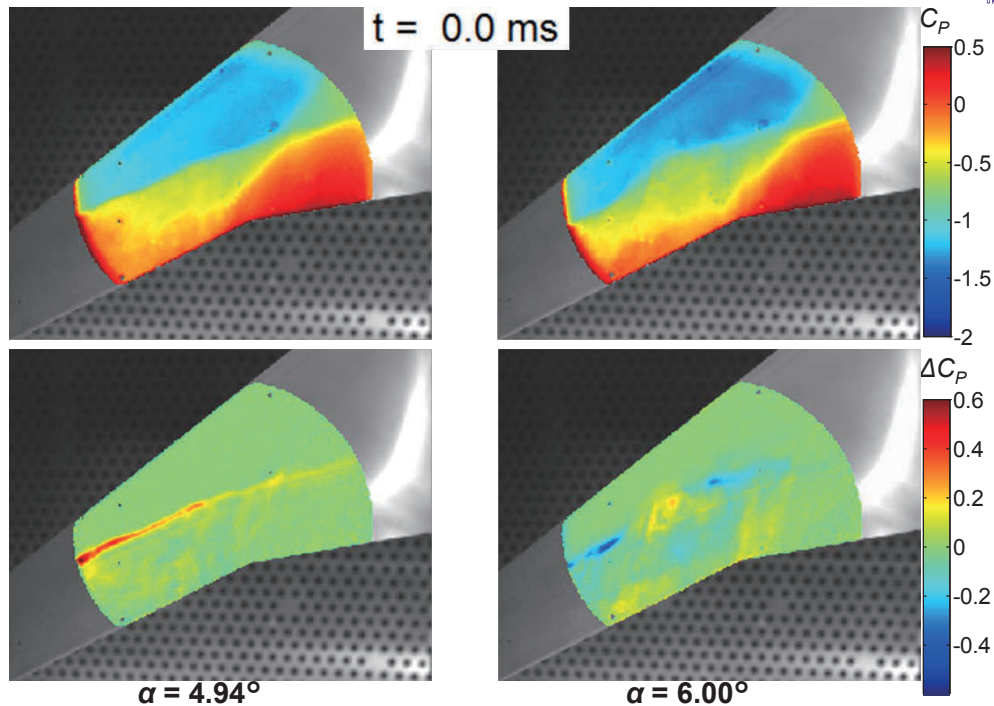


- ✓ $\alpha = 4.94^\circ$ の場合、外舷側の衝撃波位置における C_{Prms} が大きい。
- ✓ $\alpha = 6.00^\circ$ のとき、衝撃波位置およびその下流の C_{Prms} の値に特徴的な分布が現れる。

キंक付近において三次元翼上遷音速バフェットの要因となる現象が生じている。



バフェット条件下の時系列圧力分布



上：圧力係数值，下：圧力係数 AC 成分 ($M = 0.85$, $Re_C = 1.54 \times 10^6$, $f_s = 7 \text{ kHz}$)

2016/7/6

Second Aerodynamic Prediction Challenge

12

まとめ



新たに開発した高速応答 PSP を用いて、NASA CRM 主翼上の遷音速バフェット現象に関連する非定常圧力場を計測した。

- ◆ 高速応答 PSP の適用により、主翼上の非定常圧力分布が明らかになった。
- ◆ キンク付近において遷音速バフェットの要因となる現象が生じている。
- ◆ 新たに開発した PSP は空力係数にほとんど影響を及ぼさない。

2016/7/6

Second Aerodynamic Prediction Challenge

13

関連発表



- ◆ 第48回流体力学講演会 先進流体計測技術 (1) 7月8日 15:10 : 杉岡洋介他, 「高速応答感圧塗料を用いた三次元翼上遷音速バフエットの解析」, **2D12**
- ◆ 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting: Y. Sugioka, et al. “Polymer/Ceramic PSP with Reduced Surface Roughness for Unsteady Pressure Measurement in Transonic Flow” AIAA-2016-2018.

第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
2016年7月6日(水)、金沢歌劇座



Summary of Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

ワークショップ実行委員会

内容



-
- 参加者
 - 課題1-1
 - 課題1-2
 - 課題1-3
 - まとめ

提出データの統計



- 参加機関とデータ提出数(計16件)
 - 国立研究機関: JAXA(5)
 - 大学: 富山大(1)、東北大(1)、東北大 & 金沢工大(1)、東大(1)
 - 企業: 川崎重工(5)
 - ベンダー: Exa Corporation(1)、電通国際情報サービス(1)

 - 格子の種類(課題1-1に使用されたもの)
 - HexaGridで作成した格子(HexaGrid): 2
 - MEGG3Dで作成した格子(MEGG3D): 4
 - UPACS用に作成した格子(UPACS): 3
 - 上記以外の自作格子(Custom): 6
- } 提供格子
-
- 乱流モデル
 - RANS(SA系): 14
 - LES(VLES): 1

参加者リスト



ID	名前	所属	コード名	格子	乱流モデル
A1	橋本 敦	JAXA	FaSTAR	HexaGrid	SA-noft2-R-QCR2000 SA-DES(課題1-3のみ)
A2	橋本 敦	JAXA	FaSTAR	MEGG3D	SA-noft2-R-QCR2000
A3	橋本 敦	JAXA	FaSTAR	UPACS	SA-noft2-R-QCR2000
A4	橋本 敦	JAXA	FaSTAR	Custom(BOXFUN)	SA-noft2-R-QCR2000
B1	安田 英将	川崎重工業	Cflow	HexaGrid	SA
B2	安田 英将	川崎重工業	Cflow	MEGG3D	SA
B3	安田 英将	川崎重工業	Cflow	UPACS	SA
B4	安田 英将	川崎重工業	Cflow	Custom(PUFFG)	SA
B5	安田 英将	川崎重工業	Cflow	Custom(Cflow)	SA
C	伊藤 靖	JAXA	TAS	MEGG3D	SA-noft2-R-QCR2000(Crot=1)
D	小林 大志	富山大学	FaSTAR	Custom(HexaGrid)	SA
E	佐々木 大輔 三坂孝志, 牧野真弥	金沢工業大学 東北大	BCM-TAS カップリング	MEGG3D	SA
F	澤木 悠太	東北大	SV2nd	UPACS	SA-noft2
G	玉置 義治	東京大学	IB-Cartesian	Custom(Cartesian)	SA-noft2
H	Andre Ribeiro	Exa Corporation	PowerFLOW	Custom(LBM)	VLES

計算手法



ID	コード名	離散化手法	セル中心/節点	非粘性流束	粘性流束	時間積分
A1	FaSTAR	有限体積法	セル中心	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
A2	FaSTAR	有限体積法	セル節点	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
A3	FaSTAR	有限体積法	セル中心	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
A4	FaSTAR	有限体積法	セル中心	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
B1	Cflow	有限体積法	セル中心	SLAU + MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	MFGS
B2	Cflow	有限体積法	セル中心	SLAU + MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	MFGS
B3	Cflow	有限体積法	セル中心	SLAU + MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	MFGS
B4	Cflow	有限体積法	セル中心	SLAU + MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	MFGS
B5	Cflow	有限体積法	セル中心	SLAU + MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	MFGS
C	TAS	有限体積法	セル節点	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
D	FaSTAR	有限体積法	セル中心	HLLW + U-MUSCL(2nd)	中心差分(2nd)	LU-SGS
E	BCM-TAS カップリング	有限体積法	セル節点(TAS) セル中心(BCM)	2nd(TAS) 3rd(BCM)	2nd(TAS)	LU-SGS
F	SV2nd	2次精度SV法	セル中心	SLAU(2nd)	BR2(2nd)	BDF2(LU-SGS)
G	IB-Cartesian	有限体積法	セル中心	2nd	2nd	LU-SGS
H	PowerFLOW	LBM	セル中心	-	-	Explicit

5

計算に関する情報(課題1-1)



ID	コード名	計算機のスペック	コンパイラ	コア数	計算時間	メモリ
A1	FaSTAR	SPARC64X1fx(2GHz)※1	Fujitsu Fortran	96コア	5h30m	27GB
A2	FaSTAR	SPARC64X1fx(2GHz)※1	Fujitsu Fortran	96コア	9h	25GB
A3	FaSTAR	SPARC64X1fx(2GHz)※1	Fujitsu Fortran	96コア	1h	21GB
A4	FaSTAR	SPARC64X1fx(2GHz)※1	Fujitsu Fortran	96コア	30h	26GB
B1	Cflow	Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2670 0 @ 2.60GHz	Intel Fortran	44コア	5h	20GB
B2	Cflow	Intel(R) Xeon(R) CPU X5660 @ 2.80GHz	Intel Fortran	44コア	16h45m	44GB
B3	Cflow	Intel(R) Xeon(R) CPU X5660 @ 2.80GHz	Intel Fortran	44コア	3h40m	13GB
B4	Cflow	Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2650 v2 @ 2.60GHz	Intel Fortran	32コア	1h15m	9.2GB
B5	Cflow	Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2670 0 @ 2.60GHz	Intel Fortran	128コア	1h45m	29GB
C	TAS	SPARC64X1fx(2GHz)※1	Fujitsu Fortran	1152コア	1h10m	268.5GB
D	FaSTAR	intel Xeon E5-2687W 3.1GHz	Intel Fortran	16コア	30h	19.3GB
E	BCM-TAS カップリング	SGI UV2000	Intel Fortran	160コア	168h	18GB
F	SV2nd	Intel Xeon E5-4650v2※2	Intel Fortran	512コア	150h	600GB
G	IB-Cartesian	Xeon E5-2643 v3 @3.40GHz × 2	Intel Fortran	12コア	48h	60GB
H	PowerFLOW	Xeon E5-2680 v2	Intel	340コア	38h	174GB

6

参加課題



提出内容 課題	空力係数(全体)			Cp分布(主翼)			空力係数(個別)		断面CD,CL,Cm		Cp分布(主翼以外)	
	1-1	1-2	1-3	1-1	1-2	1-3	1-1	1-2	1-1	1-2	1-1	1-2
A1	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
A2	○	○		○	○		○	○	○	○	○	○
A3	○			○			○		○		○	
A4	○			○			○		○		○	
B1	○	○		○	○		△	△	○	○	○	○
B2	○	○		○	○		△	△	○	○	○	○
B3	○			○			△		○		○	
B4	○	○		○	○		△	△	○	○	○	○
B5	○	○	○	○	○	○	△	△	○	○	○	○
C	○	○		○	○		○	○	○	○	○	○
D	○			○			○		○		○	
E	○			○								
F	○			○			○		○		○	
G	△			△			△					
H	△	△	○	△	△	○	△	△			△	△
計	15(13)	8(7)	3(3)	15(13)	8(7)	3(3)	14(7)	8(3)	12(12)	7(7)	13(12)	8(7)

○:全て提出 △:一部のみ提出 空白:不参加または未提出

7

APC-IIで取り組む主な課題



- CLの勾配が合わない
→低迎角の迎角の刻みをAPC-Iから3点増やして比較
- Cmのばらつきが大きい
→コンポーネント別の空力係数を集計して、原因を究明
→尾翼のCp分布を実験と比較
→尾翼のCpは支持の影響が大きいいため、支持付きの計算も実施
- 非定常解析の検証データが無い
→JAXAで計測した風洞試験データを提供
→それに伴い、APC-Iから条件(迎角、Re数など)を変更

8

課題1-1(必須):迎角スイープ(支持無)



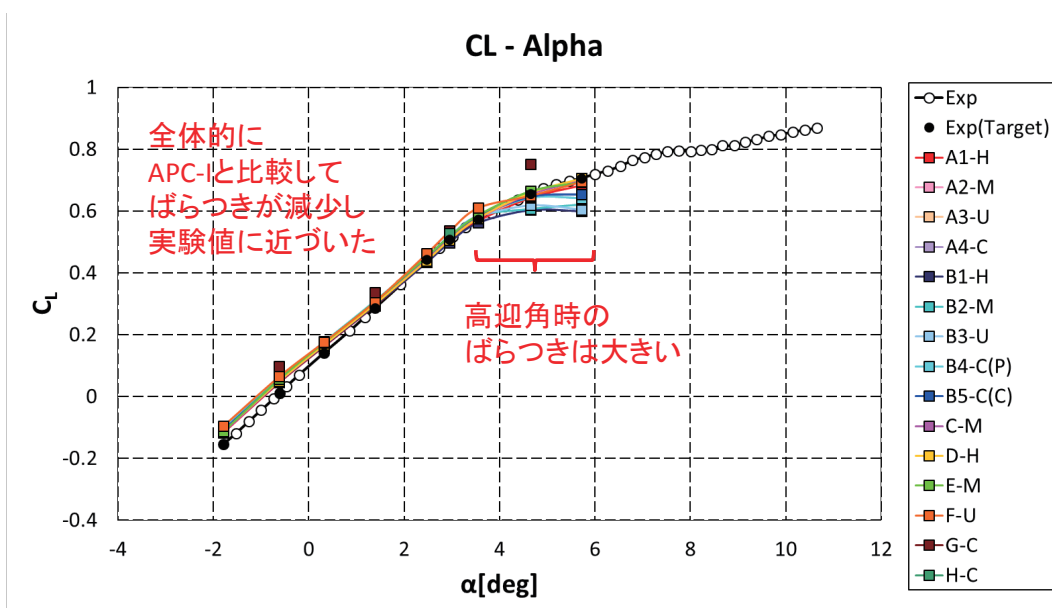
- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有
- 格子: Medium(1000万)相当
- 条件: $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: $-1.79deg$, $-0.62deg$, $0.32deg$, $1.39deg$, $2.47deg$, $2.94deg$, $3.55deg$, $4.65deg$, $5.72deg$
- 提出データ:
 - 空力係数(C_D, C_L, C_m)
 - 圧力・摩擦の寄与に分解
 - コンポーネント別(主翼・胴体・尾翼の3つ)に分解
 - C_D, C_L, C_m のスパン方向分布
 - 表面 C_p 分布
 - 主翼・尾翼・後胴

9

課題1-1:迎角スイープ(支持無)



空力係数を前回(APC-I)と比較する

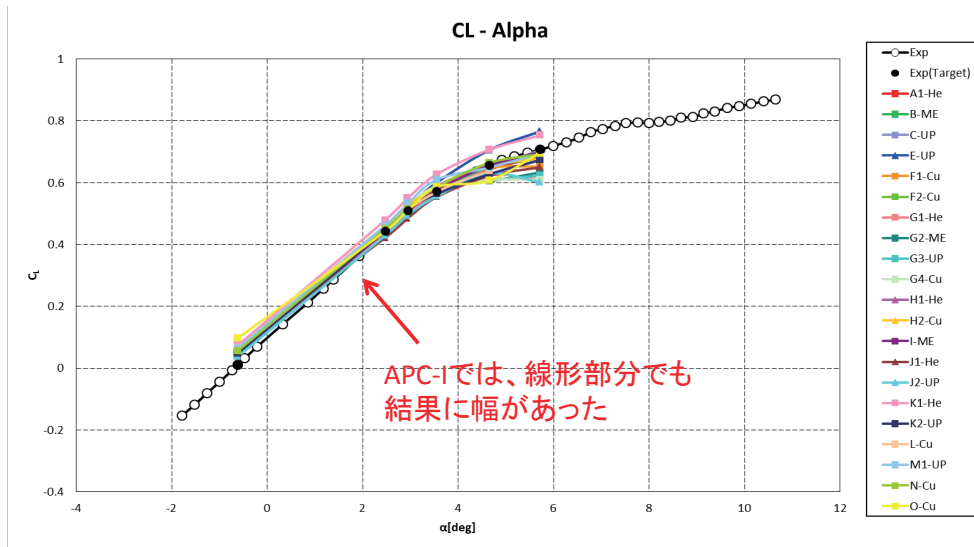


10

(参考)APC-Iの迎角スweep



空力係数を前回 (APC-I) と比較する

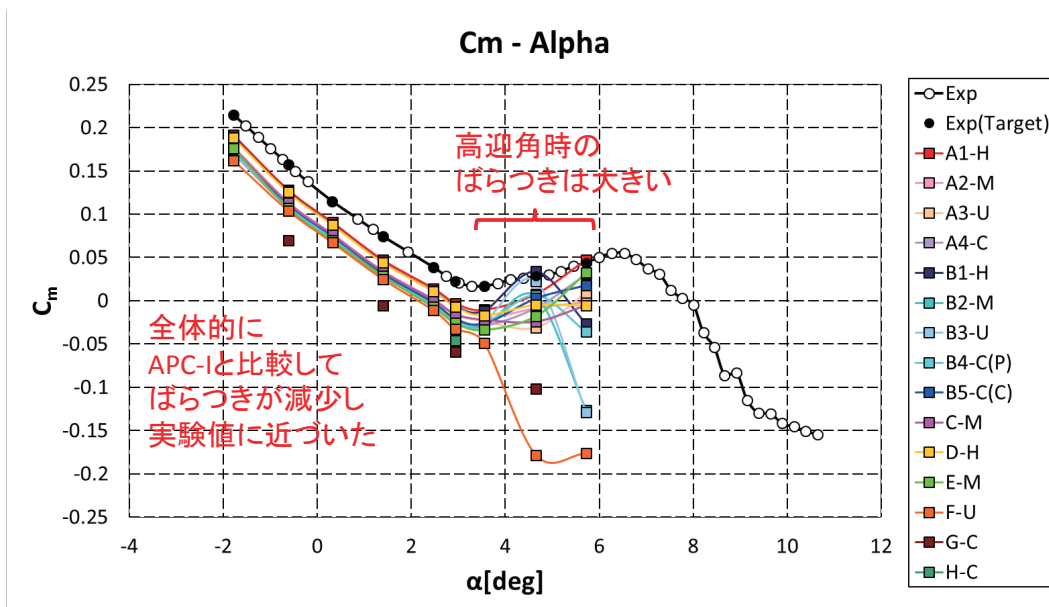


11

課題1-1: 迎角スweep (支持無)



空力係数を前回 (APC-I) と比較する



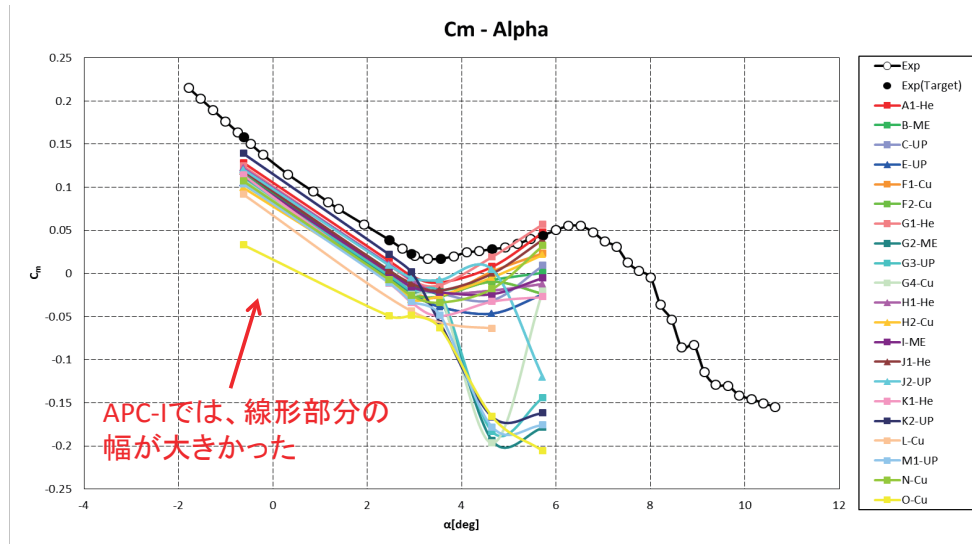
APC-Iよりばらつきは小さい

12

(参考)APC-Iの迎角スweep



空力係数を前回 (APC-I) と比較する

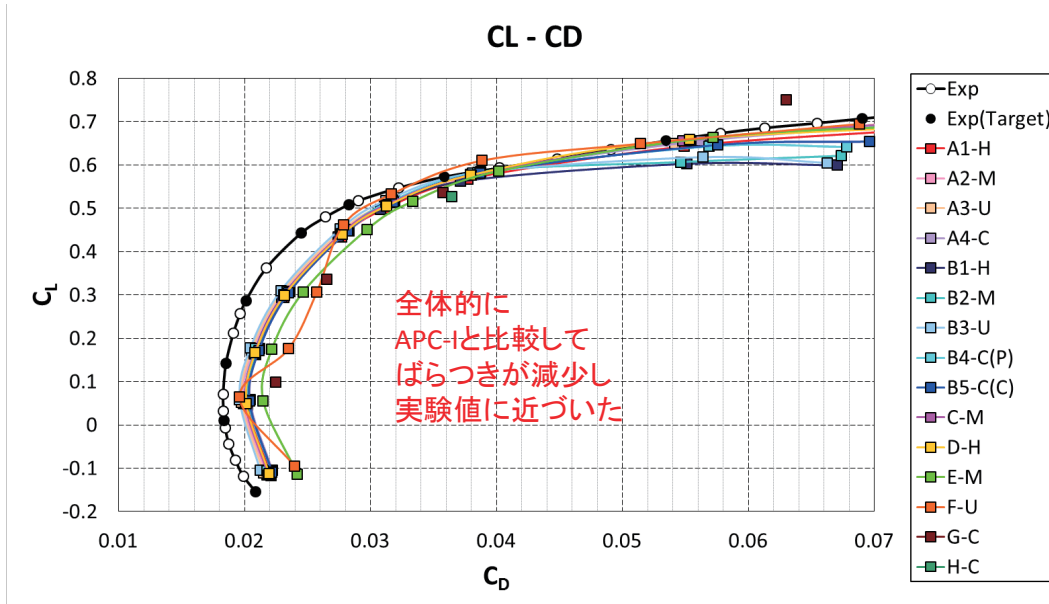


13

課題1-1: 迎角スweep (支持無)



空力係数を前回 (APC-I) と比較する



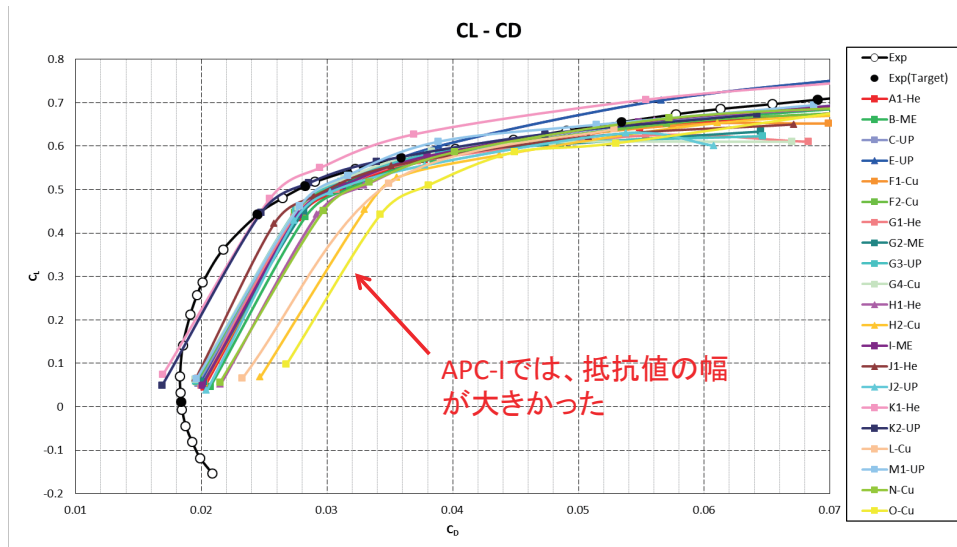
APC-Iよりばらつきは小さい

14

(参考)APC-Iの迎角スweep



空力係数を前回 (APC-I) と比較する

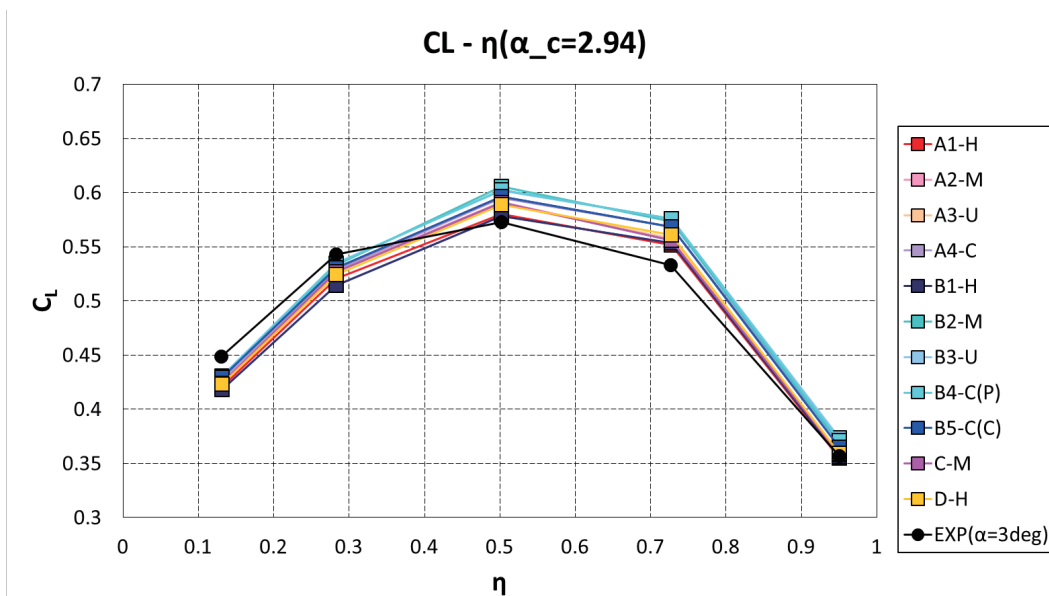


15

課題1-1: Section C_L (支持無)



スパン方向の揚力分布を評価



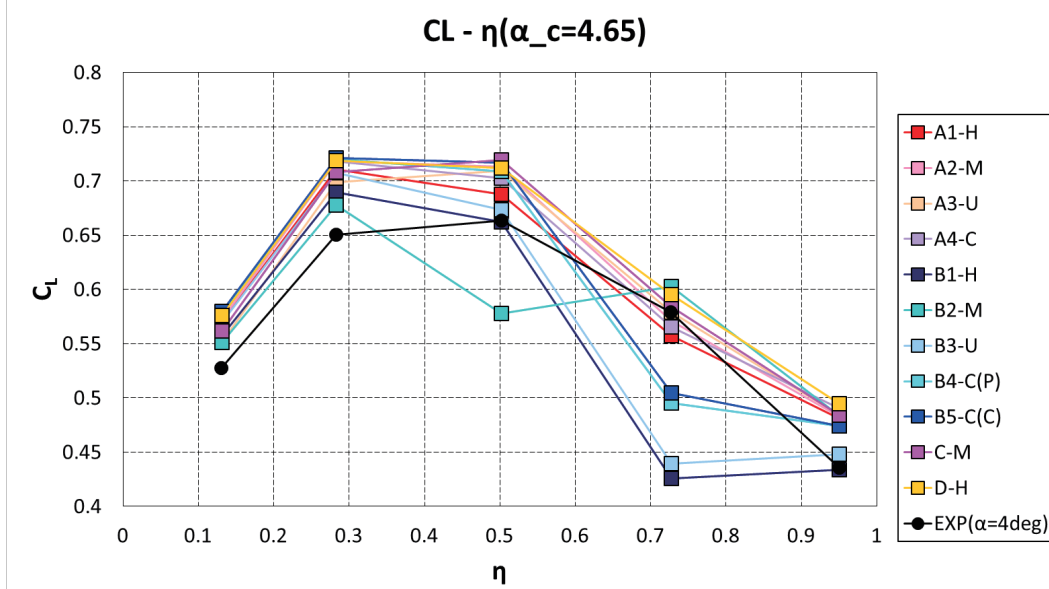
巡航の迎角ではばらつきが小さい

16

課題1-1: Section C_L (支持無)



スパン方向の揚力分布を評価



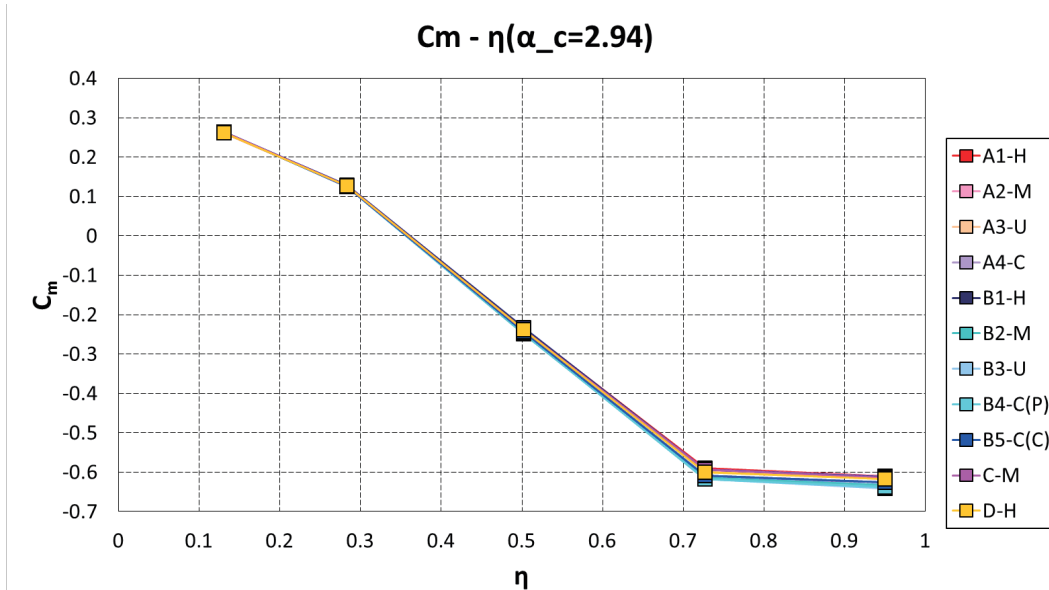
α=4.65degでは、η=0.7付近を中心にばらつきが大きい
解析手法・格子・乱流モデル(QCR)の影響

17

課題1-1: Section C_m (支持無)



スパン方向のピッチング・モーメント分布を評価



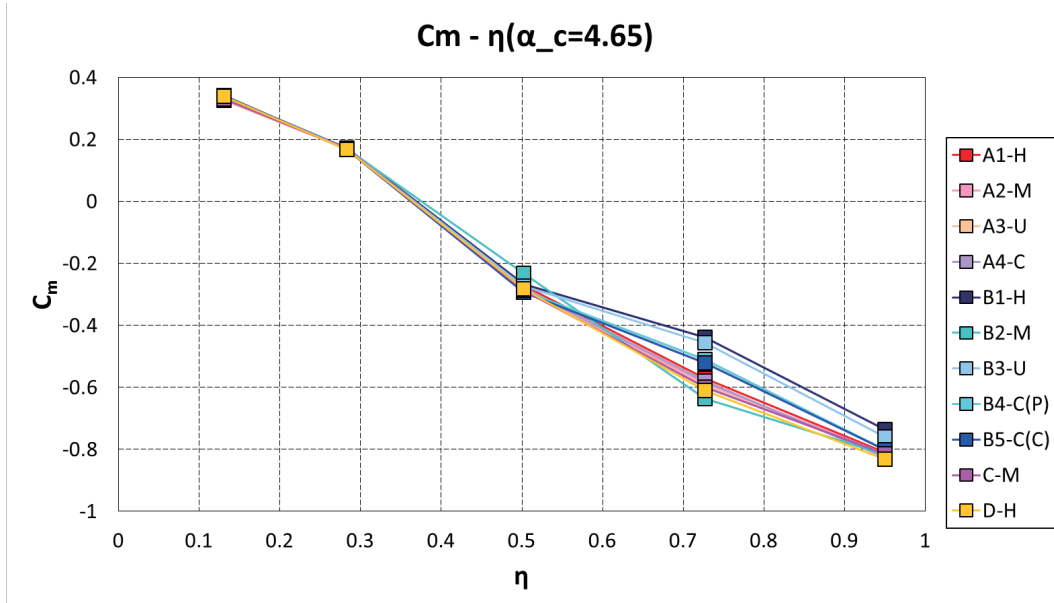
巡航の迎角ではばらつきが小さい

18

課題1-1: Section C_m (支持無)



スパン方向のピッチング・モーメント分布を評価

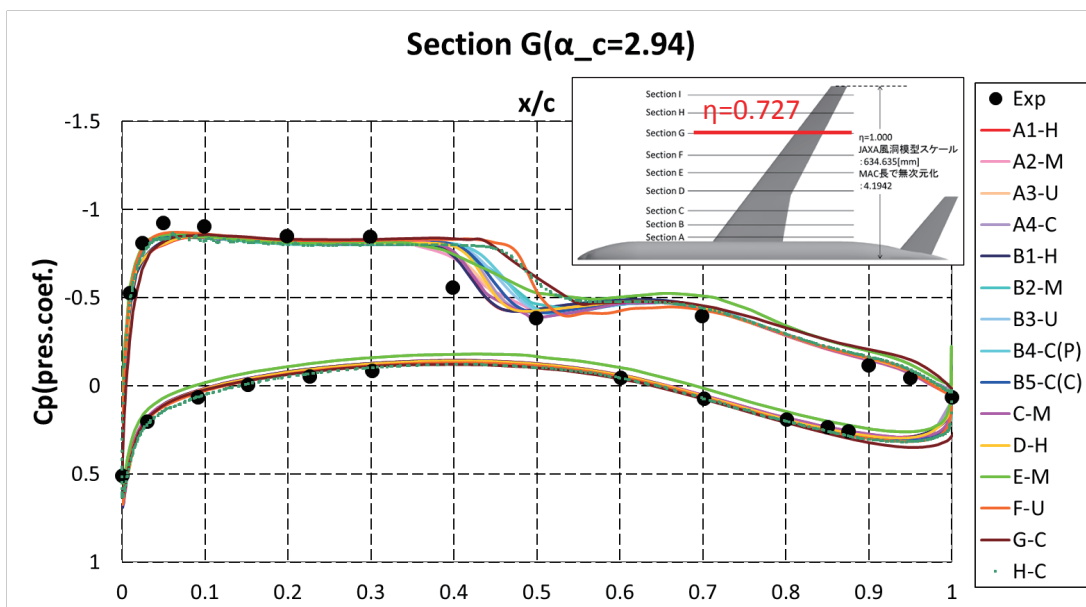


$\alpha=4.65\text{deg}$ では、 $\eta=0.7$ 付近を中心にばらつきが大きい
解析手法・格子・乱流モデル(QCR)の影響

課題1-1: Section C_m (支持無)



スパン方向分布と C_p 分布の関連

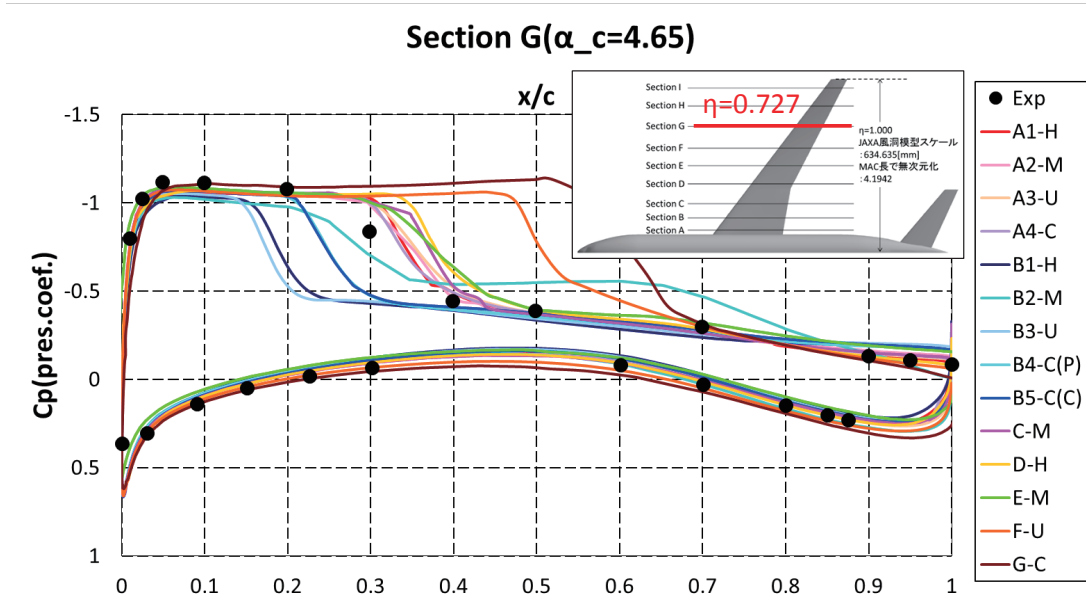


巡航の迎角では衝撃波位置のばらつきが小さい

課題1-1: Section C_m (支持無)



スパン方向分布と C_p 分布の関連



$\alpha = 4.65 \text{deg}$ では、Section F~H ($\eta = 0.6 \sim 0.85$) でばらつきが大きい

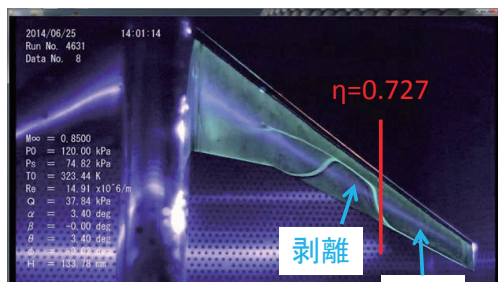
21

課題1-1: Section C_m (支持無)

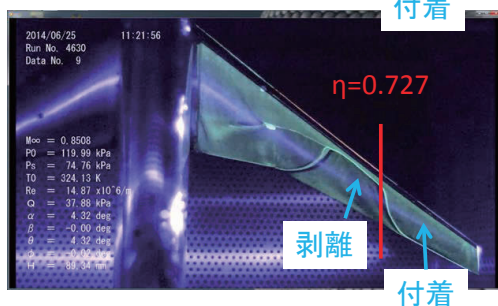


スパン方向分布と C_p 分布の関連

$\eta = 0.7$ 付近は、付着領域と剥離領域の境界付近
→ 予測が難しい



修正迎角 4°



修正迎角 5°

オイルフロー計測結果

22

課題1-1 まとめ



- CL, CD, Cmのばらつきが、前回のAPC-IIに比べて、小さくなった。
→日本全体のCFD技術の底上げ。
- Cl- η 、Cm- η は巡航状態では差が小さいが、高迎角で $\eta=0.7$ 付近で差が生じる。その付近は、剥離領域と付着領域の境界位置であり、解析手法・格子・乱流モデル(QCRの有無など)が、影響していると考えられる

23

課題1-2(任意):迎角スイープ(支持有)

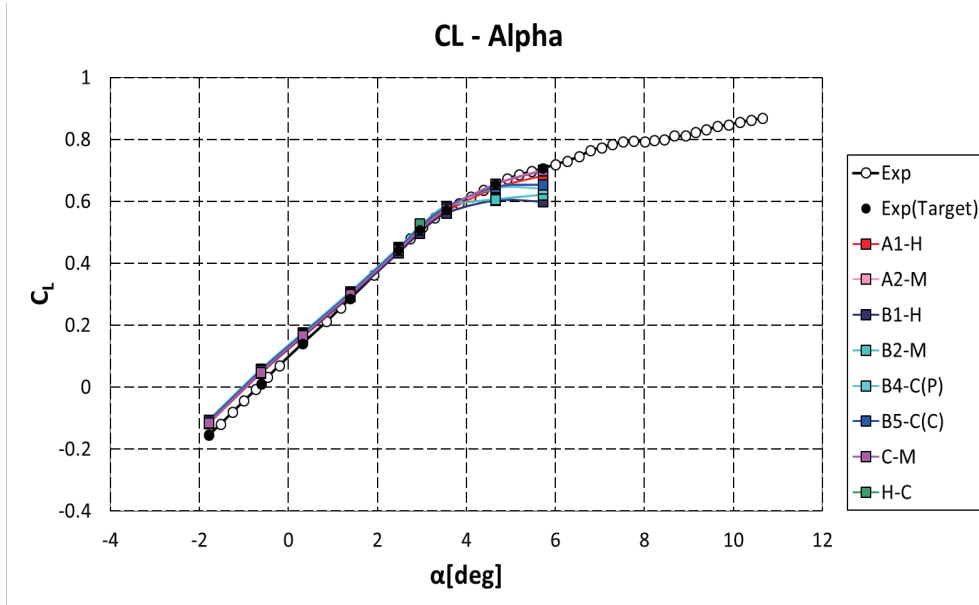


- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有、**支持有**
- 格子: Medium(1000万)相当
- 条件: $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: **-1.79deg**, -0.62deg, **0.32deg**, **1.39deg**, 2.47deg, 2.94deg, 3.55deg, 4.65deg, 5.72deg
- 提出データ:
 - 空力係数(C_D, C_L, C_m)
 - 圧力・摩擦の寄与に分解
 - コンポーネント別(主翼・胴体・尾翼の3つ)に分解
 - C_D, C_L, C_m のスパン方向分布
 - 表面 C_p 分布
 - 主翼・尾翼・後胴・支持

24

課題1-1:迎角スweep(支持無)

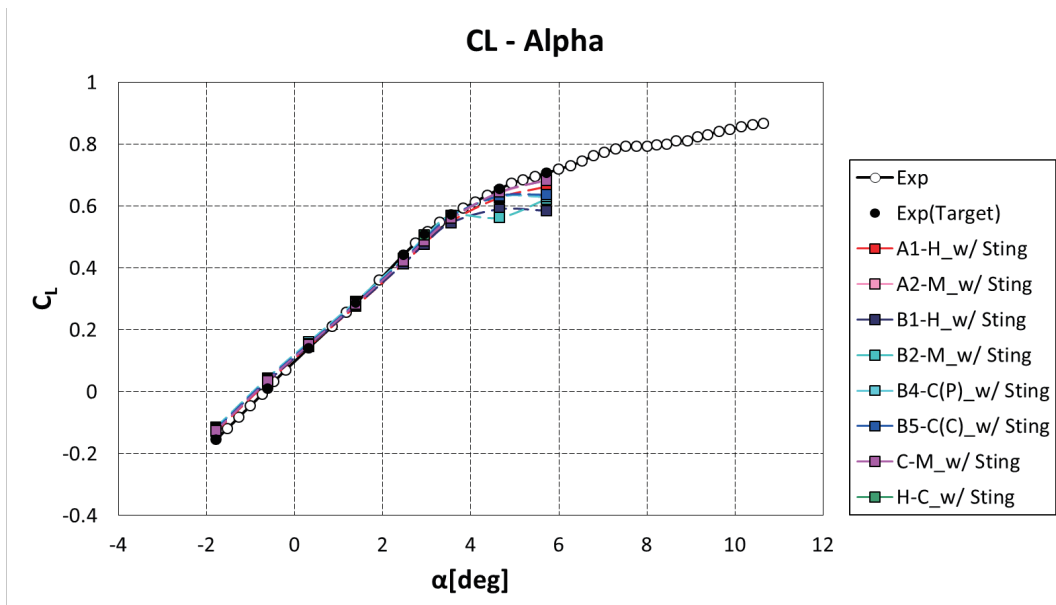
支持の効果



25

課題1-2:迎角スweep(支持有)

支持の効果

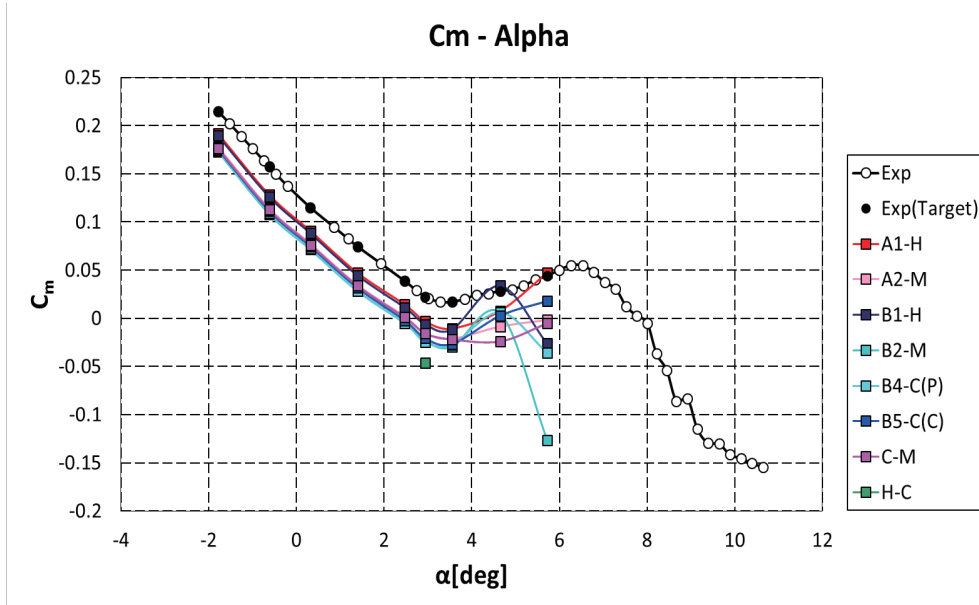


支持有の方が実験に近い

26

課題1-1:迎角スweep(支持無)

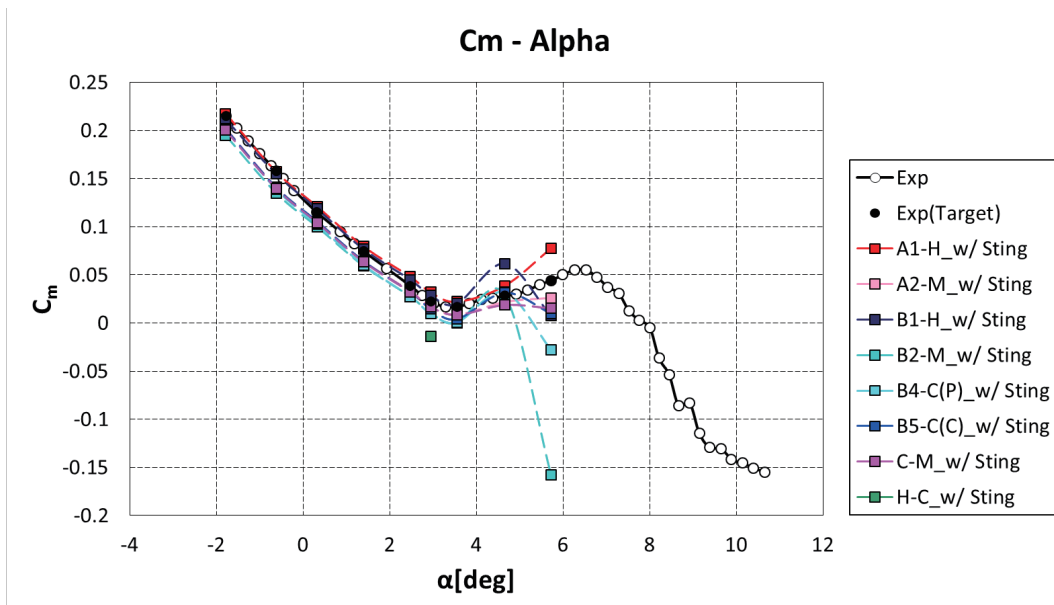
支持の効果



27

課題1-2:迎角スweep(支持有)

支持の効果

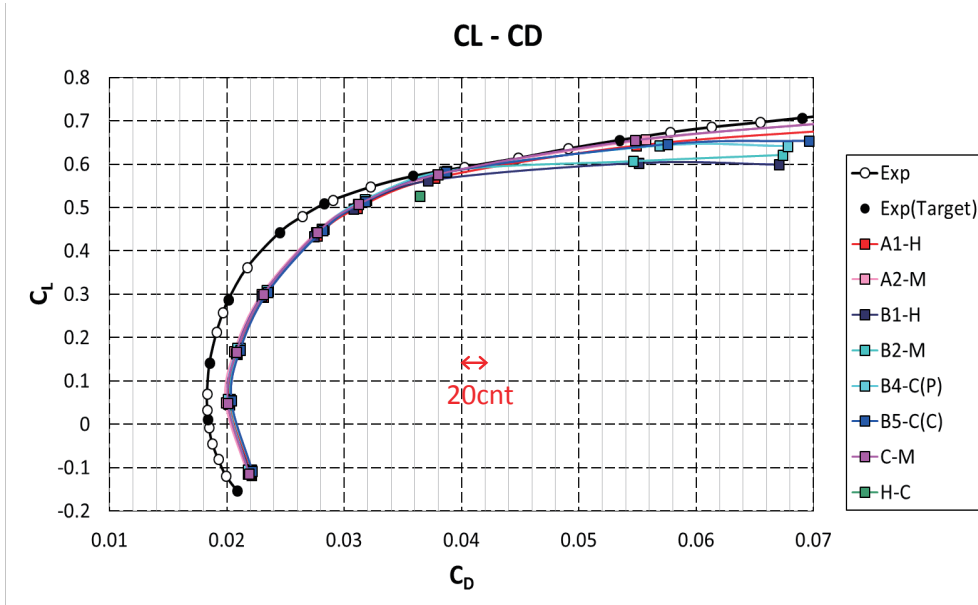


支持有の方が実験に近い

28

課題1-1:迎角スweep(支持無)

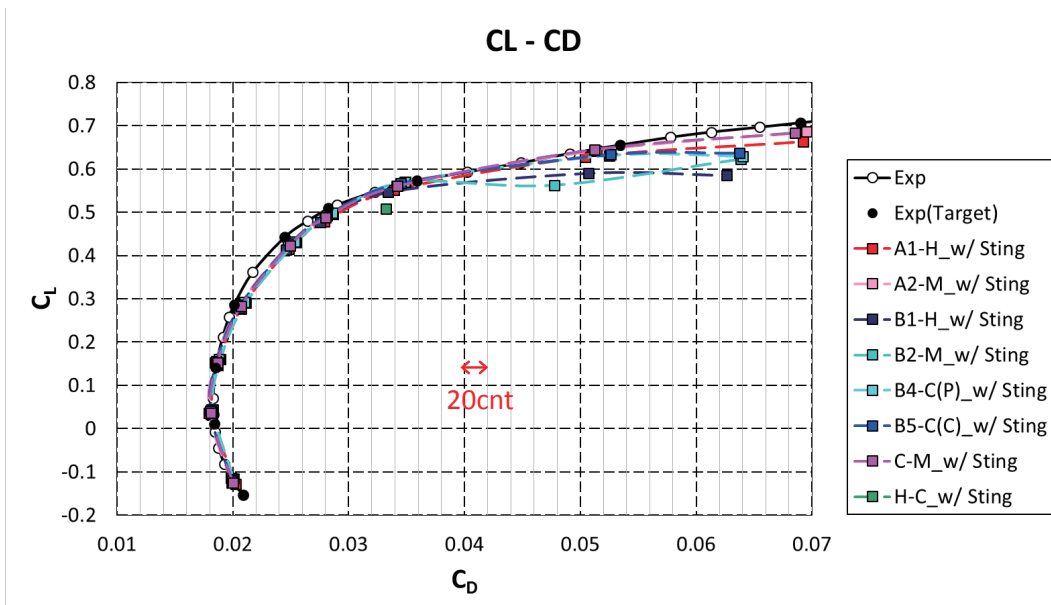
支持の効果



29

課題1-2:迎角スweep(支持有)

支持の効果



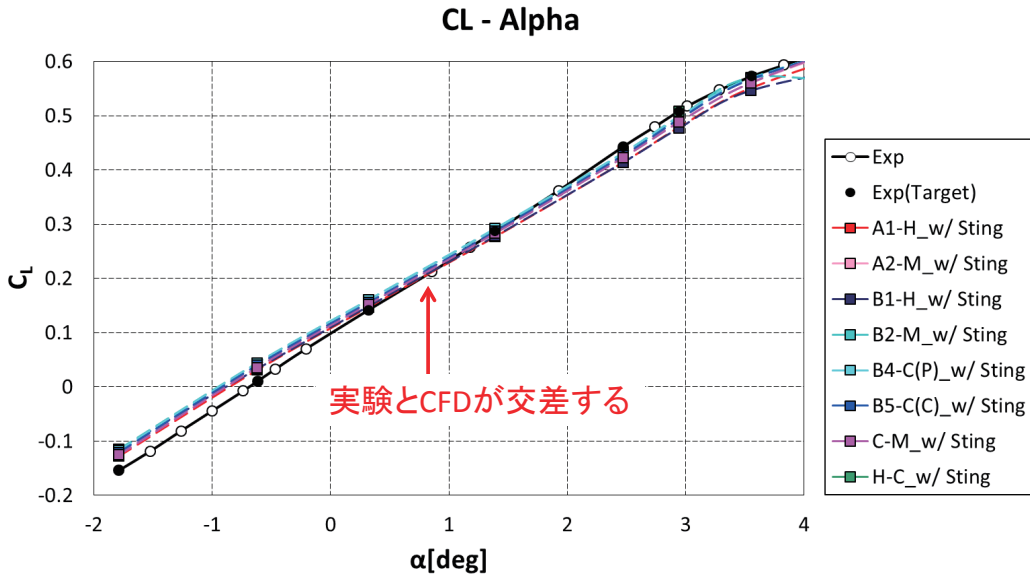
支持有の方が実験に近い

30

課題1-2: 低迎角の C_L - α (支持有)



低迎角における C_L の勾配を評価



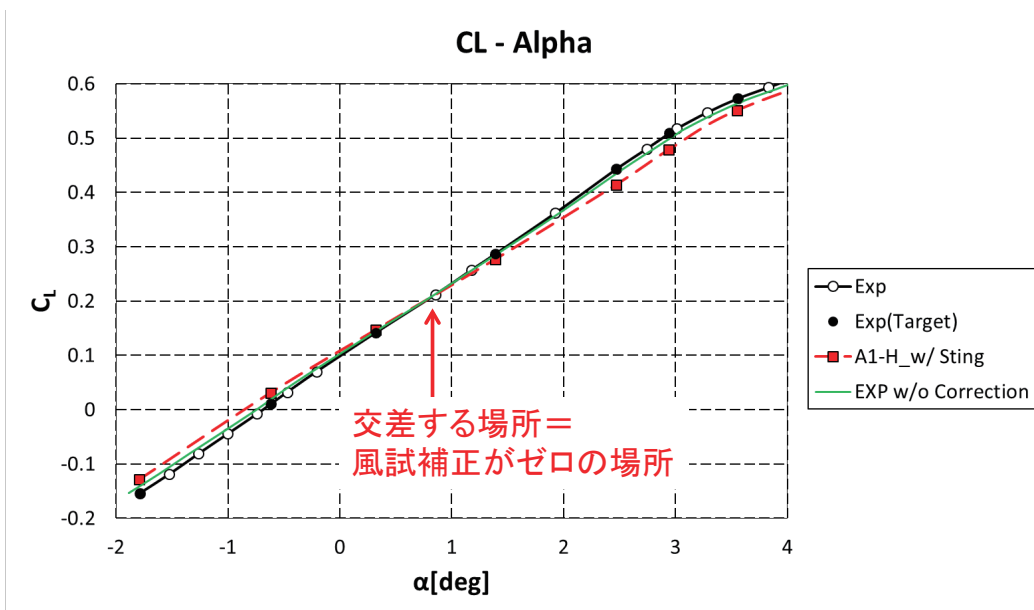
計算する迎角を増やすことで、勾配が異なることが明確になった

31

課題1-2: 低迎角の C_L - α (支持有)



低迎角における C_L の勾配を評価

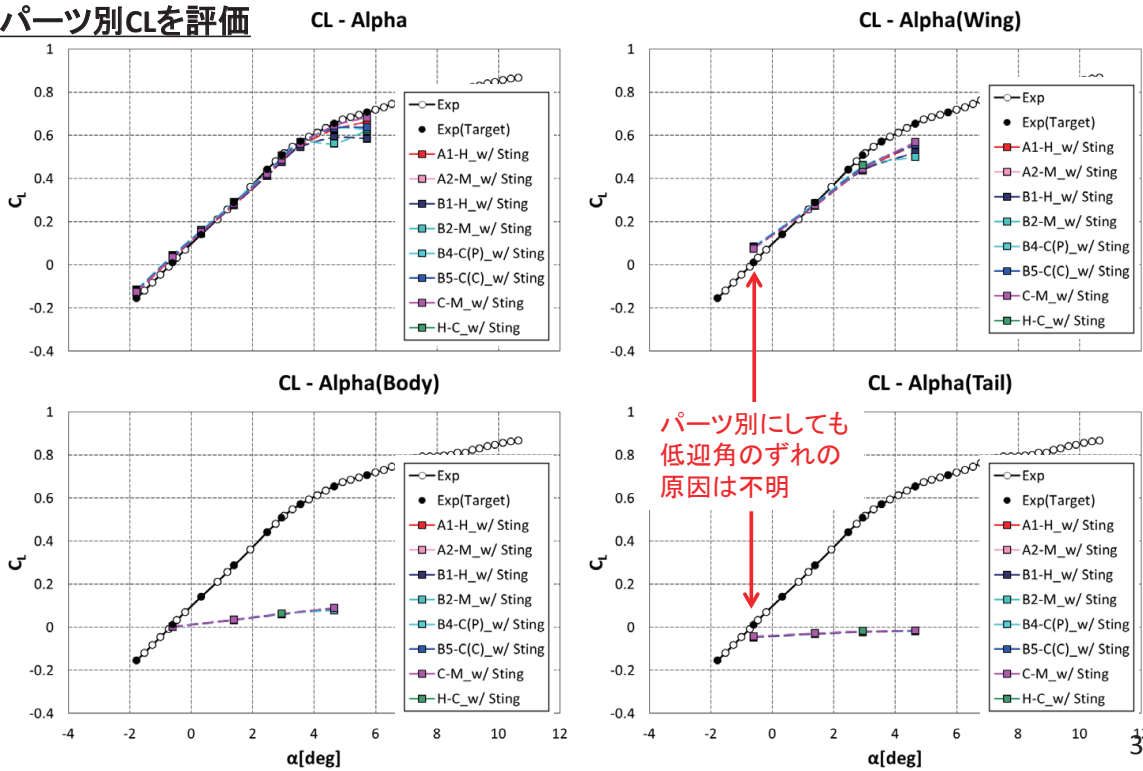


交差する場所は補正ゼロの場所と一致するが、これは何を意味しているのか

32

課題1-2: パーツ別の $C_L-\alpha$ (支持有)

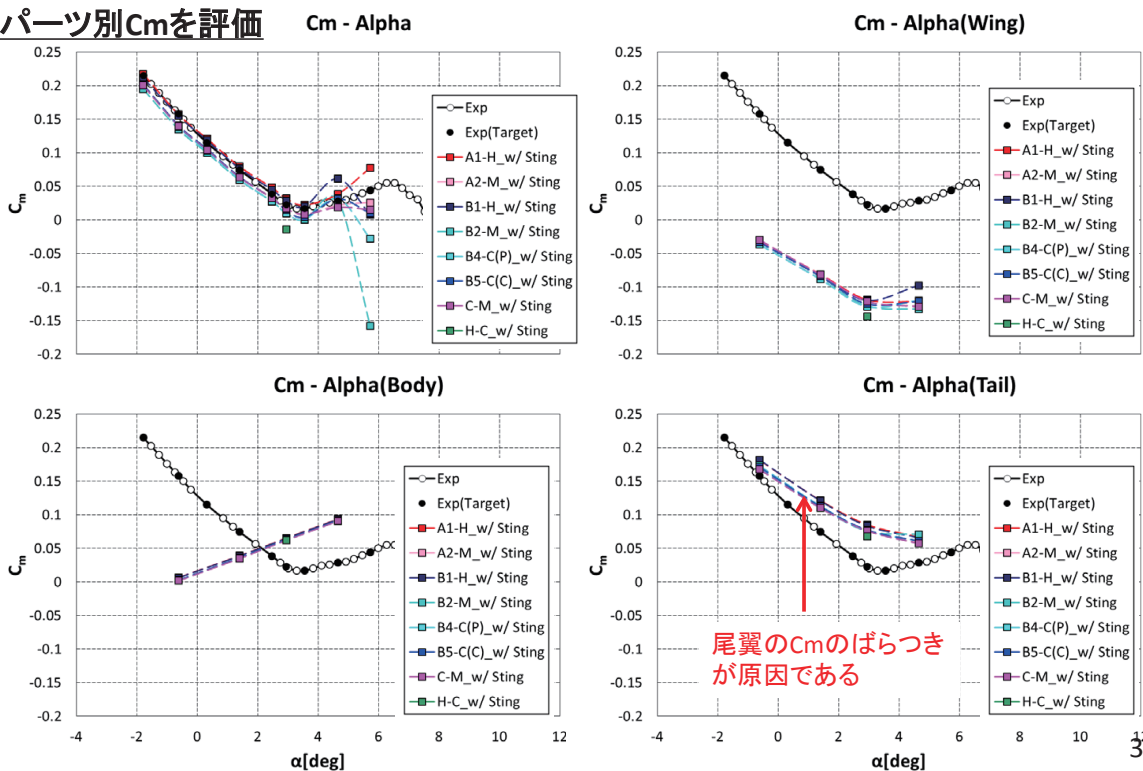
パーツ別 C_L を評価



33

課題1-2: パーツ別の $C_m-\alpha$ (支持有)

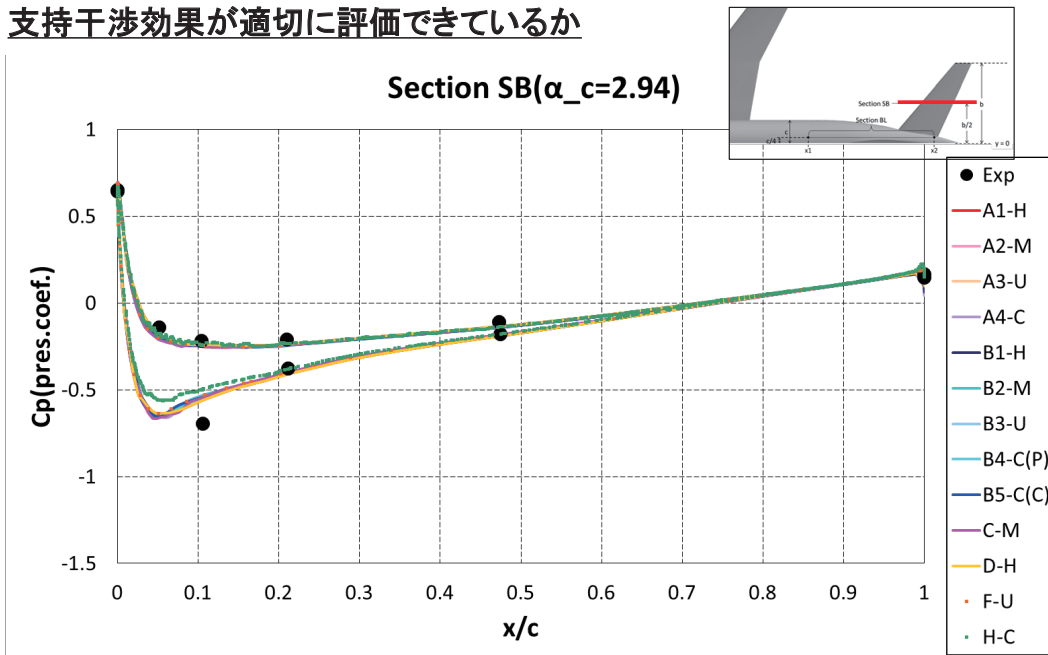
パーツ別 C_m を評価



34

課題1-1: 尾翼の C_p 分布(支持無)

支持干渉効果が適切に評価できているか

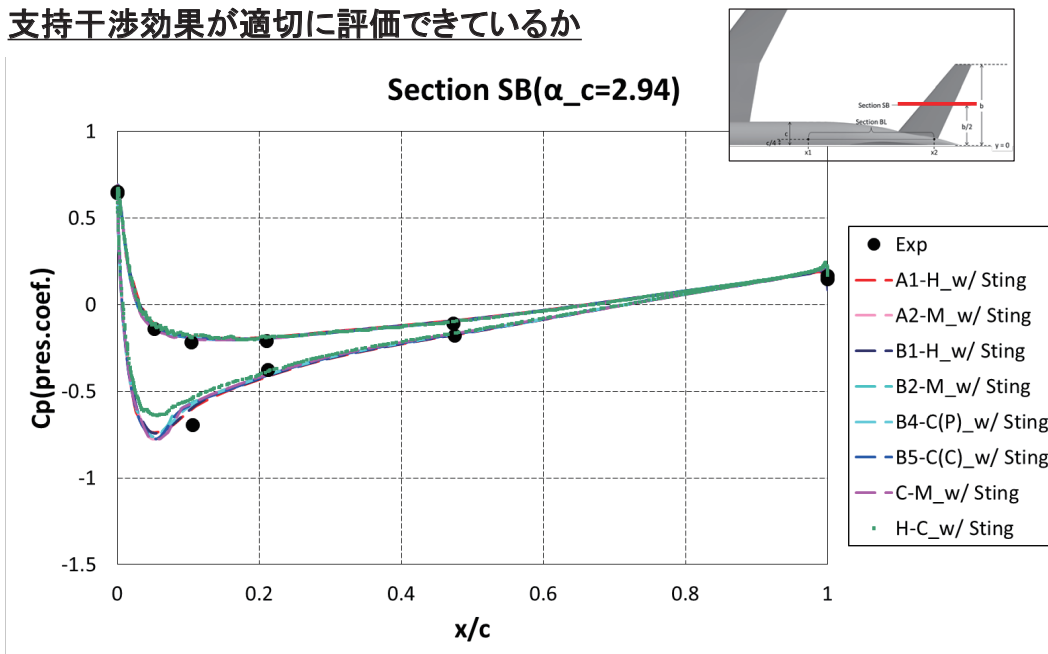


負圧のピークが実験と合っていない

35

課題1-2: 尾翼の C_p 分布(支持有)

支持干渉効果が適切に評価できているか

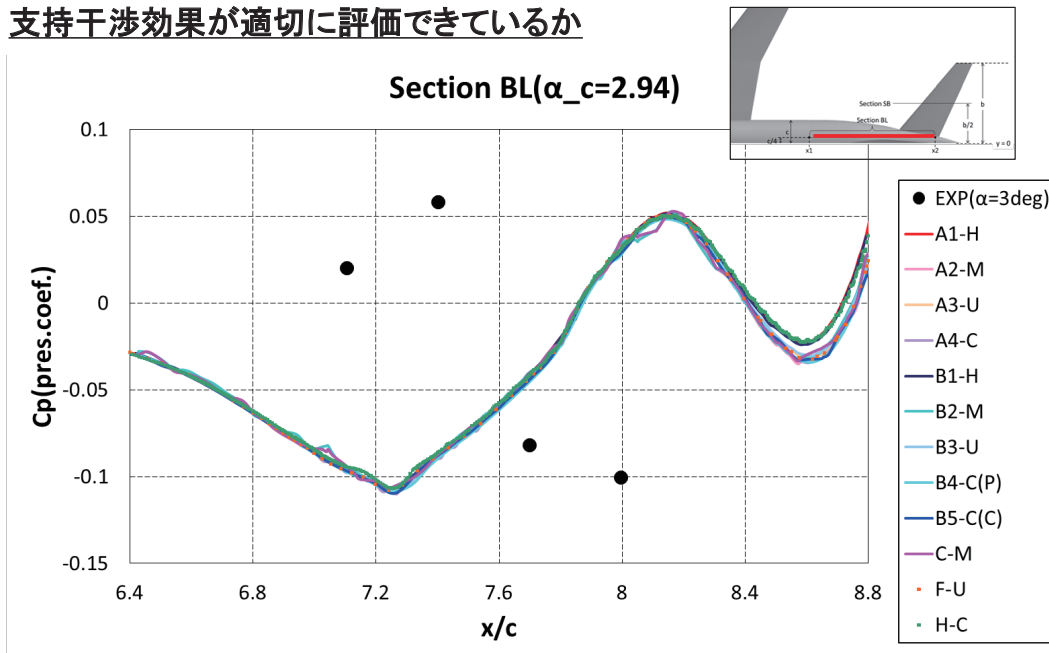


支持有にすることで負圧のピークも実験に近づく

36

課題1-1: 後胴の C_p 分布(支持無)

支持干渉効果が適切に評価できているか

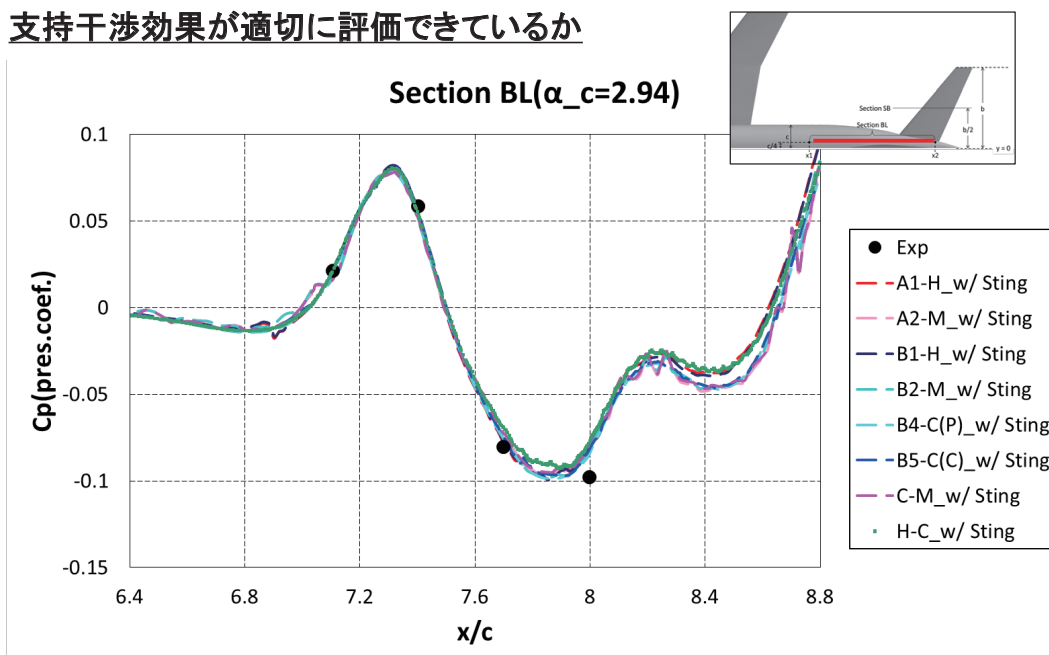


全く、実験に合わない

37

課題1-2: 後胴の C_p 分布(支持有)

支持干渉効果が適切に評価できているか



支持有にすることで実験と同じような分布

38

課題1-2 まとめ



- 支持を考慮することで、実験に近づく。特に、 C_m の線形部分や、 CD_0 に改善が見られる。
→ 非常に高い精度で実験データを再現
- 迎角を追加することで、 $CL-\alpha$ の勾配が低迎角で異なることが明らかになった。実験とCFDが交差する場所は、補正がゼロの場所であるが、詳細は不明。
- C_m の線形部分のばらつきは、尾翼が原因。
- 支持の影響は、尾翼や後胴で適切にとらえられている。

39

課題1-3(任意): 非定常計算



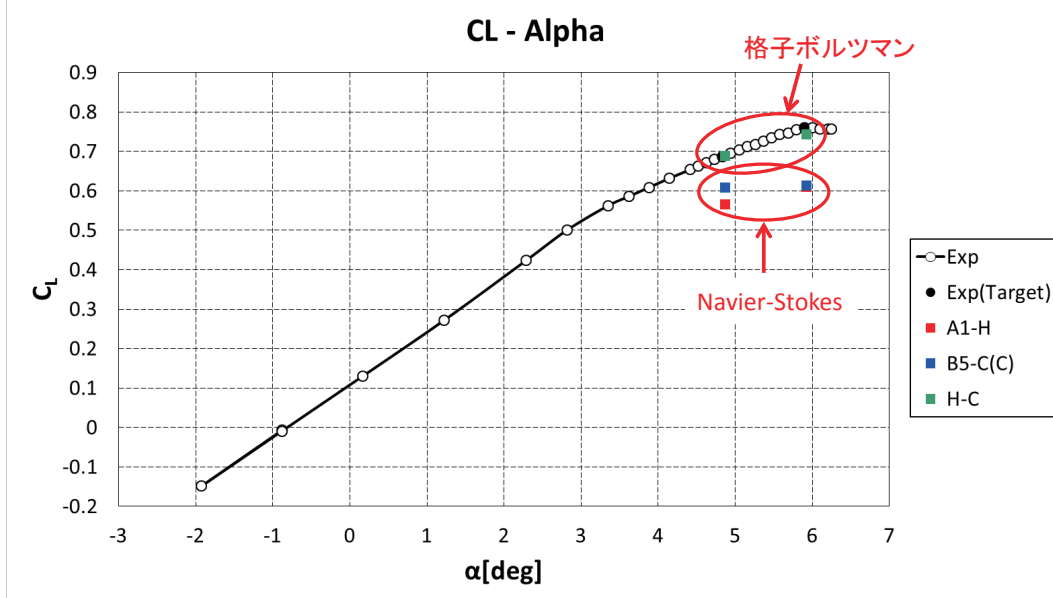
- 形状: NASA-CRM(水平尾翼 0°)、変形有
- 格子: 自由
- 条件: $M = 0.85$, $Re_c = 1.5 \times 10^6$, $T_{ref} = 282K$
- 迎角: $4.87deg$, $5.92deg$
- 提出データ: 空力係数(C_L, C_D, C_m)と表面 C_p 分布の平均量とRMS

40

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか

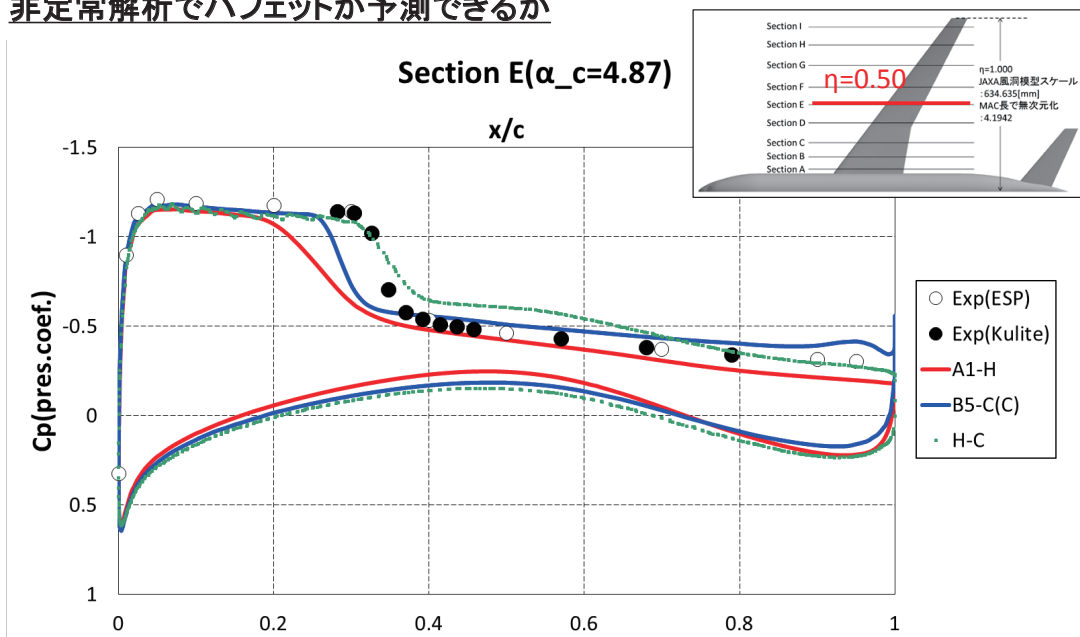


手法により結果に差がある

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか

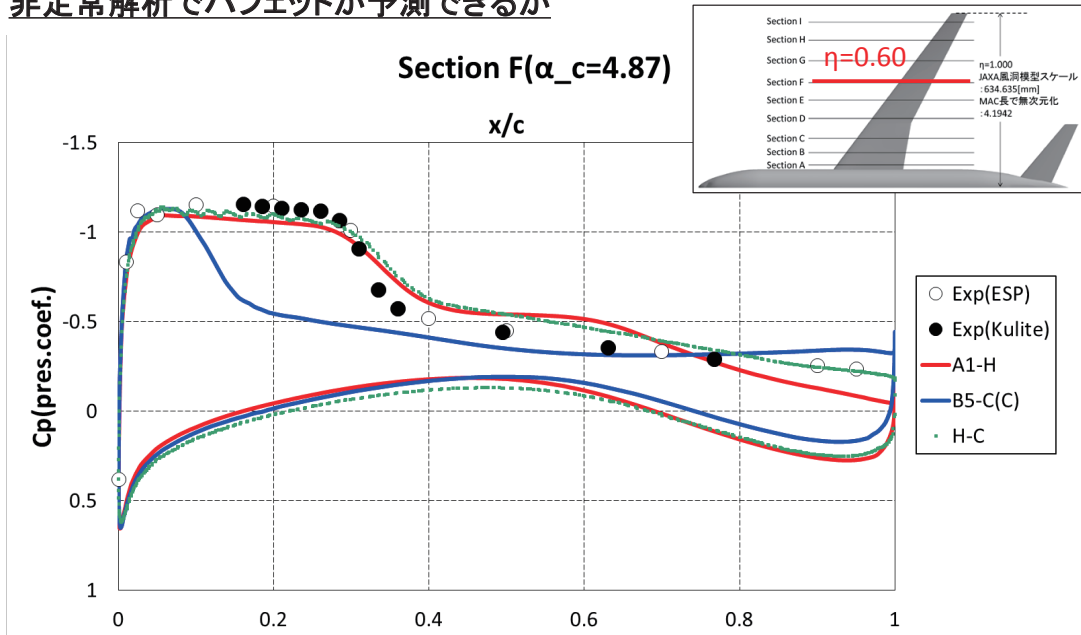


衝撃波位置にばらつきがある

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか



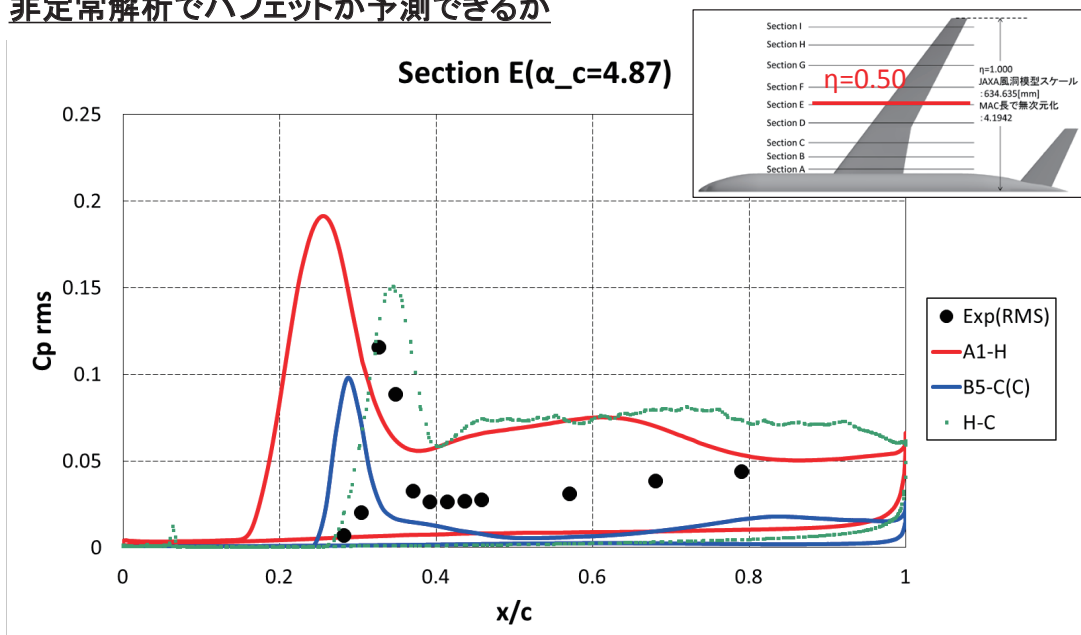
衝撃波位置にばらつきがある

43

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか



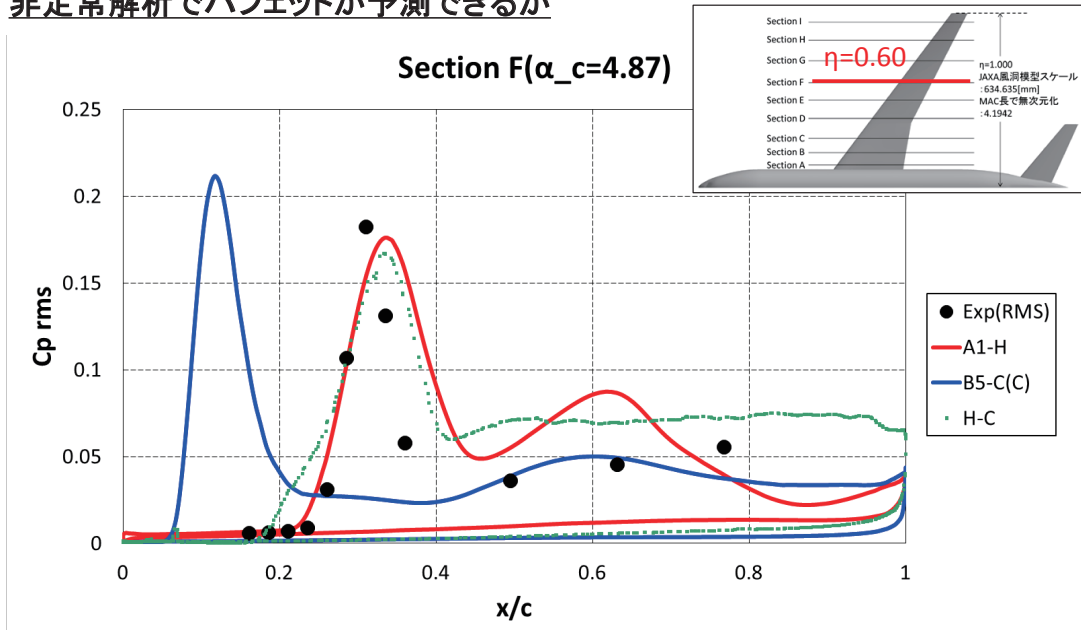
RMSのピーク位置は衝撃波位置に関係しているが、ピーク変動量は同程度(=衝撃波強さで決まる)

44

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか



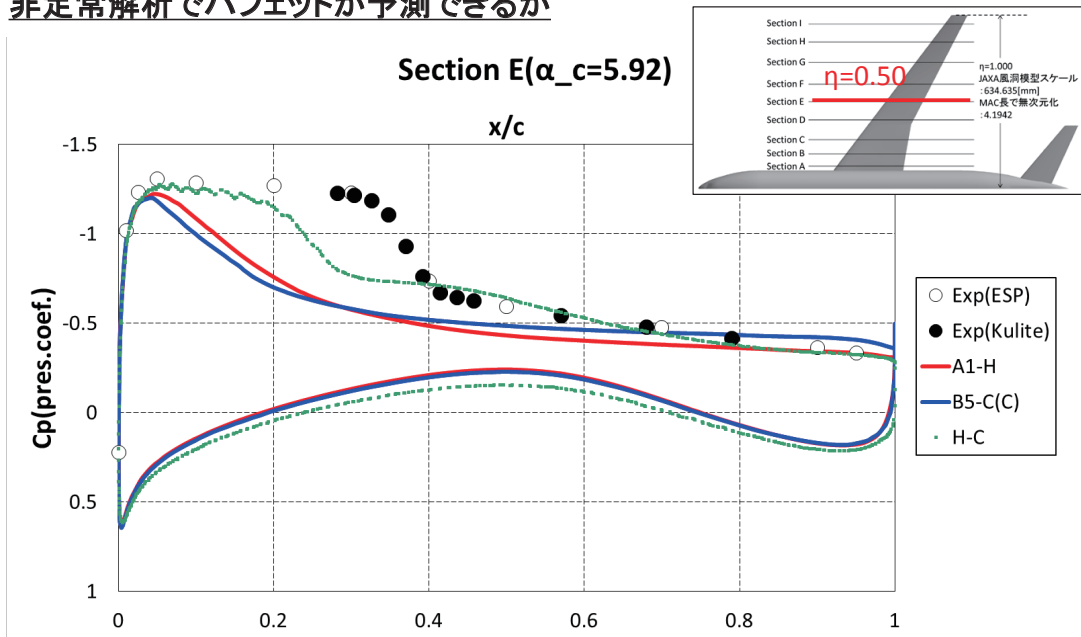
RMSのピーク位置は衝撃波位置に関係しているが、ピーク変動量は同程度 (= 衝撃波強さで決まる)

45

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか



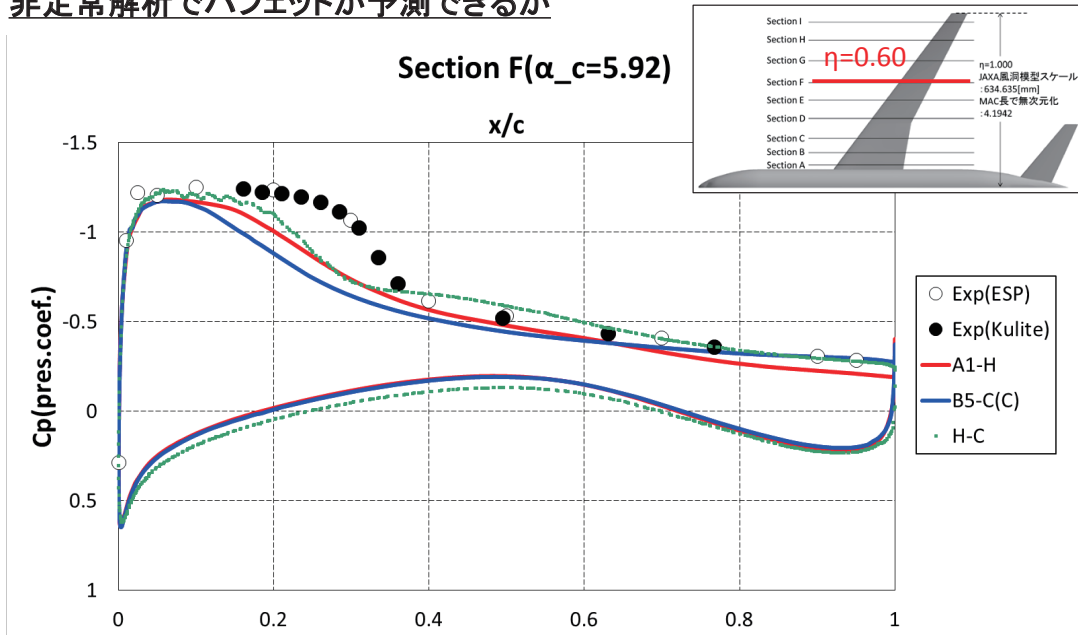
高迎角では衝撃波位置が前方に移動し、実験と合わない

46

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフエツが予測できるか



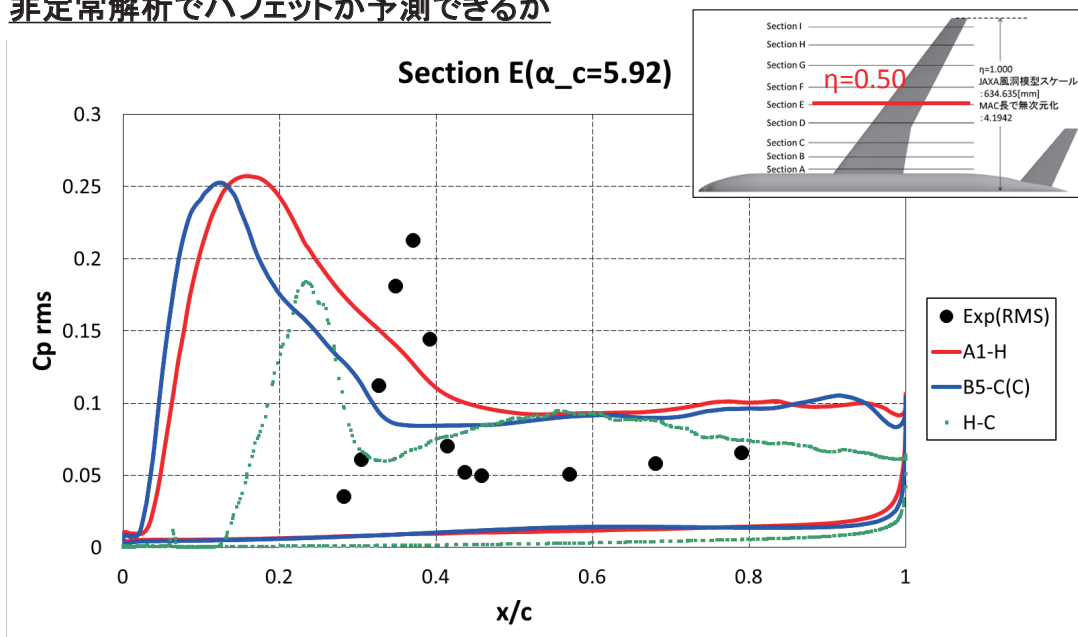
高迎角では衝撃波位置が前方に移動し、実験と合わない

47

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフエツが予測できるか



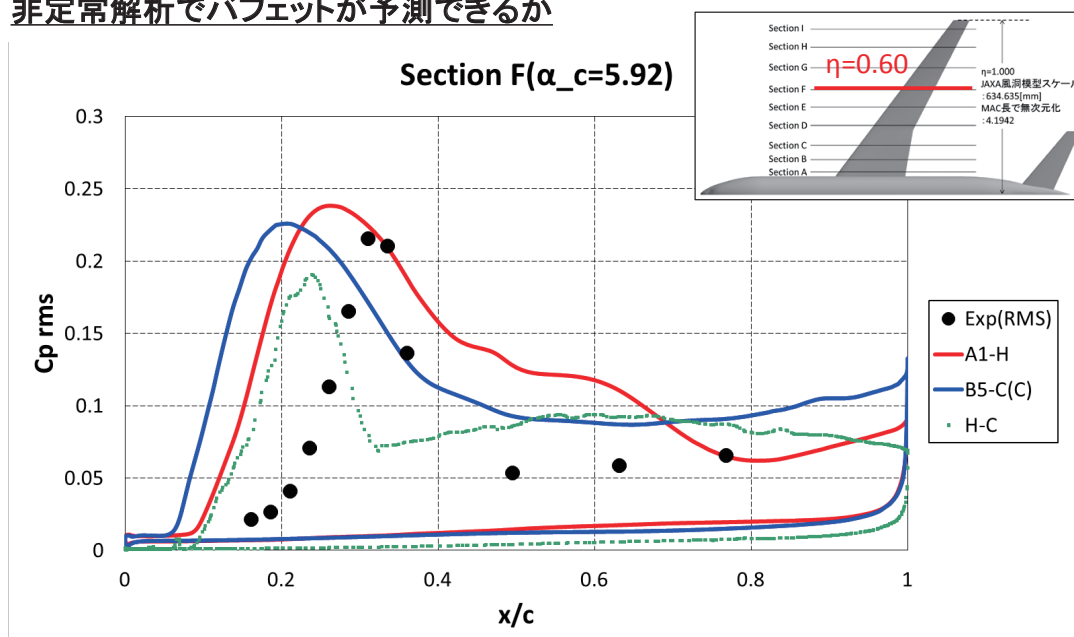
RMSピーク変動量は同程度
衝撃波より下流の変動は大きめに予測

48

課題1-3: 非定常計算



非定常解析でバフェットが予測できるか



RMSピーク変動量は同程度
衝撃波より下流の変動は大きめに予測

49

課題1-3 まとめ



- 非定常解析における衝撃波位置の予測精度に課題。特に、高迎角の 5.92° の予測が困難。
- RMSのピーク変動量は同程度。おそらく、衝撃波強さで決まっている。
- 衝撃波より下流の変動は大きめに予測。原因として、解像度不足が考えられる。

50

全体のまとめ



- 課題1-1
 - CL, CD, Cmのばらつきが、前回のAPC-IIに比べて、小さくなった。
→日本全体のCFD技術の底上げ。
 - $Cl-\eta$ 、 $Cm-\eta$ は巡航状態では差が小さいが、高迎角で $\eta=0.7$ 付近で差が生じる。その付近は、剥離領域と付着領域の境界位置であり、解析手法・格子・乱流モデル(QCRの有無など)が、影響していると考えられる
- 課題1-2
 - 支持を考慮することで、実験に近づく。特に、 Cm の線形部分や、 CD_0 に改善が見られる。→非常に高い精度で実験データを再現
 - 迎角を追加することで、 $Cl-\alpha$ の勾配が低迎角で異なることが明らかになった。実験とCFDが交差する場所は、補正がゼロの場所であるが、詳細は不明。
 - Cm の線形部分のばらつきは、尾翼が原因。
 - 支持の影響は、尾翼や後胴で適切にとらえられている。
- 課題1-3
 - 非定常解析における衝撃波位置の予測精度に課題。特に、高迎角の 5.92° の予測が困難。
 - RMSのピーク変動量は同程度。おそらく、衝撃波強さで決まっている。
 - 衝撃波より下流の変動は大きめに予測。原因として、解像度不足が考えられる。

51

今後の課題(案)



- まだ存在する実験との差($Cl-\alpha$ 、 $Cm-\alpha$ 、 $Cl-CD$)
 - 壁干渉(多孔壁)
 - 遷移
 - その他
- 高迎角時の予測精度向上
 - 定常解析:乱流モデルの改良など
 - 非定常解析:乱流モデル(URANS, DES, WMLESなど)の比較、NSとLBMの差の分析、流れ場の乱流統計量の比較など
 - さらに高迎角の計算($\alpha \sim 10^\circ$)
 - 低速バフエット($M=0.70$)
- その他の課題?

52

謝辞



- 多くの方にご参加いただき、どうもありがとうございました。
- 下記の方にもご協力いただきました。ここに感謝の意を表します。
 - 格子の提供: 山本一臣、村山光宏、伊藤靖 (JAXA)、田中健太郎 (菱友システムズ)
 - 格子変形ツール: 保江かな子 (JAXA)
 - Web、格子・形状作成、データ集計: 林謙司、上島啓司 (菱友システムズ)
 - 実験データの提供: 小池俊輔、風洞試験にご協力頂いた皆様 (JAXA)

53



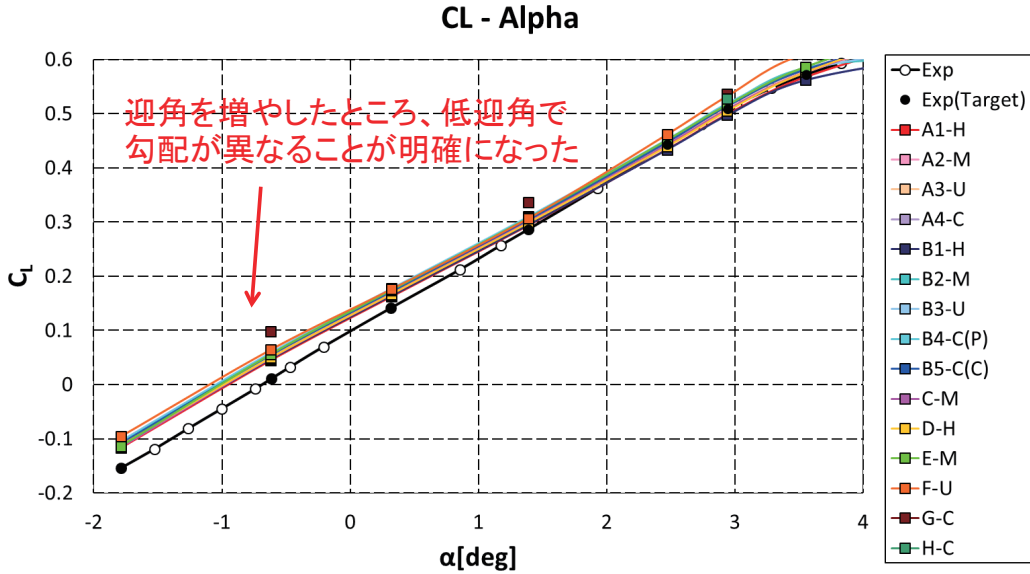
以降、参考資料

54

課題1-1: 低迎角の $C_L-\alpha$ (支持無)



低迎角における C_L の勾配を評価

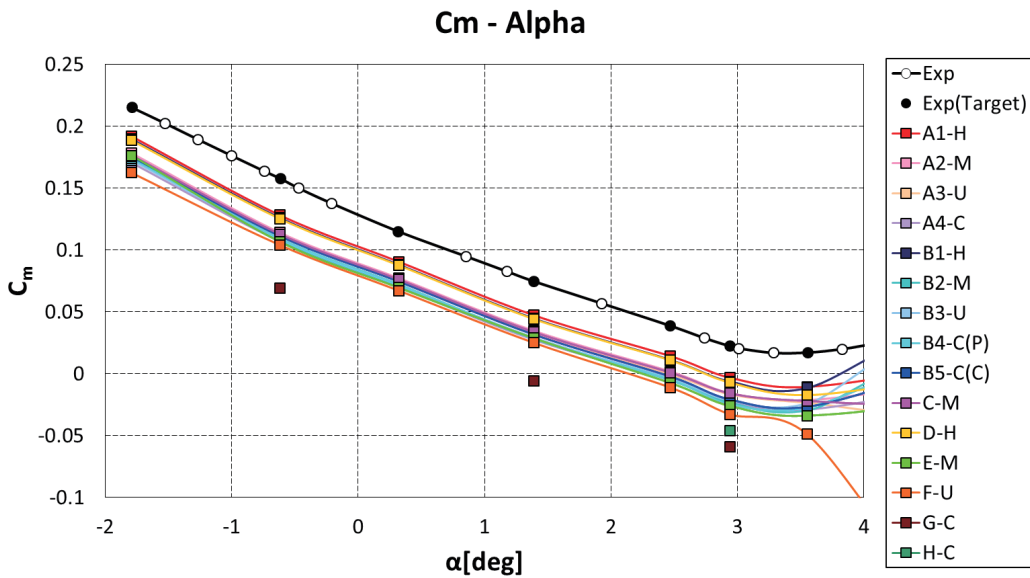


55

課題1-1: 低迎角の $C_m-\alpha$ (支持無)



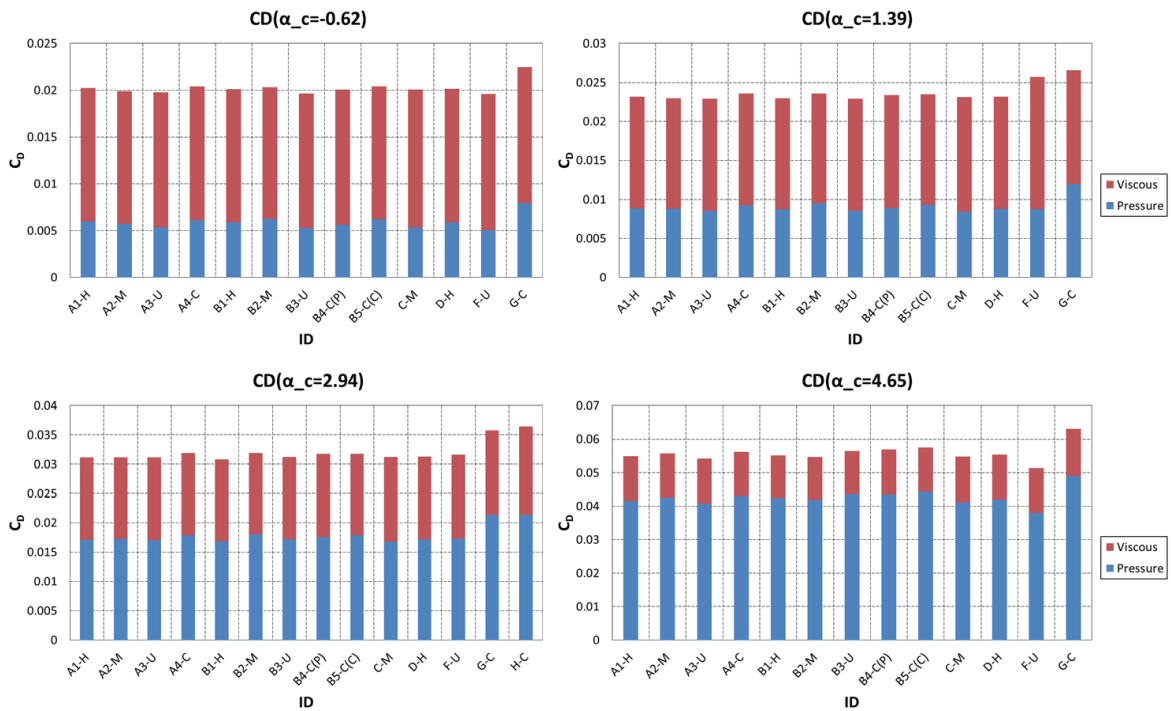
低迎角における C_m の勾配を評価



定量的に実験と差がある

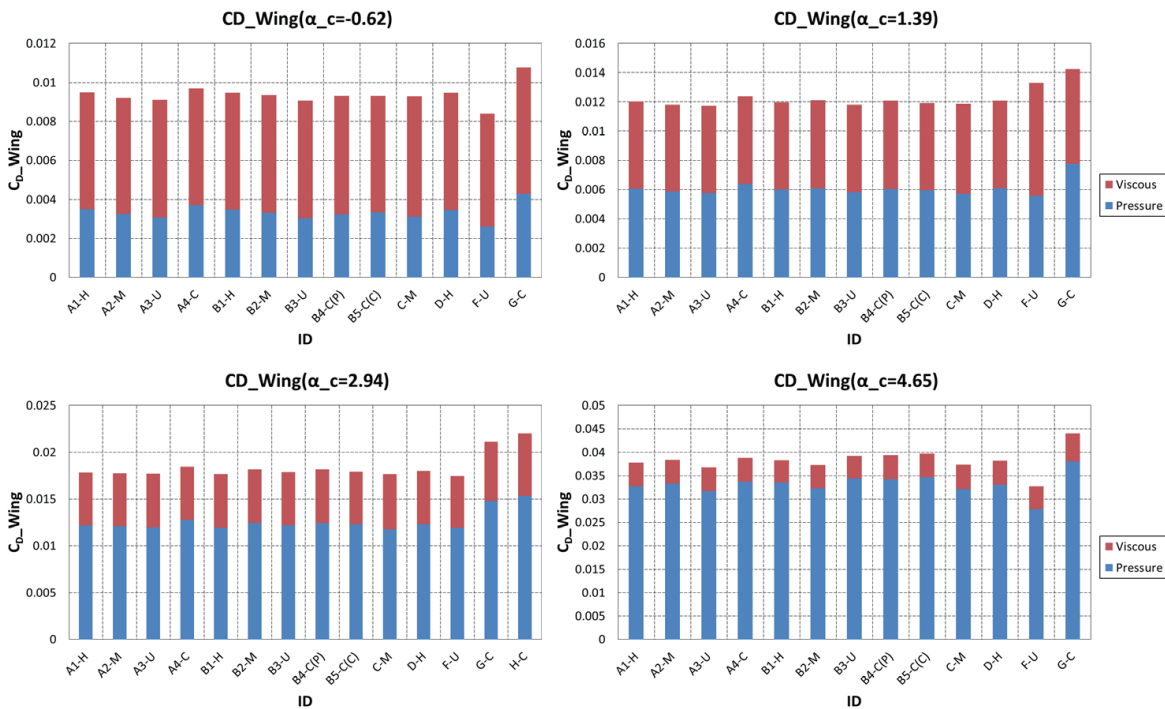
56

課題1-1: 圧力・摩擦別の C_D (支持無)



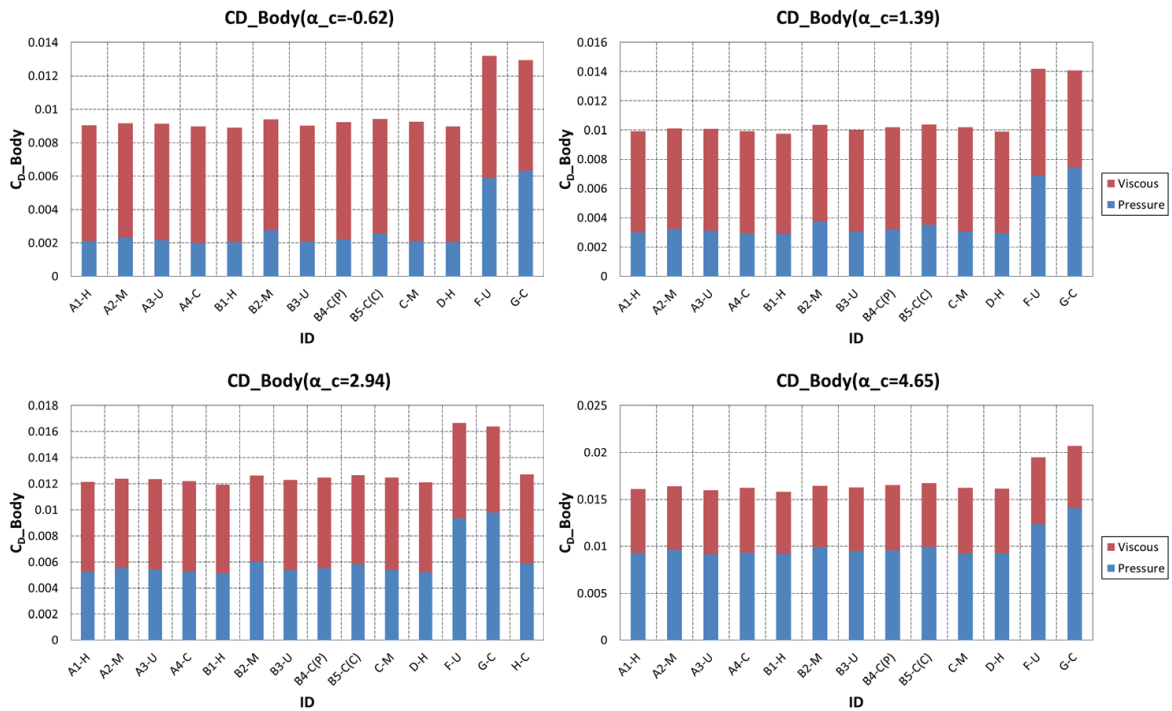
57

課題1-1: 圧力・摩擦別の C_D (支持無)

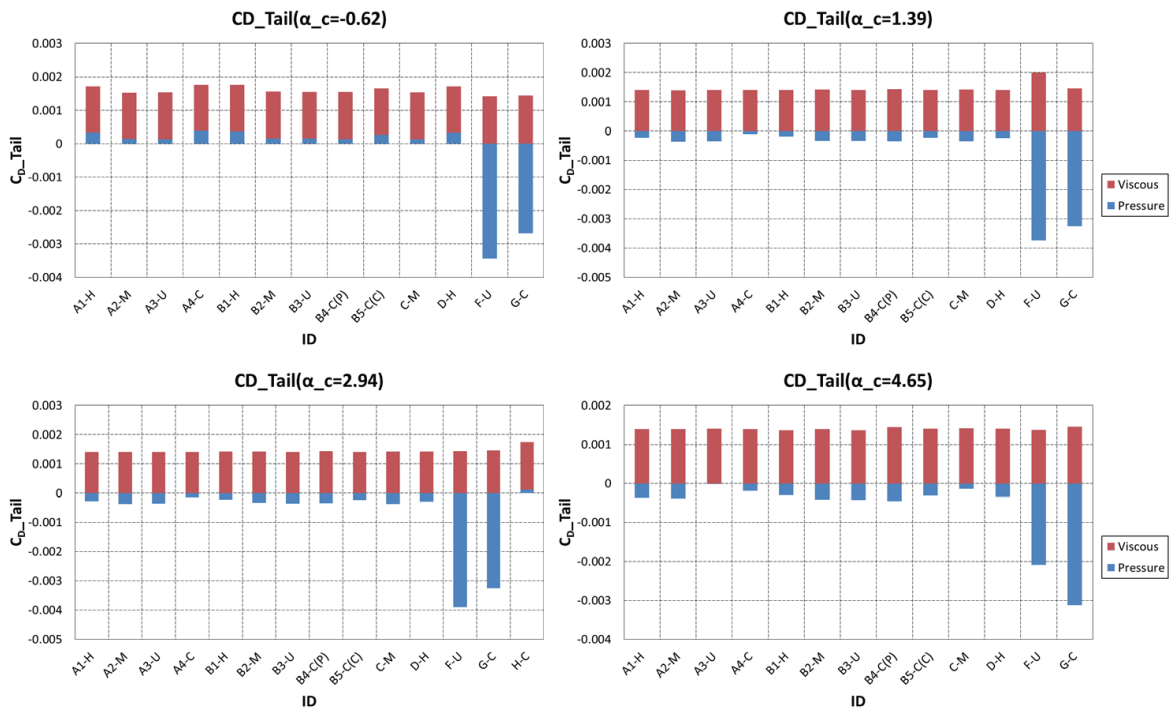


58

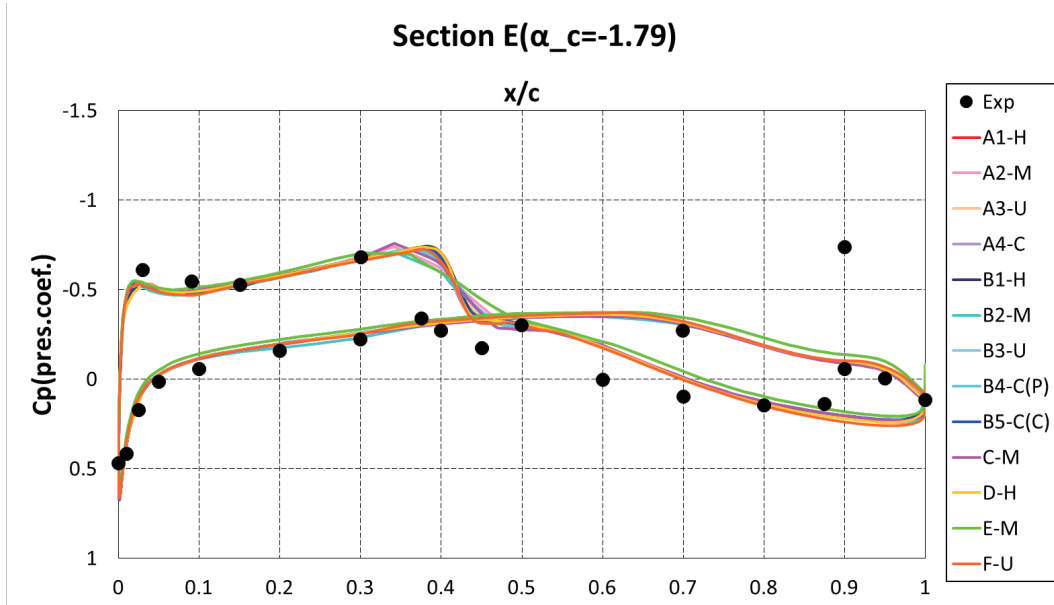
課題1-1: 圧力・摩擦別の C_D (支持無)



課題1-1: 圧力・摩擦別の C_D (支持無)

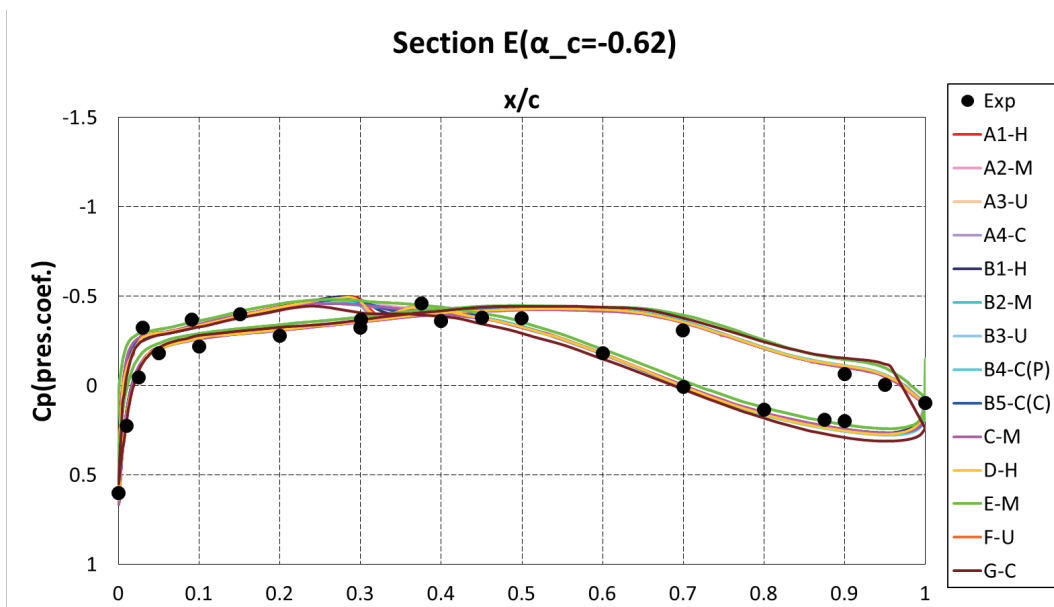


課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



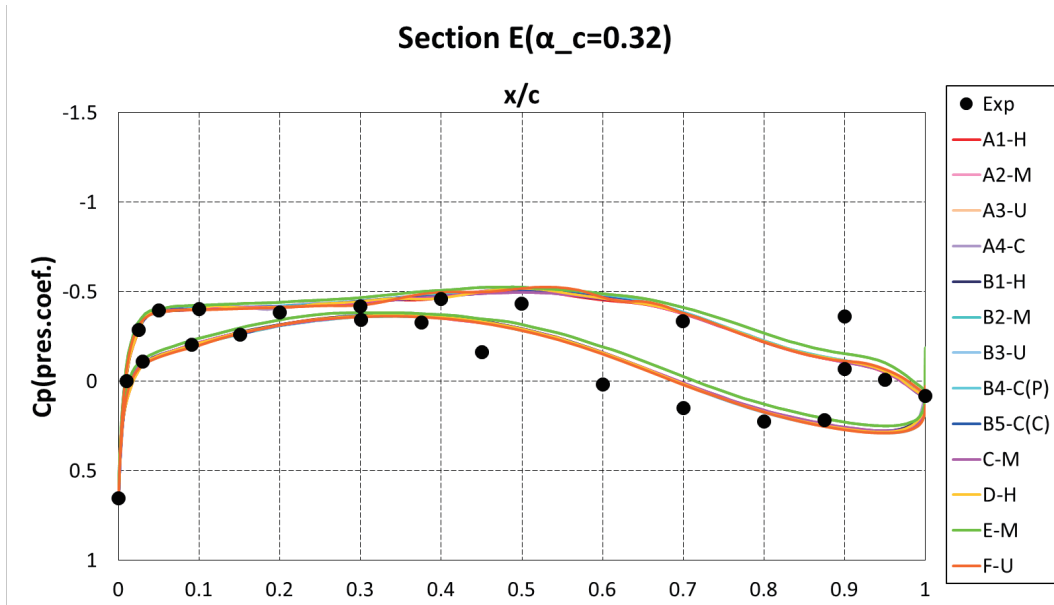
61

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



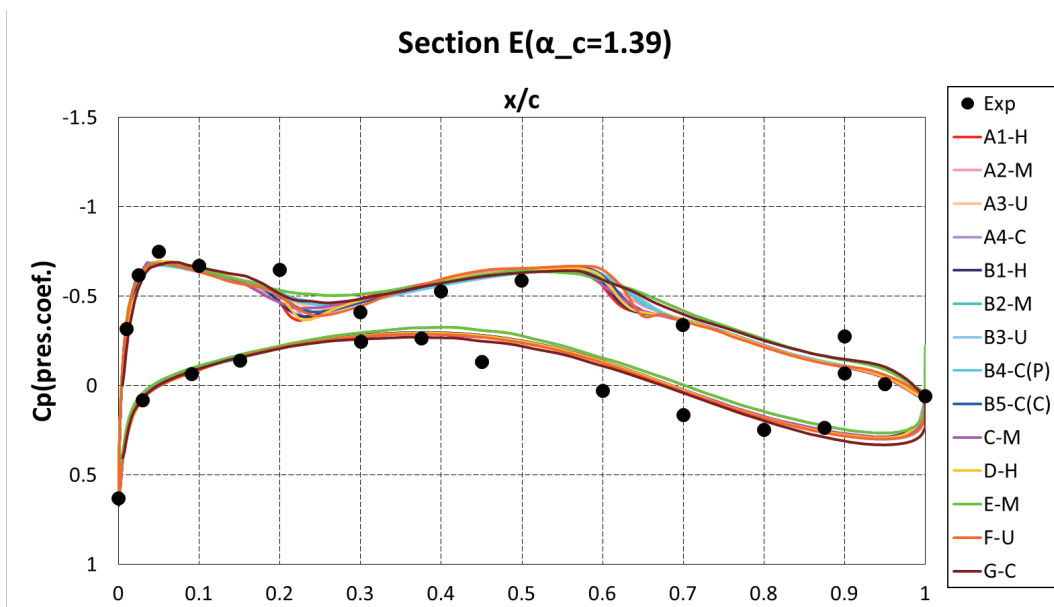
62

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



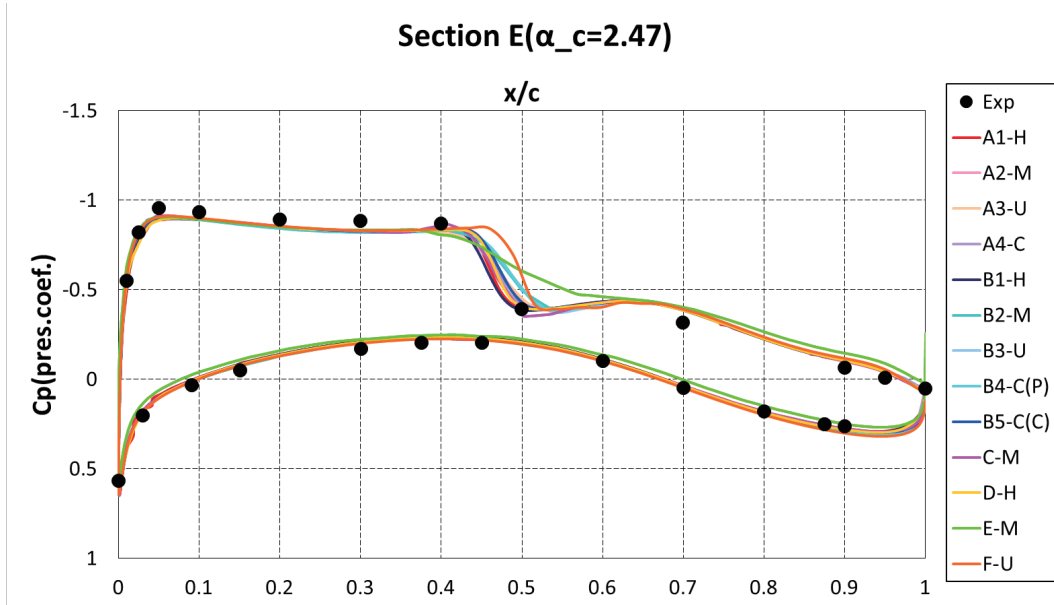
63

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



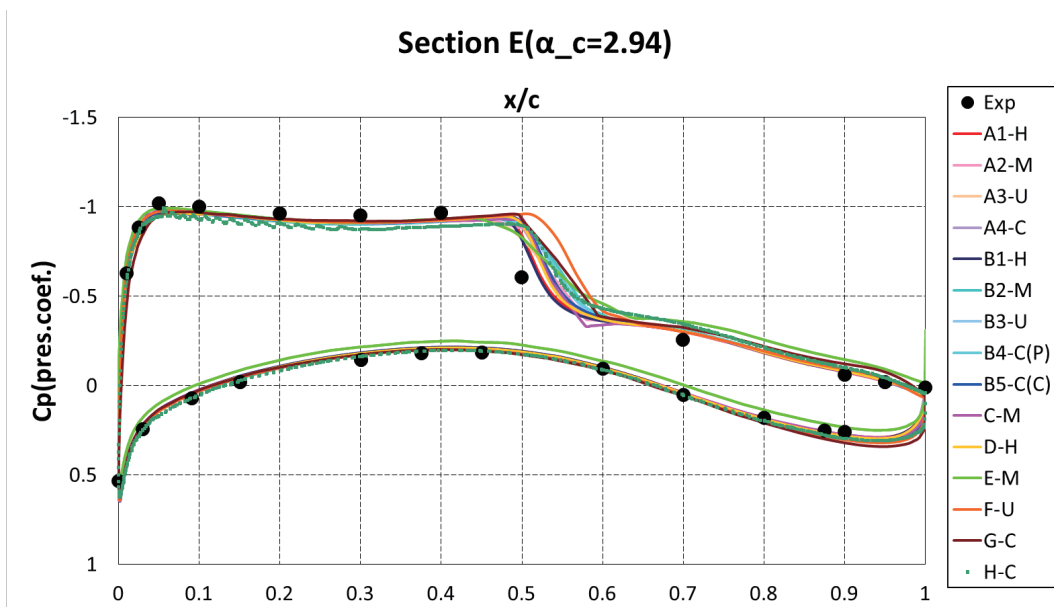
64

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



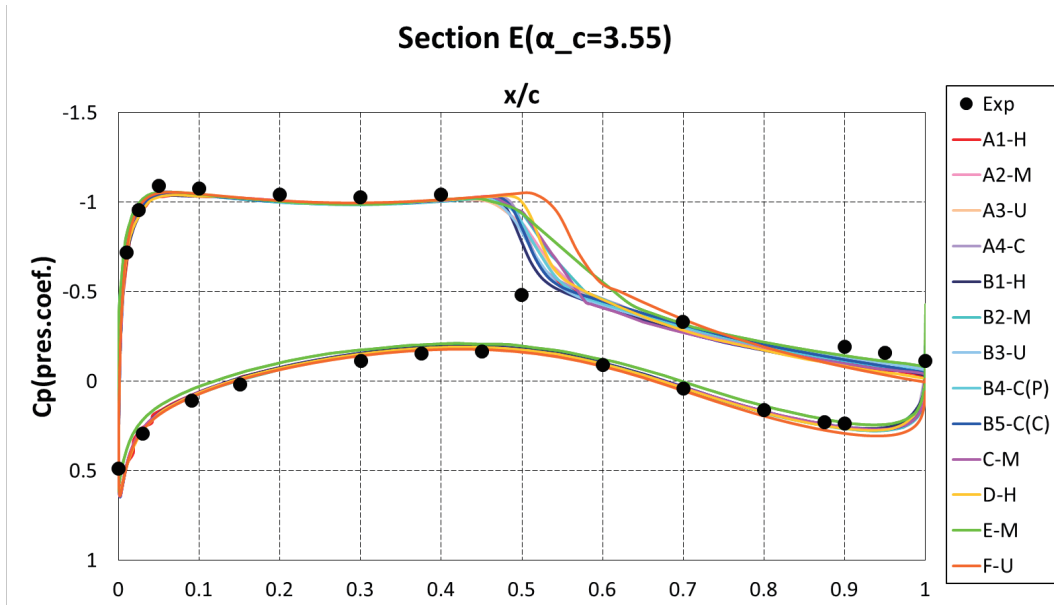
65

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



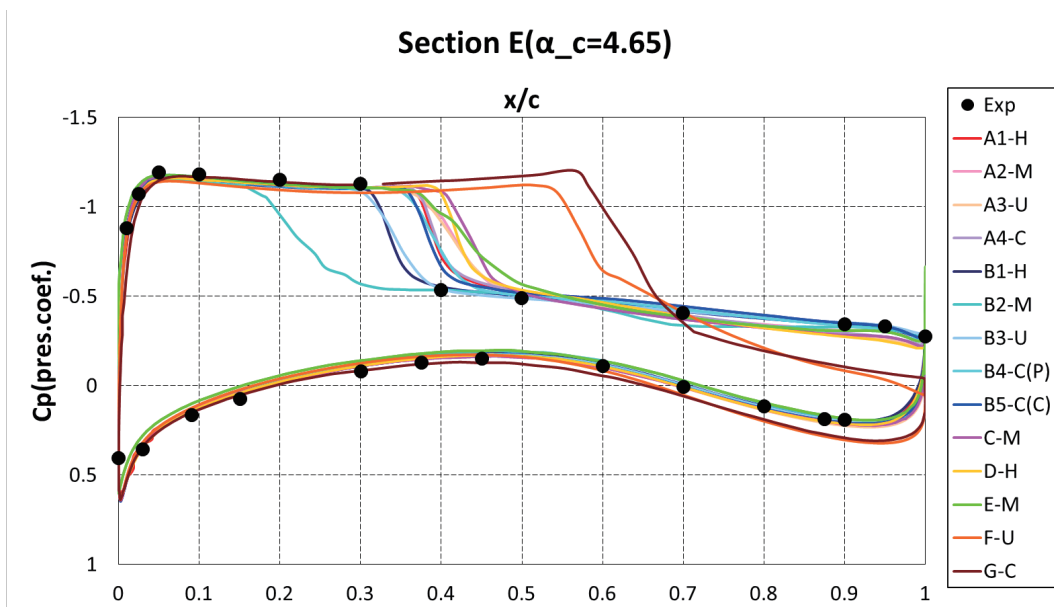
66

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



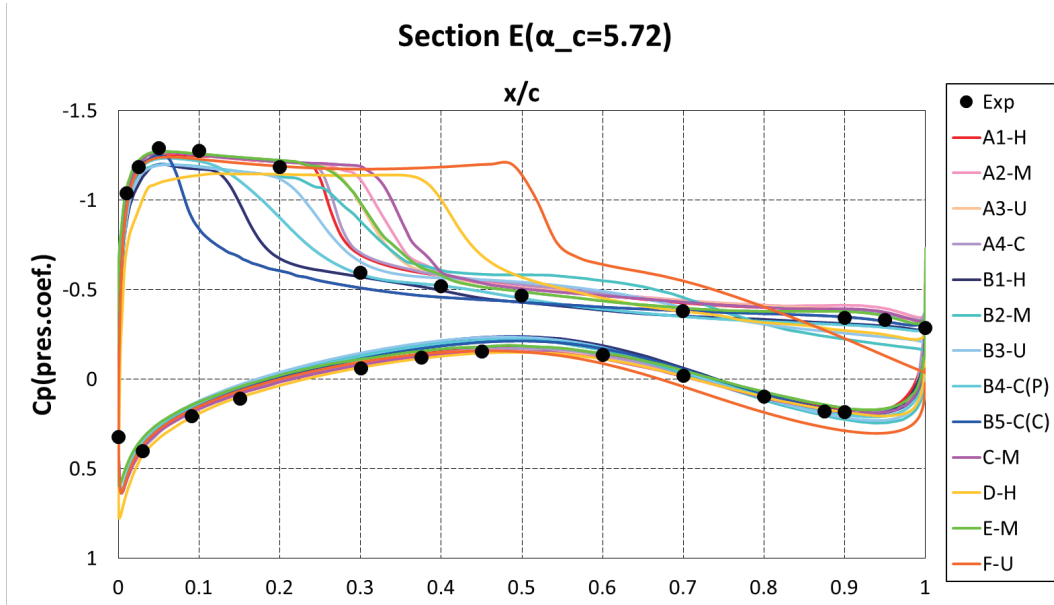
67

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



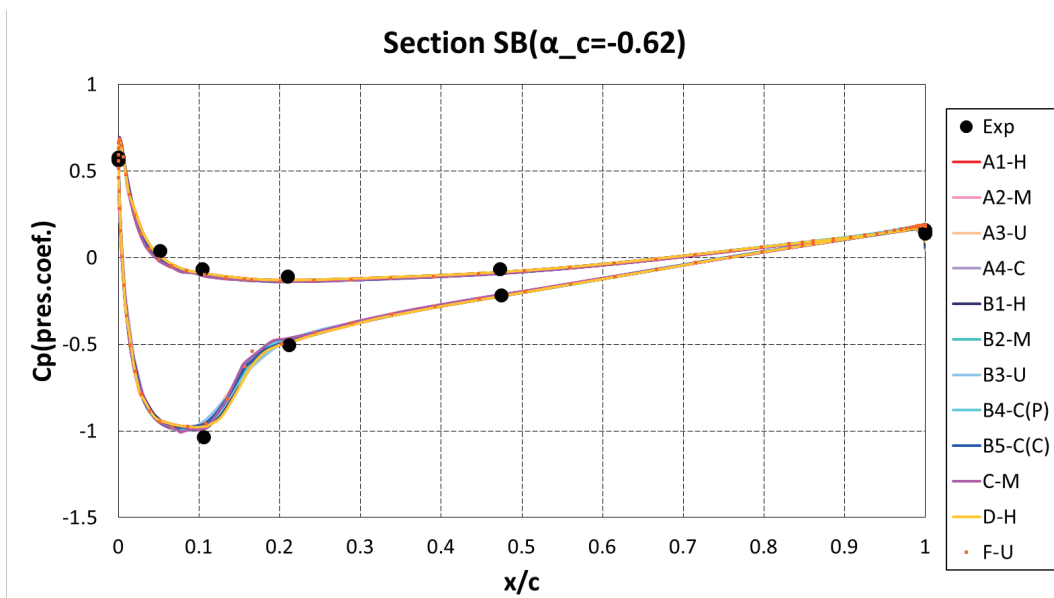
68

課題1-1: 主翼の C_p 分布(支持無)



69

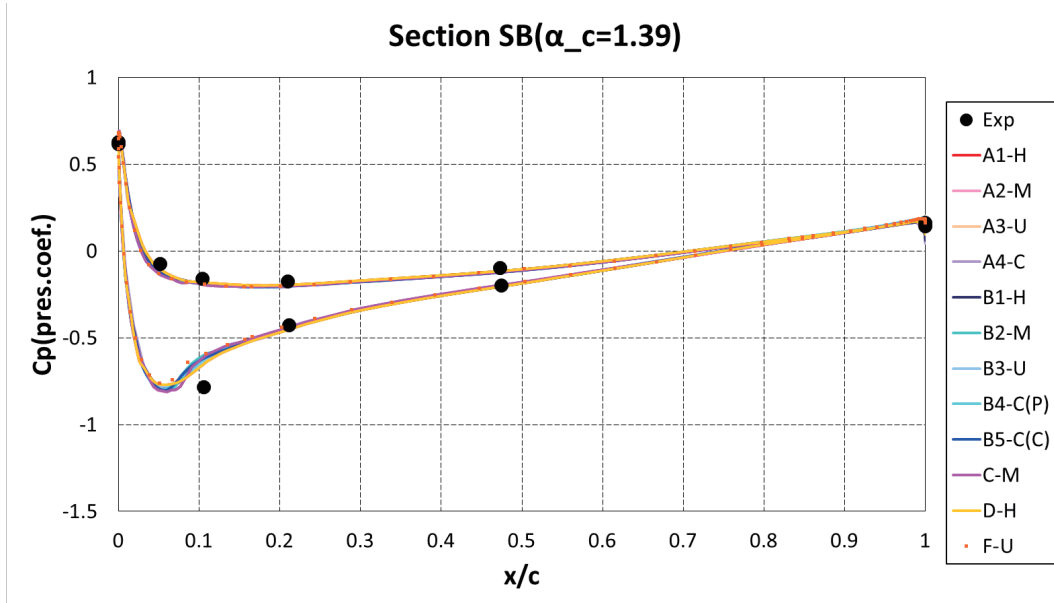
課題1-1: 尾翼の C_p 分布(支持無)



負圧のピークが実験と合っていない

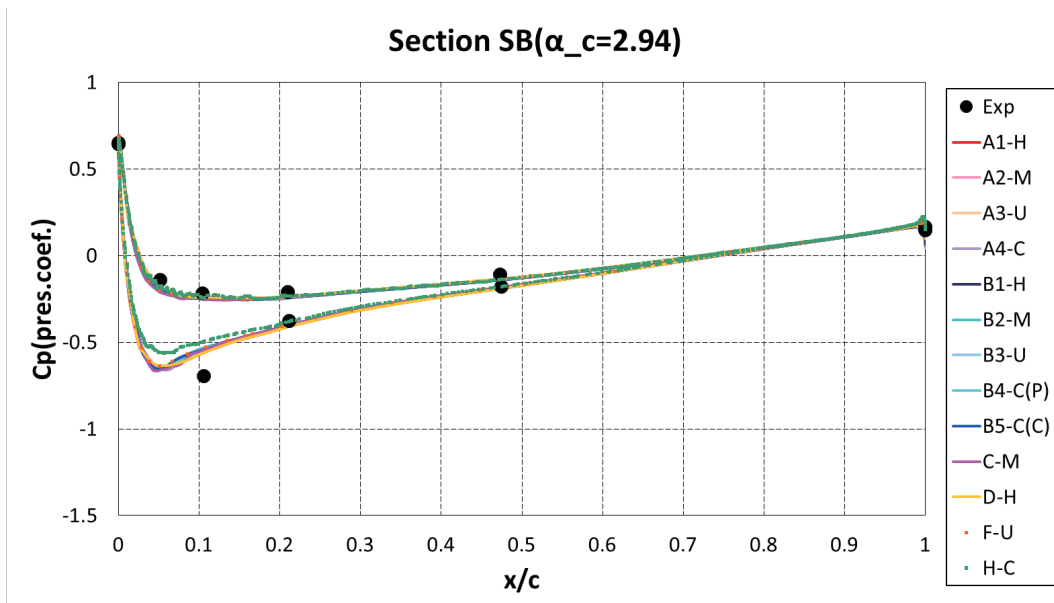
70

課題1-1: 尾翼の C_p 分布(支持無)



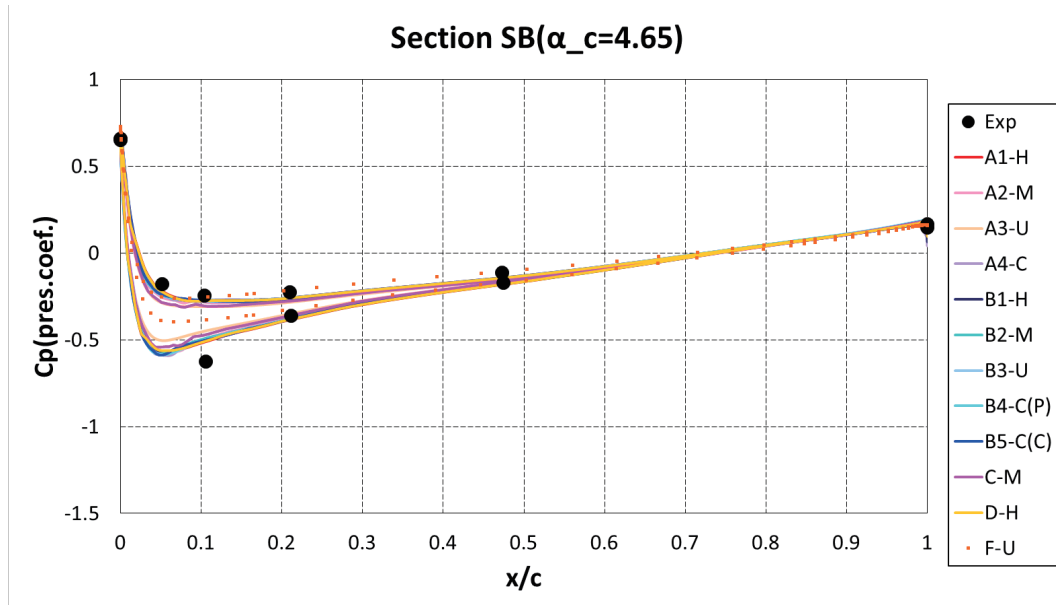
負圧のピークが実験と合っていない

課題1-1: 尾翼の C_p 分布(支持無)



負圧のピークが実験と合っていない

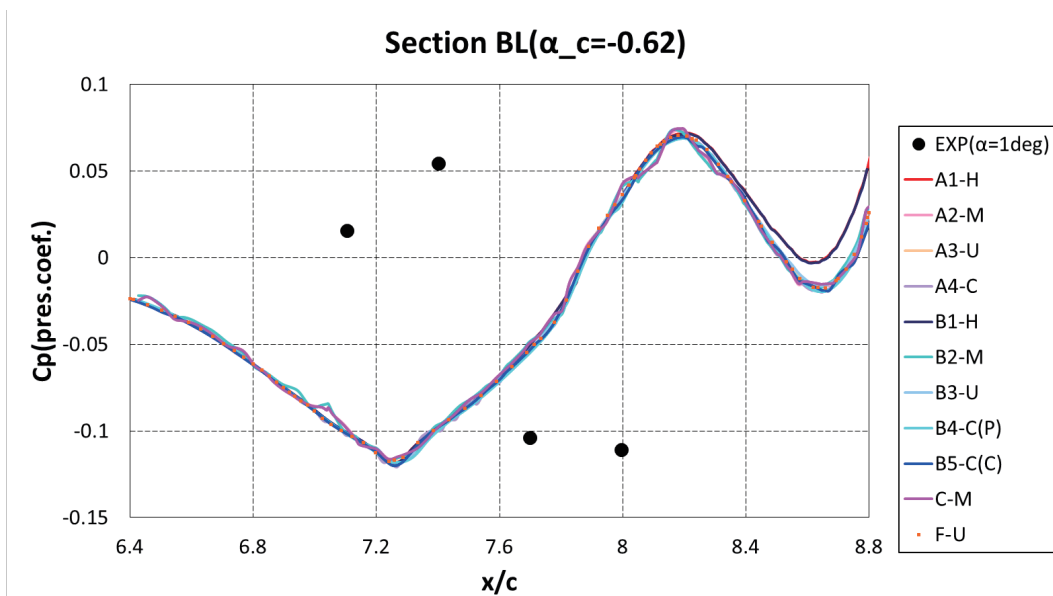
課題1-1: 尾翼の C_p 分布(支持無)



負圧のピークが実験と合っていない

73

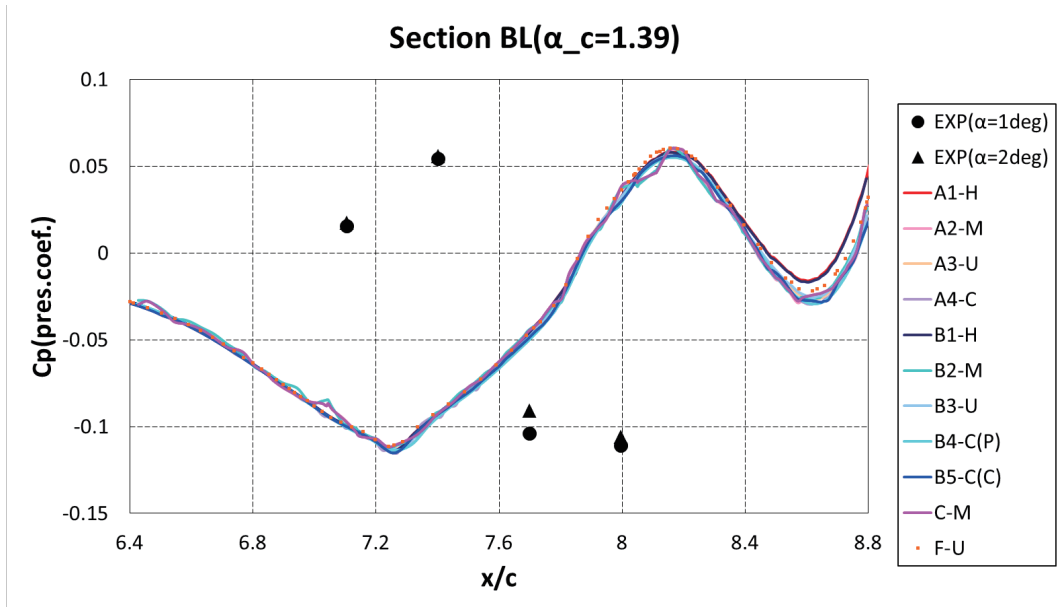
課題1-1: 後胴の C_p 分布(支持無)



支持の影響が大きい

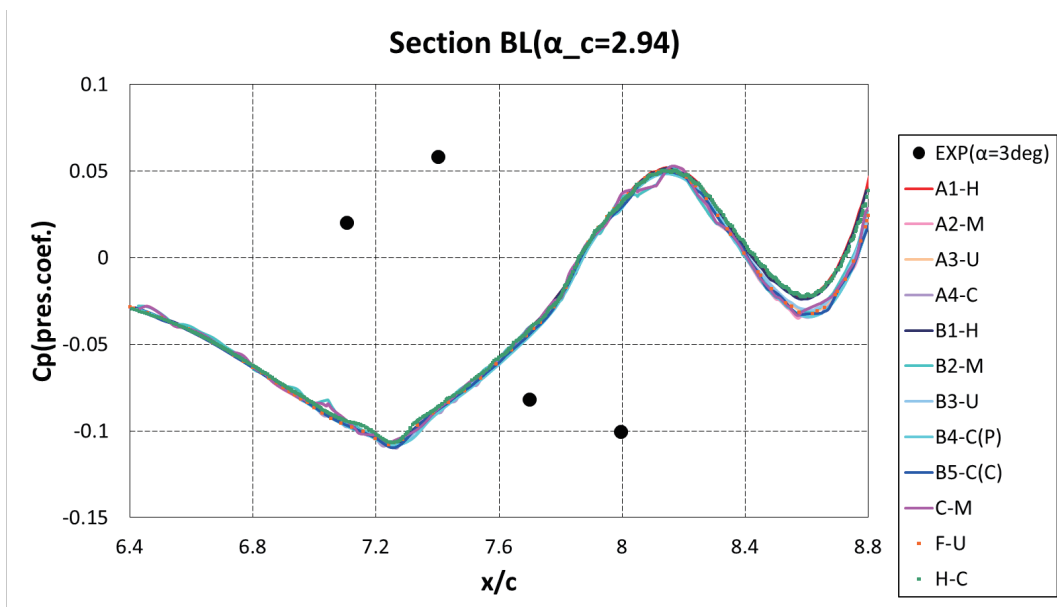
74

課題1-1: 後胴の C_p 分布(支持無)



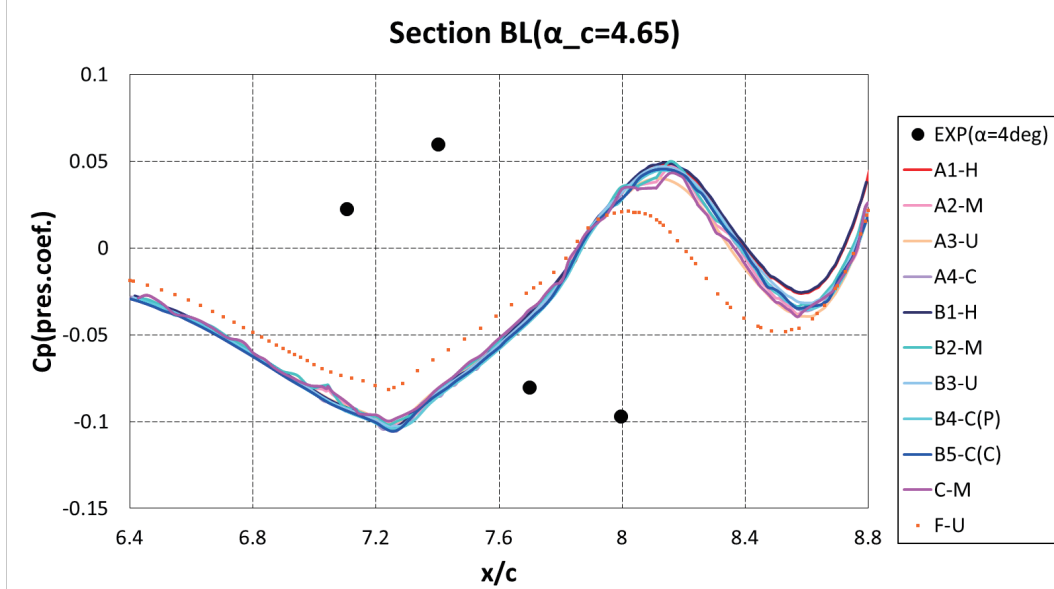
支持の影響が大きい

課題1-1: 後胴の C_p 分布(支持無)



支持の影響が大きい

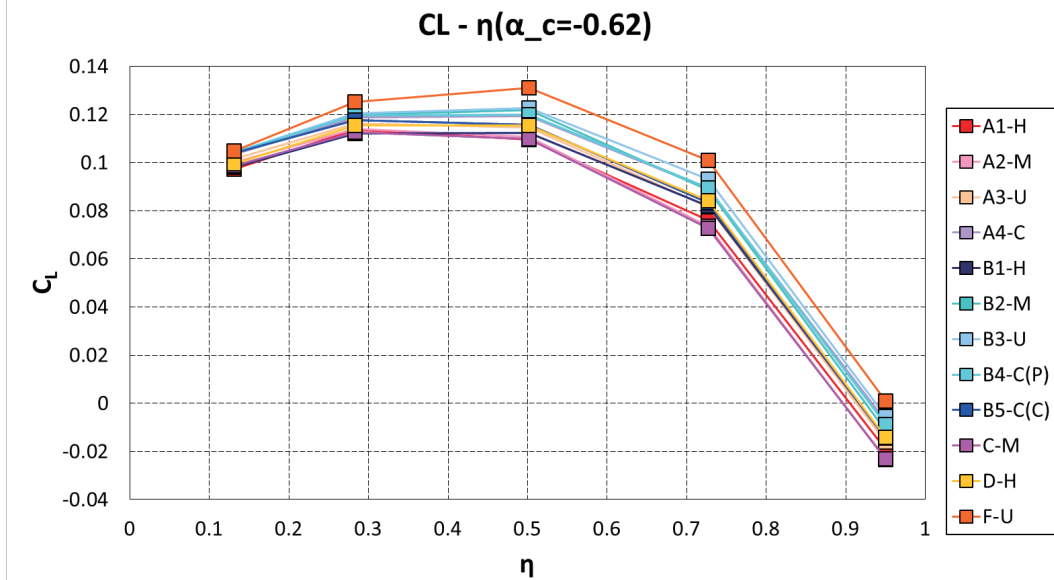
課題1-1: 後胴の C_p 分布(支持無)



支持の影響が大きい

77

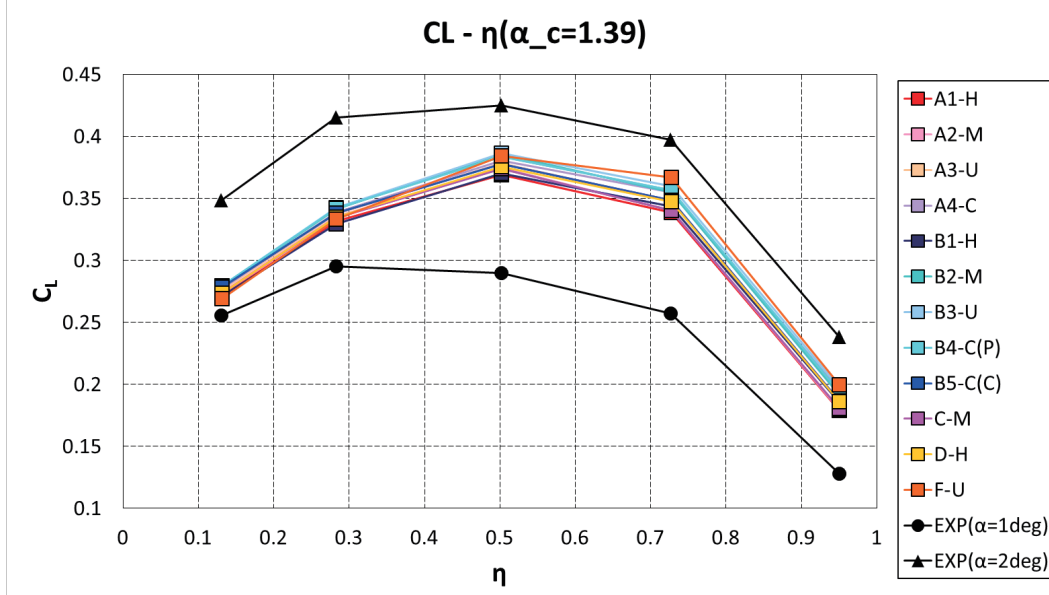
課題1-1: Section C_L (支持無)



$\alpha=4.65\text{deg}$ でばらつき

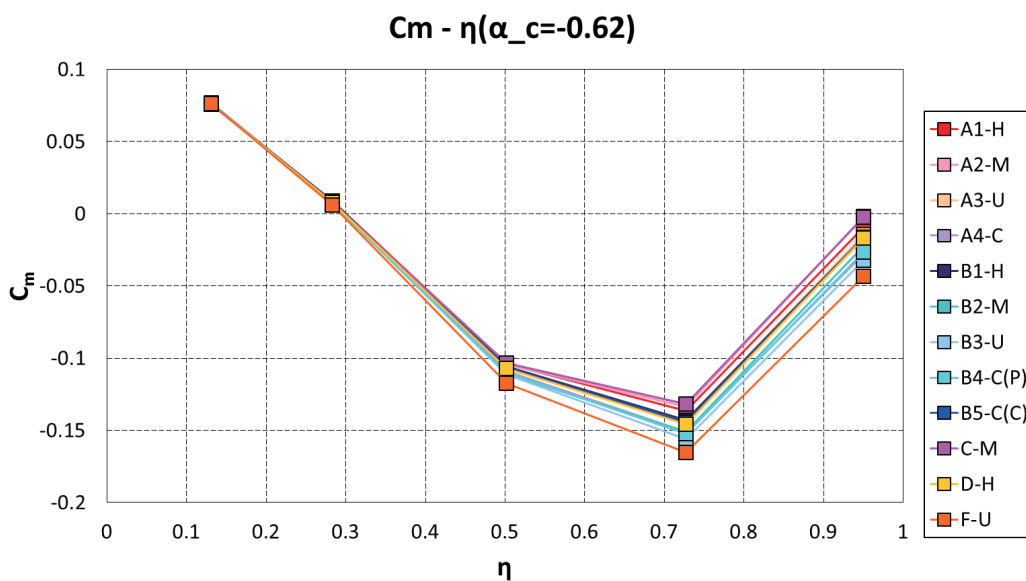
78

課題1-1: Section C_L (支持無)



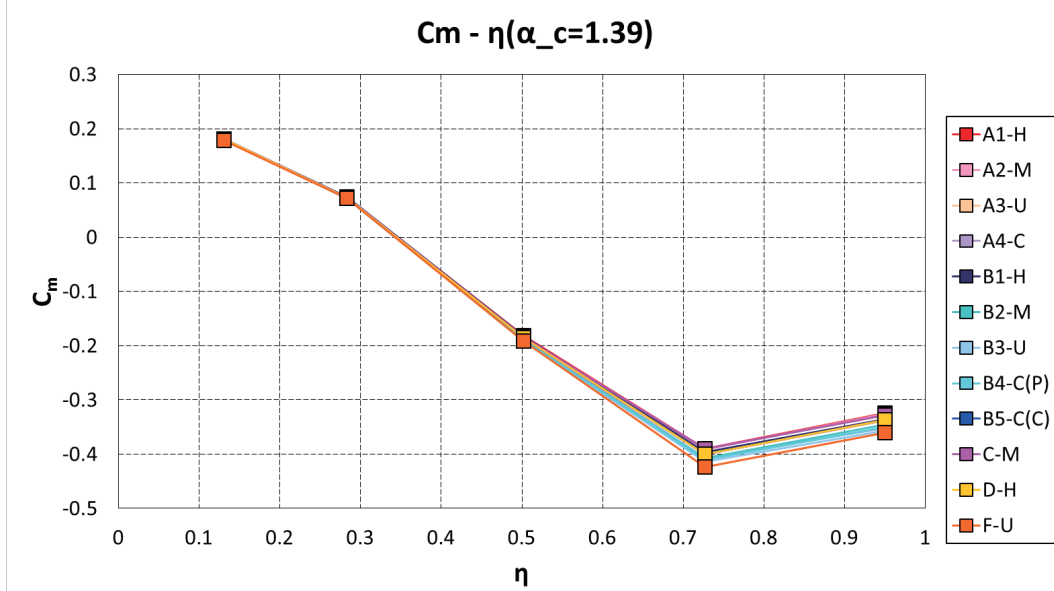
α=4.65degでばらつき

課題1-1: Section C_m (支持無)



翼端側でばらつき

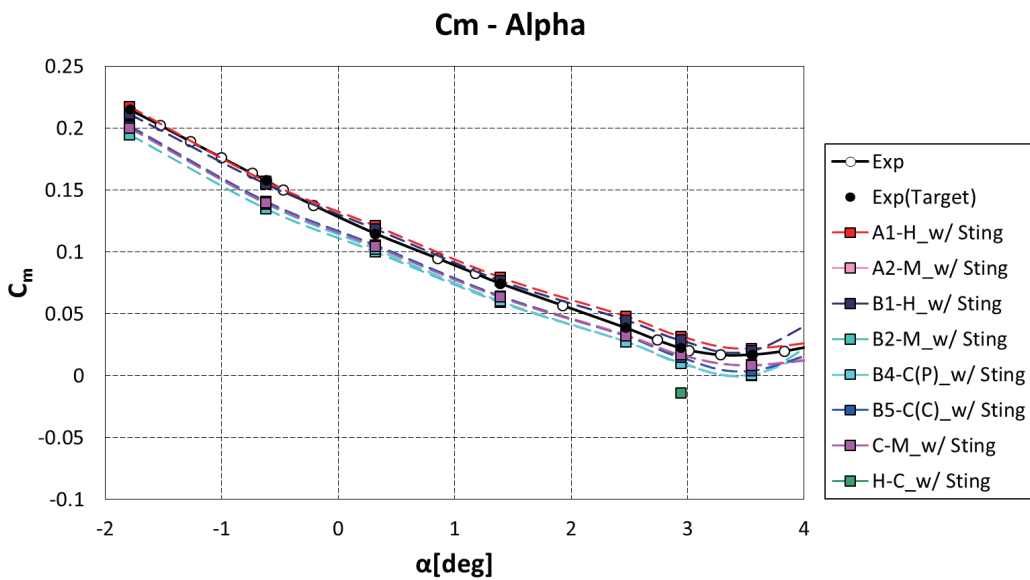
課題1-1: Section C_m (支持無)



翼端側でばらつき

81

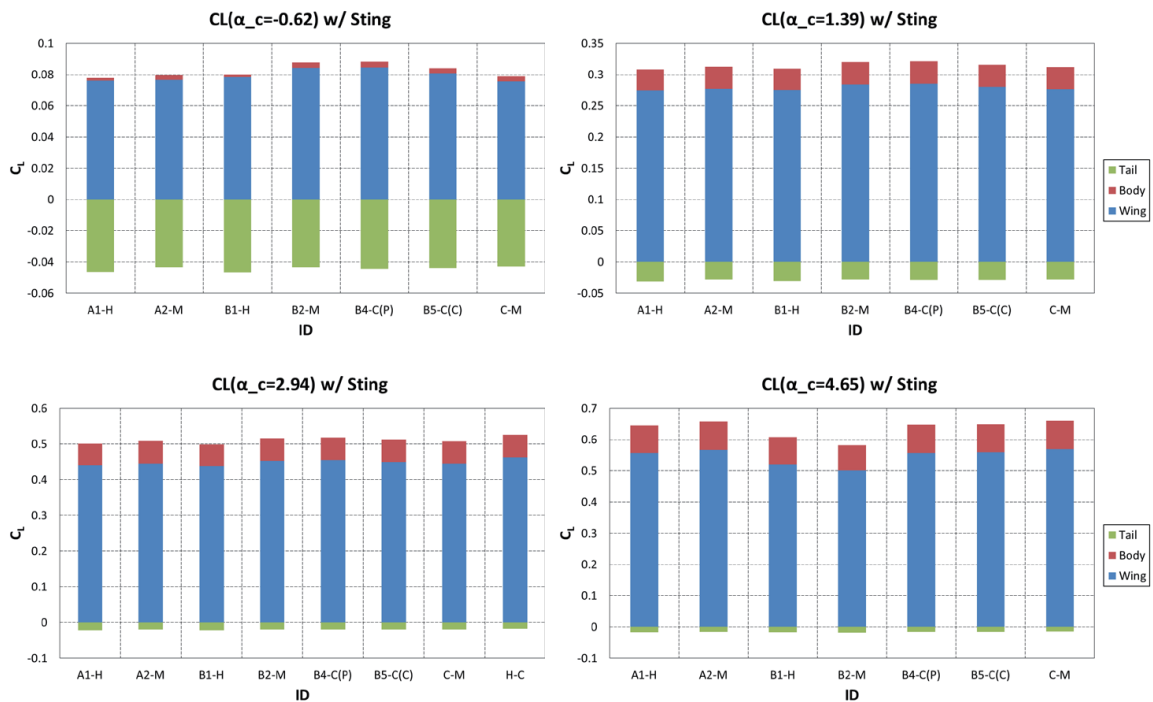
課題1-2: 低迎角の C_m - α (支持有)



支持有にすることで実験に近づく
HexaGridの結果は他の格子より大きめ

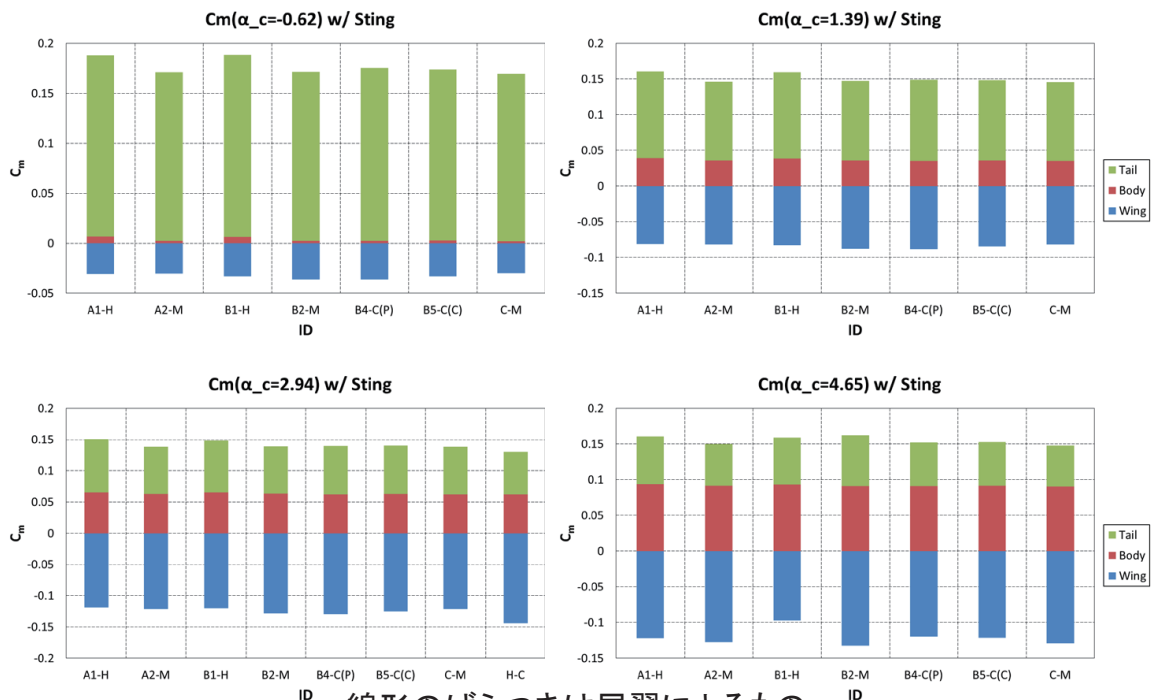
82

課題1-2: パーツ別の C_L (支持有)



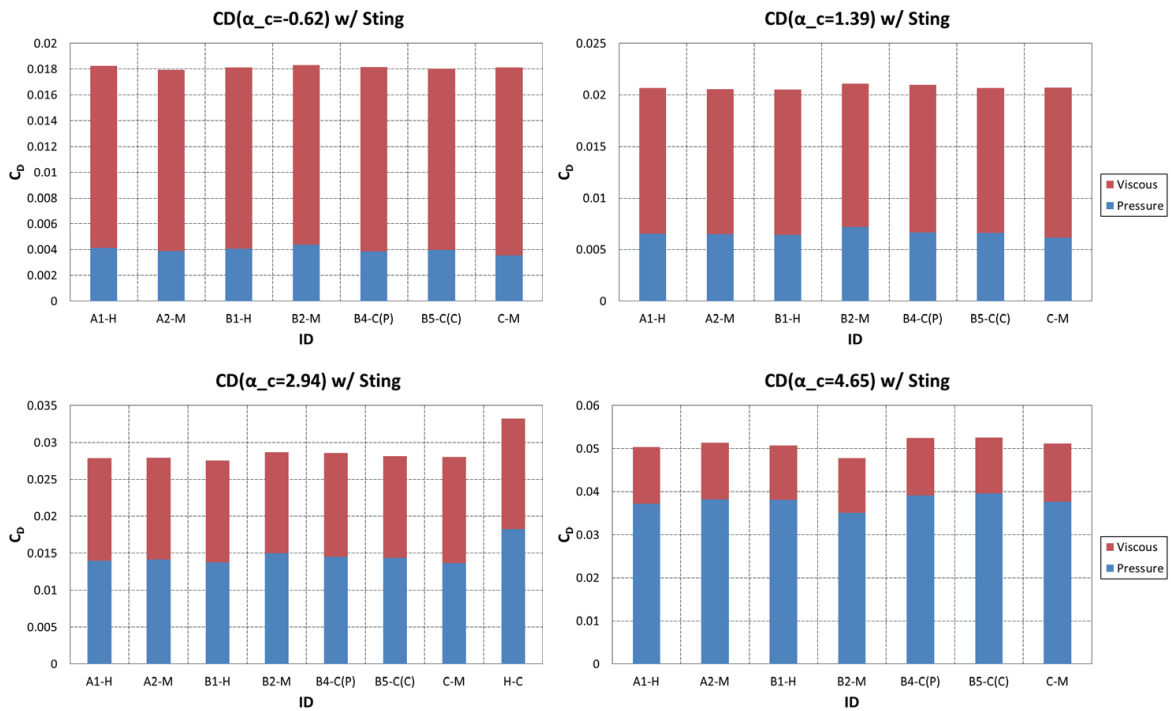
CLがずれている低迎角では、主翼:プラス、尾翼:マイナス、胴体:0 83

課題1-2: パーツ別の C_m (支持有)



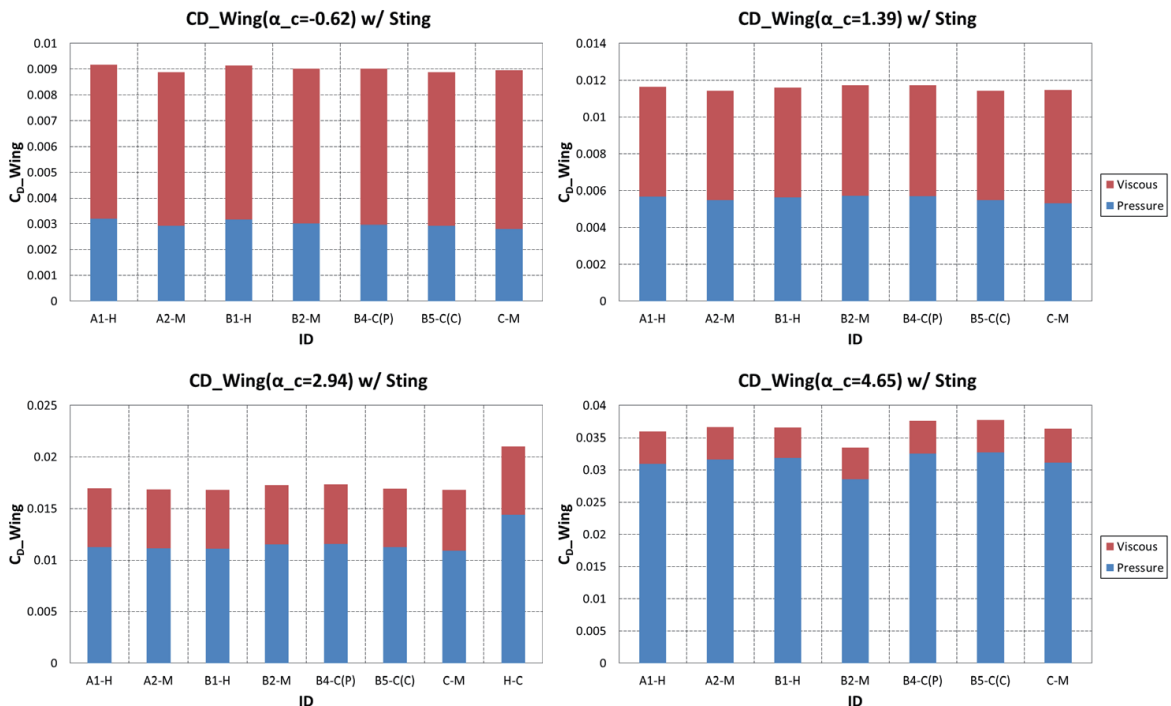
線形のばらつきは尾翼によるもの
HexaGridは他の格子より大きめ

課題1-2: 圧力・摩擦別の C_D (支持有)



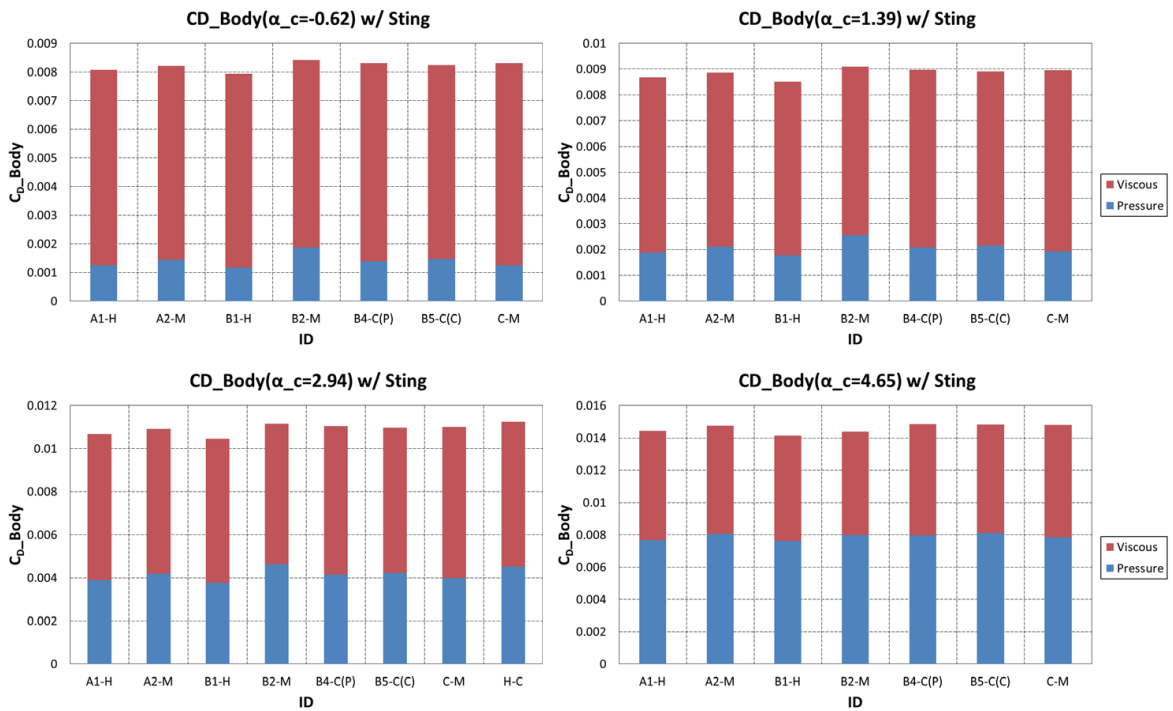
85

課題1-2: 圧力・摩擦別の C_D (支持有)



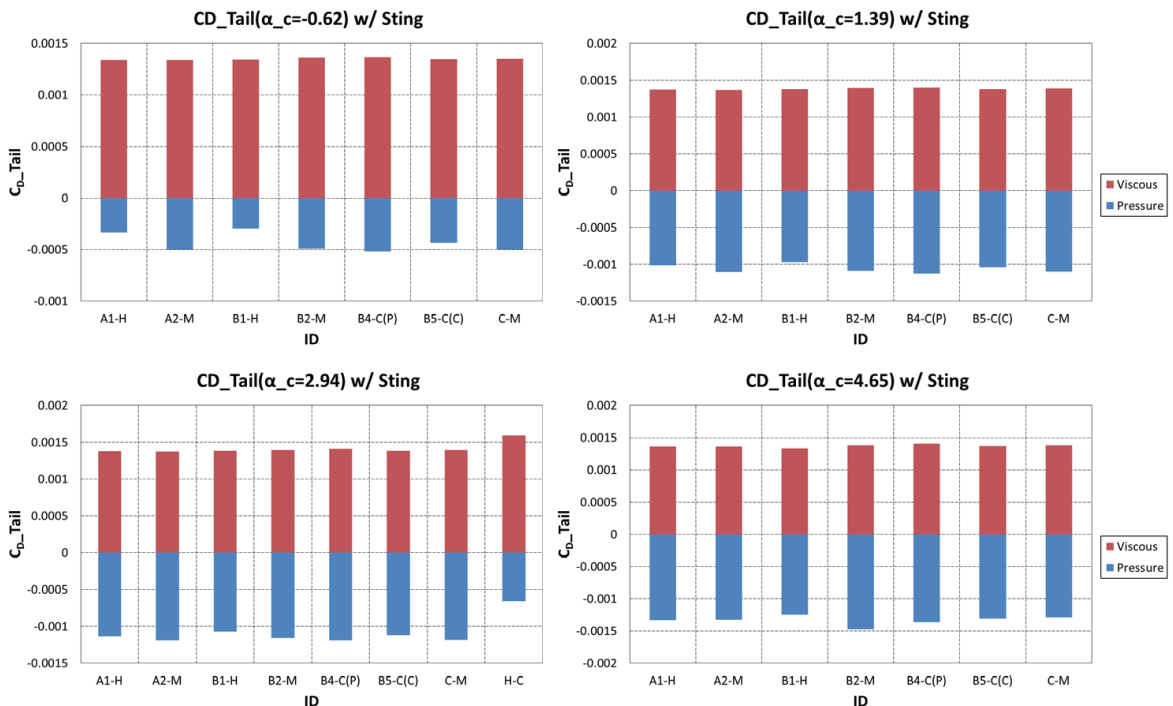
86

課題1-2: 圧力・摩擦別の C_D (支持有)



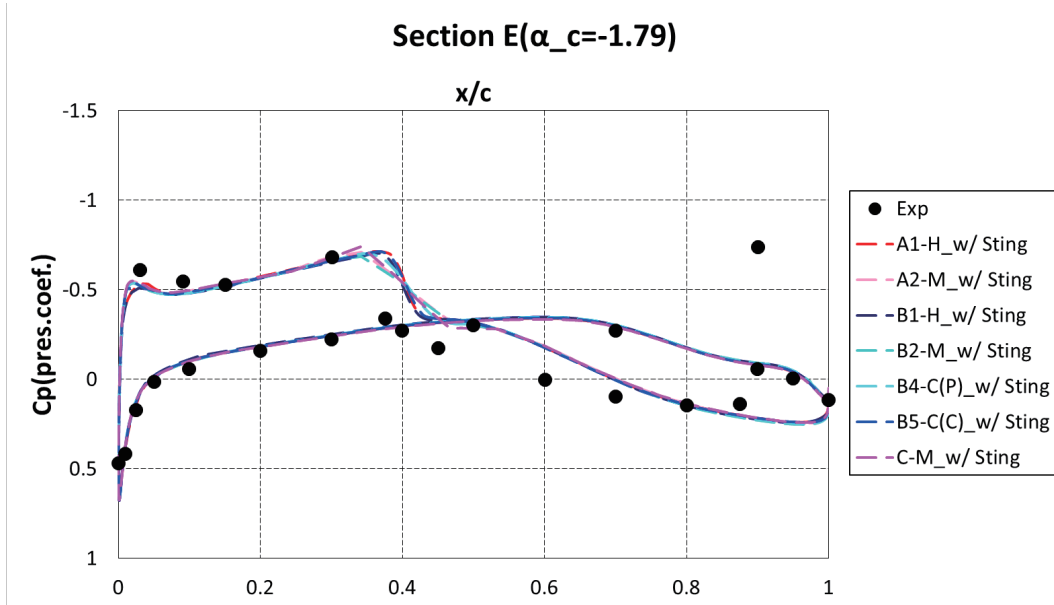
87

課題1-2: 圧力・摩擦別の C_D (支持有)



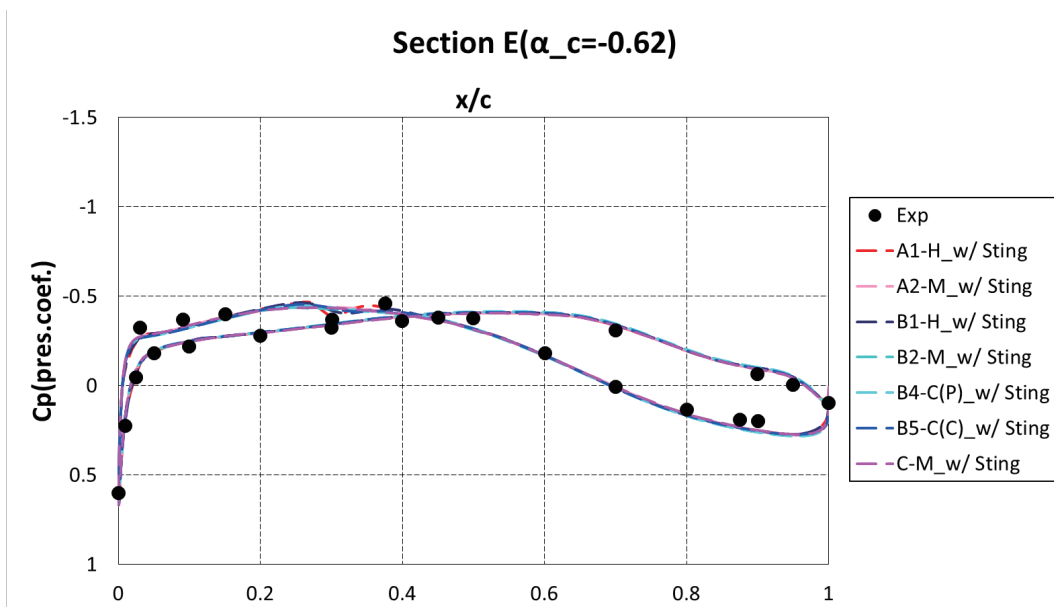
88

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



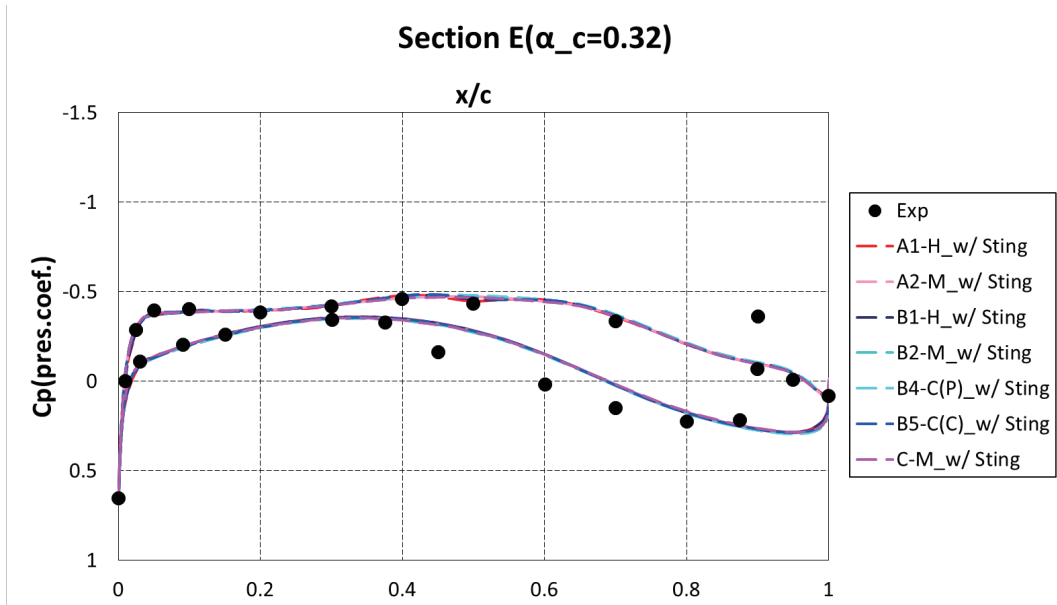
89

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



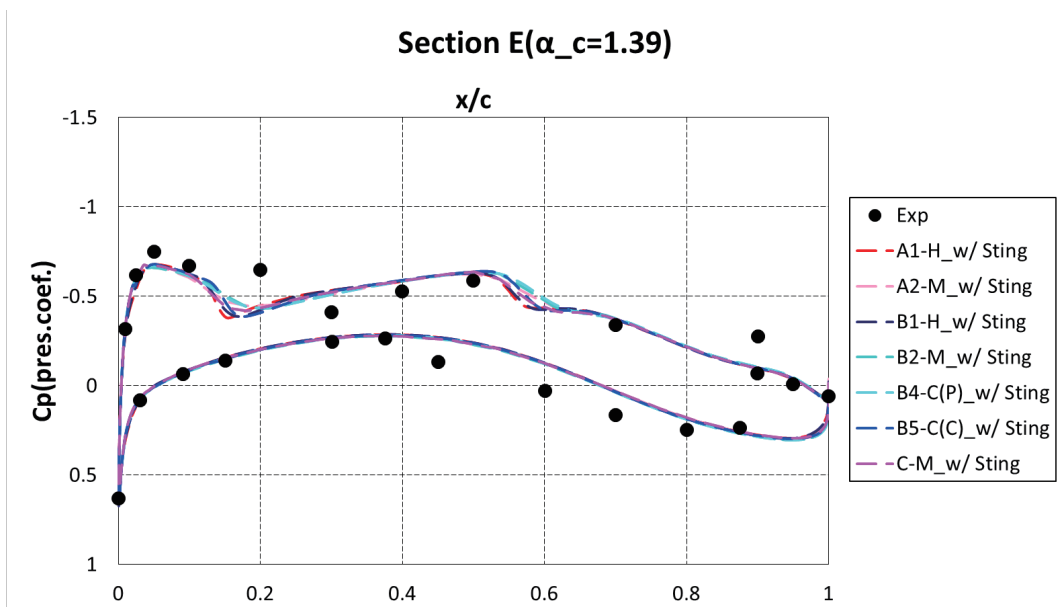
90

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



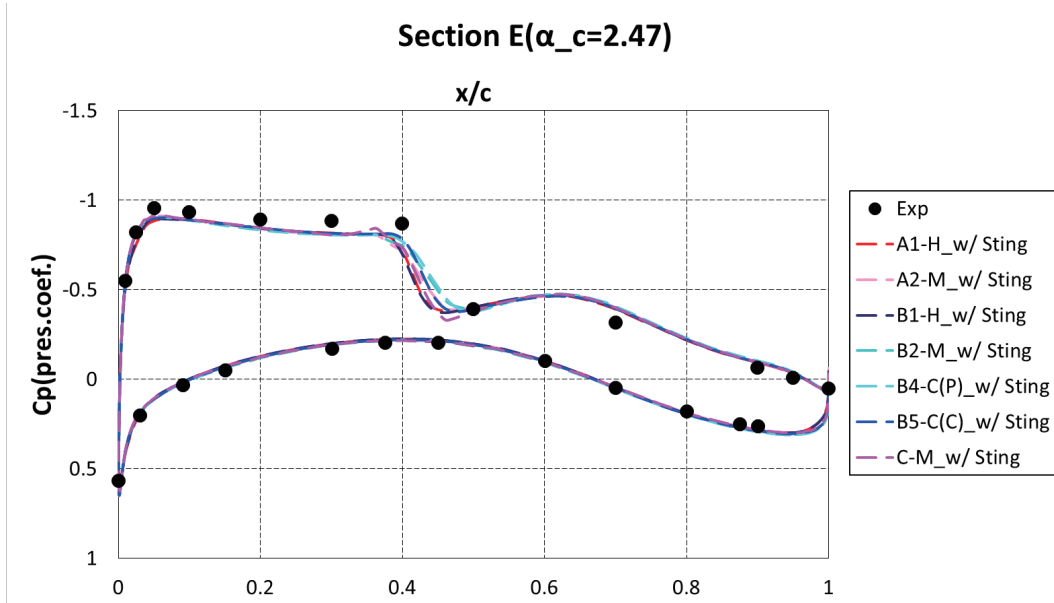
91

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



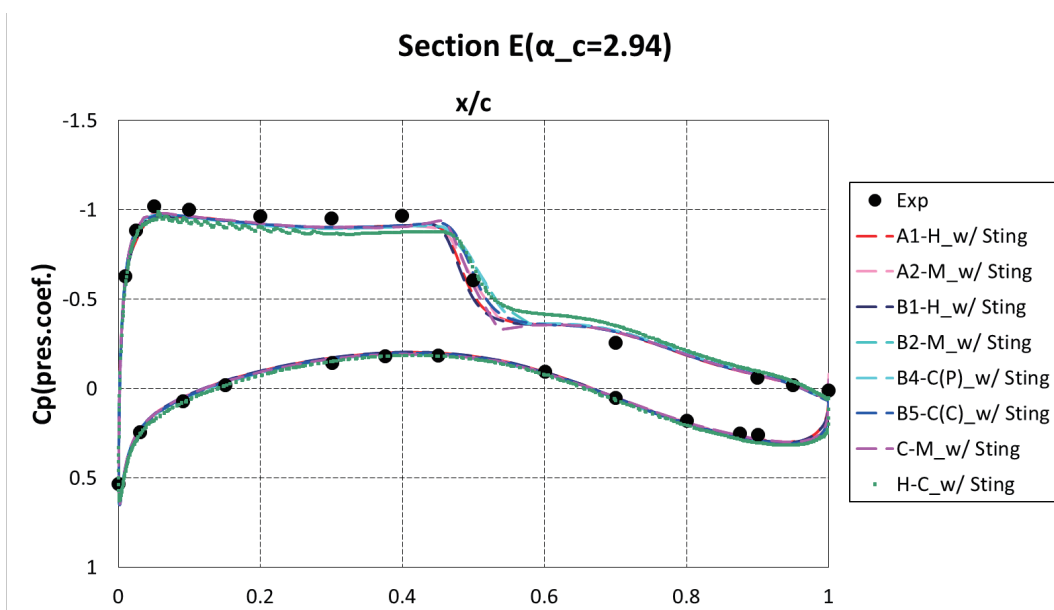
92

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



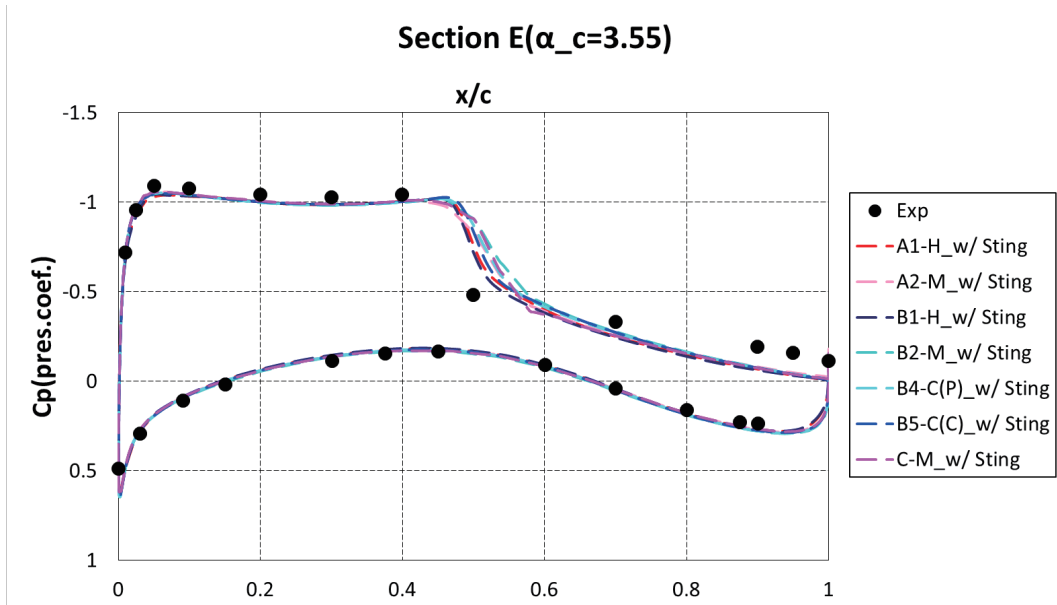
93

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



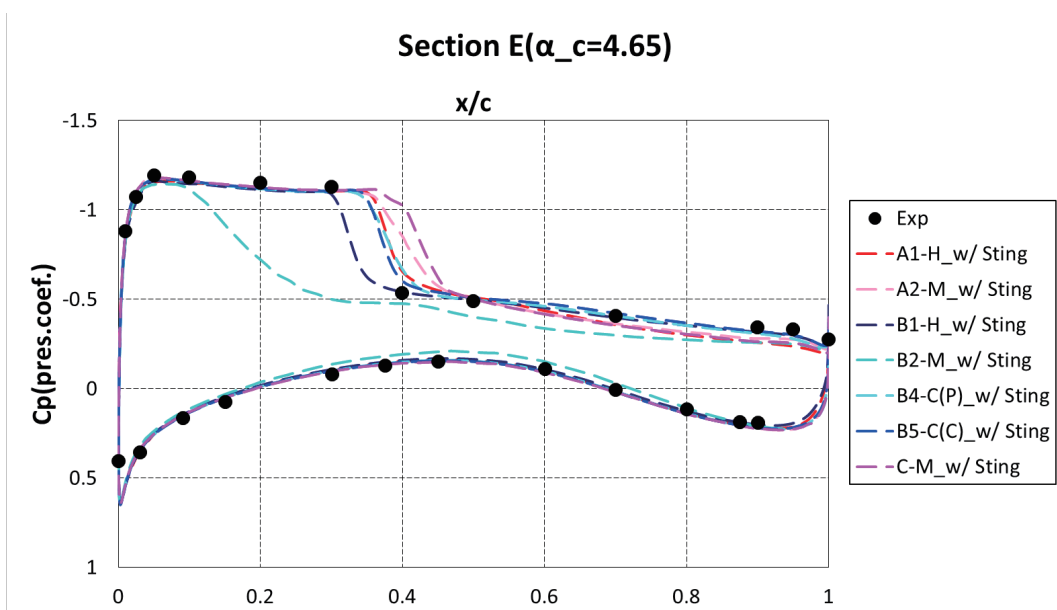
94

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



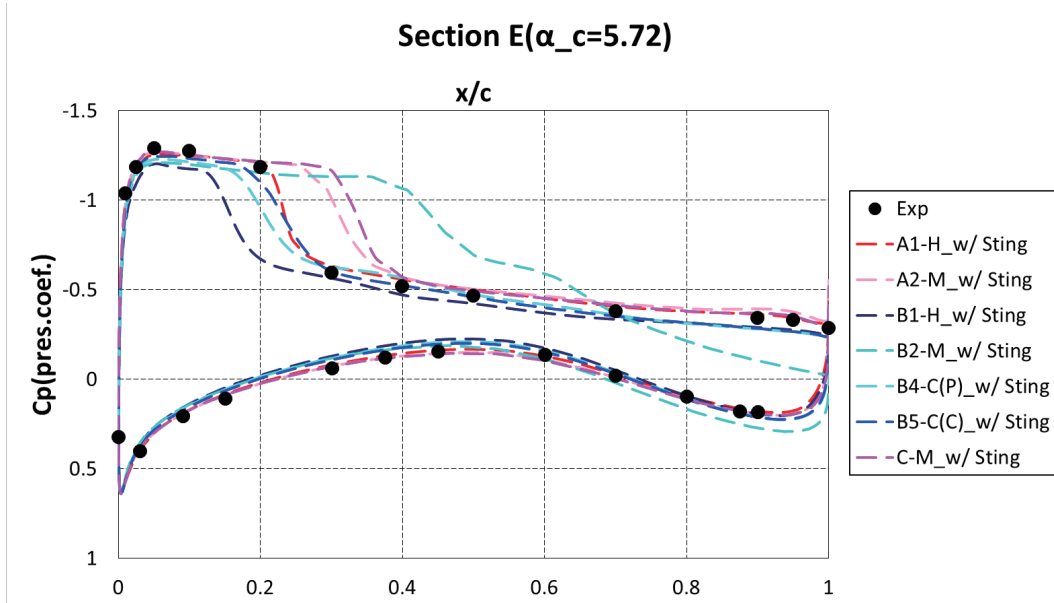
95

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



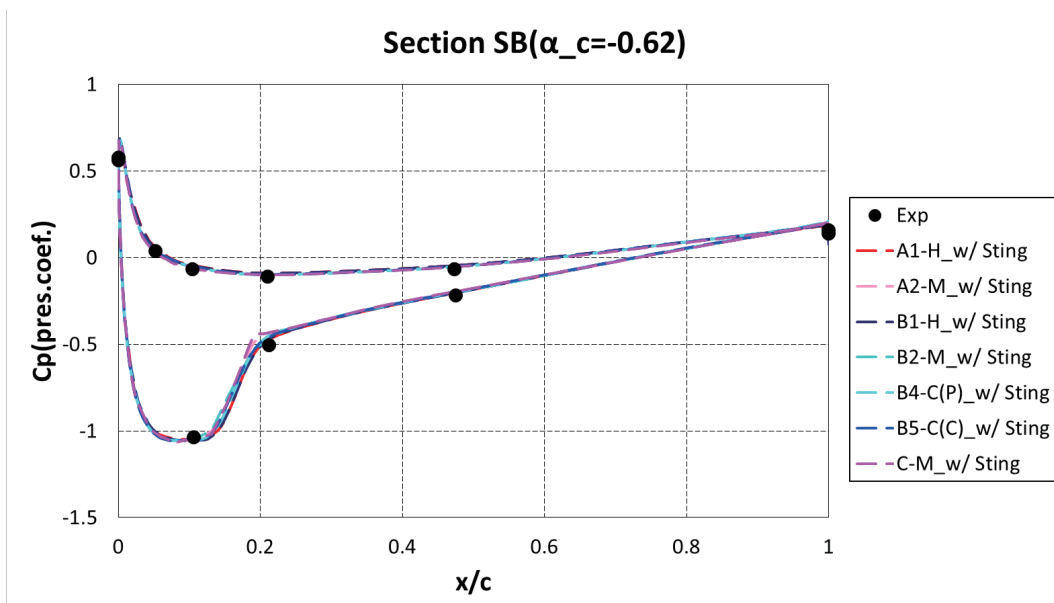
96

課題1-2: 主翼の C_p 分布(支持有)



97

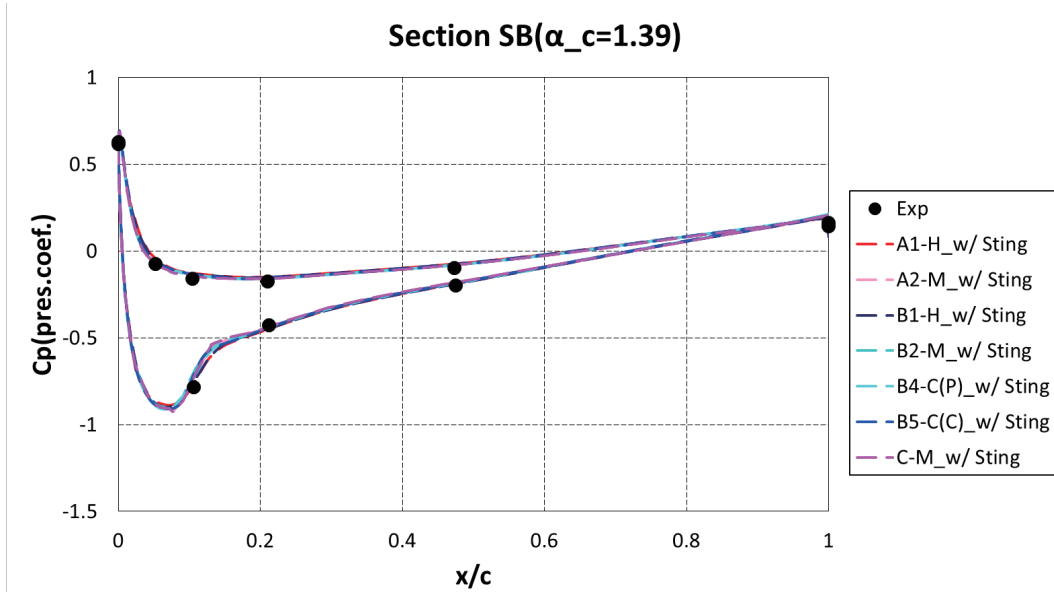
課題1-2: 尾翼の C_p 分布(支持有)



支持有にすることで負圧のピークも実験に近づく

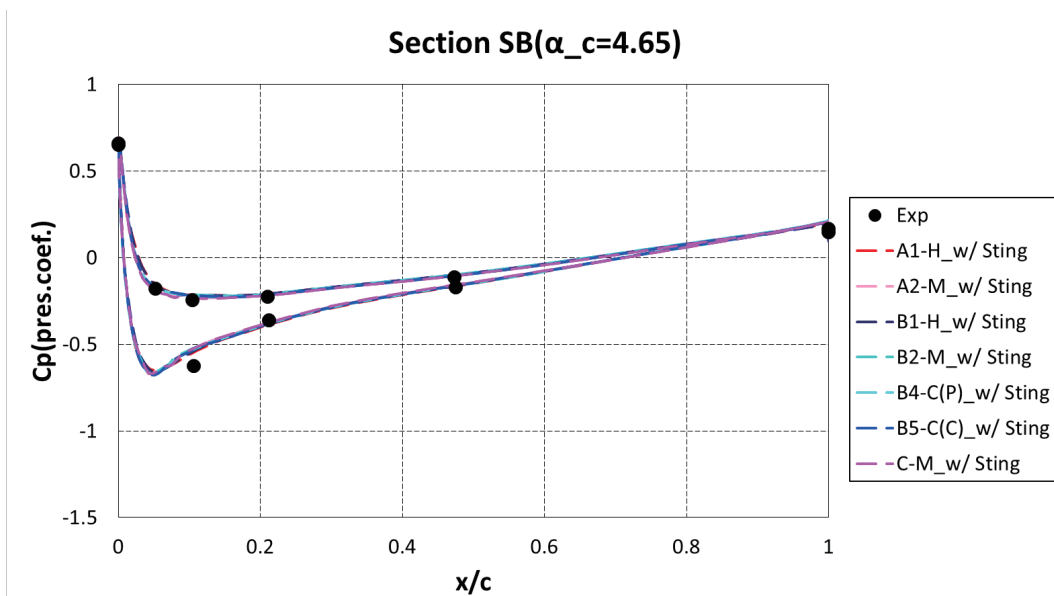
98

課題1-2: 尾翼の C_p 分布(支持有)



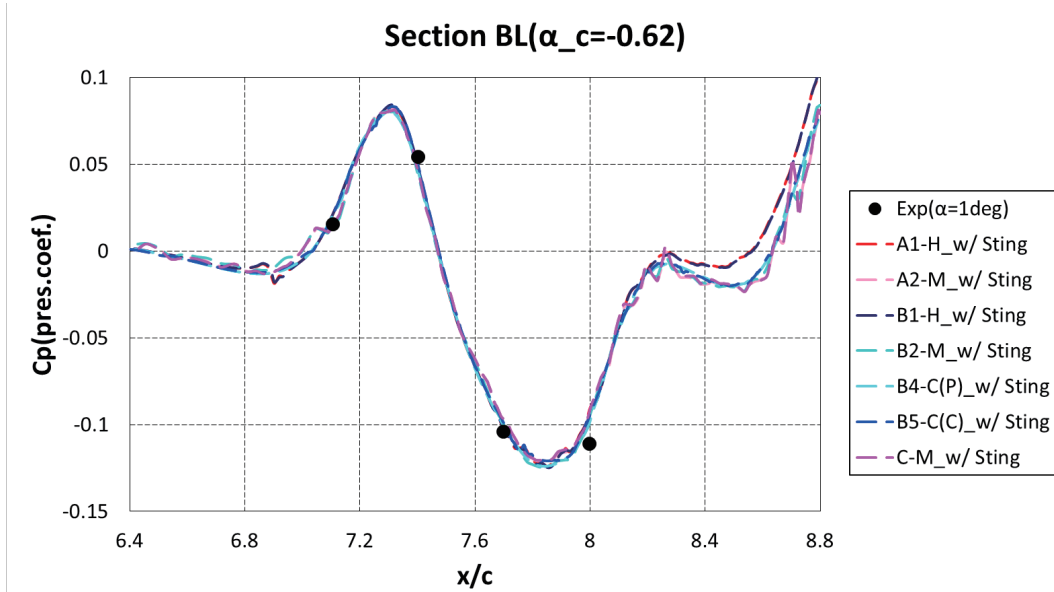
支持有にすることで負圧のピークも実験に近づく

課題1-2: 尾翼の C_p 分布(支持有)



支持有にすることで負圧のピークも実験に近づく

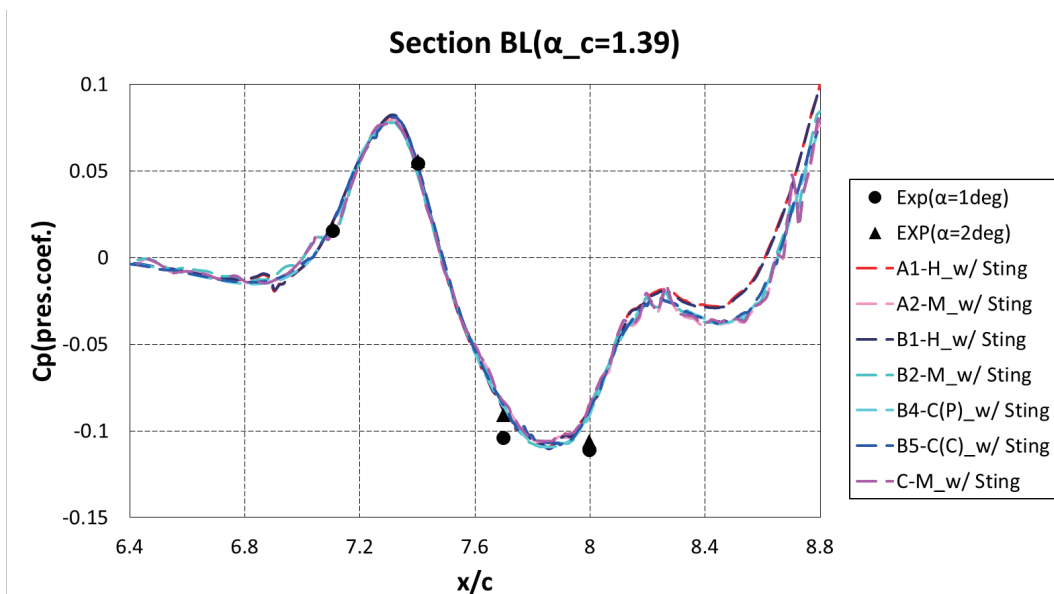
課題1-2: 後胴の C_p 分布(支持有)



支持有にすることで実験と同じような分布

101

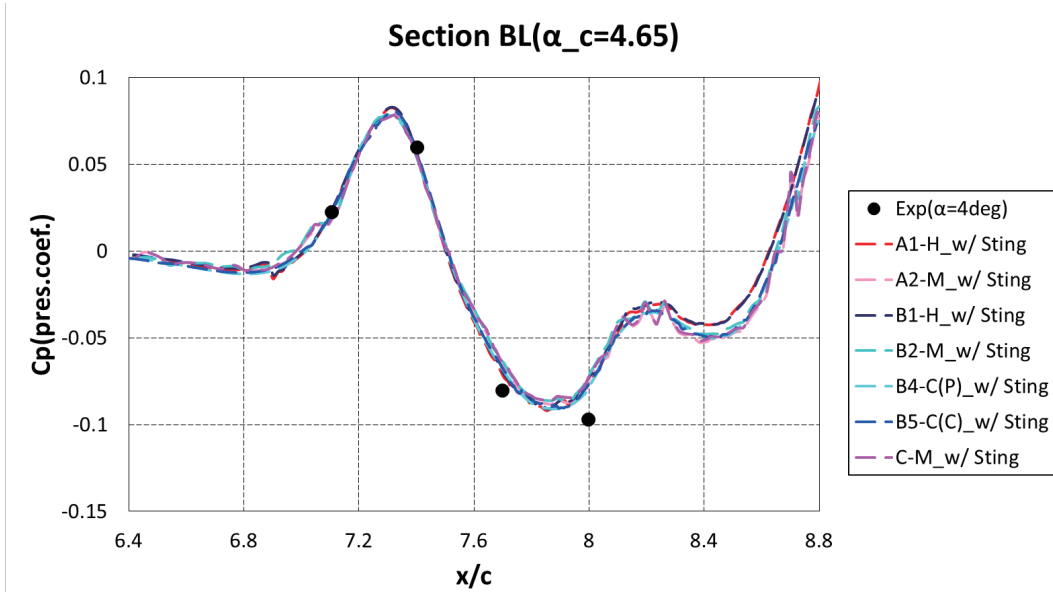
課題1-2: 後胴の C_p 分布(支持有)



支持有にすることで実験と同じような分布

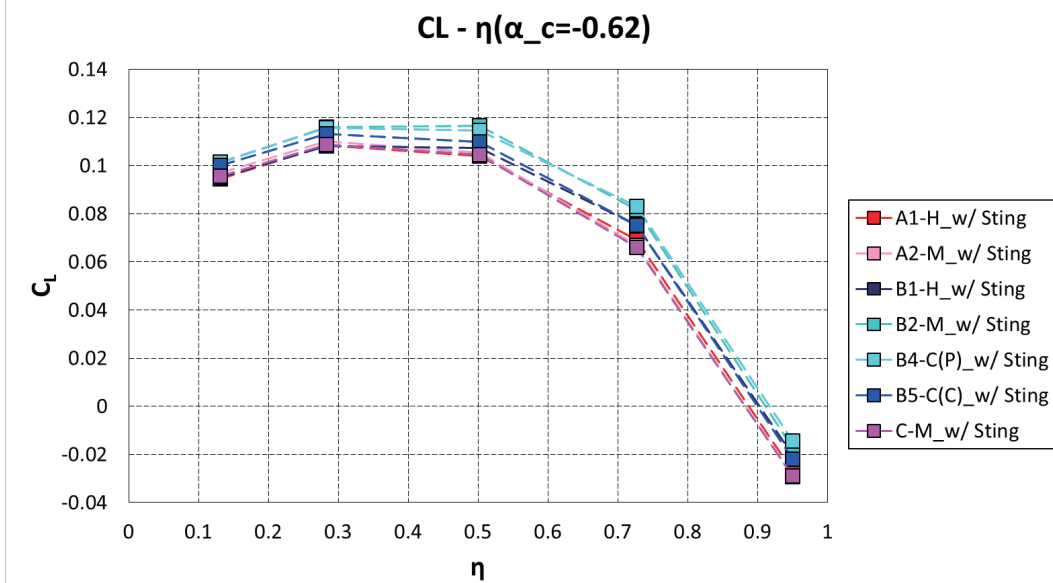
102

課題1-2: 後胴の C_p 分布(支持有)



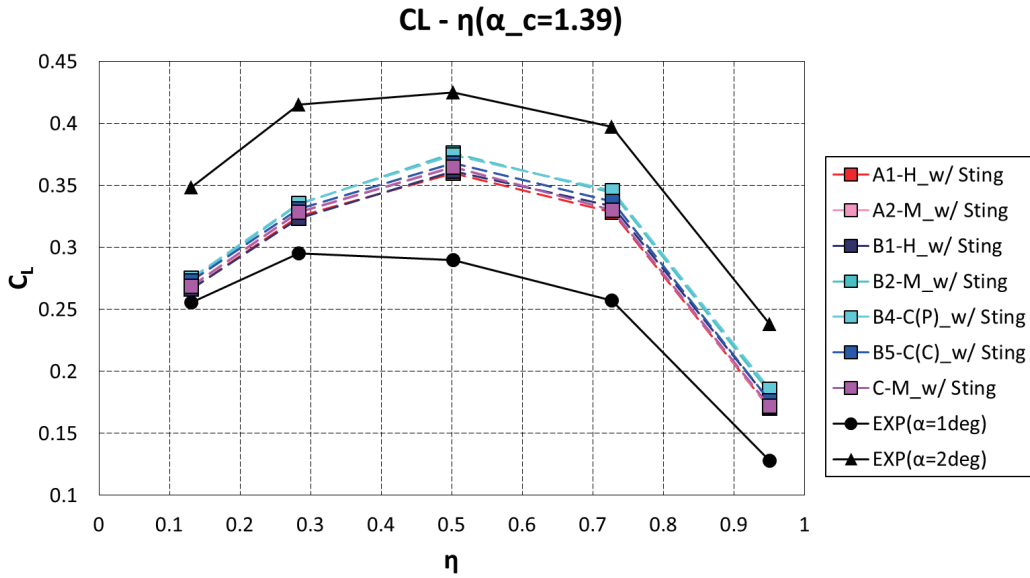
支持有にすることで実験と同じような分布

課題1-2: Section C_L (支持有)



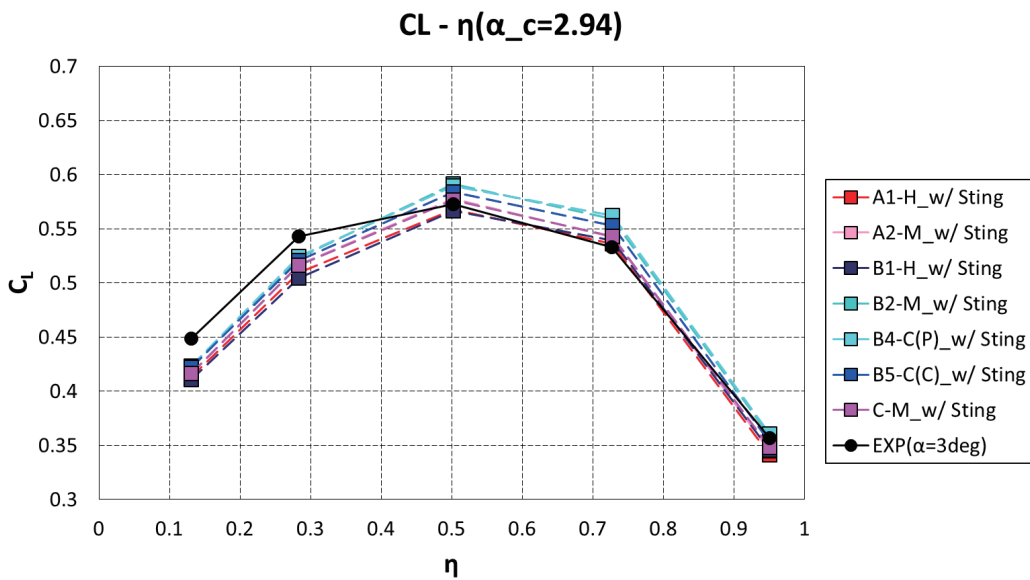
$\alpha=4.65\text{deg}$ でばらつき

課題1-2: Section C_L (支持有)



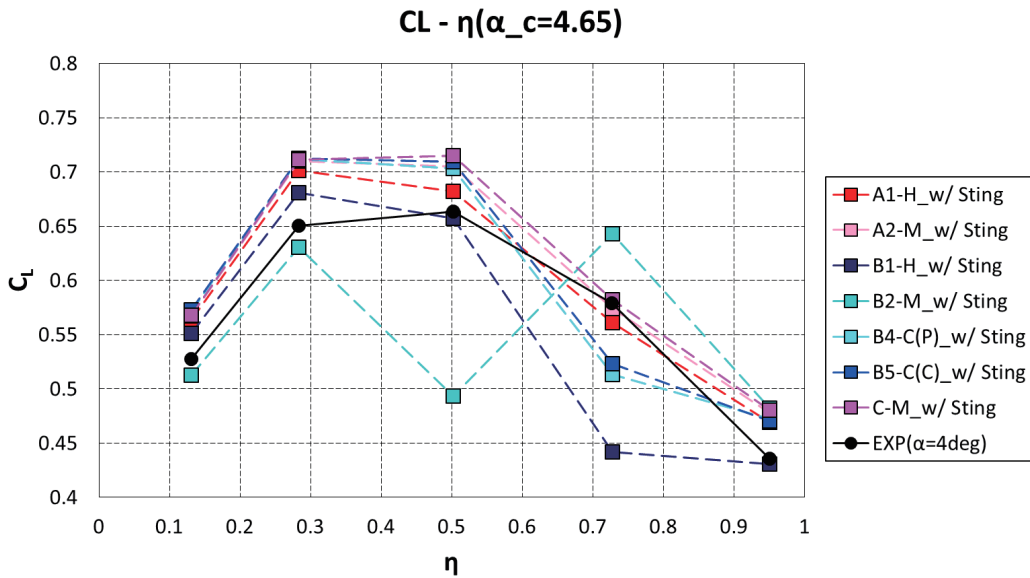
$\alpha=4.65$ deg でばらつき

課題1-2: Section C_L (支持有)



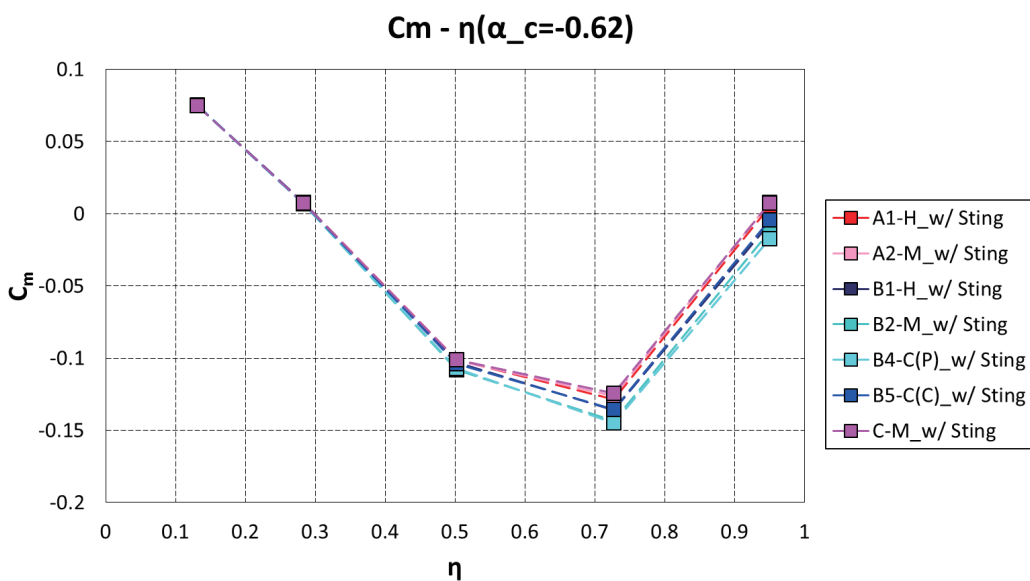
$\alpha=4.65$ deg でばらつき

課題1-2: Section C_L (支持有)



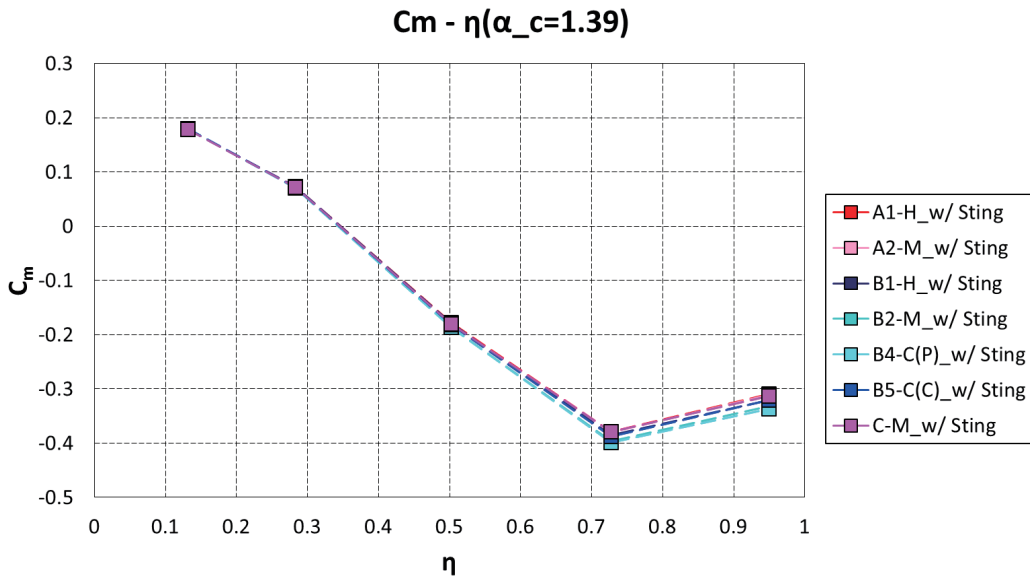
$\alpha = 4.65$ deg でばらつき

課題1-2: Section C_m (支持有)



翼端側でばらつき

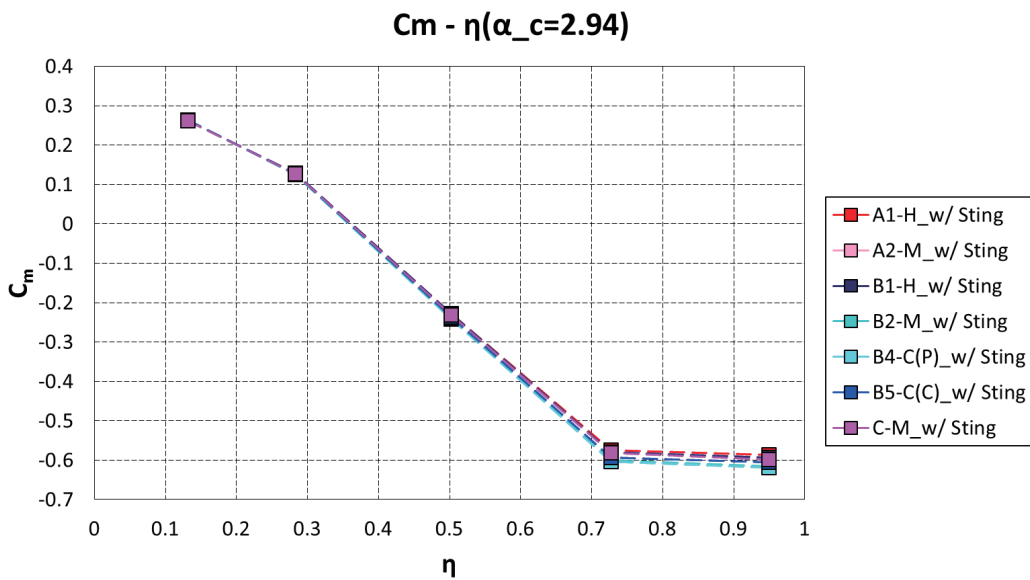
課題1-2: Section C_m (支持有)



翼端側でばらつき

109

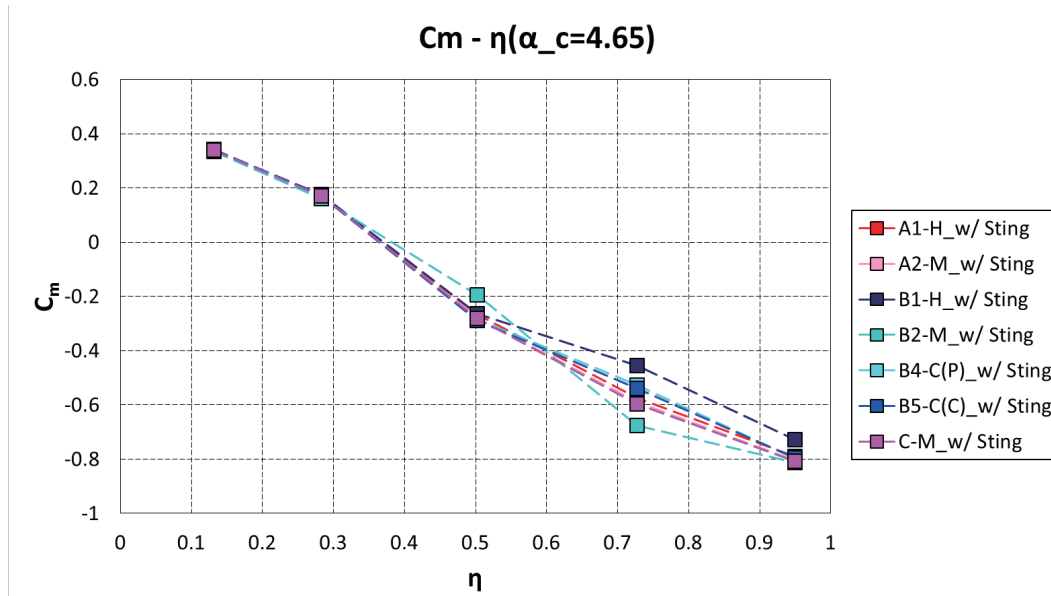
課題1-2: Section C_m (支持有)



翼端側でばらつき

110

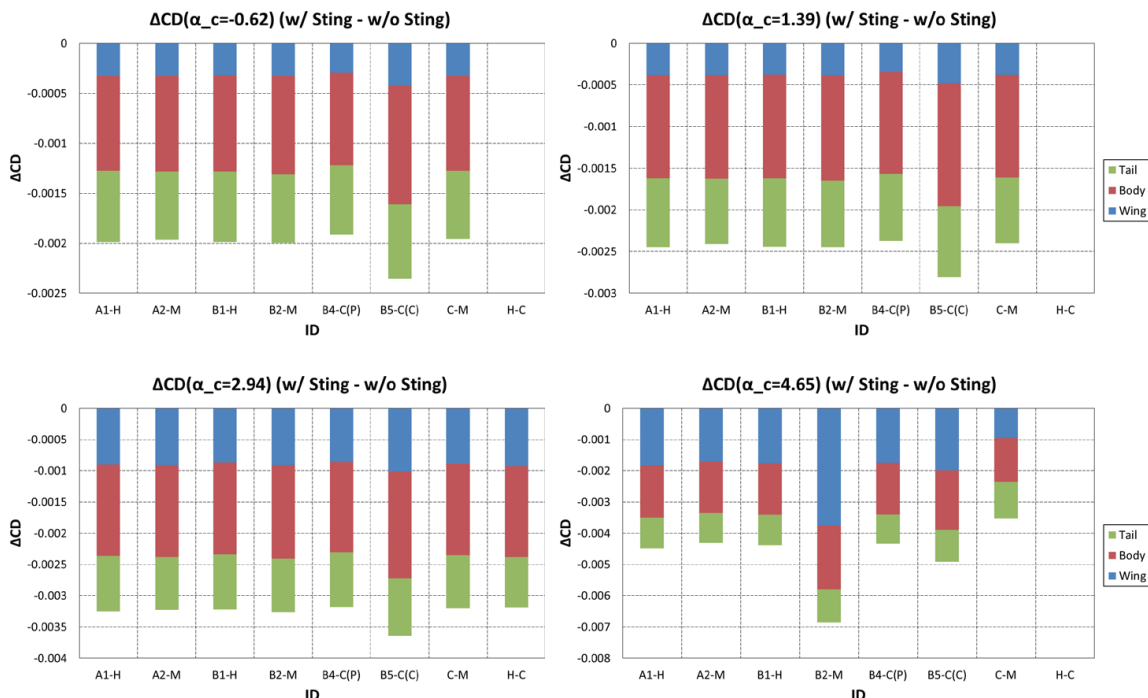
課題1-2: Section C_m (支持有)



翼端側でばらつき

111

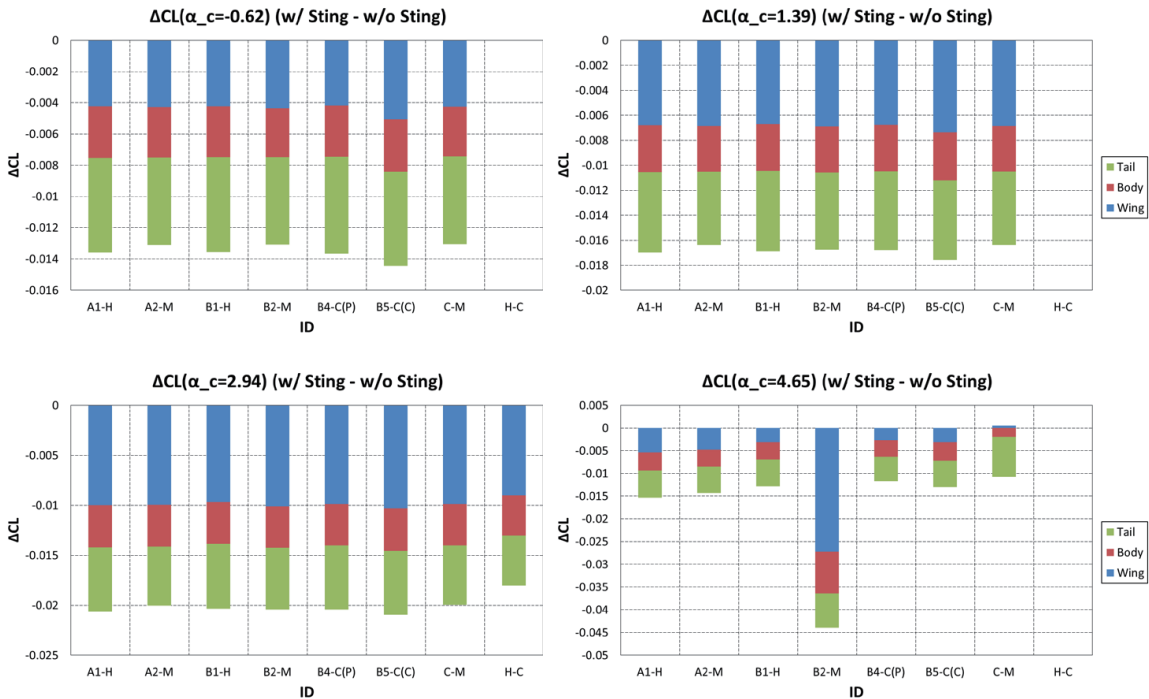
支持干渉量 (支持有-支持無)



高迎角のばらつきは翼根剥離の影響？

112

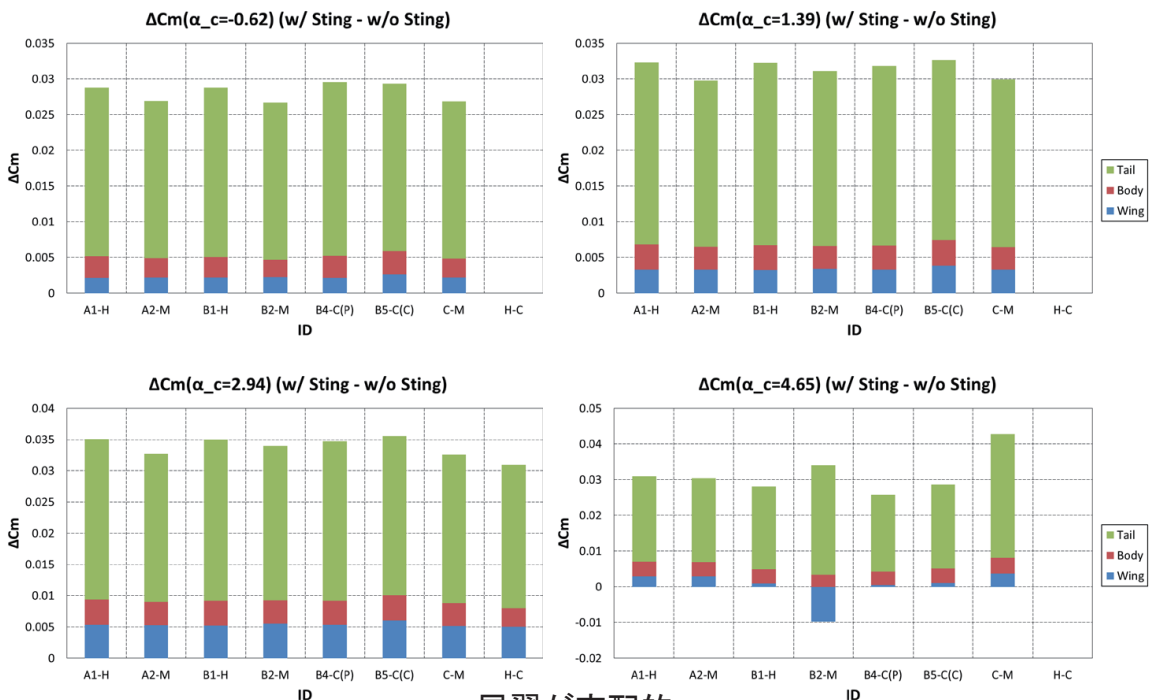
支持干渉量（支持有-支持無）



高迎角のばらつきは翼根剥離の影響？

113

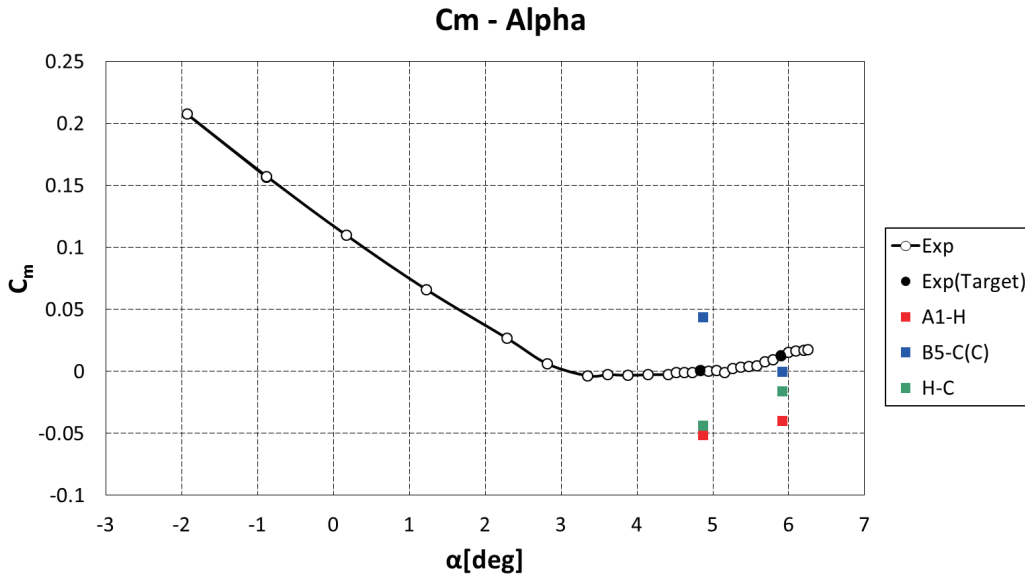
支持干渉量（支持有-支持無）



尾翼が支配的
格子によって干渉量に違い

114

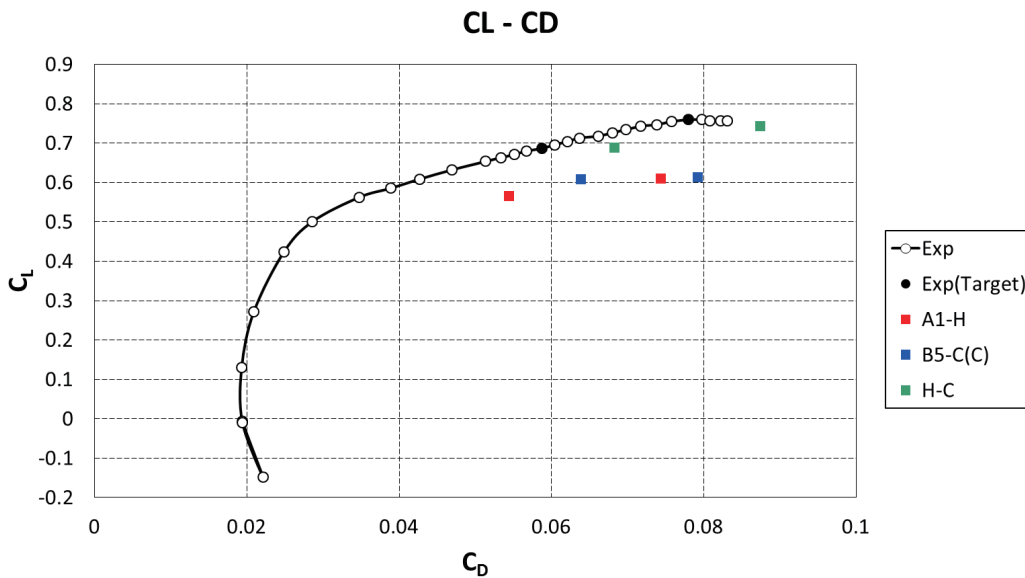
課題1-3: 非定常計算



定常解析と比較して実験との差が大きい

115

課題1-3: 非定常計算



定常解析と比較して実験との差が大きい

116

APC-II ネットワーキングセッション話題提供 「企業におけるCFD活用の取り組みと展望」

2016年 7月 6日
三菱重工業株式会社
総合研究所 流体研究部 空力研究室
吉本 稔

これまでCFDが航空機設計にもたらした恩恵

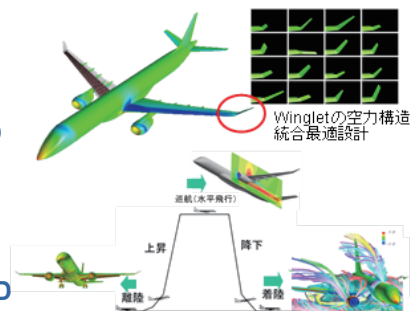
- 航空機メーカーでは1980年代からCFDを空力設計に適用し、指数関数的に増加の一途をたどる開発風洞試験の補完による設計技術及び設計効率の向上を模索してきた。
- 現状は機体形状設計はCFD、設計データベース構築は風洞試験という棲み分けが確立しており、MRJでは開発風洞試験期間は70～80年代の機体と1オーダー減、風洞で評価する主翼の数も10年前と比して半減となっている。
- このように、CFDは設計期間短縮や設計深化及び設計コストの削減に大きく貢献してきている。

風洞における評価主翼数の変遷

Boeing 767	(1981)	77
Boeing 737NG	(1998)	11
Boeing 787	(2009)	5
MRJ	(2009)	5

Weekly MDO

One day CFD



航空機設計適用の観点におけるCFDの課題 — 実務上の課題



総合研究所

- **複雑形状の形状定義, 格子生成はまだ人の手を十分離れたとは言えない。**
 - 空力形状最適化で形状の自由度は欲しいが, 妥当な制約条件をどのように設定するか。
 - 非構造格子生成はかなり手間が減少しているが, 最適化ループの中でロバストに格子生成できてほしい。
 - 直交格子, BCM等
- **定常CFDは概ね成熟, 非定常CFDはどうか?**
 - 計算時間はハードウェアの能力向上を待てばよいだけか?
 - 大規模な計算ができるようになってきたが, ポスト処理も追いつかなければならない。
 - 多量の3次元の非定常データをどのように解釈するか。
- **空力+ α**
 - 三次元着氷 (scallop ice accretion) はまだ解析できない。
 - Contaminated Runwayのwater splash (離陸性能)。
- **新たなCFD**
 - 粒子法 (Lattice Boltzmann Method, Discrete Element Methodなど)
 - 設計への本格的用に向けた検証, 改良, 使い方の検討。



実機主翼の翼端部への着氷事例 (防水部は着氷していない)
Jack Lampe, "Rime Ice in O'Hare", SAE2011



<https://www.tc.gc.ca/eng/civilaviation/publications/tp185-4-03-464-3879.htm>

© 2016 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

空力1600012 3 /

航空機設計適用の観点におけるCFDの課題 — 環境, 運用面の課題



総合研究所

- Moore 's lawに従って**ハードウェアの能力**は伸びてきたが...
 - CFDはアーキテクチャの変遷を牽引しているのか, アーキテクチャに応じたコーディングに振り回されているのか?
ベクトル, スカラー並列, GPU, アクセラレータ, 量子コンピュータ?, etc.
- 設計に**空力最適化**が適用されてきてはいるが...
 - 空力だけでは本当の設計できない。
構造, 装備等も考慮が必要であり, 制約条件にどのように落としこむのか, それらも同時に最適化するのか?
⇒ 最適化の問題設定の方がボトルネック
- **IoT/AIの活用は?**
 - 省力化されつつも人間の介在がまだ必要な形状定義や格子作成程度なら, AIに任せられるか?
 - 自動GPU対応などができないか?
 - 学習のため膨大なデータが予め必要。



出典: <https://www.top500.org/statistics/perfdevel/>

© 2016 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

空力1600012 4 /

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-16-004

JAXA Special Publication

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成28年11月10日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2016 by the authors. Published by JAXA with permission.

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

