



剥離データベース構築のための JAXA 0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞試験

JAXA 航空技術部門
○三木肇 中北和之
菱友システムズ
鳥井田浩也

第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

アウトライン



- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA-TWT2 (0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞)
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

アウトライン

- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA-TWT2 (0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞)
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

研究背景

- 高Re数域での剥離予測は空力設計や空力モデル構築において重要
- 現状、CFD・RANS解析は剥離予測を苦手としており、高Re数域については検証データも不足

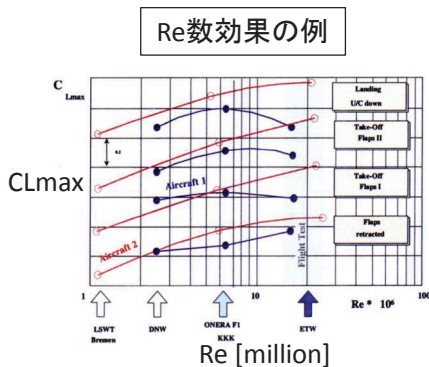


Figure 2 : Typical Reynolds number effects on CL_{max}
※AIAA-2002-0423

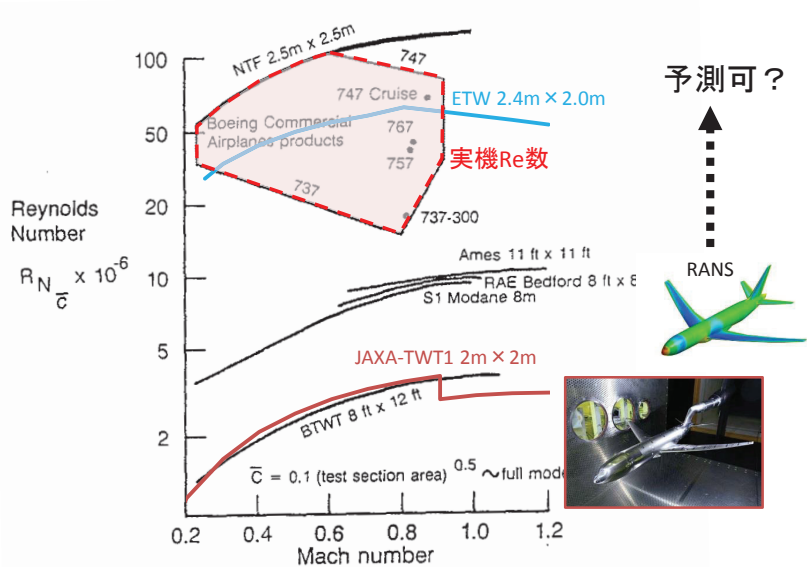


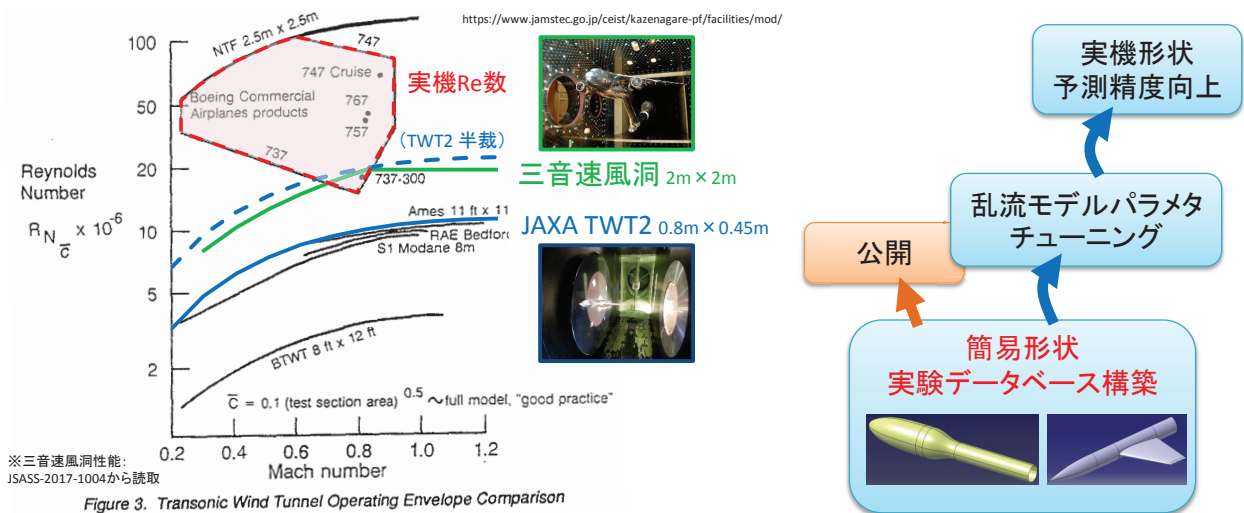
Figure 3. Transonic Wind Tunnel Operating Envelope Comparison
※グラフ: AIAA-92-3982から転載
 ETW性能: ETW User Guideから読取



研究目的

高Re数域における、逆圧力勾配による剥離の予測精度向上

- (CFD全般向け)国内高Re数風洞を使った**実験データベースの構築**
→ JAXA-TWT2試験結果は一般へ公開
- (RANS向け)JAXAデータ同化技術による乱流モデルパラメタのチューニング



第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

5

研究対象形状

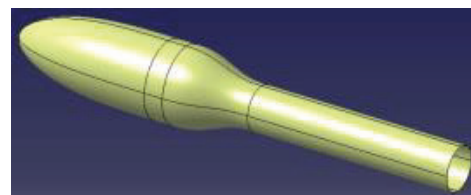


本研究で要求される仕様:

- 高動圧の気流に対して十分な機械的強度を確保できる形状
- 剥離が**圧力勾配とRe数(主流総圧)**に対して感度を有する形状

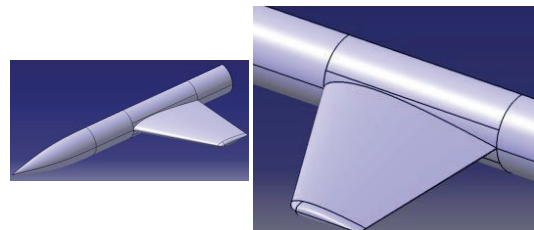
軸対称形状

- ✓ 主にCFD検証を目的とした基礎形状
- ✓ 迎角0degで軸力だけしか働かないため強度的に有利
- ✓ くびれ部の長さで逆圧力勾配の強さを調節し、剥離の発生位置を変化させる



翼胴形状

- ✓ 主に乱流モデルチューニング用の準実用形状
- ✓ 強度確保のため低アスペクト比のテーパ翼を採用
- ✓ 迎角を与え、翼上面での後縁剥離を進展させる



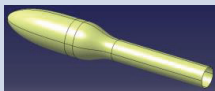
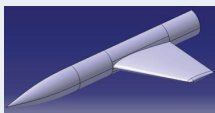
第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31


6

試験計画



- 航空装備研究所との「高レイノルズ数技術」研究協力 (FY2018～) のなかで、三音速風洞でも同模型形状の試験を実施予定
- JAXA-TWT2試験前半シリーズでは、データベース構築と三音速風洞試験に向けた**模型形状の確認**が主な試験目的

	FY2017	FY2018	FY2019
軸対象形状 	JAXA TWT2 ▼ 形状確認		▼ データ蓄積 ▼ 三音速風洞
翼胴形状 		▼ 形状確認	▼ データ蓄積 ▼ 形状確認/ データ蓄積


 本講演範囲

第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

7

アウトライン



- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA-TWT2 (0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞)
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

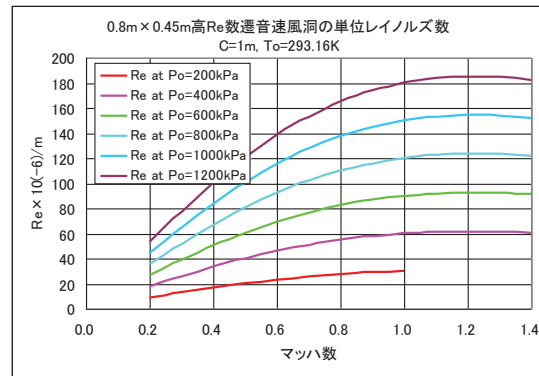
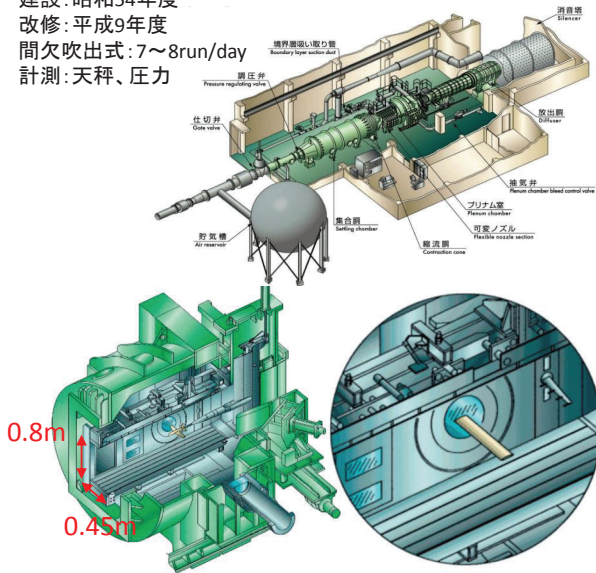
8

JAXA-TWT2 (0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞)



- 最大総圧1200kPaの通風が可能で、単位Re数は三音速風洞以上
 - 小サイズの模型で高Re数試験が可能
- 三次元模型支持(スティングストラット支持)と半裁模型支持を選択可能

建設:昭和54年度
 改修:平成9年度
 間欠吹出式:7~8run/day
 計測:天秤、圧力



※JAXA0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞ユーザーズマニュアル

アウトライン

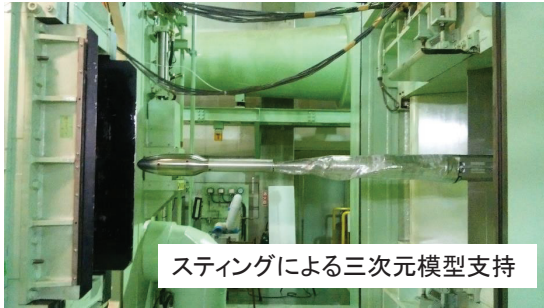


- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA 0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

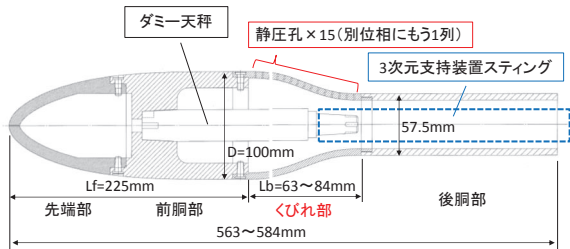


軸対称形状試験概要

- 目的: 剥離位置が圧力勾配と主流総圧で変化するくびれ長さの確認
- 方法: 長さが異なるくびれ部に交換しながら、剥離位置と圧力分布を計測



スティングによる三次元模型支持



試験条件:

- $M = 0.5$
- $P_0 = 200, 700, 1200\text{kPa}$
→ $Re@L_f = 5, 16, 28\text{million}$
- **ラフネス無し**

剥離位置計測:

- ✓ オイルフロー:
二酸化チタン+流動パラフィン+オレイン酸
- ✓ 静圧孔を基準に相対的な剥離位置を評価

くびれ部圧力分布計測:

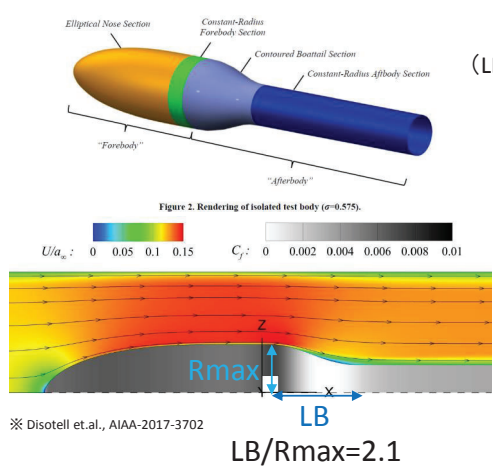
- ✓ 計測点: 15点 x 2列
- ✓ 使用機器: ZOC17 50psi x 4台

軸対称形状設計

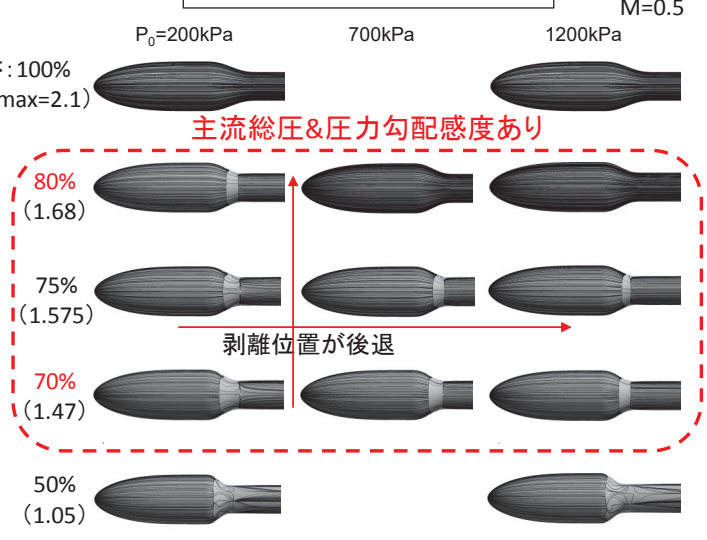


- NASAの乱流モデル検証用形状がベース(くびれ部以外は定義を踏襲)
- RANS解析で剥離位置変化が予測されたくびれ長さ70%と80%を選択

NASA Axisymmetric Afterbody



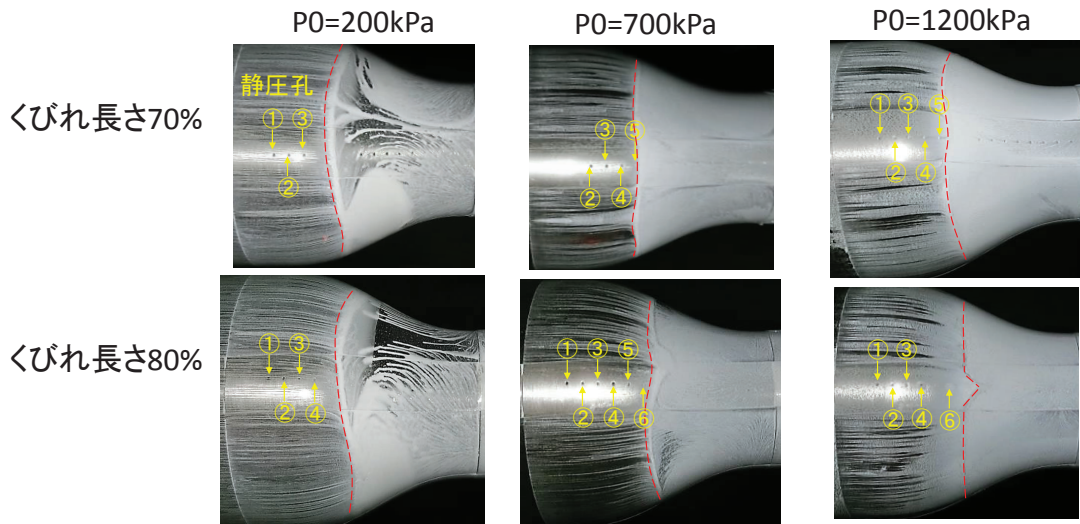
FaSTARによる予測結果



オイルフロー結果



- くびれ長さ70%・80%ともに主流総圧増加に伴い剥離位置が後退
 - 長さ80%のほうが相対的により下流で剥離発生
- ⇒ 長さ70%と80%を選択することで、主流総圧と圧力勾配の両方による剥離位置変化が取り扱えることを確認



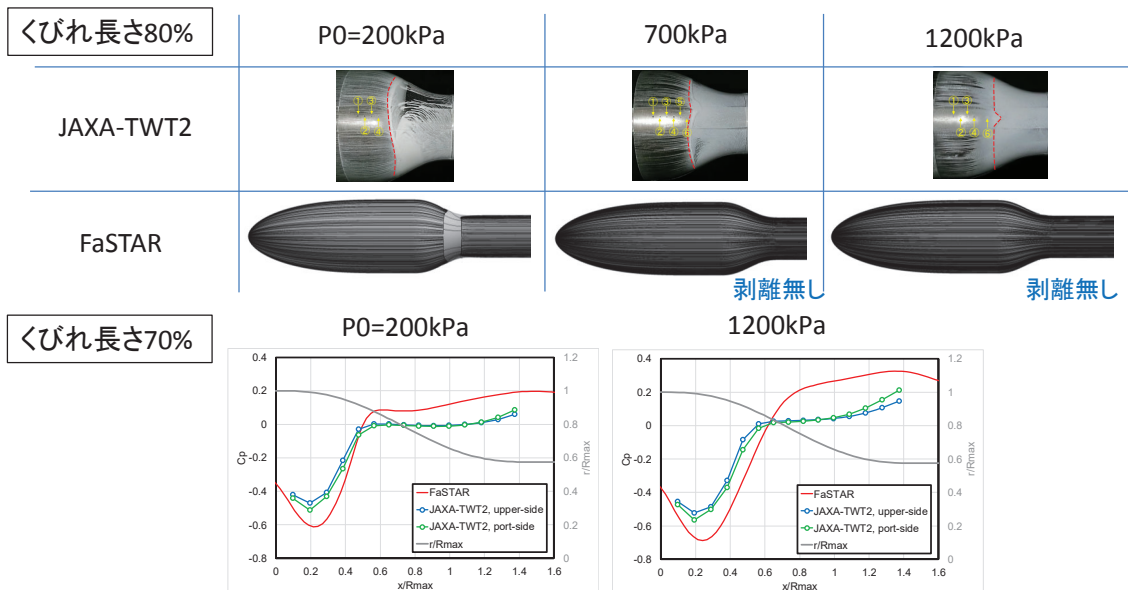
第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

13

RANS解析との比較



- 剥離発生の有無や、剥離位置より上流の圧力分布に相違
 - 境界層発達条件の違い(実験: 自然遷移、RANS: 全面乱流)が影響か?
- 強制遷移(ラフネス)や境界層計測などで実験の不確定要素を精査していく



第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

14

アウトライン



- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA 0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

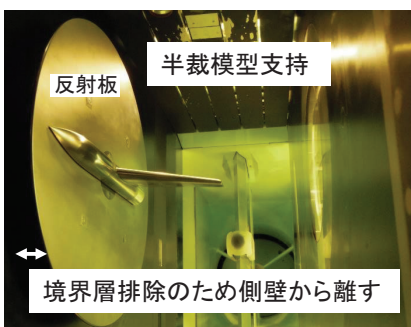
第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

15

翼胴形状試験概要

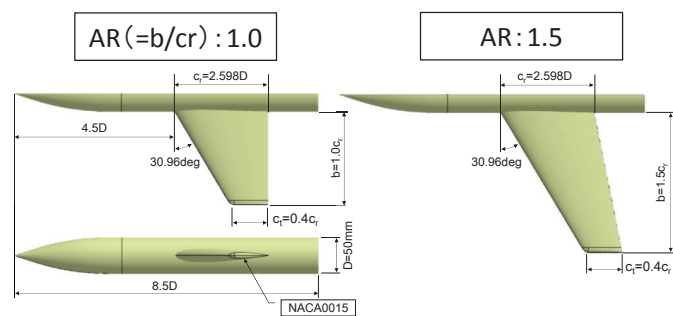


- 目的: 後縁剥離が迎角増加とともに進展すること、および、主流総圧に対して依存性を示すことの確認
- 方法: アスペクト比(AR) 1.0と1.5の翼で迎角と主流総圧を変えながら、オイルフローで剥離位置を取得

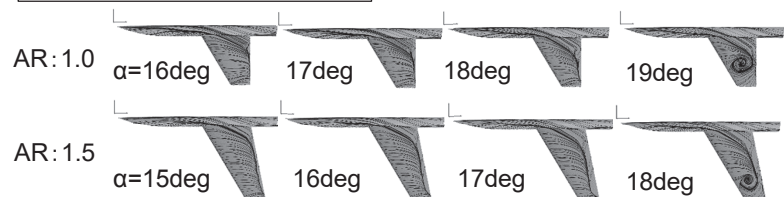


試験条件:

- $M = 0.3$
- $P_0 = 200 \sim 1200 \text{ kPa}$
- $Re@_{c_{MAC}}$:
 - ✓ AR1.0: 1.4~8.5million
 - ✓ AR1.5: 1.4~8.2million
- ラフネス無し



FaSTAR解析結果 ($P_0=200\text{kPa}$)



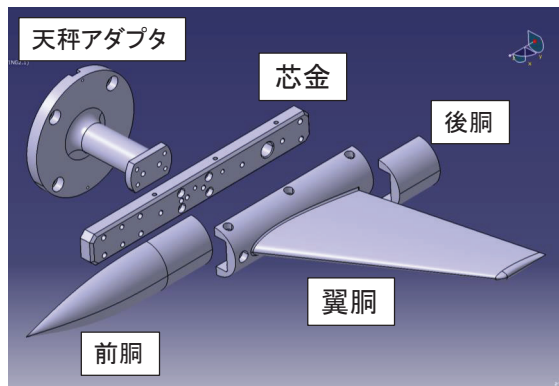
第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

16

模型構造



- 芯金と翼胴部をクロモリ鋼で製作し、機械的強度を確保
- 構造解析で模型の変形が空力的に無視できる量であることを確認



AR1.5形態の構造解析結果

主流マッハ数	翼端振り角
0.3	0.12deg
0.5	0.20deg

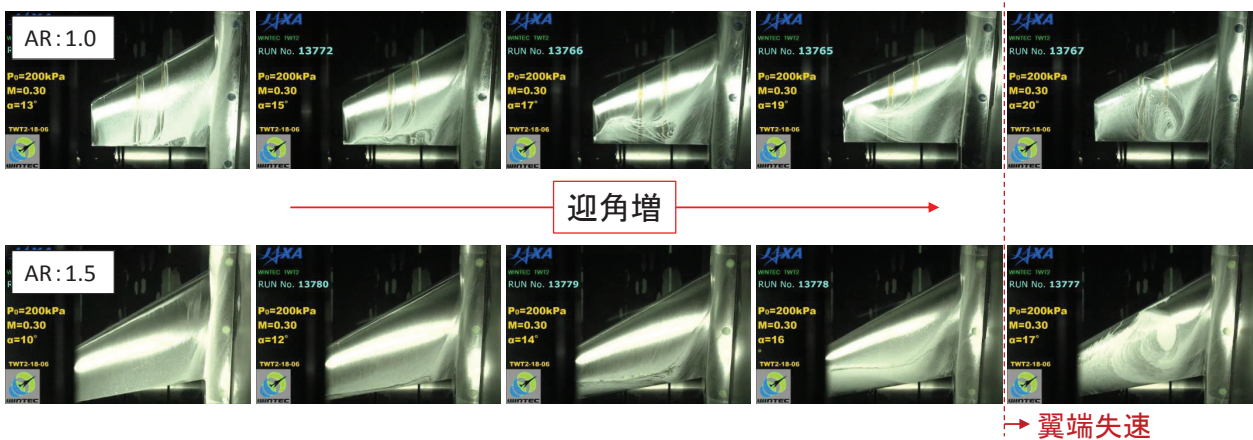
※荷重条件: $P_0=1200\text{kPa}$ 、 CL_{max} 迎角でのCFD圧力分布

迎角の影響



- AR1.0と1.5の両翼形状で、迎角増加に伴う後縁剥離の進展を確認

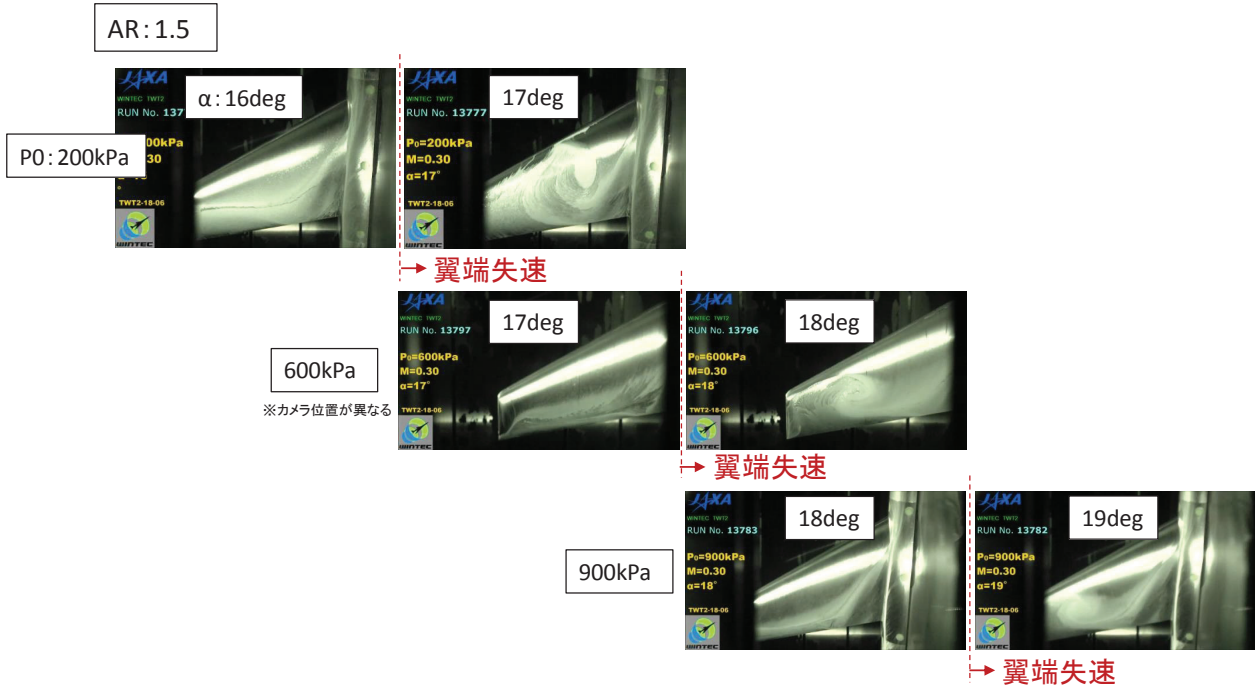
$P_0: 200\text{kPa}$





主流総圧影響

- 主流総圧が高いほど、より高い迎角まで後縁剥離が持続する傾向を確認



第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

19

RANS解析との比較



- 主流総圧が高いほど翼端失速迎角の乖離が大きい
- ラフネスが実験結果にほとんど影響しないことを確認

→ 風洞気流乱れの調査を検討中

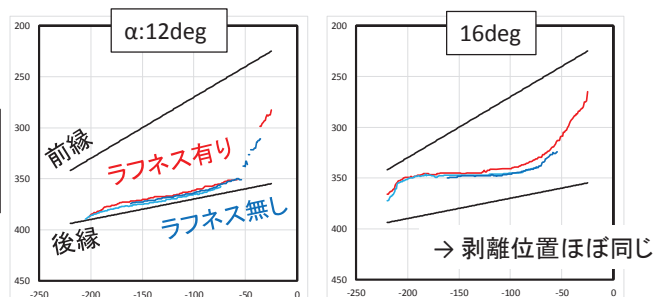
翼端失速迎角

AR	P0 [kPa]	迎角 [deg]				
		200	600	900	1200	
1.0	JAXA-TWT2	20deg	21	23		
	FaSTAR	19	-	19		
1.5	200	JAXA-TWT2	17deg	18	19	-
		FaSTAR	17	-	-	18
	600	JAXA-TWT2				
		FaSTAR				
900	JAXA-TWT2					
	FaSTAR					

ラフネス影響調査



剥離位置
AR: 1.5
P0: 200kPa



第95回風洞研究会議, 2019/5/30-31

20

アウトライン



- 高Re数剥離予測技術研究
- JAXA 0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞
- 軸対称形状試験
- 翼胴形状試験
- まとめ

まとめ



- 剥離に関する実験データベースの構築と三音速風洞試験に向けた模型形状の確認のため、JAXA 0.8m × 0.45m高Re数遷音速風洞(TWT2)で軸対称形状と翼胴形状の試験を実施した。
- 剥離が圧力勾配と主流総圧に対して感度を持つ、軸対称形状のくびれ部形状と、翼胴形状の翼形状を確認した。
- 今後、実験の不確定要素を精査したうえで、データベースを構築していく。