

プラズマ流体アクチュエータによる 超音速航空機の離着陸時空力性能改善

航空プログラムグループ公募型研究報告会2012

松野 隆（鳥取大学工学研究科 機械宇宙工学専攻）



TOTTORI UNIVERSITY

発表内容

- 研究背景と研究目的
- 研究計画
 - 研究全体の計画
 - 本年度実施事項
- プラズマアクチュエータ適用風洞試験
 - 外翼単体試験
 - 半裁・全翼模型試験
- まとめ
 - 得られた知見
 - 残されている問題点
 - 今後の研究について

TOTTORI UNIVERSITY

研究背景・目的

クランクトアロー翼機の離着陸時空力特性

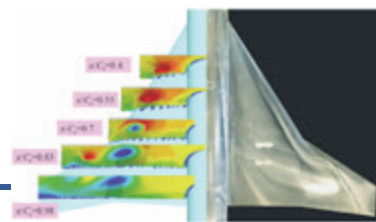
- ・ 揚力傾斜が小さい
- ・ 非線形な空力特性 (ex. 非線形ピッチアップ)
- ・ 流体場が複雑
 - ・ 渦・剥離流の干渉→機体形状・姿勢に大きく依存
- ・ フラップ等の高揚力装置の効果は限定的

必要とされる空力特性の向上ポイント

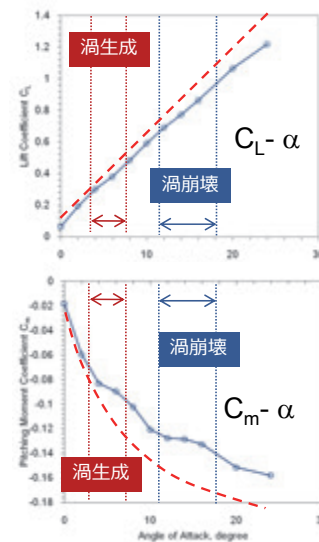
- ・ 着陸時迎角における L/D の向上
- ・ 非線形ピッチングモーメント特性の緩和

必要となる流体制御のターゲット

- ・ 渦崩壊の抑制・剥離の抑制
- ・ 前縁剥離渦の位置制御



Kwak, ICAS 2004-387



プラズマアクチュエータの適用

放電プラズマによって流体に表面ジェットを誘起

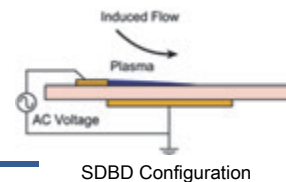
- ・ 電極ペアと誘電体の複合構造
- ・ kV/kHz/mAオーダーの交流を使用

特徴

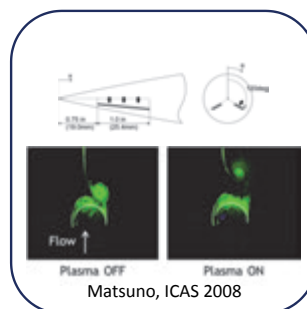
- ・ 可動部分を持たない
- ・ 空力的な影響が小さい
- ・ 駆動・応答が非常に高速

大迎角流への適用

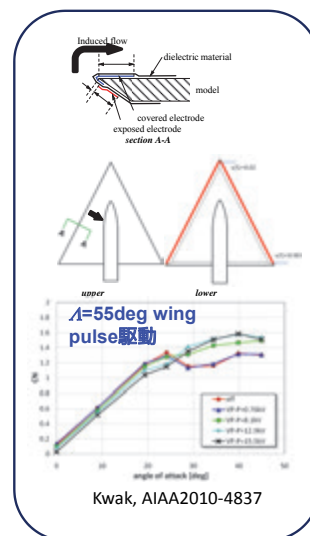
- ・ 前縁剥離渦崩壊の抑制
- ・ 剥離渦の位置制御



SDBD Configuration



Matsuno, ICAS 2008



Kwak, AIAA2010-4837

研究内容・状況

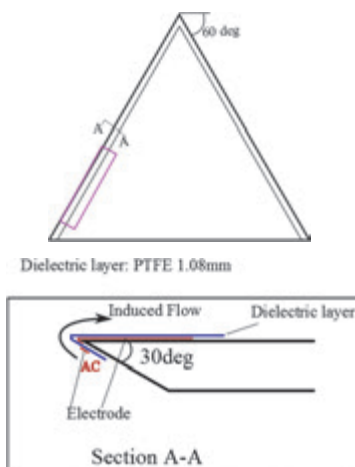
目的

- プラズマアクチュエータ (P/A) による超音速機の離着陸時空力性能向上
 - 揚力および L/D 向上, ピッチングモーメント特性の非線形性緩和

研究内容

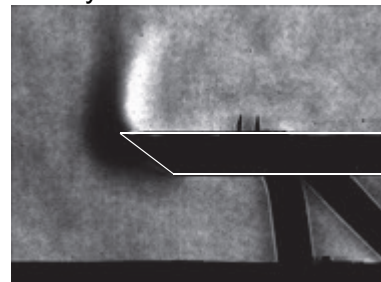
- 超音速機模型へのSDBDプラズマアクチュエータ適用試験
 - 信頼できる空力計測手法の確立
 - P/A 設置部位検討
 - P/A 駆動手法検討
 - P/A 設置位置の影響調査
 - 模型スケールの影響調査
 - 流体場解析
 - 鳥取大学小型風洞およびJAXA 2x2m低速風洞において実施
- プラズマアクチュエータによる流体制御法の研究
 - 効率的な制御手法の開発
 - 高性能プラズマアクチュエータの特性解析
 - 超音速機模型への適用

エッジに沿う噴流 (静止流体場)

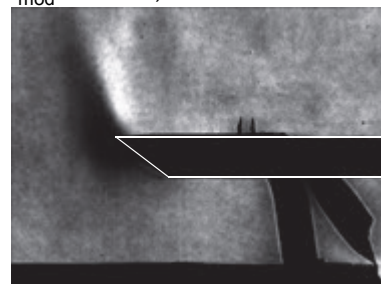


非定常駆動時、噴流速度自体が増加する
(現在解析中)

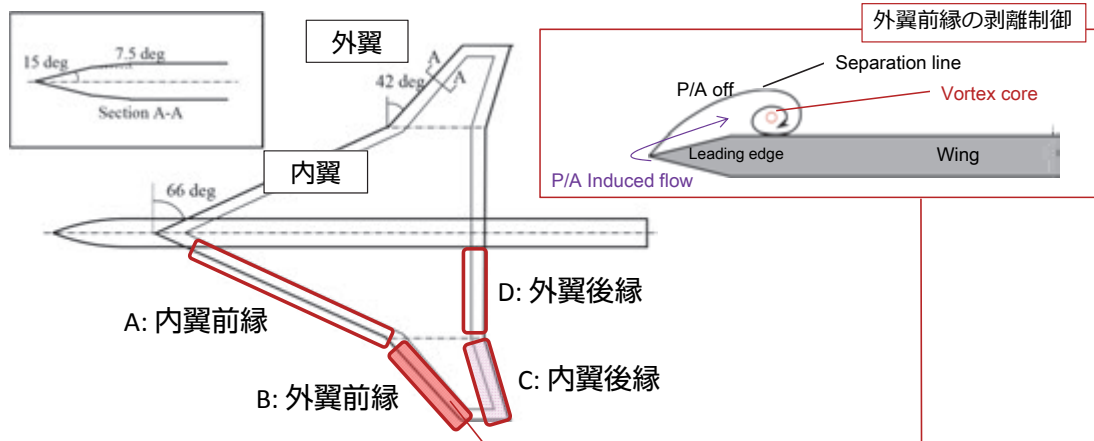
Steady



$f_{\text{mod}}=200\text{Hz}$, $DC=0.3$

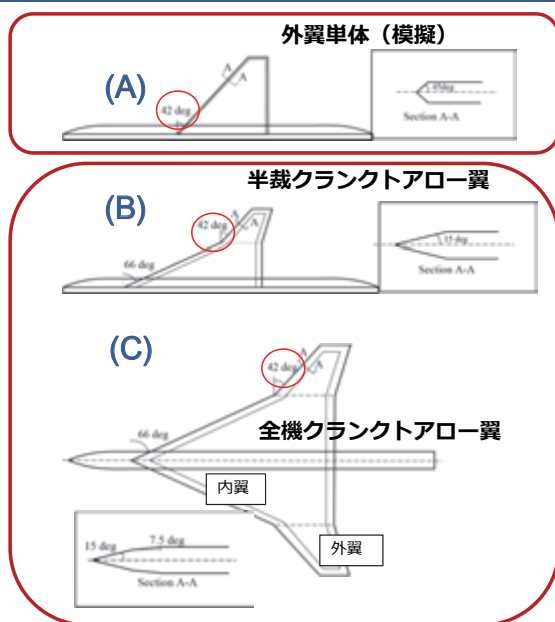


プラズマアクチュエータ設置部位検討



- 流体場制御は外翼剥離流を主なターゲットとした
 - A～Dについても試験を実施し性能評価を行った

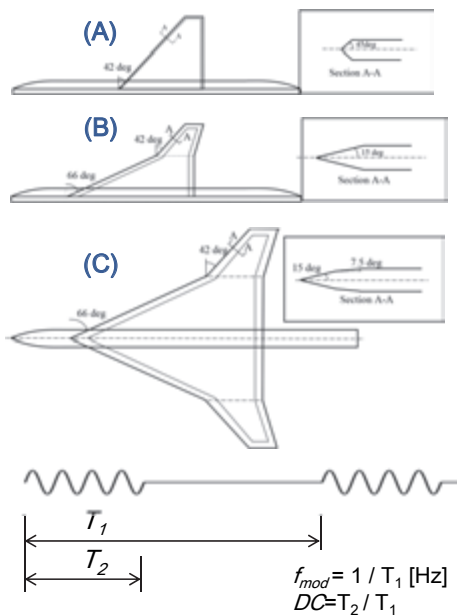
実験概要



クランクアロー翼機の外翼前縁剥離を抑制,
P/Aの空力制御効果を風洞試験から検証
(一様流速 $U_{inf}=10\text{m/s}$)

- A) クランクアロー外翼単体
外翼要素に対する剥離抑制効果検証
- B) クランクアロー半裁翼
クランクアロー翼における制御効果,
特性の把握
- C) 全機クランクアロー翼
翼スケールに対するP/A制御効果の把握
(スケール効果)

実験条件



風洞試験条件

一様流速度, U_{inf}	10 m/s
迎角, Angle of Attack	0 ~ 32 degree
レイノルズ数, Re_{mac}	A) 0.99×10^5 B) 1.54×10^5 C) 3.07×10^5

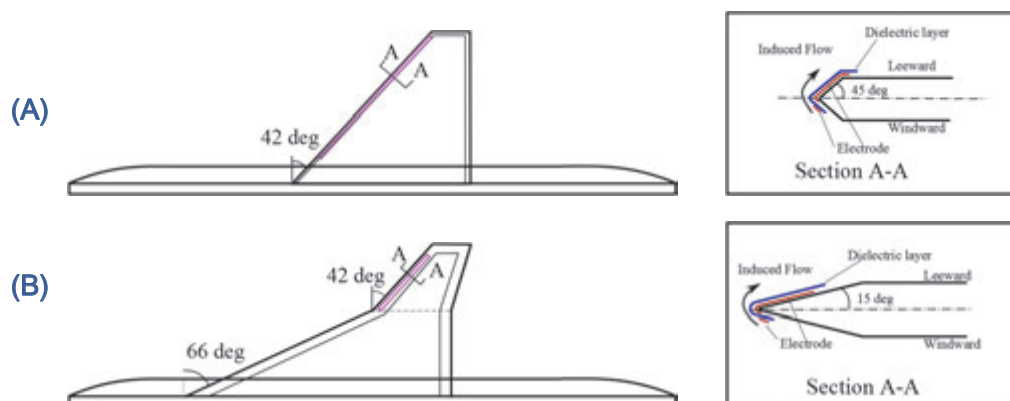
プラズマアクチュエータ駆動条件

誘電体材質	PTFE
誘電体厚	1.08 mm
電極材質	Copper
印加電圧, V_{ac}	19.2 kV _{pp}
PWM 駆動周波数, f_{mod}	200 Hz
Duty Cycle, DC	0.3, 0.5

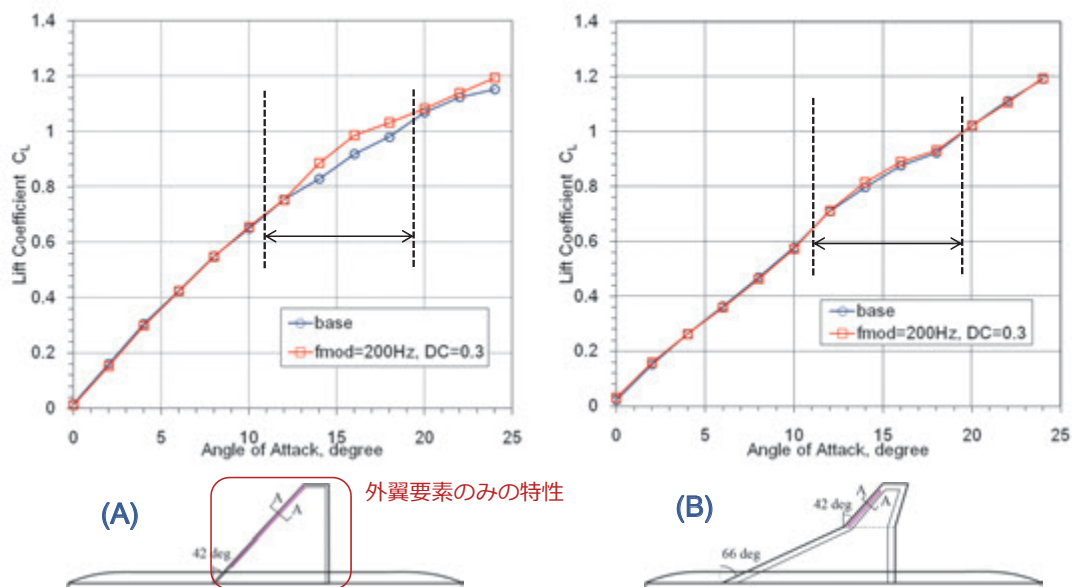
外翼剥離抑制効果の検証

クランクトアロー外翼要素: 剥離抑制の制御効果検証

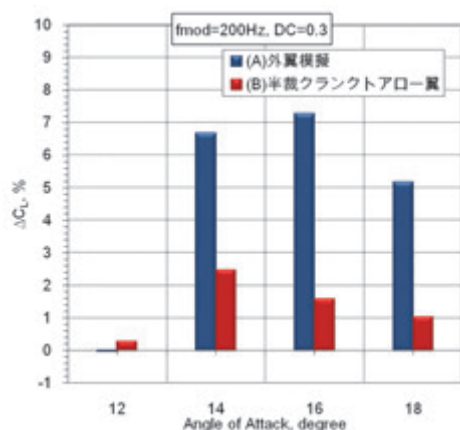
▶ 前縁近傍の下面側へ露出電極配置, 下面から上面に沿う流れを生成



揚力係数 C_L の変化



揚力変化率 ΔC_L の比較



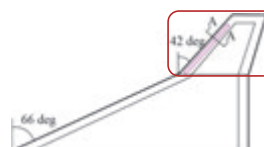
ΔC_L : 外翼模擬 > クランクアロー

- 翼全体の面積に対する外翼部分の比がダイレクトに影響している

クランクアロー翼

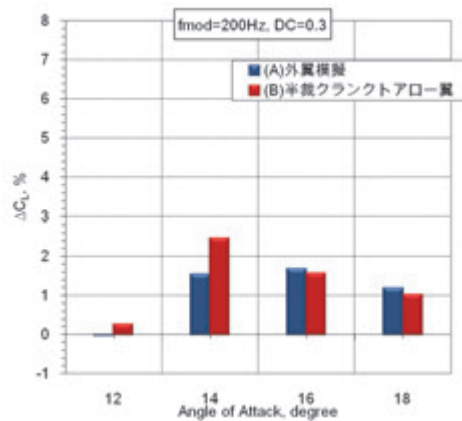
外翼部面積/主翼基準面積=0.23

- 内翼剥離流の外翼への干渉
- 胴体の影響
- 前縁形状



$$\Delta C_L = \frac{(C_L)_{Plasma} - (C_L)_{base}}{(C_L)_{base}} \times 100[\%]$$

揚力変化率 ΔC_L 比較②

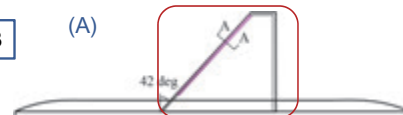


クランクアロー翼外翼 ΔC_L の見積もり

➤ 外翼単体の ΔC_L を0.23倍

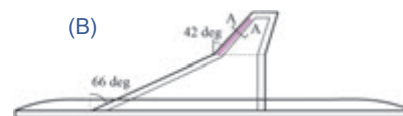
$\Delta C_L \times 0.23$

(A)



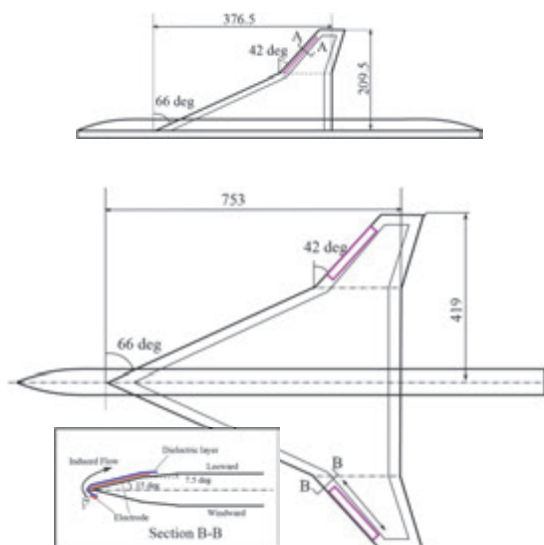
ΔC_L

(B)



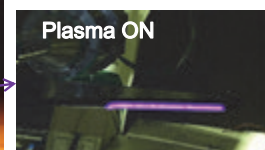
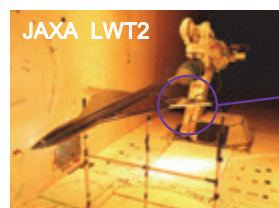
→ 外翼流れは制御されていると考えられる
全機空力への影響は小さくなる

スケール効果試験

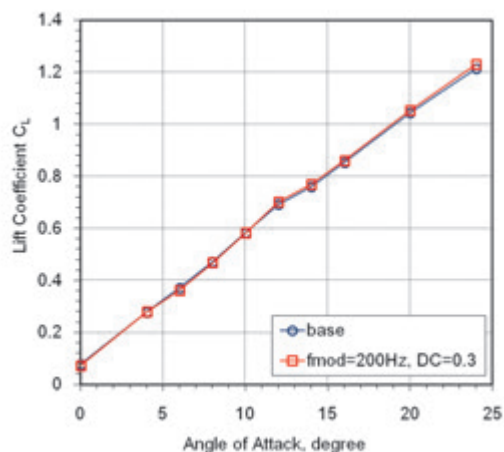


スケールUP(200%)

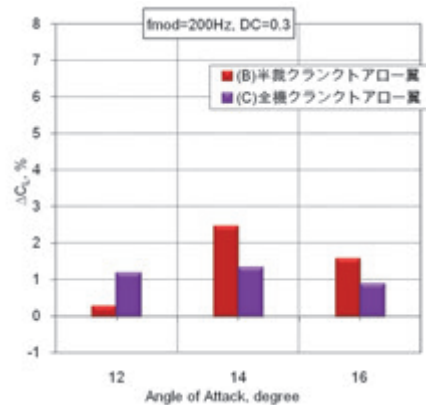
・大スケール流には制御効果減少
⇒ ΔC_L 減少 (予測)



揚力係数 C_L

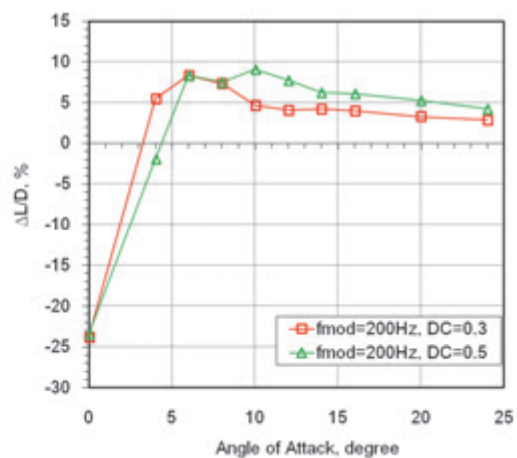
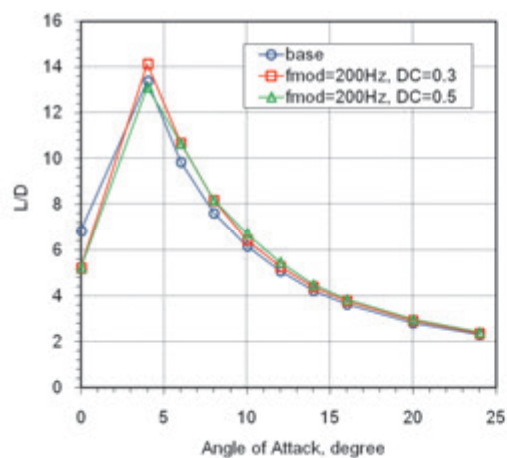


スケールによる ΔC_L 比較



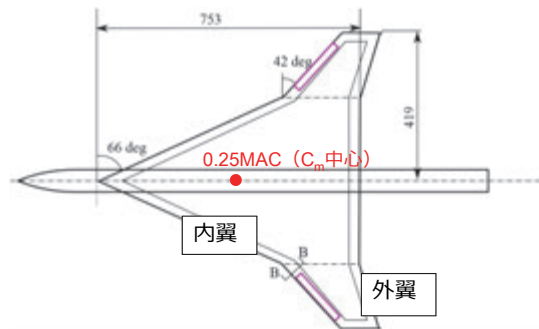
- 迎角14deg~で揚力向上
- 増分 ΔC_L は半減(14, 16deg)

揚抗比 L/D および変化率 $\Delta L/D$



- 迎角5~10degで最大9%程度の L/D 向上

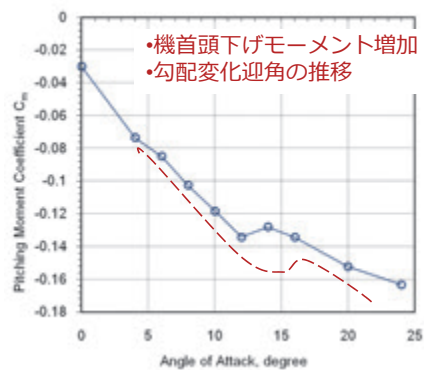
ピッチングモーメント係数 C_m



非線形 C_m

➤ 高迎角(12deg~)で C_L 増加

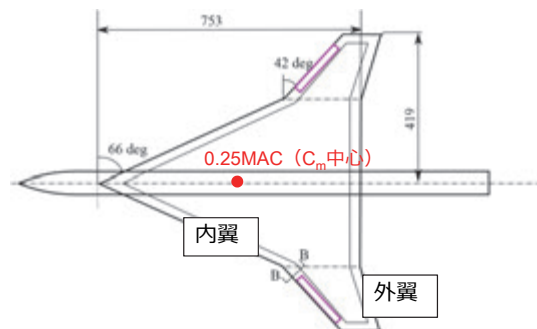
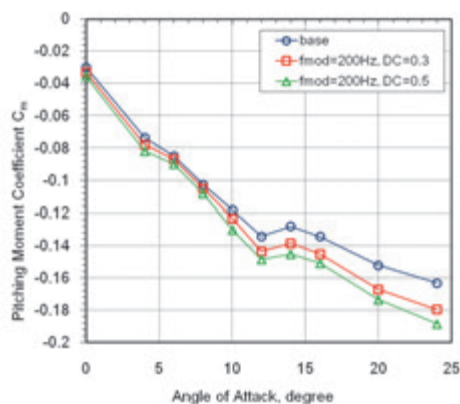
- C_m 中心より後縁側の外翼における揚力増加
⇒ 機首頭下げモーメント(-)の増加



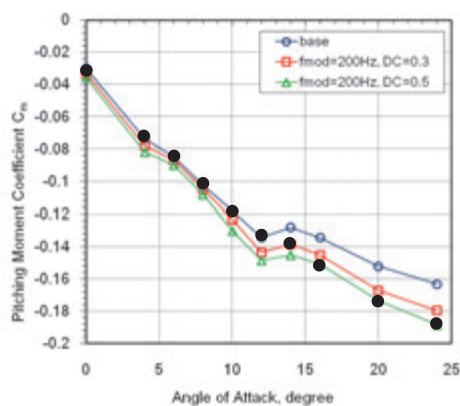
C_m 制御結果

非線形 C_m 改善の可能性を確認

- 全迎角で ΔC_m は減少
⇒ 機首頭下げモーメント(-)増加
- 迎角 12deg~ で特に大きな変化 ($\Delta C_m = 7 \sim 15\%$)
- DC が高い程変化大: $0.5 > 0.3$
⇒ 駆動時間が長いほど効果大



C_m 制御結果

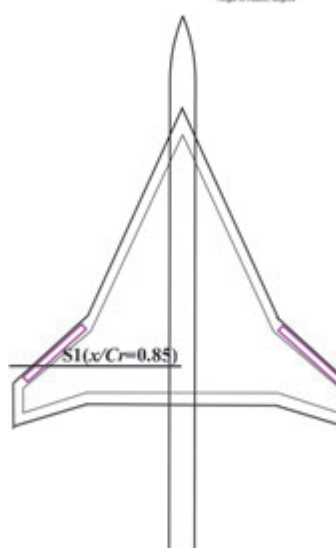
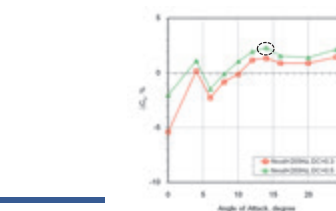
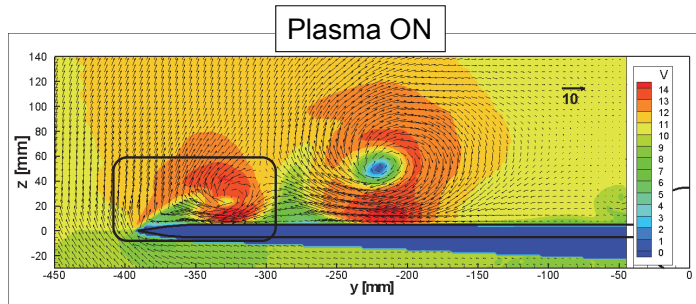
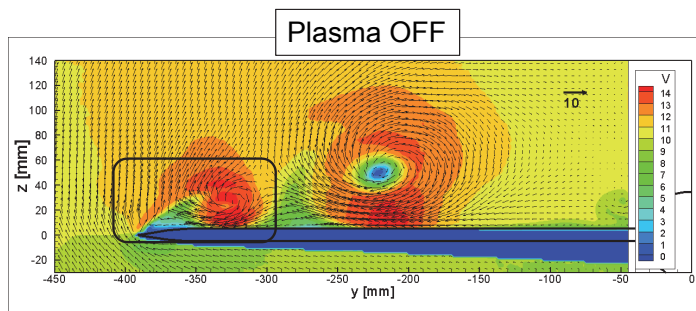


非線形 C_m 改善の可能性を確認

- 全迎角で ΔC_m は減少
⇒ 機首頭下げモーメント(-)増加
- 迎角12deg~で特に大きな変化 ($\Delta C_m = 7 \sim 15\%$)
- DC が高い程変化大: $0.5 > 0.3$
⇒ 駆動時間が長いほど効果大



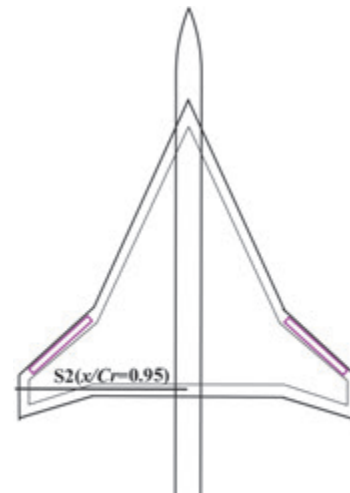
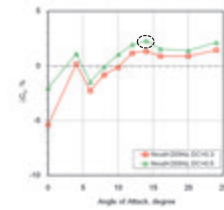
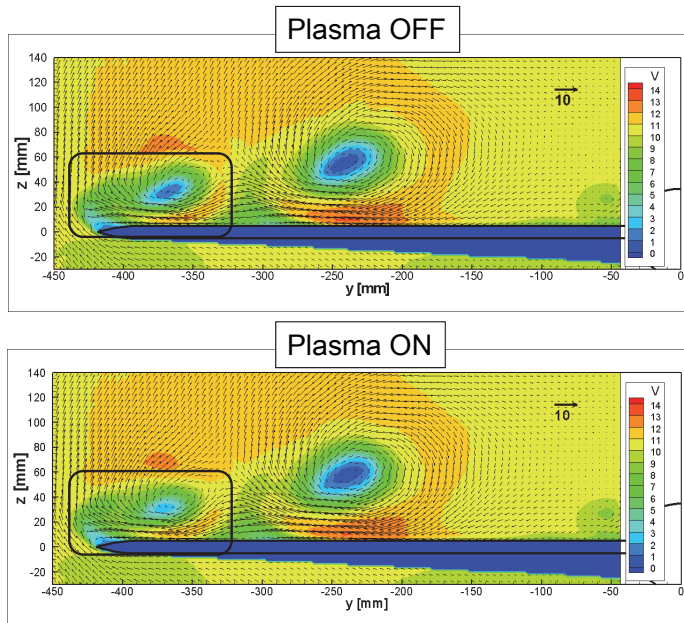
迎角14deg の流れ場 (断面S1: $x/C_f=0.85$)



- 剥離せん断層の傾きが減少
- 局所的に実効迎角を低下

迎角14deg の流れ場②

(断面S2: $x/C_f=0.95$)

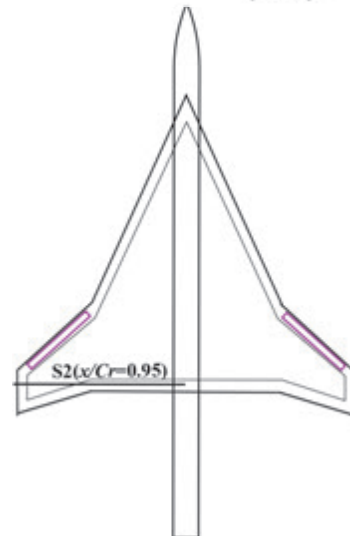
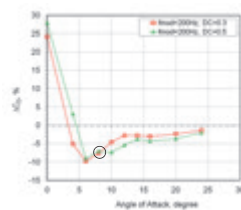
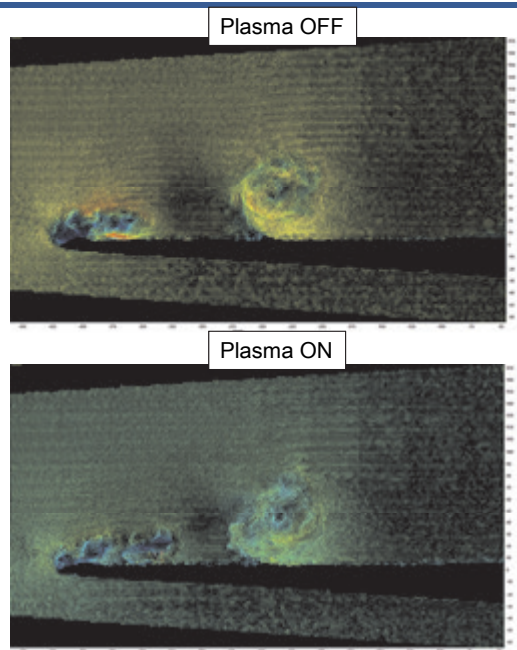


- 渦核の速度が回復・増加
- 剥離渦の崩壊を抑制
- 高迎角まで渦揚力の維持

TOTORI UNIVERSITY

迎角8deg の流れ場③

(断面S2: $x/C_f=0.95$)

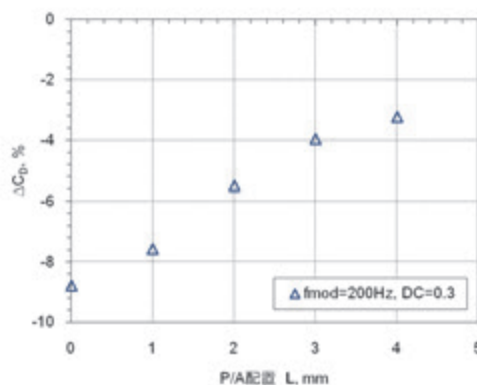
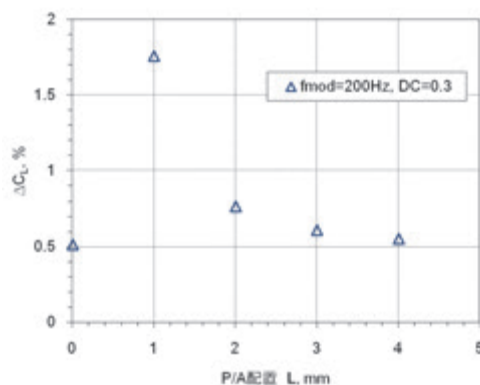
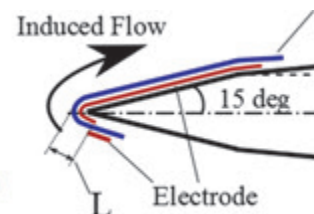


TOTORI UNIVERSITY

外翼前縁への適用試験まとめ

- クラントアロー翼外翼へプラズマアクチュエータを適用した
 - 前縁剥離抑制により空力制御を試みた
- 外翼剥離流れの制御が可能であることを確認
 - 局所実効迎角低下による渦崩壊・大剥離の抑制
 - 小スケールでは流れの剥離抑制
- 空力特性制御特性について検証：外翼単体では有効性を実証
 - 高迎角域でのCL向上
 - 非線形Cmの改善
- 外翼流れは制御できるが、全翼面に対して小部分であるため全翼の制御効果は小さい
 - 外翼部面積 / 主翼基準面積 = 0.23
外翼部で制御した場合、翼全体における制御効果は20%程度に抑えられる

プラズマアクチュエータ設置位置の影響 (AoA=14deg)

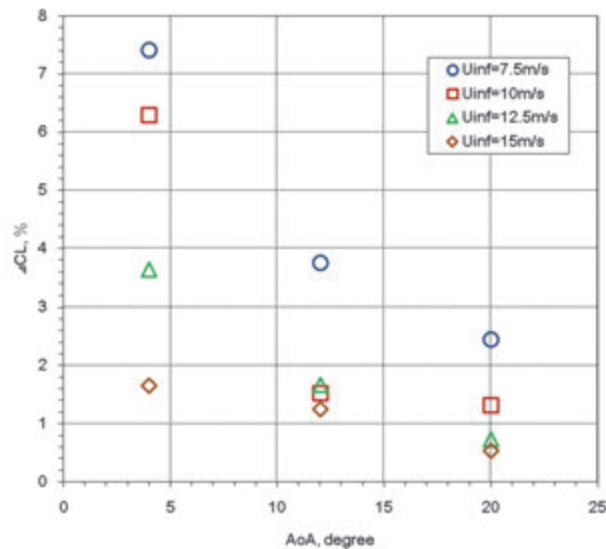


• $f_{mod}=200\text{Hz}$, $DC=0.3$

- ΔC_D : 前縁近傍で低減効果大
- ΔC_L : $L=1\text{mm}$ が最大向上, 前縁からの距離と効果は反比例
- 制御効果最大は前縁から1mm

レイノルズ数(流速)の影響

※外翼後縁設置時の特性



- 流速の増加に伴い制御効果は低下
 - ジェット流速が不足？
- 高迎角へ推移するにつれ制御効果は減少

実施中の研究と今後の研究内容

- P/Aの位置・構成の改善
 - 内翼・外翼含めた流体制御に効果的なP/A位置の探索
 - 最適な非定常駆動条件の探索
- P/A単体の流体制御力向上による空力制御効果増大とスケール効果の低減
 - プラズマアクチュエータの高出力化