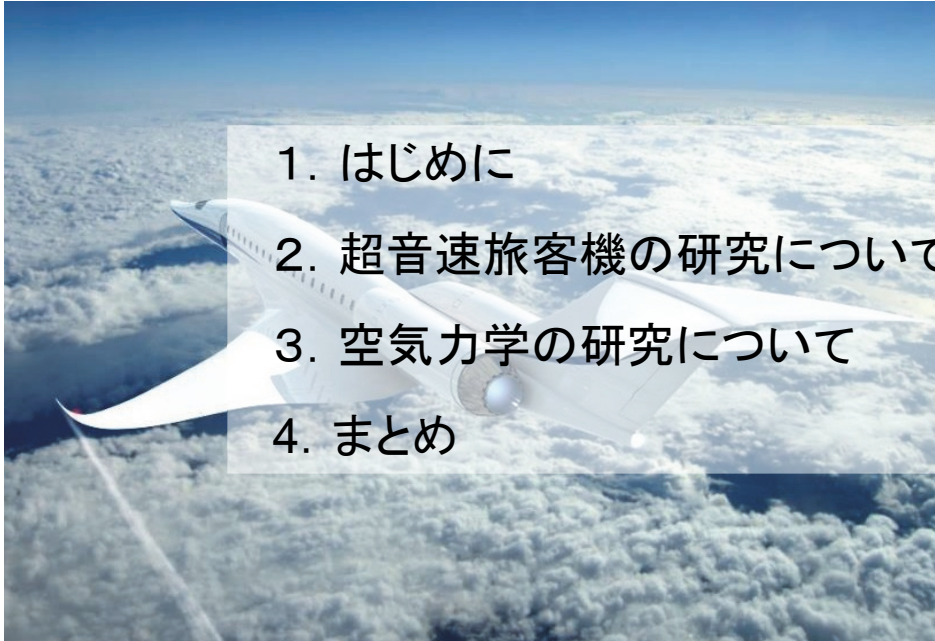
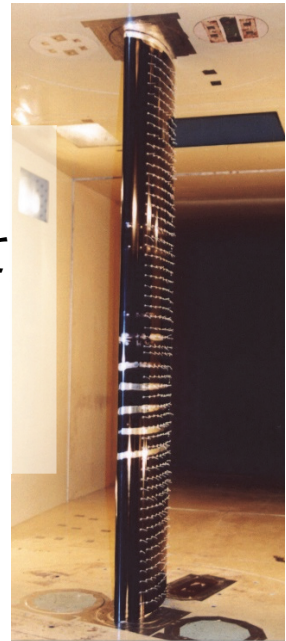


超音速旅客機と空力研究に魅せられて



1. はじめに
2. 超音速旅客機の研究について
3. 空気力学の研究について
4. まとめ



JAXA航空技術部門 吉田憲司

1

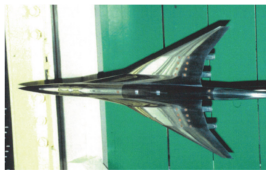


1. はじめに: 自己紹介

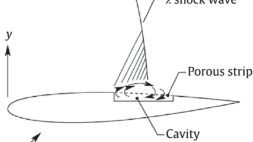
86 88 89 90 91 92 93 94 95 96 98 99 00 01 02 03 04 05 06 07 08 09 10 11 12 13 14 15 16 17 18

川崎重工業(株)	NAL	JAXA
----------	-----	------

SST抵抗低減 超音速層流制御



遷音速翼型



ブレード先端形状



BERPブレード

小型超音速実験機
(NEXST-1プロジェクト)



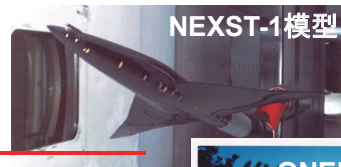
最大揚力のRe数効果



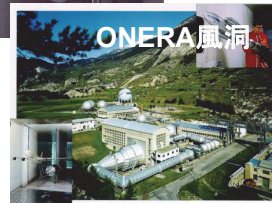
低ブーム設計概念実証
(D-SENDプロジェクト)



超音速流の遷移点予測法 (JAXA-ONERA共同研究)



NEXST-1模型



ONERA風洞

2



1. はじめに: 自己紹介

86 88 89 90 91 92 93 94 95 96 98 99 00 01 02 03 04 05 06 07 08 09 10 11 12 13 14 15 16 17 18

空力的な成果

(1) NEXST-1

- ・Warp翼/Area-rule胴体、自然層流翼(CFD逆問題、遷移予測)

(2) D-SEND

- ・ブーム伝播(大気乱流)、空力モデル(空弾、舵効き、Re数等)

(3) ヘリブレード先端形状

- ・失速特性改善策(渦揚力、Dog Tooth、低翼面荷重)

(4) 2次元翼(翼型)の最大揚力

- ・失速3態(層流剥離泡)、逆Re数効果(遷移点)

(5) 3次元翼(単純後退翼)の最大揚力

- ・逆Re数効果(付着線汚染、再層流化)

3

本日の講演内容



1. はじめに

- ・自己紹介

2. 超音速旅客機の研究について

- (1) 自然層流翼設計概念実証(NEXST-1プロジェクト)
- (2) 低ソニックブーム設計概念実証(D-SENDプロジェクト)

3. 空気力学の研究について

- (1) ヘリブレード先端形状
- (2) 2次元翼(翼型)の失速特性と最大揚力のRe数特性
- (3) 3次元翼(単純後退翼)の最大揚力のRe数特性

4. まとめ

- ・挑戦課題、他

4

2. SST: コンコルドの課題

コンコルド (英仏共同開発) ⇒ 大西洋横断 (約3.5時間)



ロンドン・パリ・ニューヨーク・ワシントン路線
で毎年約24万人が利用 (全体の3.7%)

↓
【エコノミークラス+α】空間で【ファーストクラス+25%】プレミアム運賃でも利用者獲得

環境適合性の不足

・大きなソニックブーム ⇒ 陸上超音速飛行禁止
(近くに雷が落ちた時の心理的反応)

・大きな離着陸騒音 ⇒ 乗り入れ空港限定
(削岩機より大きな騒音)

B747の100倍以上の騒音

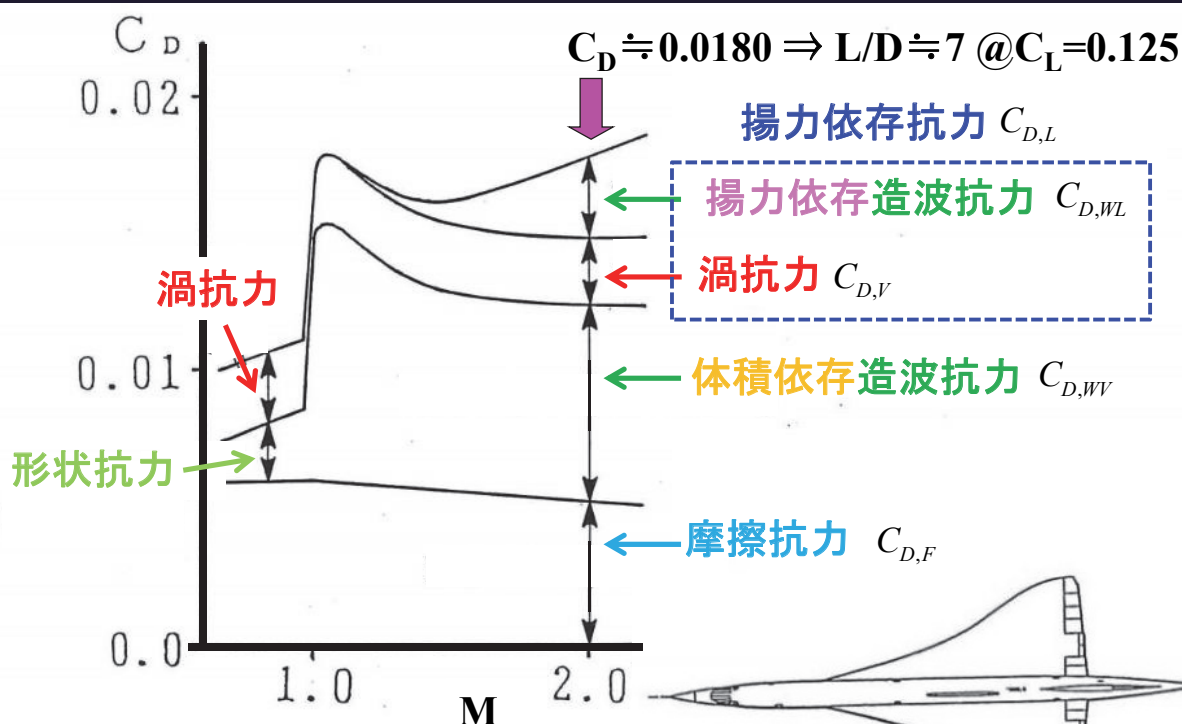
経済性 (機体性能) の不足

・大きな燃料消費
(スポーツカー並み)

B747の3.5倍の運航コスト

5

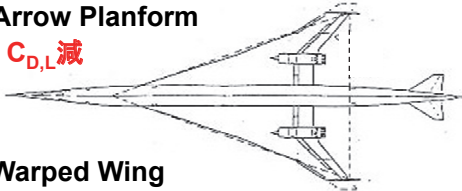
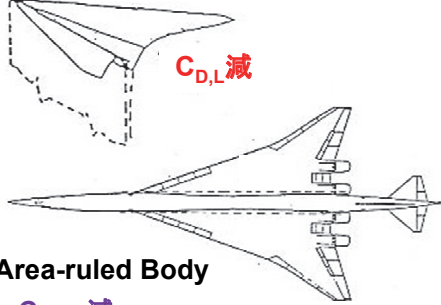
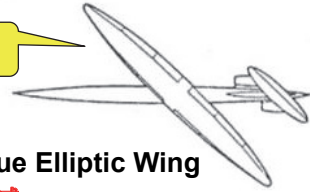
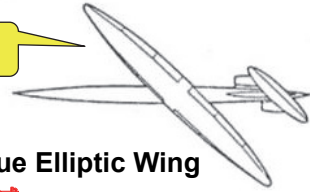
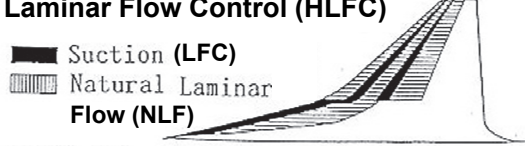
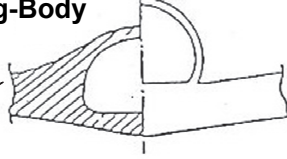
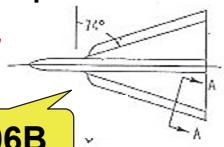
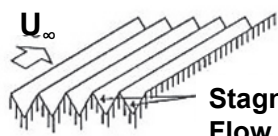
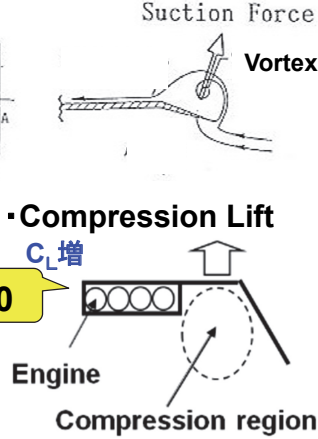
2. SST: コンコルドの抗力特性



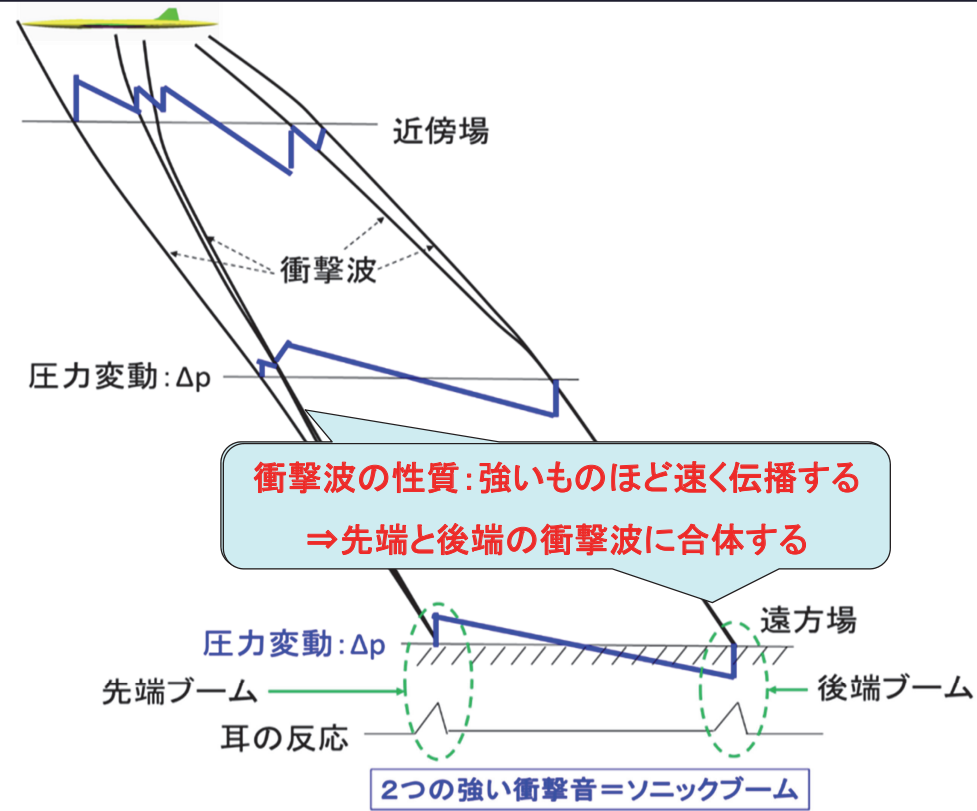
(出典: Cornig, G.: "Supersonic and subsonic, CTOL and VTOL, Airplane design", 4th ed. Maryland, 1976)

6

2. SST: 揚抗比改善対策

- Arrow Planform**
 $C_{D,L}$ 減
 
- Warped Wing**
 $C_{D,L}$ 減
 
- Area-ruled Body**
 $C_{D,WV}$ 減
AD-1

- Oblique Elliptic Wing**
 $C_{D,L}$ 減
 
- Hybrid Laminar Flow Control (HLFC)**
 $C_{D,F}$ 減
 Suction (LFC)
 Natural Laminar Flow (NLF)
 
- Blended Wing-Body (BWB)**
 $C_{D,WV}$ 減
SR-71

- Vortex Flap**
 $C_{D,L}$ 減
F-106B

- Riblet**
 $C_{D,F}$ 減
 U_∞
 Stagnant Flow Region
 
- Compression Lift**
 C_L 増
XB-70
 Engine
 Compression region
 Suction Force
 Vortex
 

2. SST: ソニックブームの低減原理



近傍場

衝撃波

圧力変動: Δp

遠方場

先端ブーム

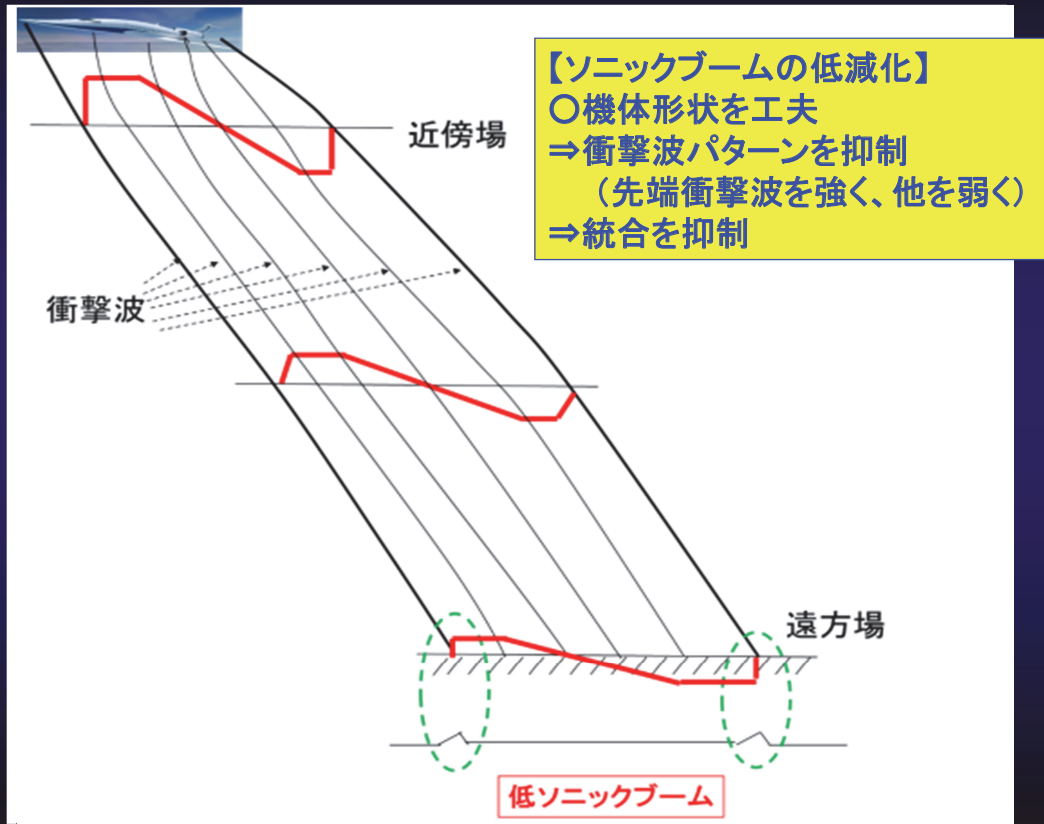
後端ブーム

耳の反応

2つの強い衝撃音=ソニックブーム

衝撃波の性質: 強いものほど速く伝播する
 ⇒先端と後端の衝撃波に合体する

2. SST: ソニックブームの低減原理



9

2. SST: 技術課題

次世代SST (国際共同開発) ⇒ 「大西洋/太平洋」横断

JAXA案 (50人)



©JAXA

小型SST (2030年?)

©NASA



NASA案 (70人)

マッハ1.6~1.8
大西洋横断
米国大陸横断

©NASA



NASA案 (200人)

マッハ2.0
太平洋横断

大型SST (2035年以降?)

環境適合性の改善

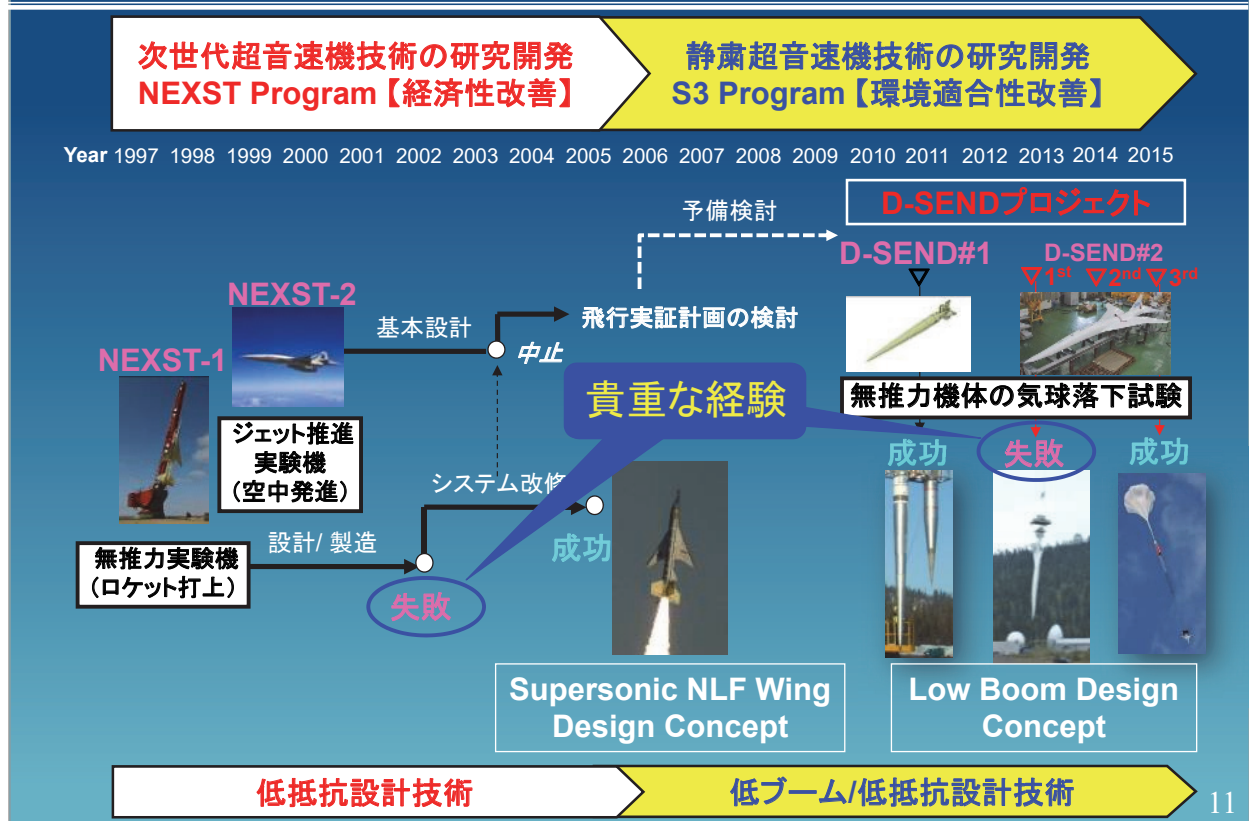
- ・許容可能なソニックブーム ⇒ 陸上超音速飛行
(遠くで雷が鳴っている時の心理的反応)
- ・亜音速機並みの離着陸騒音 ⇒ 乗り入れ制限なし
(2017年からの新しい騒音基準に準拠)

経済性(機体性能)の改善

- ・燃料消費の大幅な改善 ⇒ ビジネス運賃の約1.1倍
(コンコルドの燃費20%改善) (インターネットアンケート: 約70%利用)

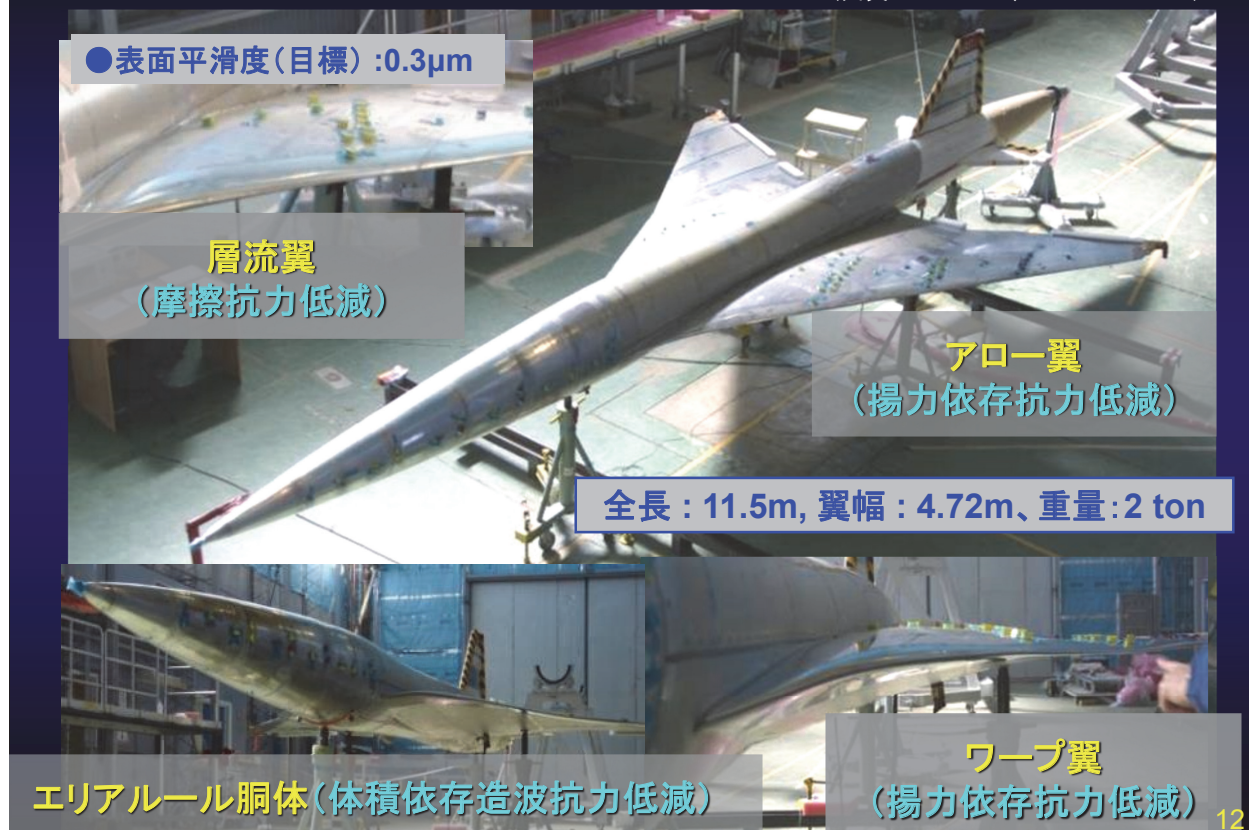
10

2. SST: JAXAの取り組み

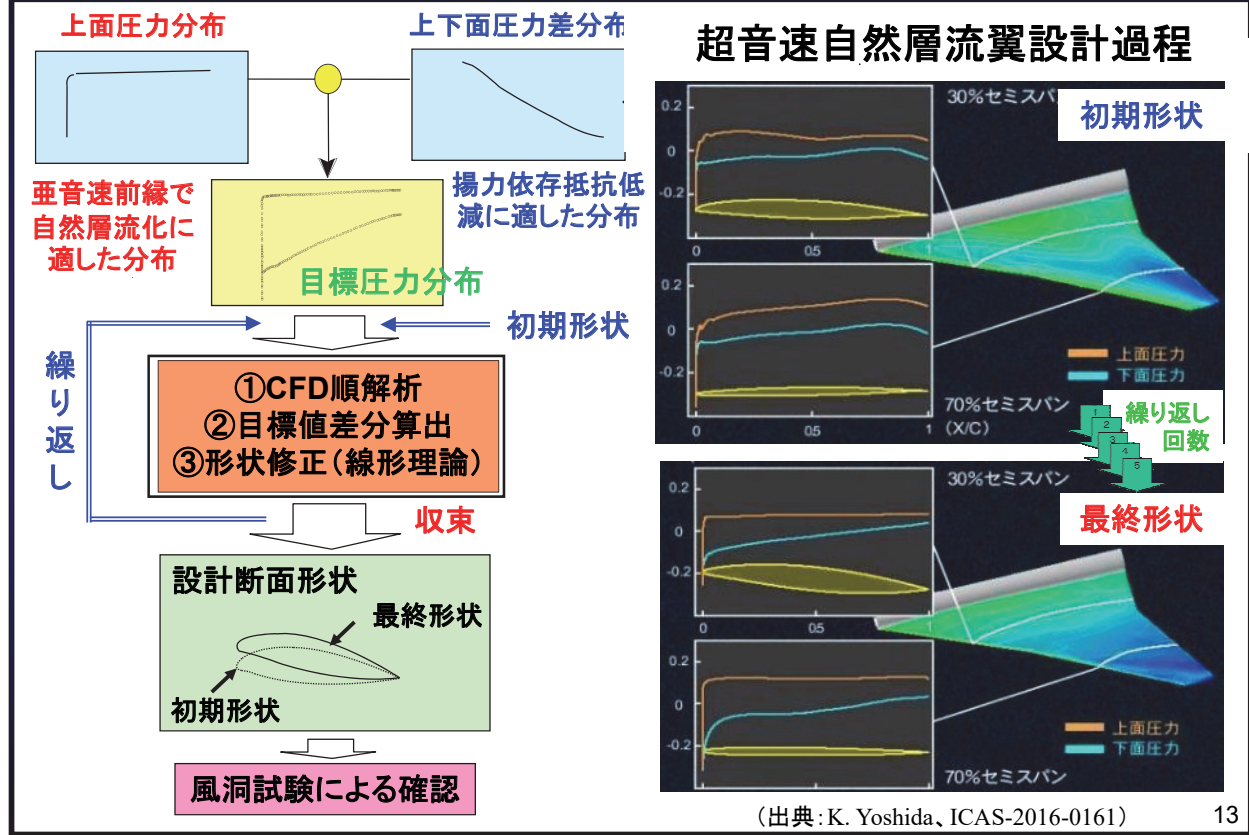


2. SST: NEXST-1実験機

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)



2. SST: NEXST-1空力設計技術



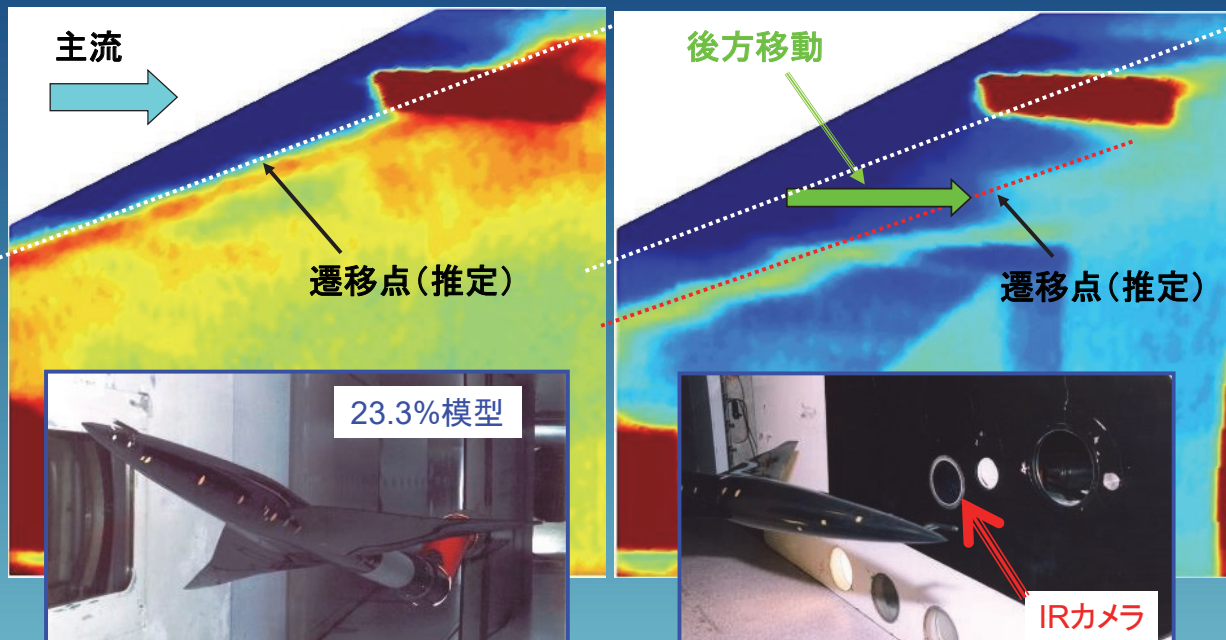
13

2. SST: NEXST-1自然層流翼の実験的検証

IRカメラによる遷移計測 (@ONERA-S2MA) : $M=2$, $Re_{MAC}=4.7 \times 10^6$

@非設計迎角: $\alpha=-1^\circ$

@設計迎角: $\alpha=2^\circ$

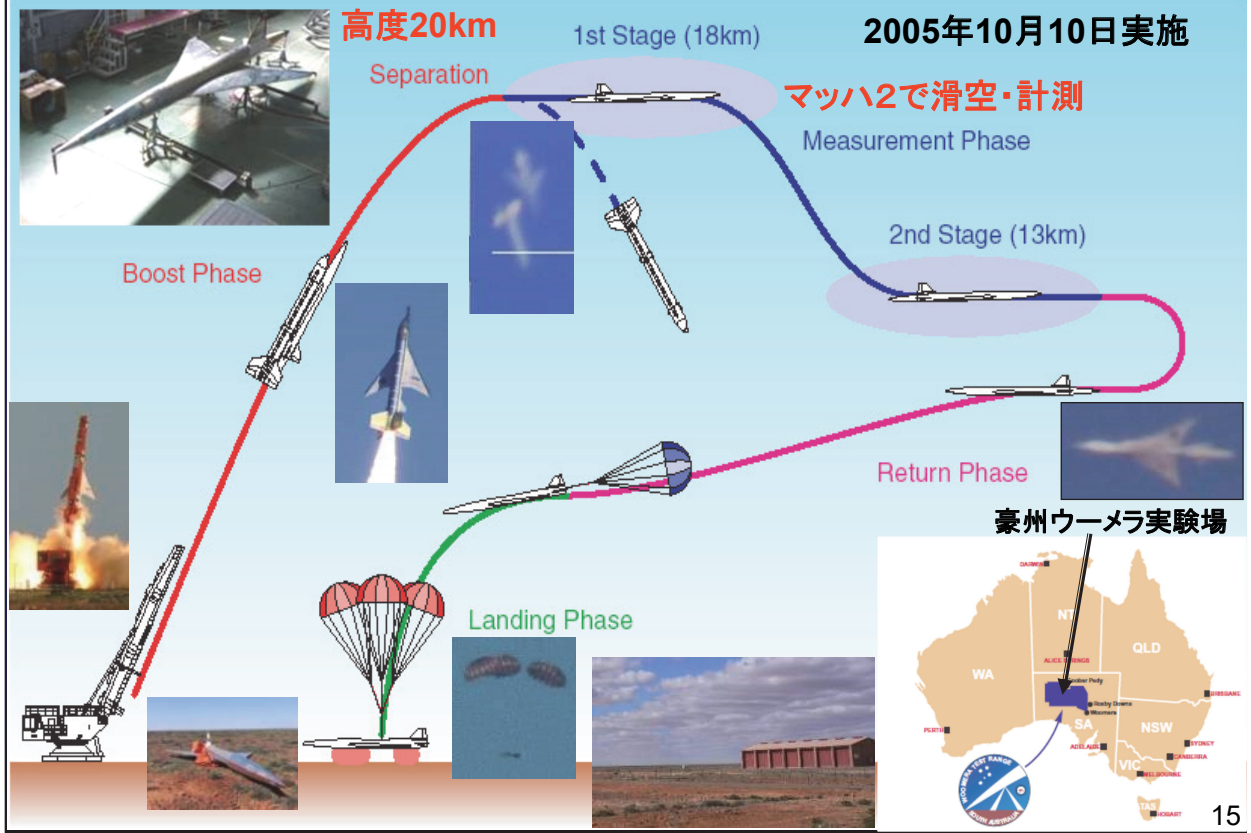


(出典: JAXA-RM-12-009E)

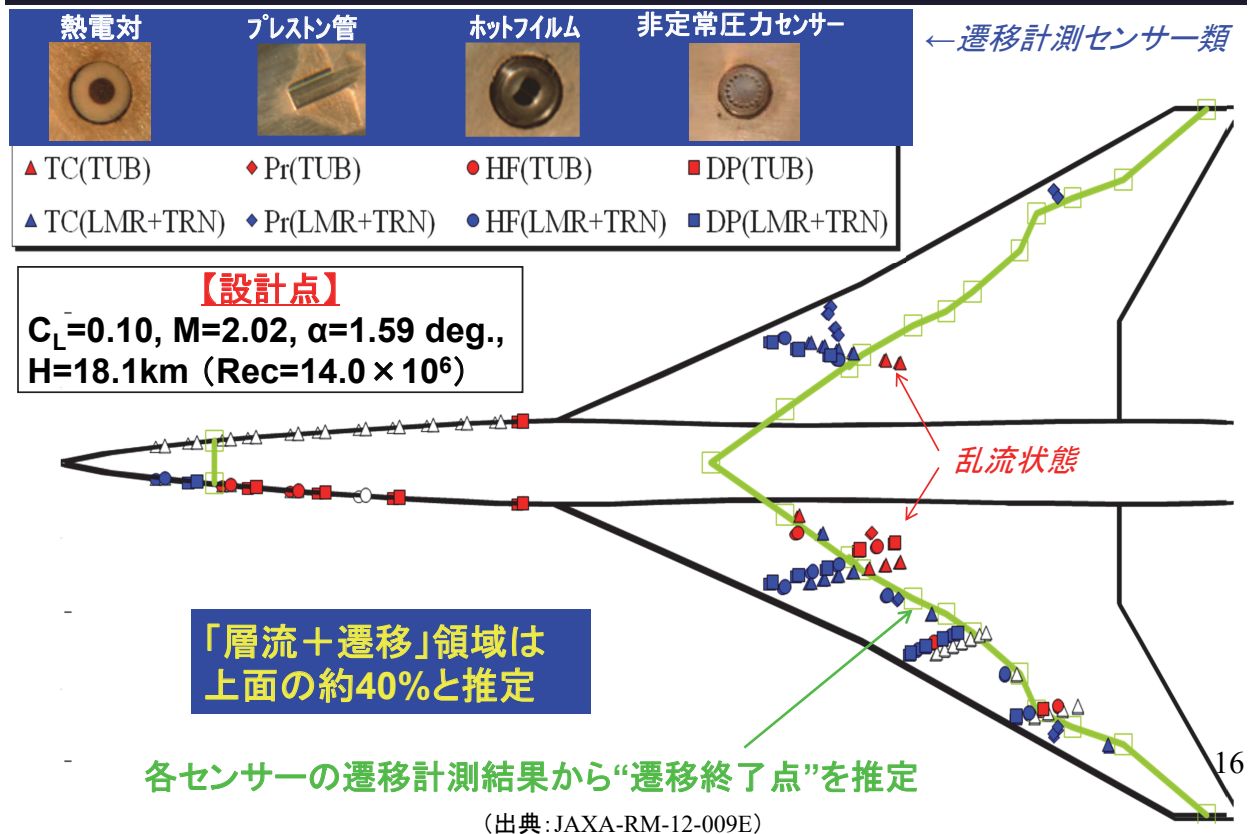
14

2. SST: NEXST-1第2回飛行実験状況

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

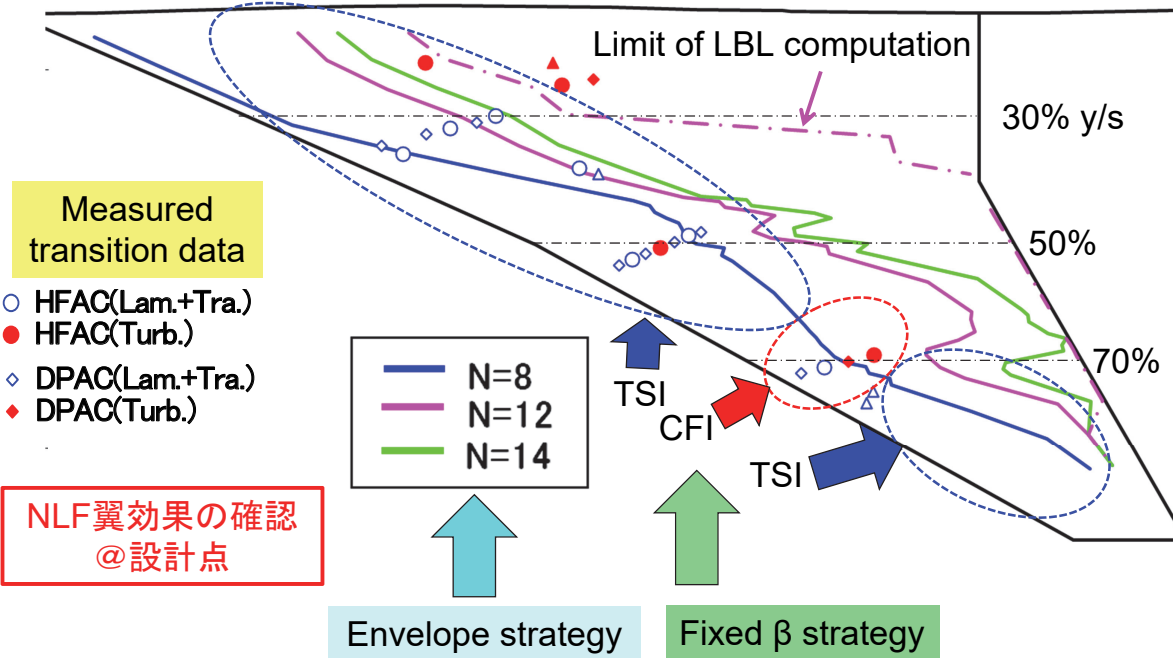


2. SST: NEXST-1飛行実験結果①



2. SST: NEXST-1飛行実験結果②

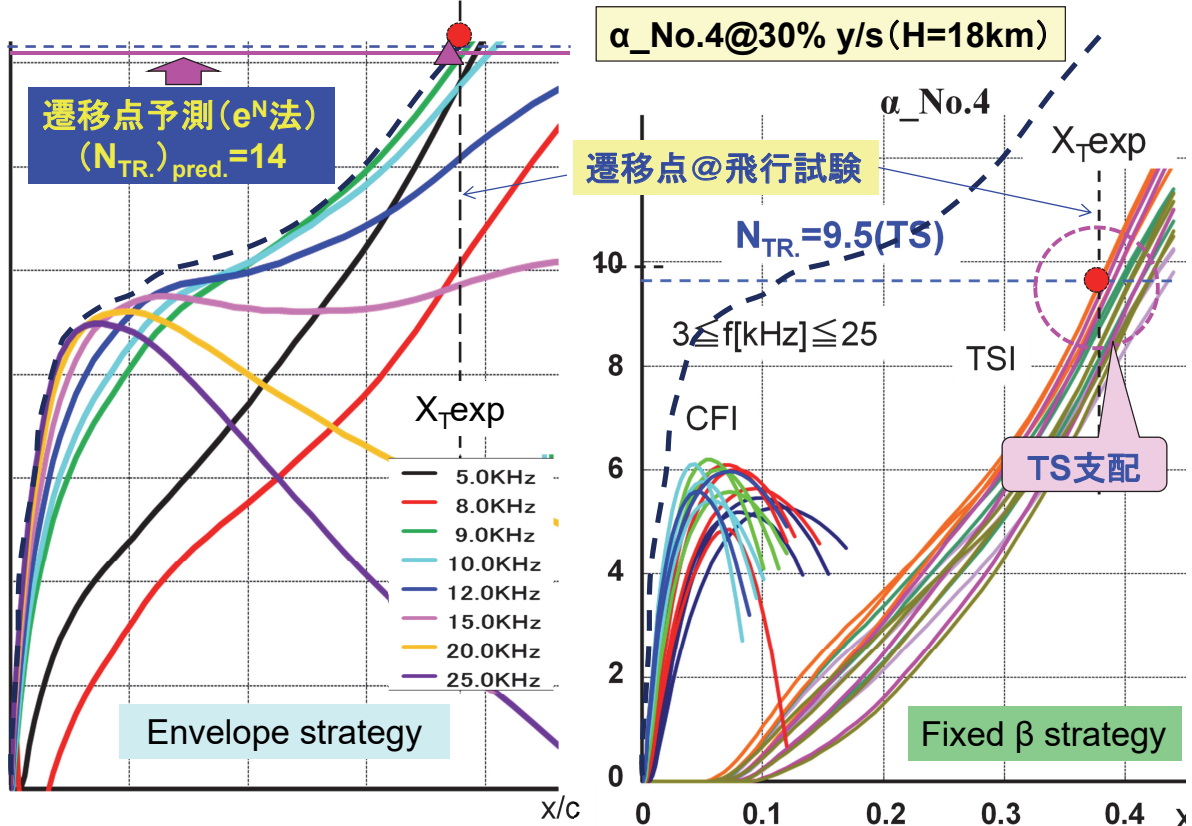
α -sweep No.4 ($M=2.0, \alpha=1.6^\circ, C_L=0.1, H=18\text{km}, Re_c=14.9\text{M}$)



(出典: JAXA-RM-12-009E)

17

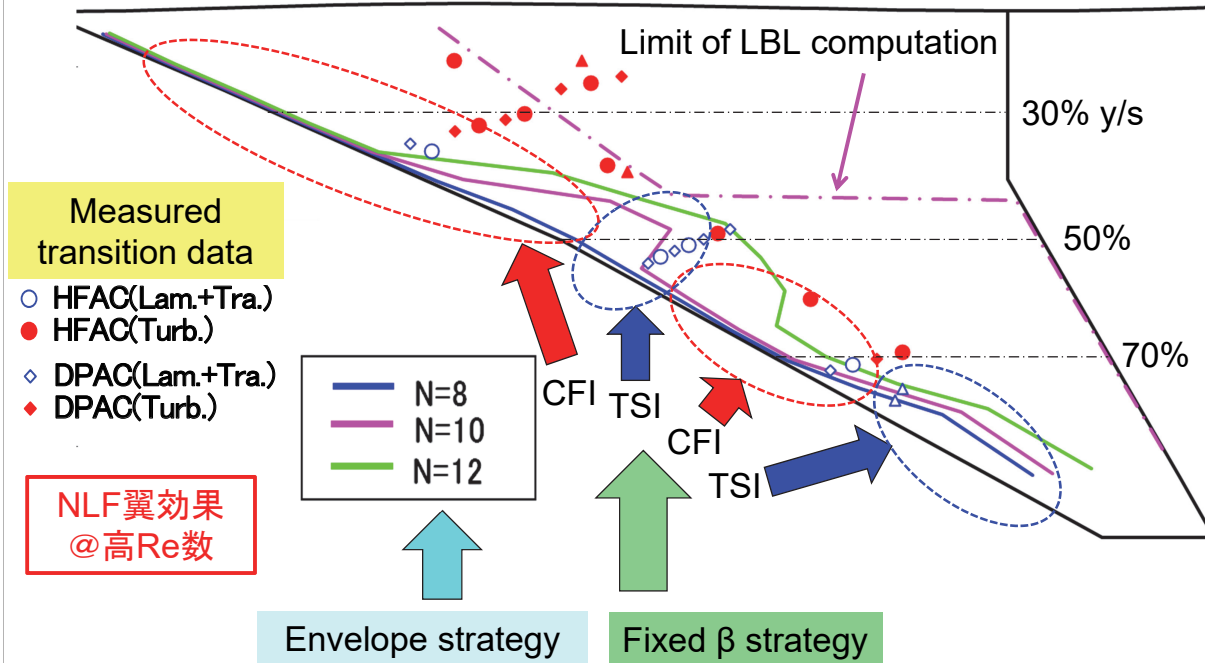
2. SST: NEXST-1飛行実験結果③



(出典: JAXA-RM-12-009E)

2. SST: NEXST-1飛行実験結果④

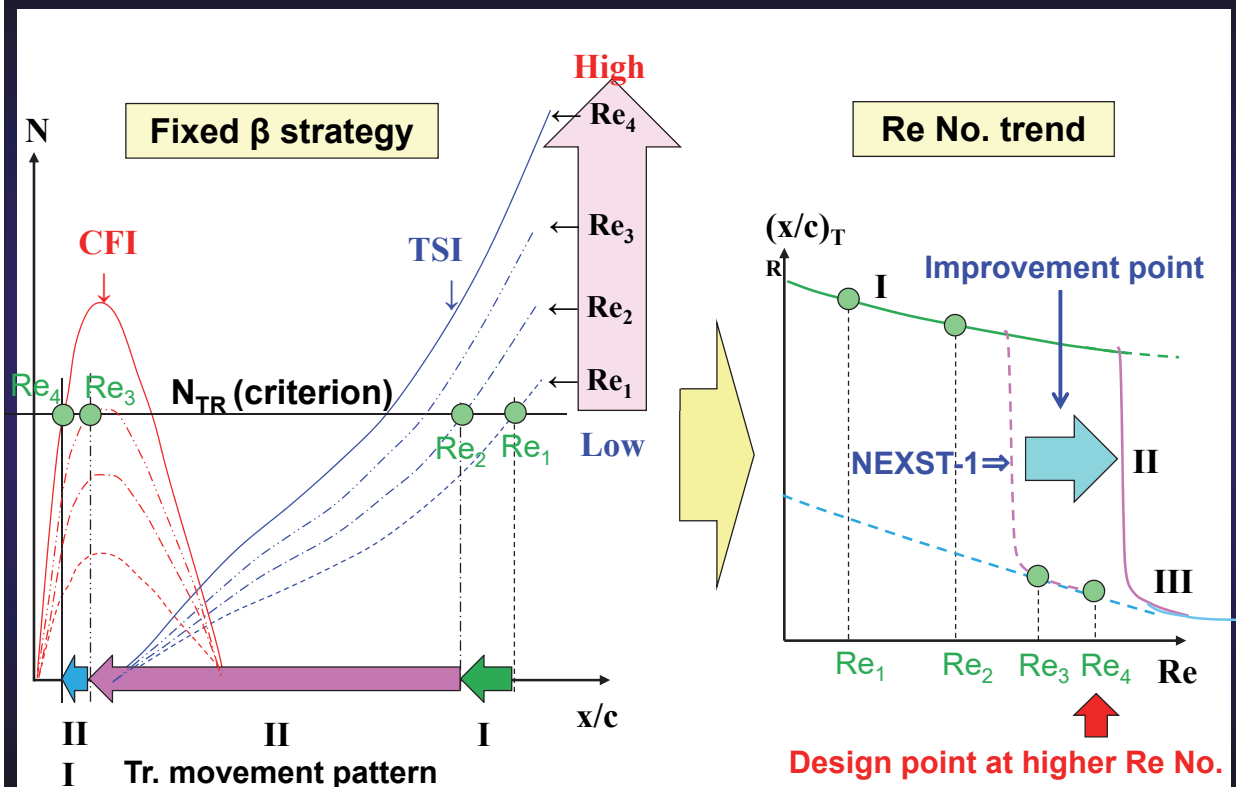
Re-sweep No.5 ($M=2.0$, $\alpha=1.6^\circ$, $C_L=0.1$, $H=11.7\text{km}$, $Re_c=35.2\text{ M}$)



(出典: JAXA-RM-12-009E)

19

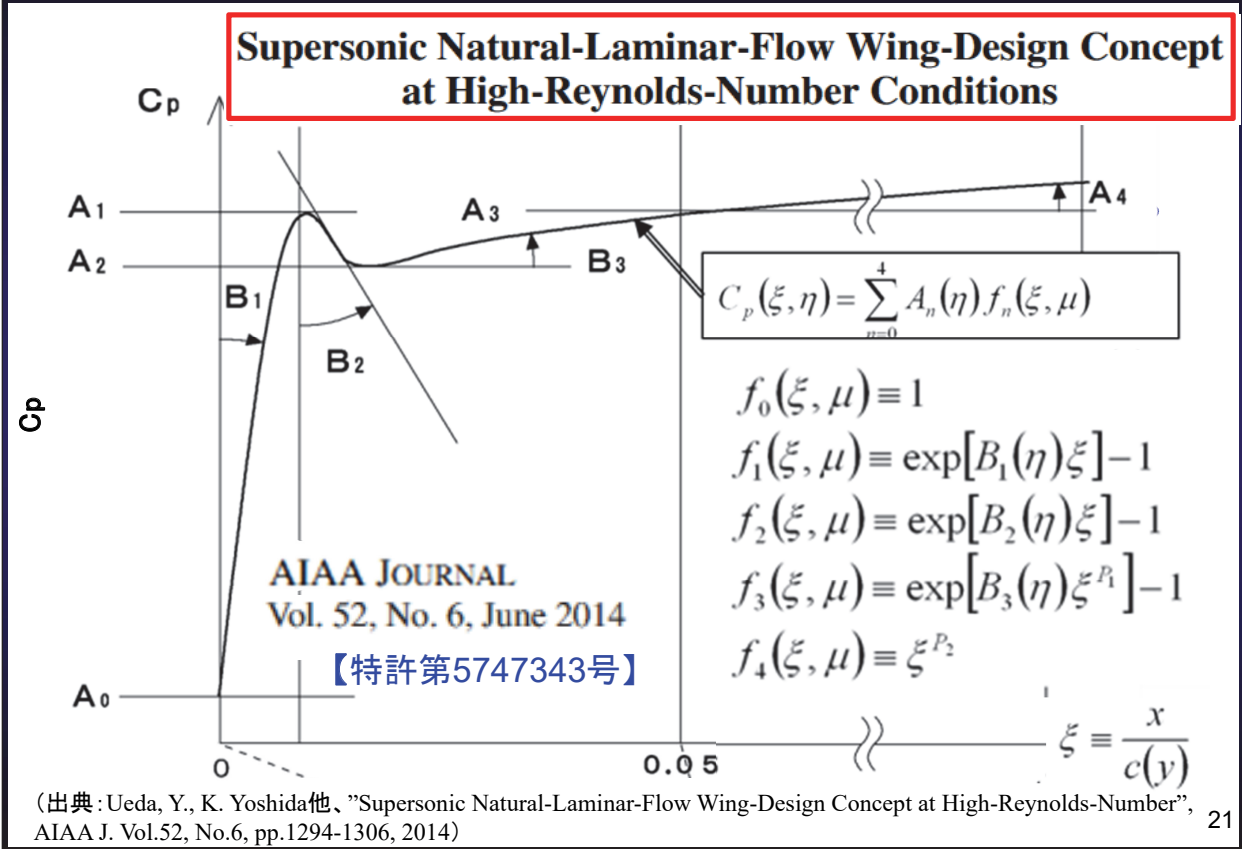
2. SST: 遷移とレイノルズ数の関係



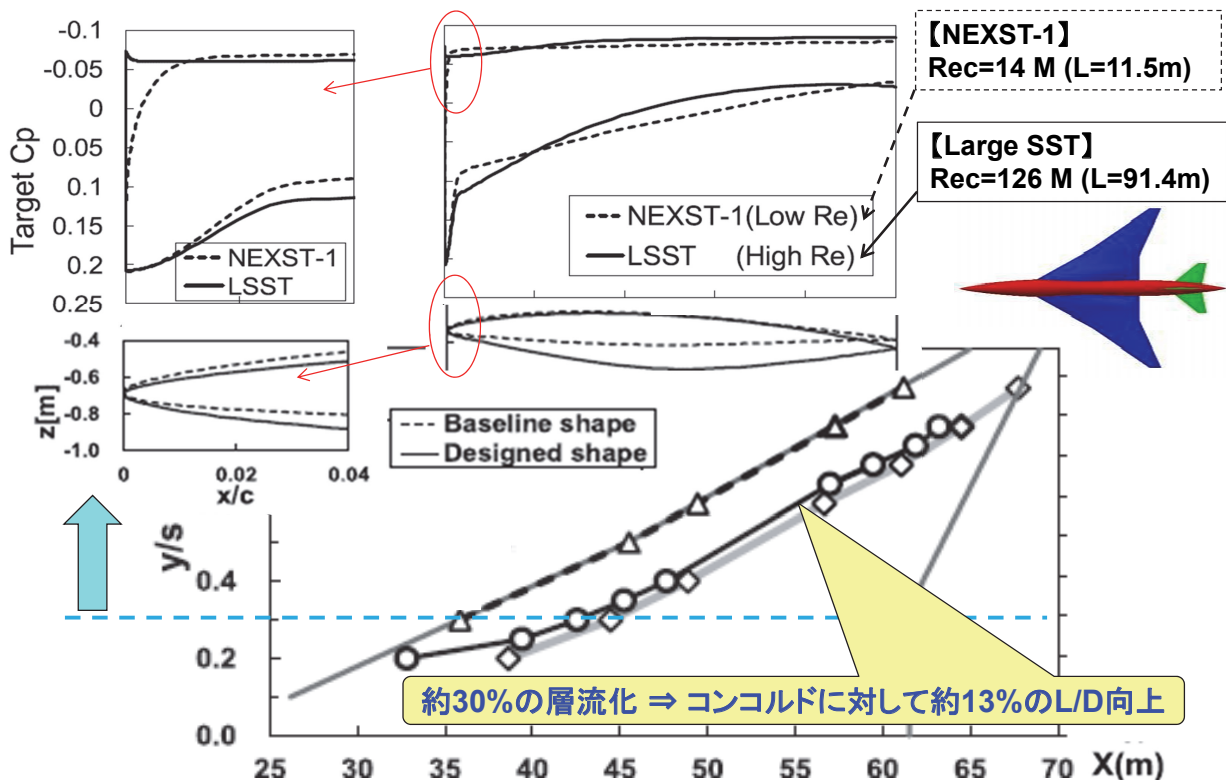
(出典: JAXA-RM-12-009E)

20

2. SST: NEXST-1成果の拡張①



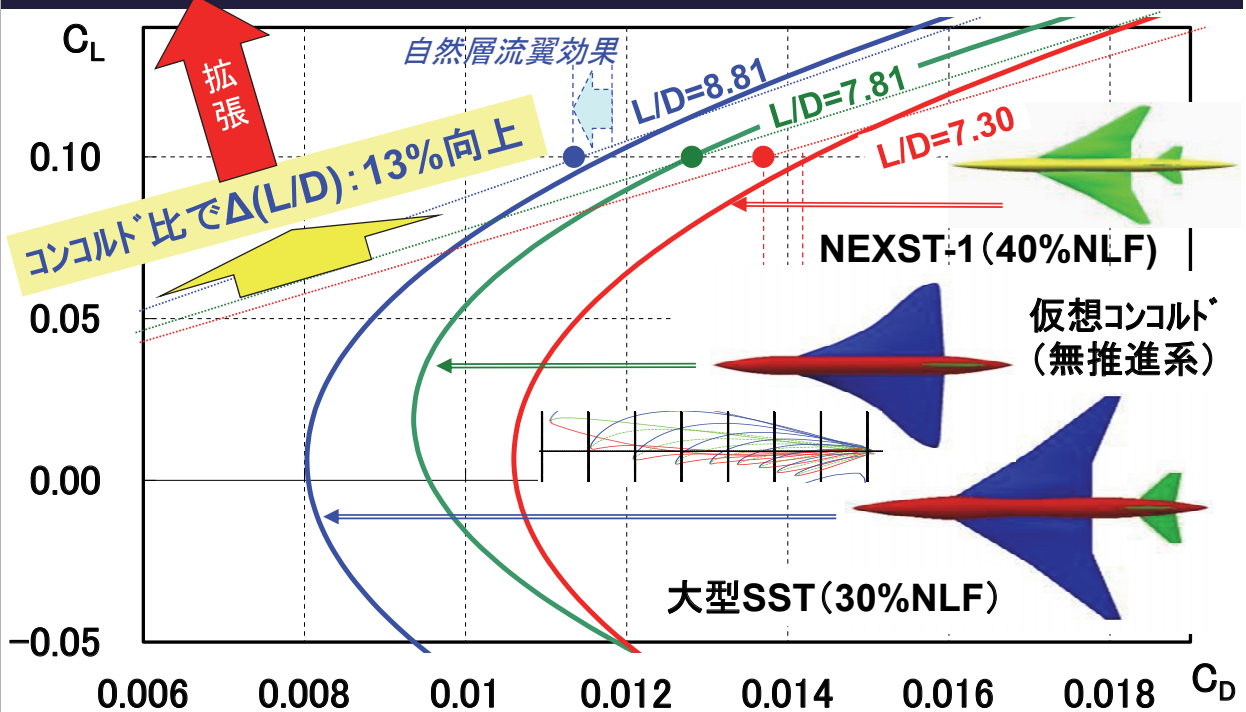
2. SST: NEXST-1成果の拡張②



(出典: 吉田憲司, "JAXA超音速実験機プロジェクトに関するRe数効果の考察", 日本航空宇宙学科誌, Vol.67, No.1, pp.24-30, 2019)

2. SST: NEXST-1プロジェクト成果

実機を想定した自然層流翼設計技術(特許第5747343号)



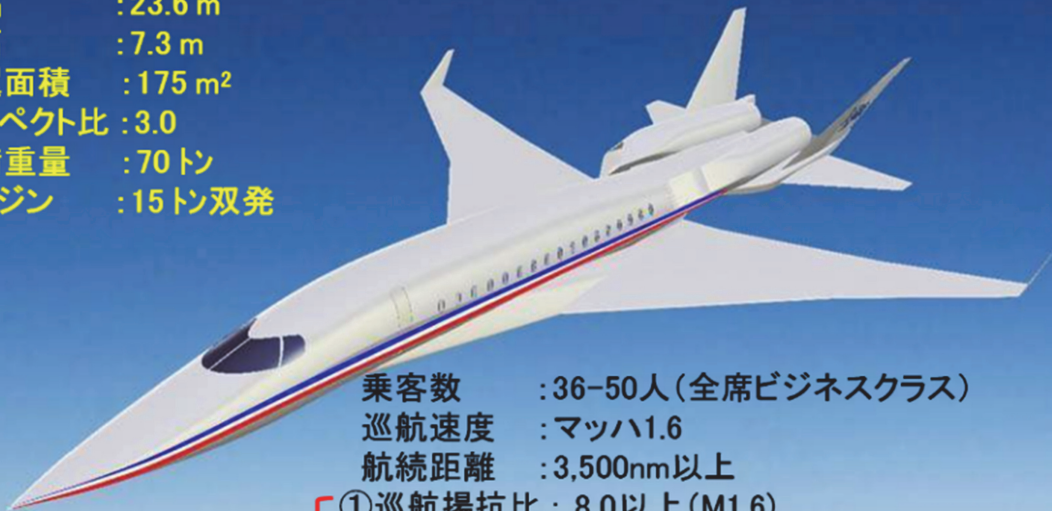
(出典: K. Yoshida, "Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 45, pp.124-146, 2009)

2. SST: S3プログラムの概要

静粛超音速機技術の研究開発 (S3: Silent SuperSonic Technology Program)

全長 : 47.8 m
 全幅 : 23.6 m
 全高 : 7.3 m
 主翼面積 : 175 m²
 アスペクト比 : 3.0
 全備重量 : 70 トン
 エンジン : 15 トン双発

小型超音速旅客機のJAXA案



乗客数 : 36-50人(全席ビジネスクラス)
 巡航速度 : マッハ1.6
 航続距離 : 3,500nm以上

技術目標

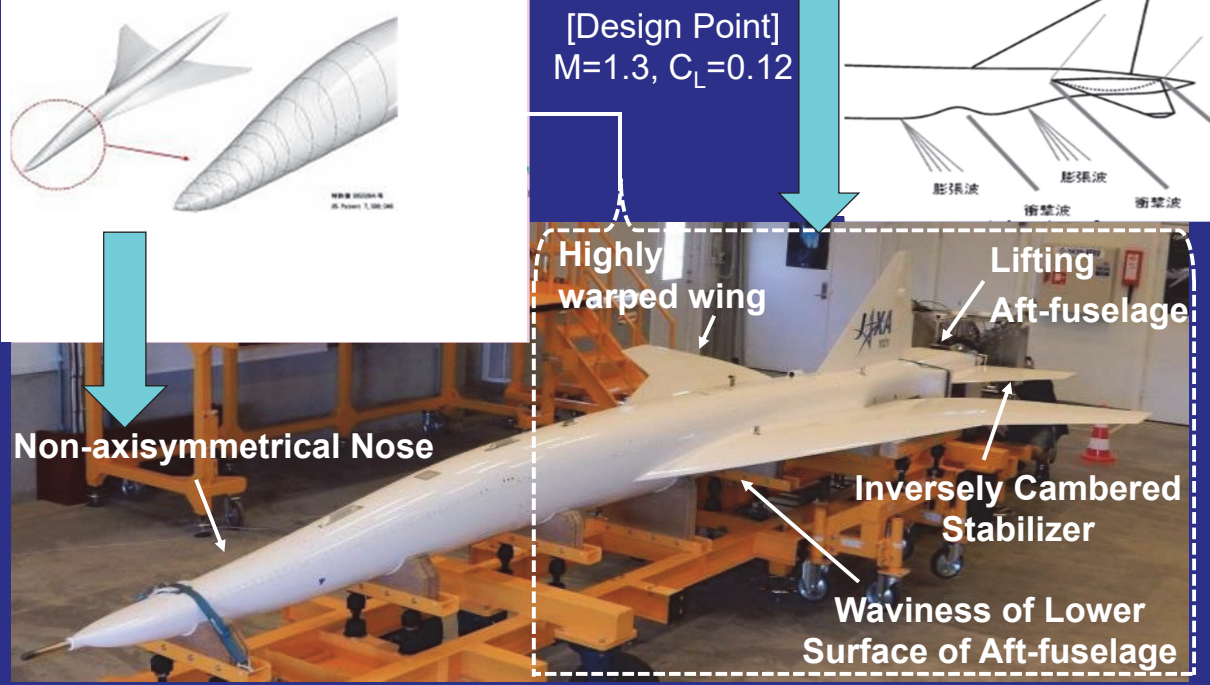
- ①巡航揚抗比 : 8.0以上 (M1.6)
- ②ソニックブーム : 0.5 psf以下
- ③空港騒音 : ICAO基準(Chap.4)に適合
- ④構造重量 : 複合材適用率50%(15%構造重量低減)

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: 低ブーム設計技術

先端ソニックブームを減らす特許
(特許3855064号 / US Patent 7309046)

後端ソニックブームを減らす特許
(特許5057374号)



(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: D-SENDプロジェクトの概要

- OD-SEND#1:** 2種類の軸対称体の落下試験。空中ブーム計測システムを確立。先端ブームの低減効果を実証(2011年5月実施)。
- OD-SEND#2:** 低ブーム設計概念を適用した試験機による飛行試験。計測ブームデータによって設計概念を飛行実証(2015年7月実施)

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

D-SEND: Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom
スウェーデンNEAT実験場

諸元	低ブーム形状
全長	8.0m
重量	610kg
最大直径	0.613m

諸元	円錐形状
全長	5.6m
重量	680kg
最大直径	0.613m

諸元	諸元
全備重量	1000kg
主翼面積	4.891m ²
主翼平均空力弦長	1.912m
主翼幅	3.510m
全長(ヒト含む)	7.913m
スタビレータ舵角	±20°
ラダー舵角	±20°

●重量: W=1.0 ton
●全長: L=7.7m

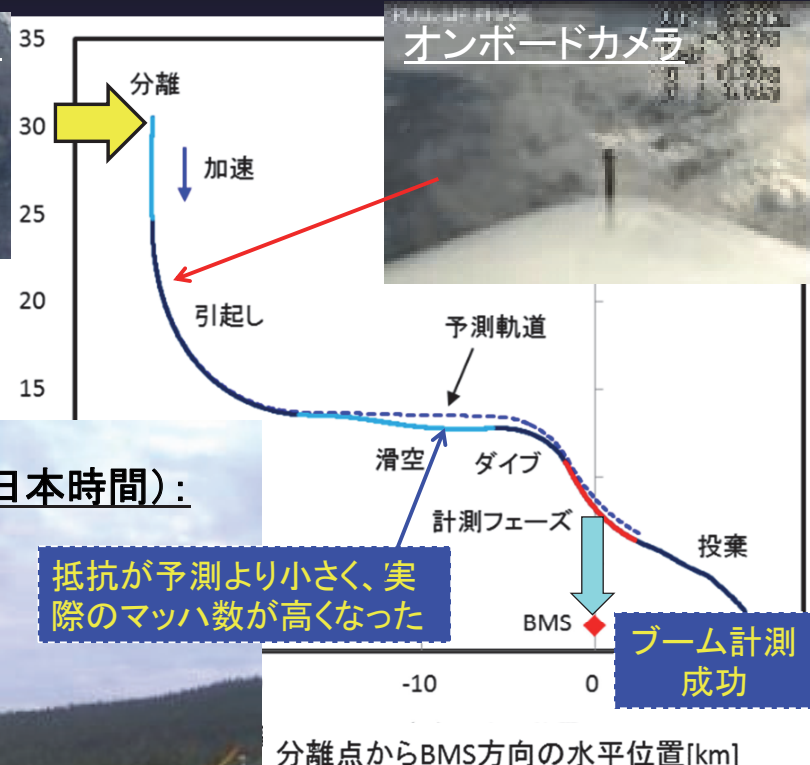
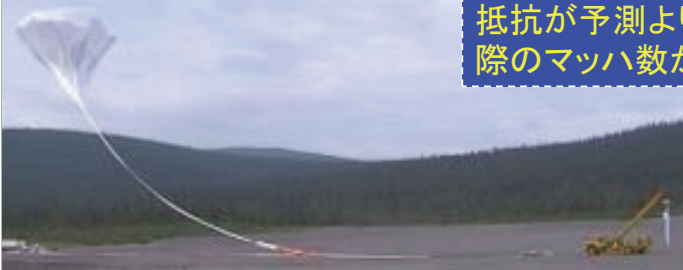
GPS衛星
NEAT: North European Aerospace Test Range
Kiruna
気球放球場
M=1.3, 50度ダイブ飛行
最大マッハ数1.8 (高度19km以下)
N型波形
低ブーム設計概念用モデル
低ブーム波形
低ブーム波形
低ブーム波形
データ受信
コマンド送信
BMS制御
気球放球場
係留気球(高度1km)
ブーム計測マイク
ブーム計測システム(BMS)

2. SST: D-SEND#2第2回飛行試験結果

同日17:00 (日本時間):
機体分離 (高度30.5km)



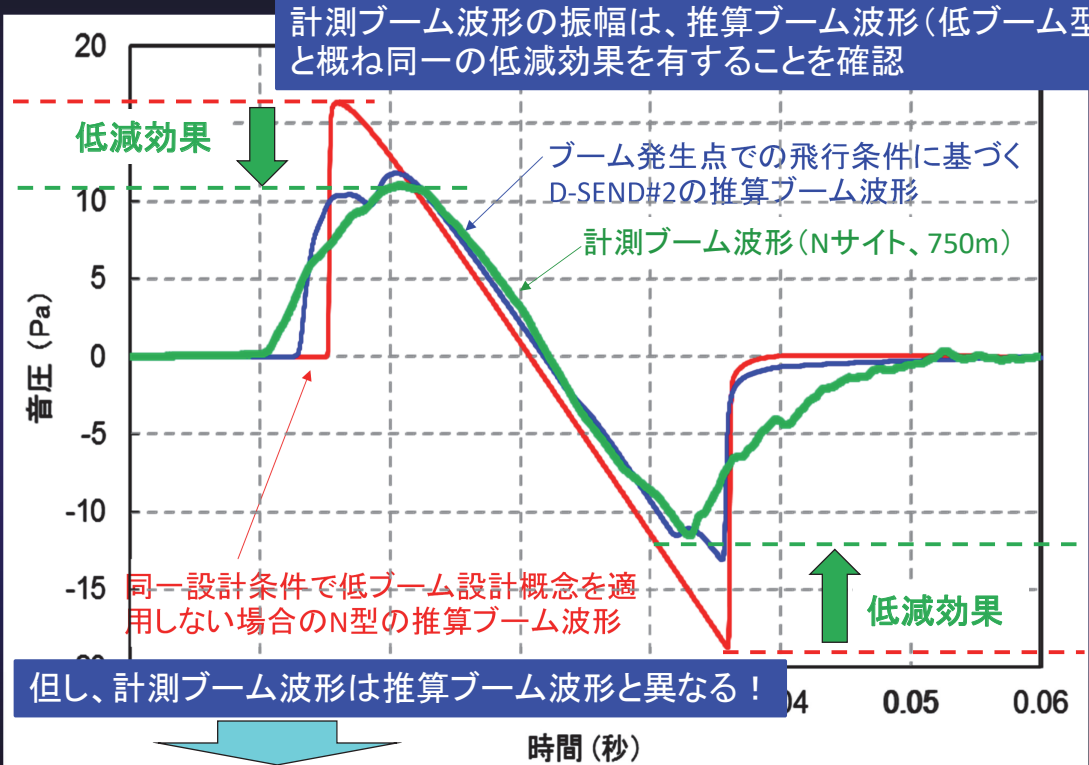
2015年7月24日11:43 (日本時間):
気球放球



抵抗が予測より小さく、実際のマッハ数が高くなった

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: D-SEND#2第2回飛行試験結果



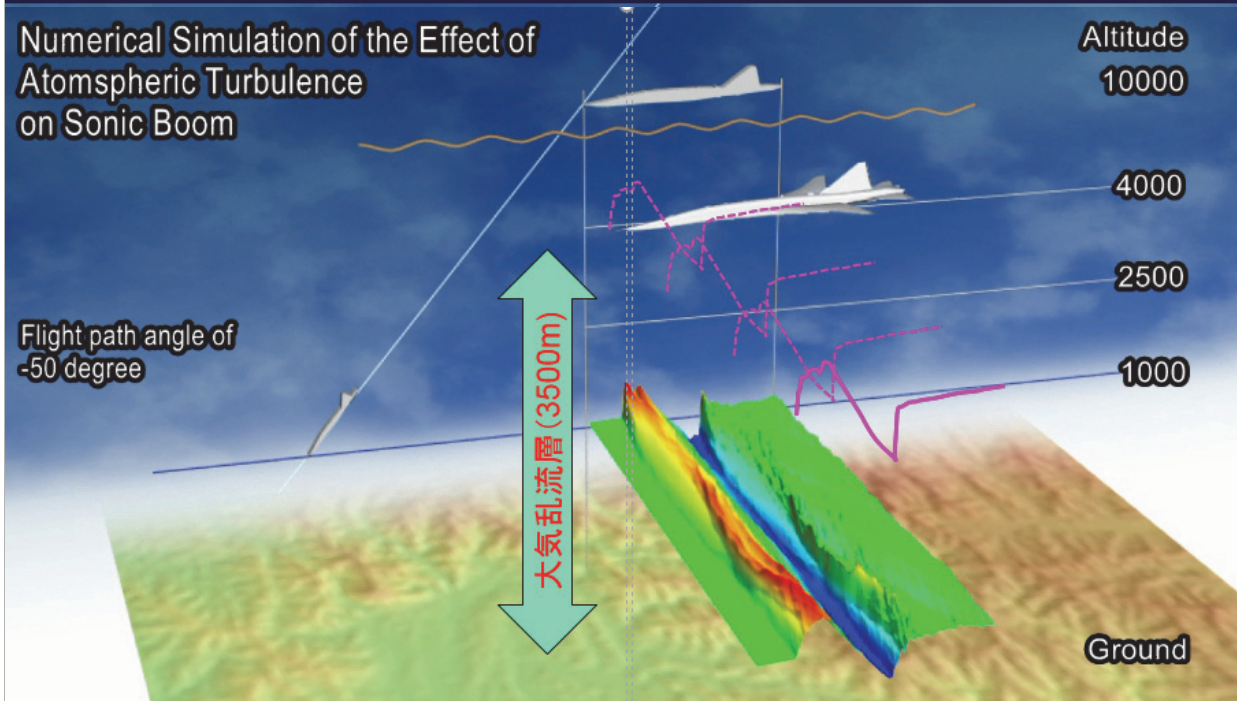
差異は大気乱流の影響と特定

(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: D-SEND#2第2回飛行試験の分析

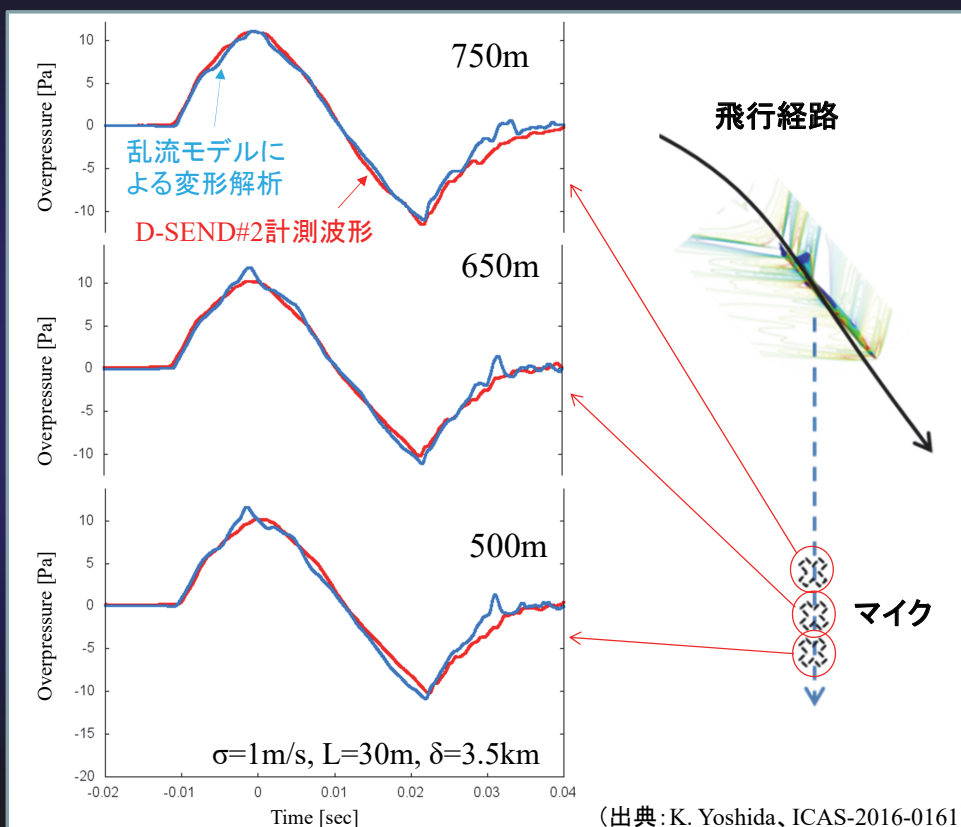
大気乱流モデル(Random Fourier Modes)による低ブーム波形の変形解析例

主要パラメタ: 速度変動(1m/s)、乱流渦スケール(30m)、乱流層厚さ(3.5km)



(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: D-SEND#2第2回飛行試験結果の分析



(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)

2. SST: D-SEND#2空力特性モデルの評価

○空弾変形及び突起物効果を考慮したCFD解析による C_D 内訳の分析

$$C_D(\text{model}) = C_{Dp} + \Delta C_{Ds} + C_{D\text{misc}} + C_{Df} + C_{D\text{flex}}$$

Drag[cts] pressure stabilator Bump, Gap friction elastic

引起こし	CL	CD	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	$C_{D\text{misc}}$ (Bump)	$C_{D\text{misc}}$ (Gap)	C_{Df}	$C_{D\text{flex}}$
Model	0.287	551	448	-22	14	13	89(PH)	7
CFD	0.300	479	444	-55	5	0	87(SA)	-2
FLT	0.298	459						

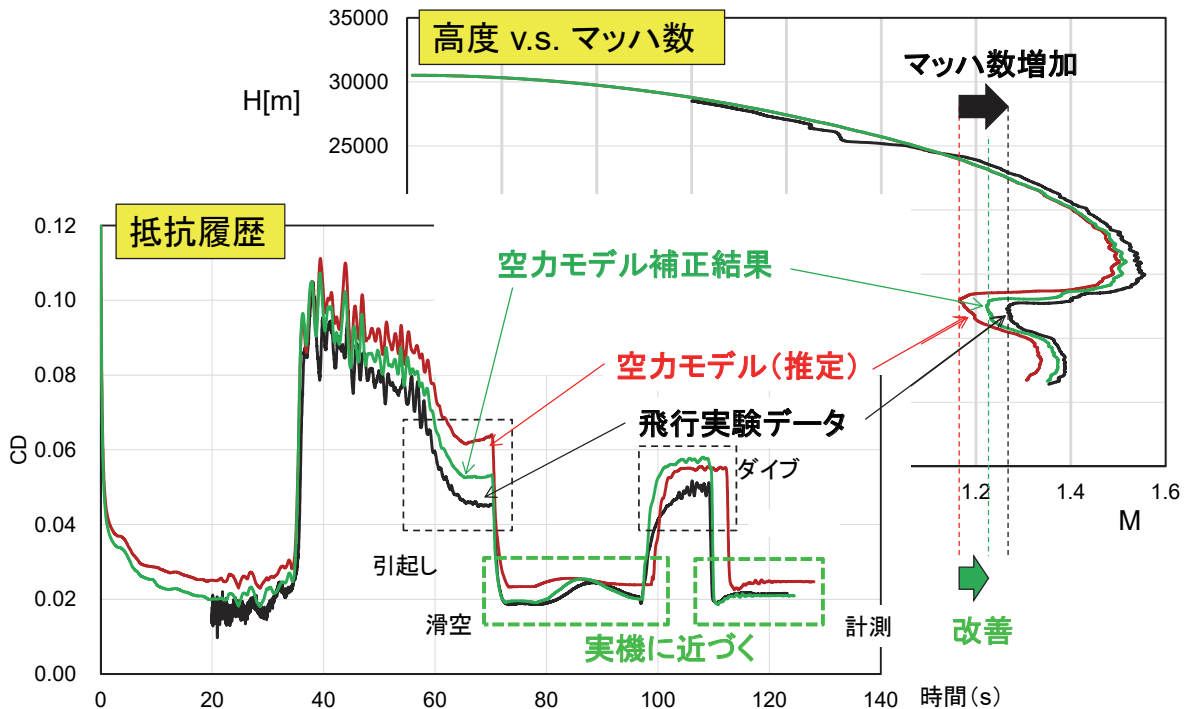
計測	CL	CD	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	$C_{D\text{misc}}$ (Bump)	$C_{D\text{misc}}$ (Gap)	C_{Df}	$C_{D\text{flex}}$
Model	0.116	253	134	6	14	14	82(PH)	2
CFD	0.125	222	135	-4	5	0	82(SA)	4
FLT	0.121	213						

C_D を一律-30ctsし、 ΔC_L s, ΔC_D s, ΔC_m sをCFD結果から線形補間

(出典: 牧野、二宮、“D-SEND#2空力特性モデルの評価”、日本航空宇宙学会第47回年会講演会、2A6、2016)

2. SST: D-SEND#2空力特性モデルの評価

○補正: C_D を一律30cts低減し、 ΔC_L s, ΔC_D s, ΔC_m sをCFD結果から線形補間



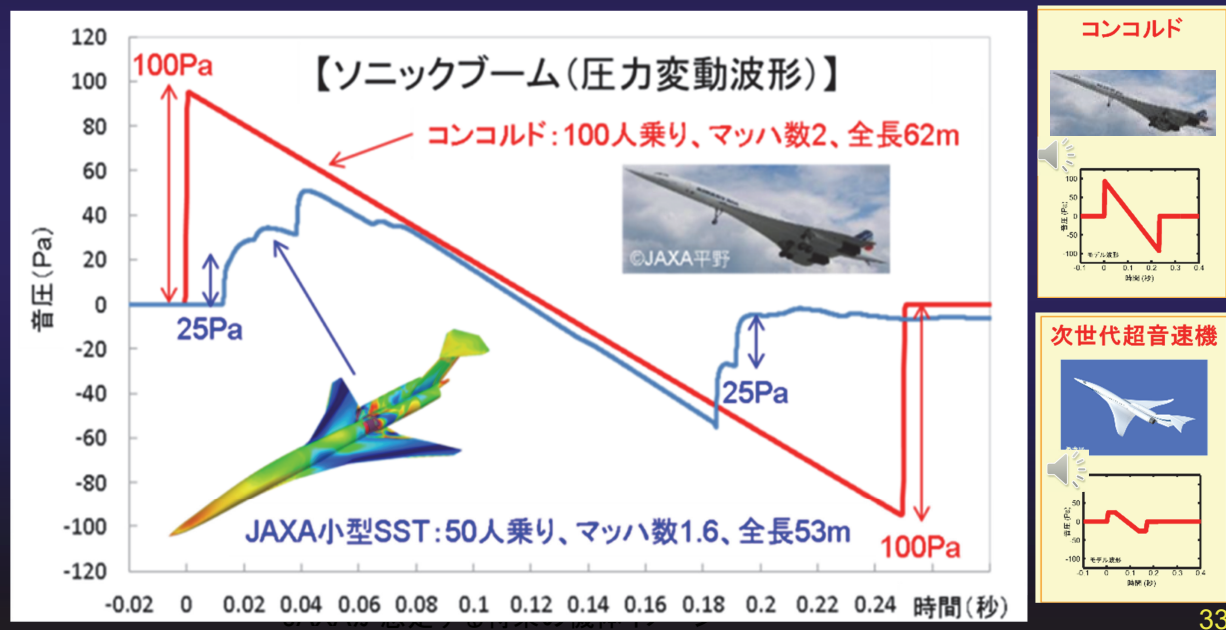
(出典: 牧野、二宮、“D-SEND#2空力特性モデルの評価”、日本航空宇宙学会第47回年会講演会、2A6、2016)

2. SST: S3プログラムの成果

○「低ソニックブーム設計概念(D-SEND成果)」の適用効果

- ・ 50人規模の小型超音速旅客機(コンコルド重量の約40%)に適用した場合、コンコルドのブーム強度(Δp)を約1/4まで低減可能

→ 将来のブーム基準をクリアできる可能性を有する。(出典: K. Yoshida, ICAS-2016-0161)



本日の講演内容



1. はじめに
 - ・自己紹介、他
2. 超音速旅客機の研究について
 - (1) 自然層流翼設計概念実証(NEXST-1プロジェクト)
 - (2) 低ソニックブーム設計概念実証(D-SENDプロジェクト)
3. 空気力学の研究について
 - (1) ヘリブレード先端形状
 - (2) 2次元翼(翼型)の失速特性と最大揚力のRe数特性
 - (3) 3次元翼(単純後退翼)の最大揚力のRe数特性
4. まとめ
 - ・挑戦課題、他

3. 空力： 高速ヘリブレード先端形状の研究

○高速ヘリ用ブレード先端形状

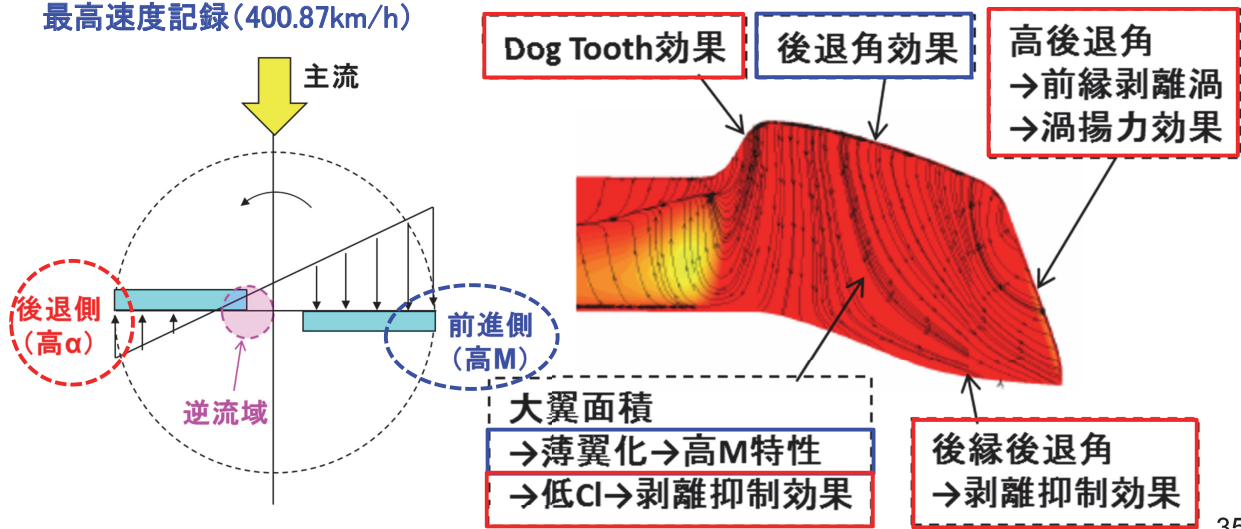
※) British Experimental Rotor Program



最高速度記録(400.87km/h)



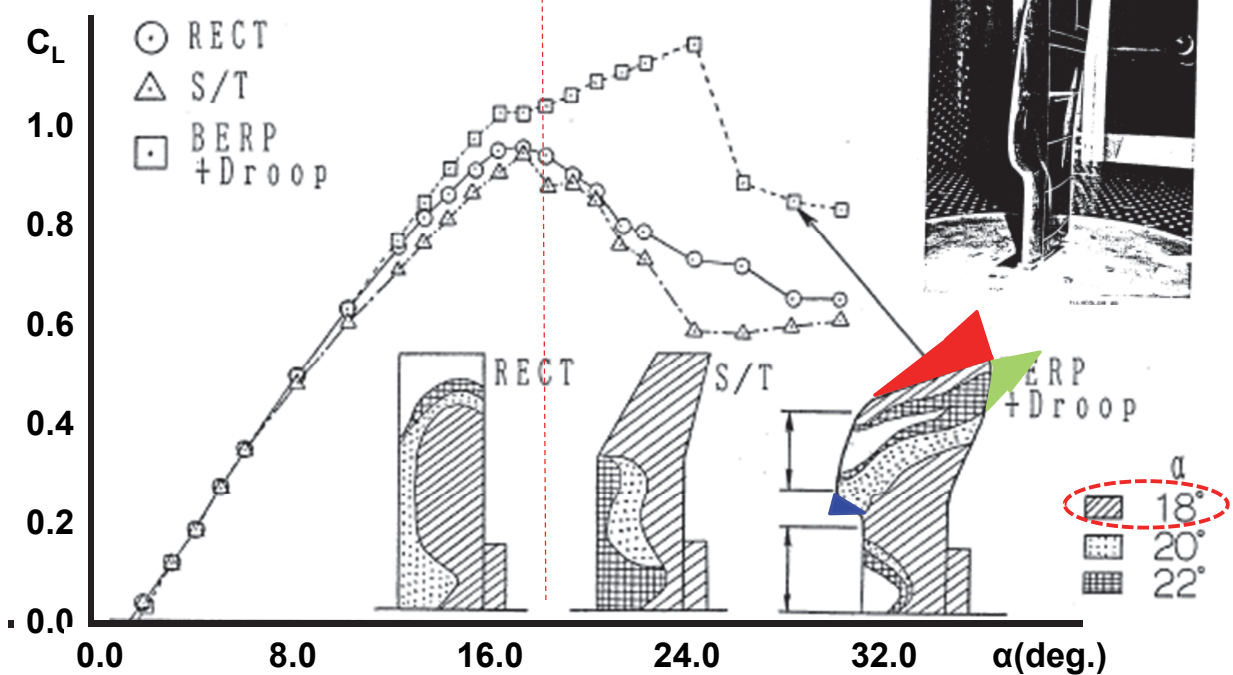
出典：
https://en.wikipedia.org/wiki/BERP_rotor



35

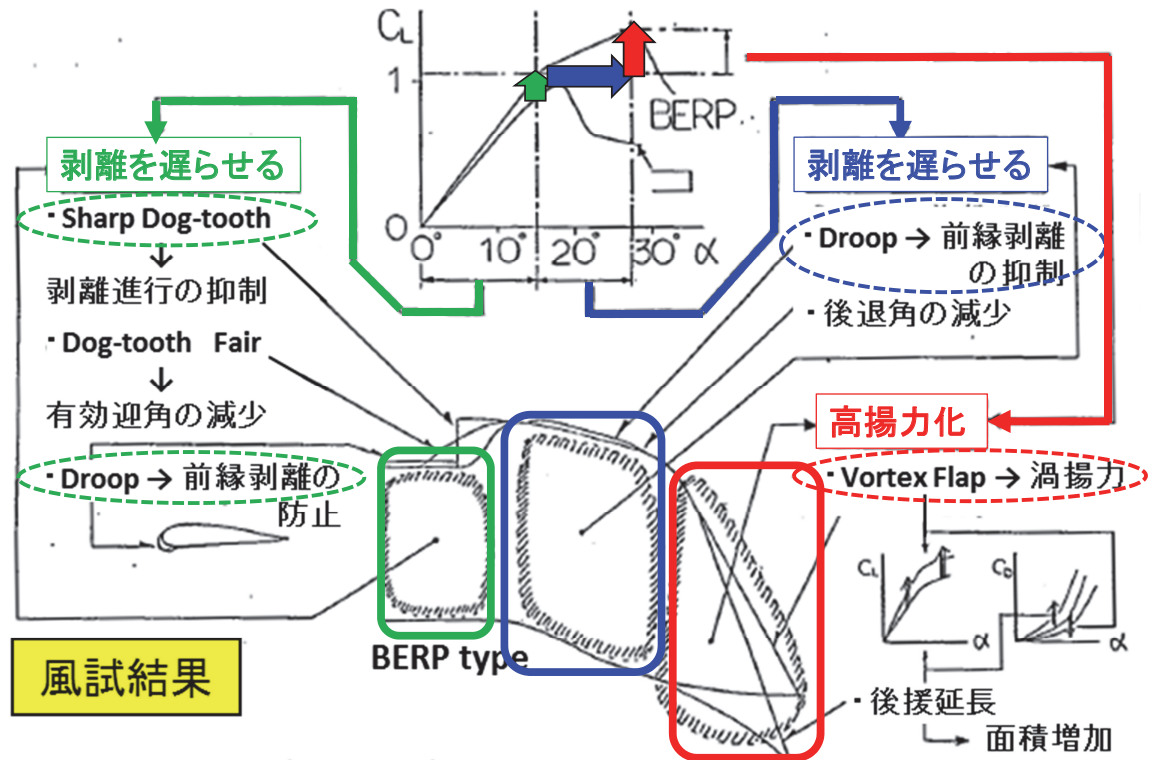
3. 空力： 高速ヘリブレード先端形状の研究

改善デバイス: Vortex Flap、後援延長、Sharp Dog-tooth



(出典: 吉田、他、“ヘリコプタ・ブレード先端形状の空力的改善効果について”、日本航空宇宙学会第20回年会、1989) 36

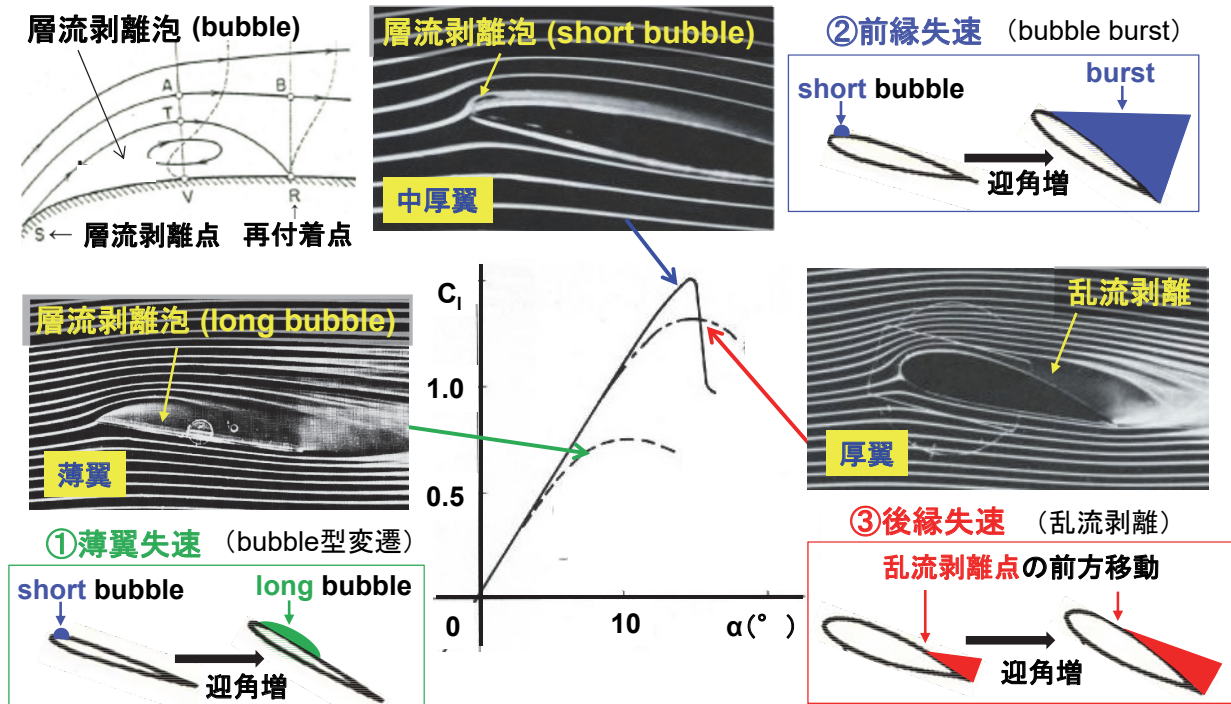
3. 空力： 高速ヘリブレード先端形状の研究



(出典: 吉田、他、「ヘリコプタ・ブレード先端形状の空力的改善効果について」、日本航空宇宙学会第20回年会、1989) 37

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

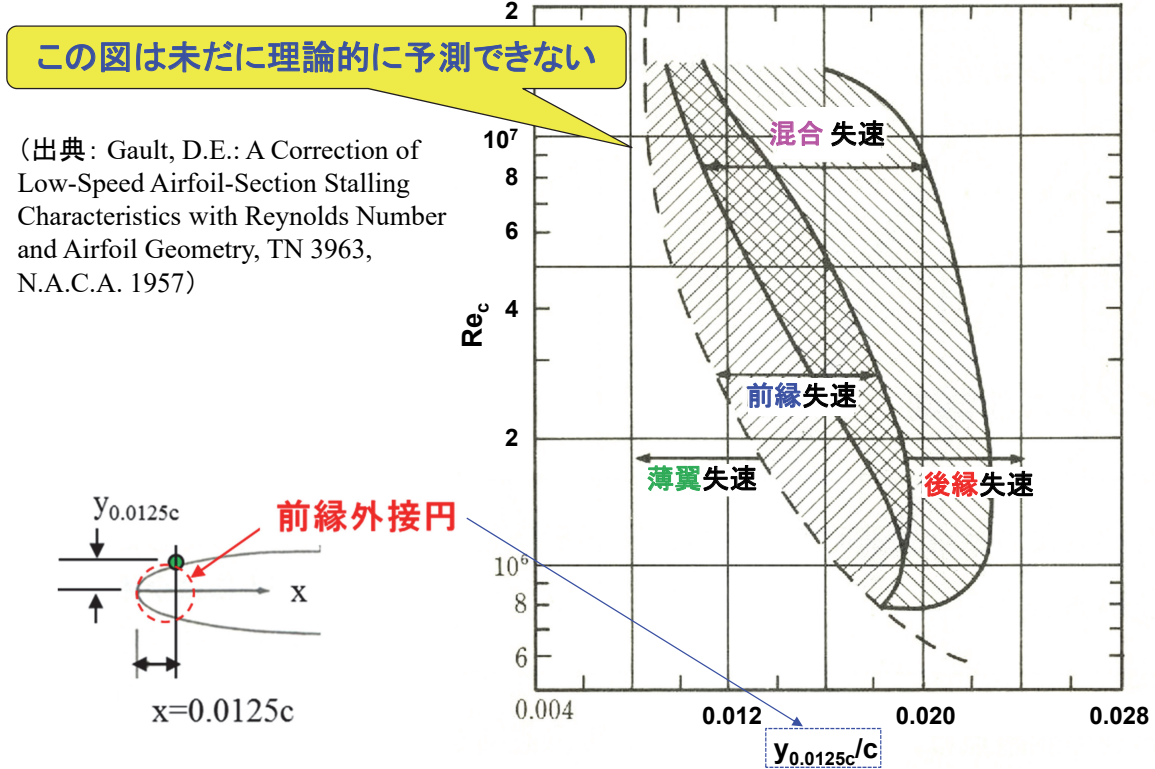
(1) 3つの失速型



(出典: ①日本機械学会編、写真集「流れ」、丸善、1984、②李家、「航空機設計法」、コロナ社、2011、③Tani, I., Low-Speed Flows Involving Bubble Separation, Progress in Aeronautical Sciences, 5, Pergamon, pp.70-103, 1964) 38

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

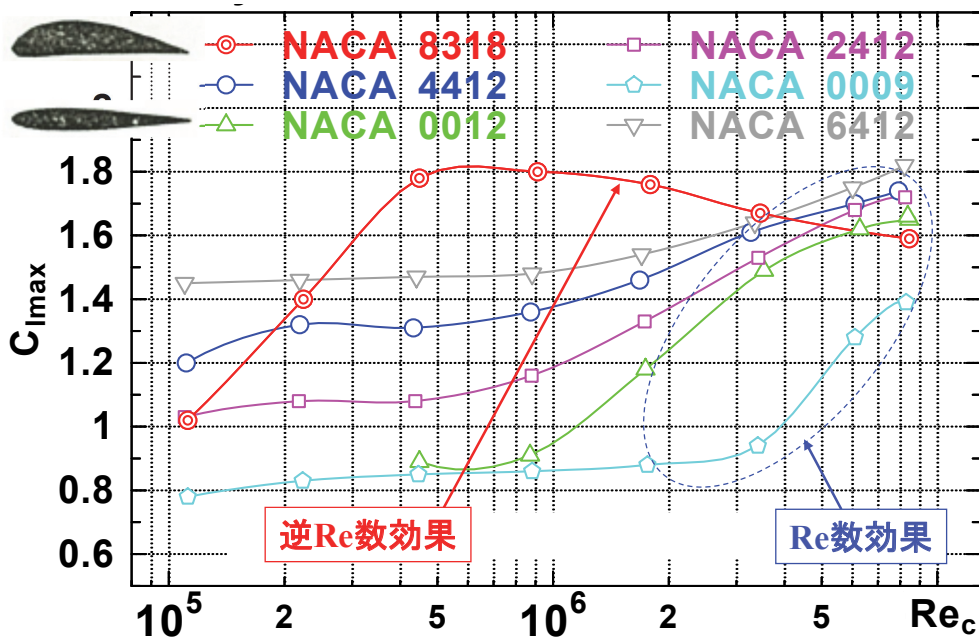
(2) 3つの失速型とRe数の相関



39

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

(3) 最大揚力のRe数効果： 代表的翼型のC_{lmax}のRe数挙動

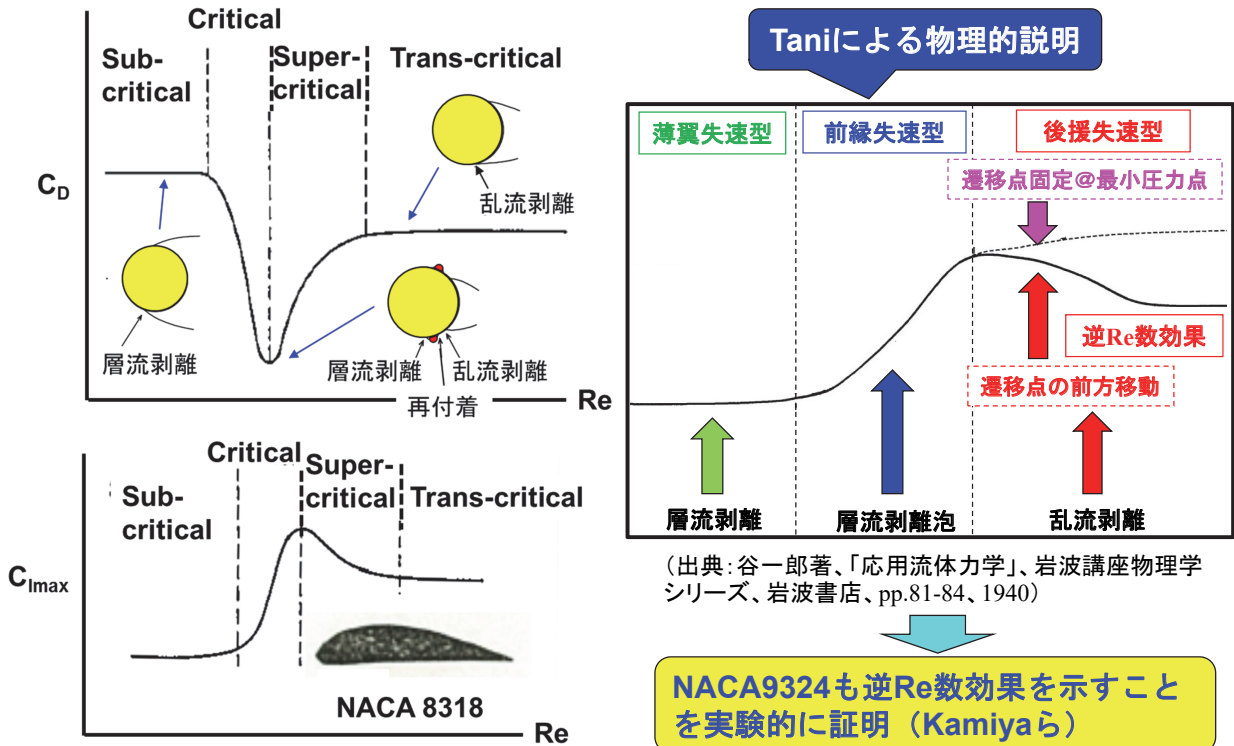


(出典: Jacobs, E.N., and Sherman, A.: Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number, NACA Report No. 586, 1936)

40

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

(3) 最大揚力とRe数効果： 円柱 C_D と翼型 C_{lmax} の対比

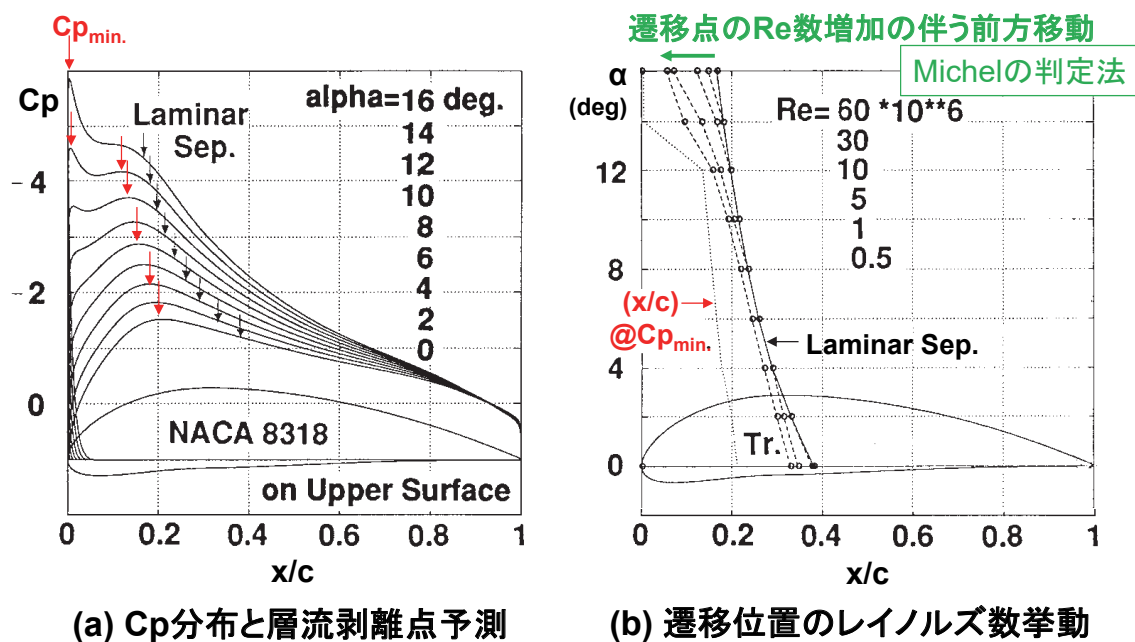


(出典: NAL空気力学第二部: 空気力学における諸問題(I)、NAL N-16、1973)

41

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

(3) 最大揚力とRe数効果： 境界層解析と逆Re数効果の識別



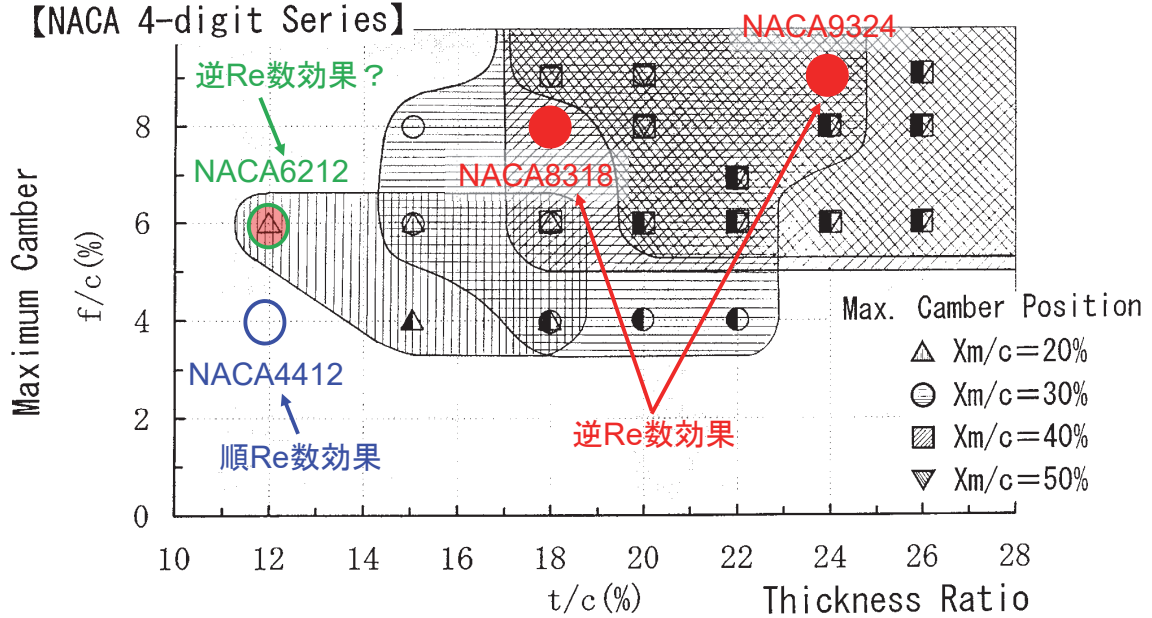
(出典: Yoshida, K., Ogoshi, H.: Study for Reynolds Number Effect on C_{lmax} of 2-Dimensional Airfoils, ICAS-96-2.1.2. 1996)

42

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

(3)最大揚力とRe数効果： 境界層解析と逆Re数効果の識別

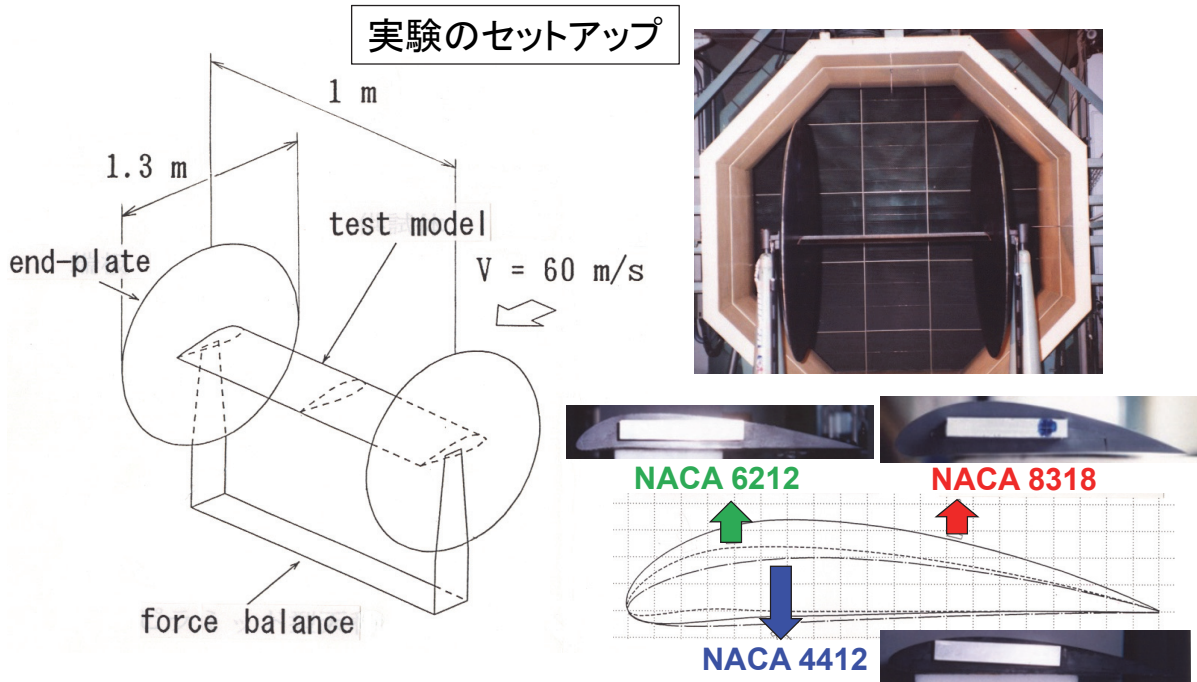
NACA 4字翼型で逆Re数効果の発生が予測される翼型の分類



(出典: Yoshida, K., Ogoshi, H.: Study for Reynolds Number Effect on C_{lmax} of 2-Dimensional Airfoils, ICAS-96-2.1.2. 1996)

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

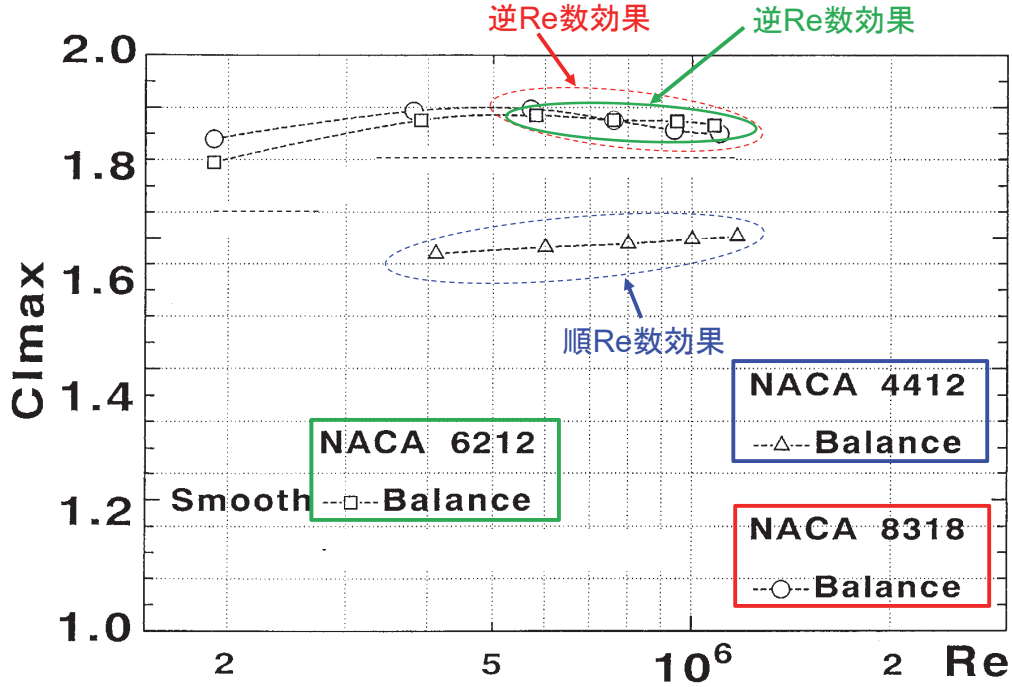
(3)最大揚力とRe数効果： 実験的な検証例



(出典: Yoshida, K., Ogoshi, H.: Study for Reynolds Number Effect on C_{lmax} of 2-Dimensional Airfoils, ICAS-96-2.1.2. 1996)

3. 空力： 2次元翼(翼型)の揚力特性

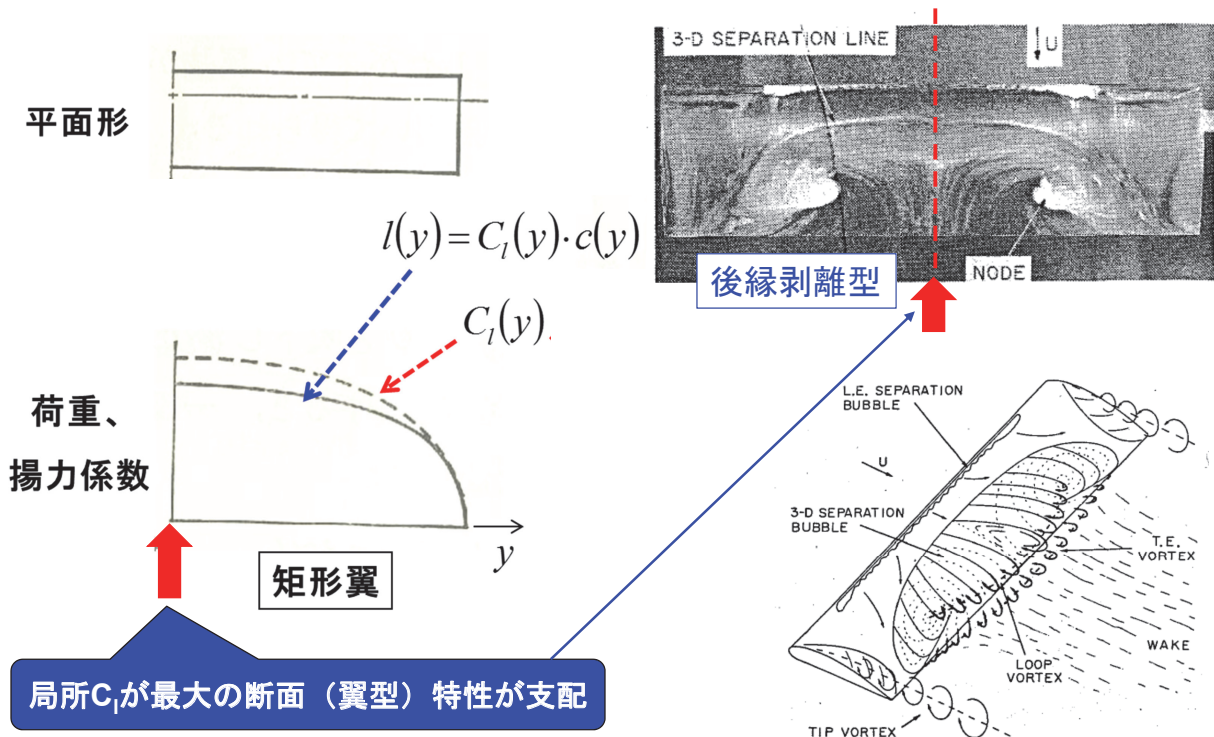
(3) 最大揚力とRe数効果： 実験的な検証例



(出典: Yoshida, K., Ogoshi, H.: Study for Reynolds Number Effect on Clmax of 2-Dimensional Airfoils, ICAS-96-2.1.2. 1996)

3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

(1) 矩形翼の失速特性： 高迎角時の剥離パターンとモデル



(出展: 東昭: 航空工学I、裳華房、1989)

(出典: Winklemann, A.E., Barlow J.B., AIAA J. Vol.18, No.8, p.1006, 1980) 46

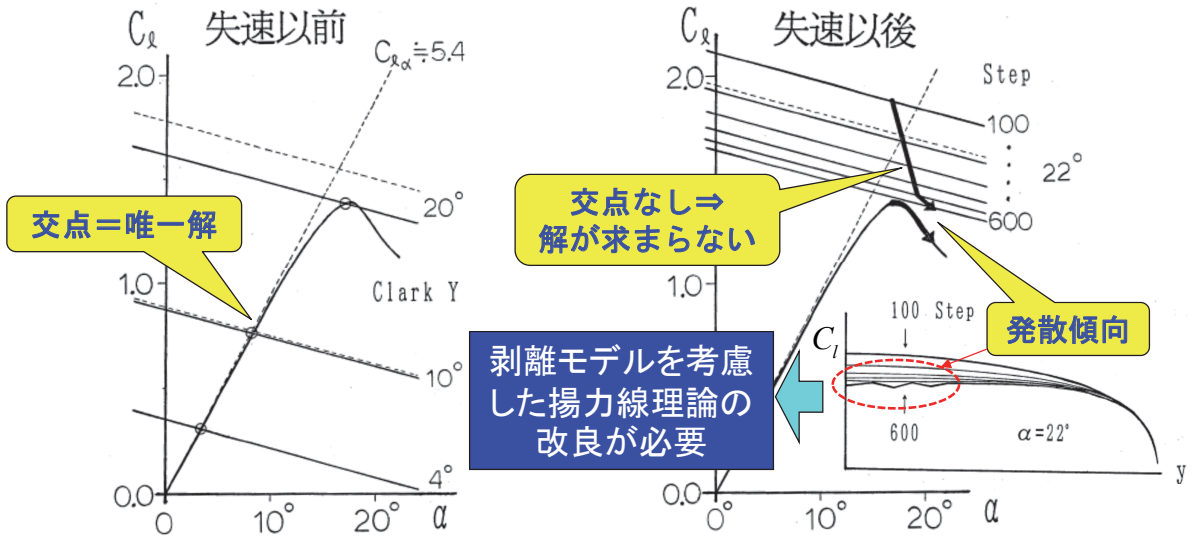
3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

(1) 矩形翼の失速特性： 揚力線理論の適用課題

$$C_l[\alpha_e(y_m)] = \frac{A_m \alpha_e(y_m) + B_m}{\dots}$$

2次元揚力特性 揚力線理論 ($A_m < 0, B_m > 0$)

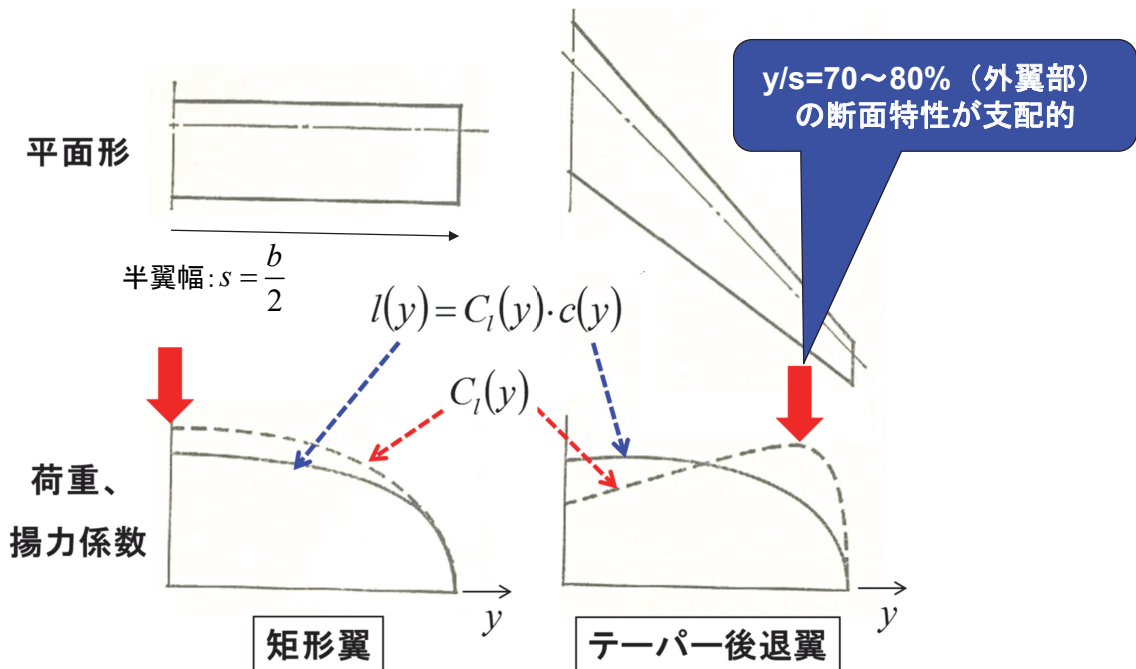
$$\left\{ \begin{aligned} \alpha_e(y) &= \alpha - \frac{1}{4\pi} \int_{-s}^s \frac{1}{y-y'} \frac{d\Gamma}{dy'} dy' \\ \Gamma(y) &= f[\alpha_e(y)] \end{aligned} \right.$$



(出典：吉田、揚力線理論を用いた矩形翼の失速付近の考察、第20期年会講演会、1989)

3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

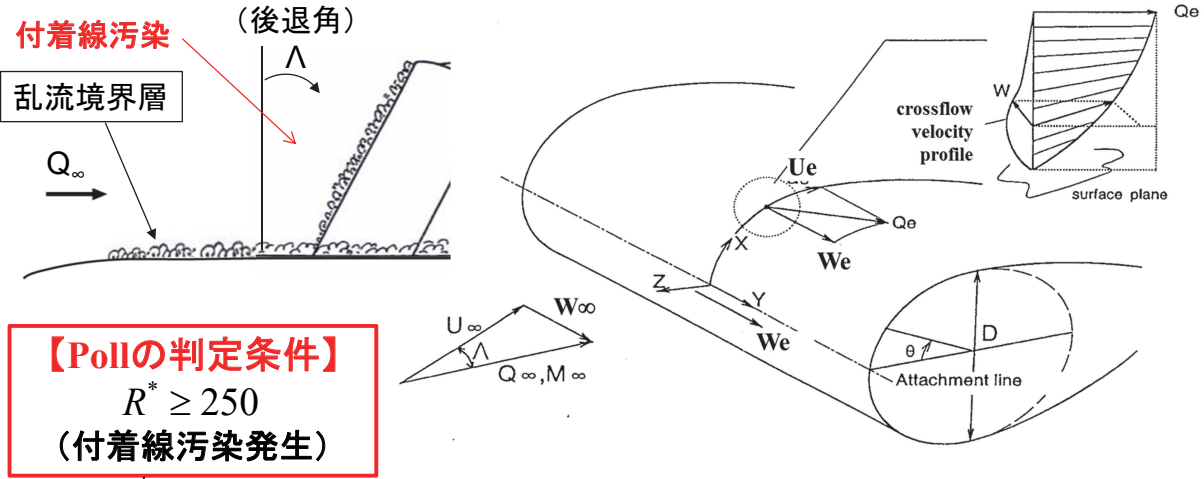
(2) Swept taper翼の C_{Lmax} のRe数効果： 局所 C_l の最大位置



(出展：東昭：航空工学I、裳華房、1989)

3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

(2) Swept taper翼の C_{Lmax} のRe数効果： 付着線汚染



【Pollの判定条件】
 $R^* \geq 250$
 (付着線汚染発生)

半経験則

$$R^* \equiv \frac{W_e \eta^*}{v^*} = \sqrt{\frac{W_e^2}{v^* \left(\frac{dU_e}{dx} \right)_{x=0}}} \cong \sqrt{\frac{Q_\infty D}{v_\infty}} \sqrt{\frac{\sin \Lambda \tan \Lambda}{\left(\frac{D}{U_\infty} \frac{dU_e}{dx} \right)_{x=0}}} \sqrt{\frac{v_\infty}{v^*}}$$

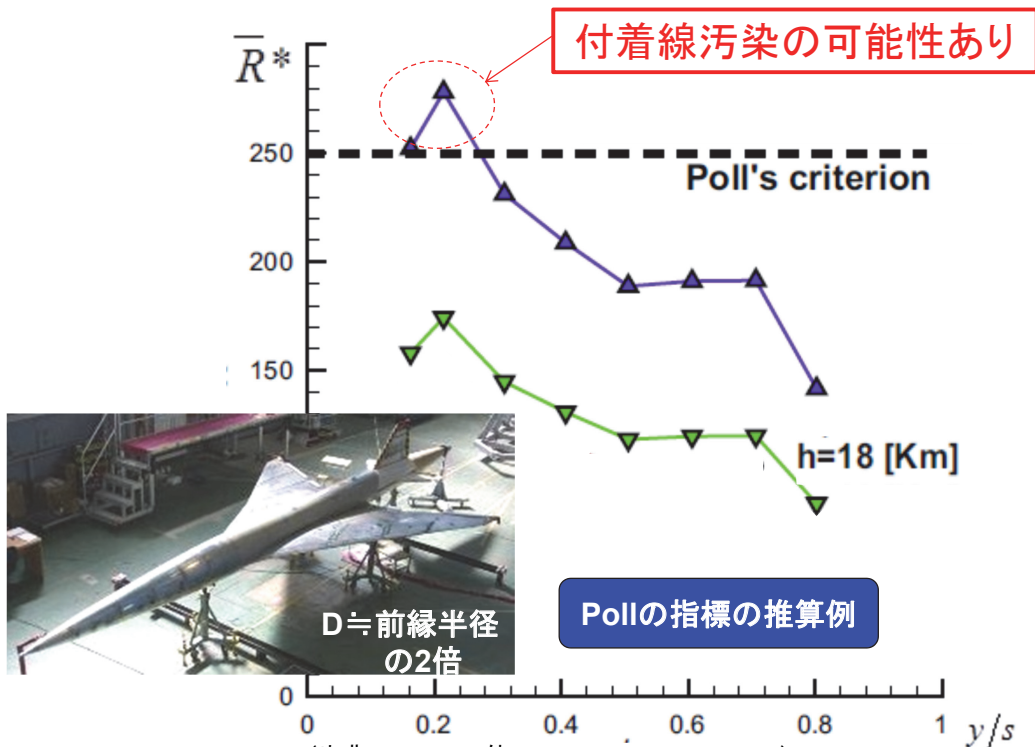
(Ref.:Poll, D.I.A., AIAA paper 85-0899, 1985)

厳密な定義式

円柱近似による定義式

3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

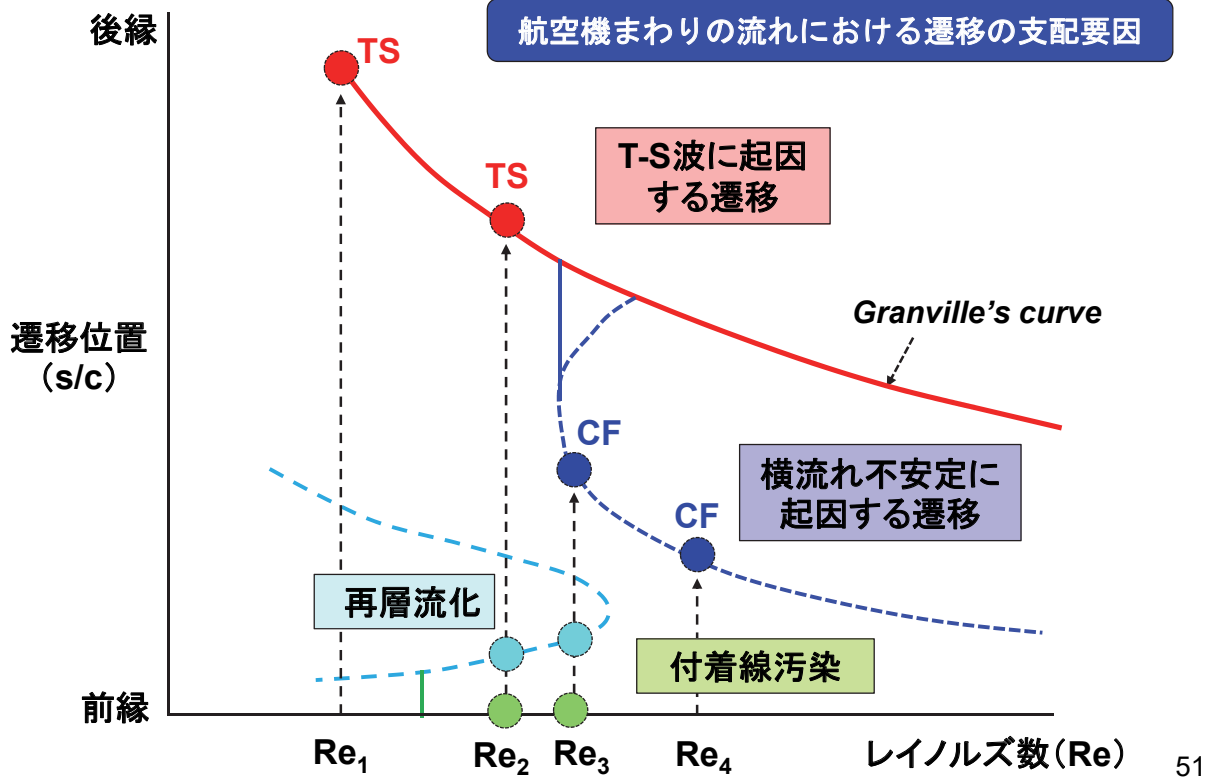
(2) Swept taper翼の C_{Lmax} のRe数効果： 付着線汚染



(出典:K. Yoshida他、JAXA-RR-08-007E, 2009)

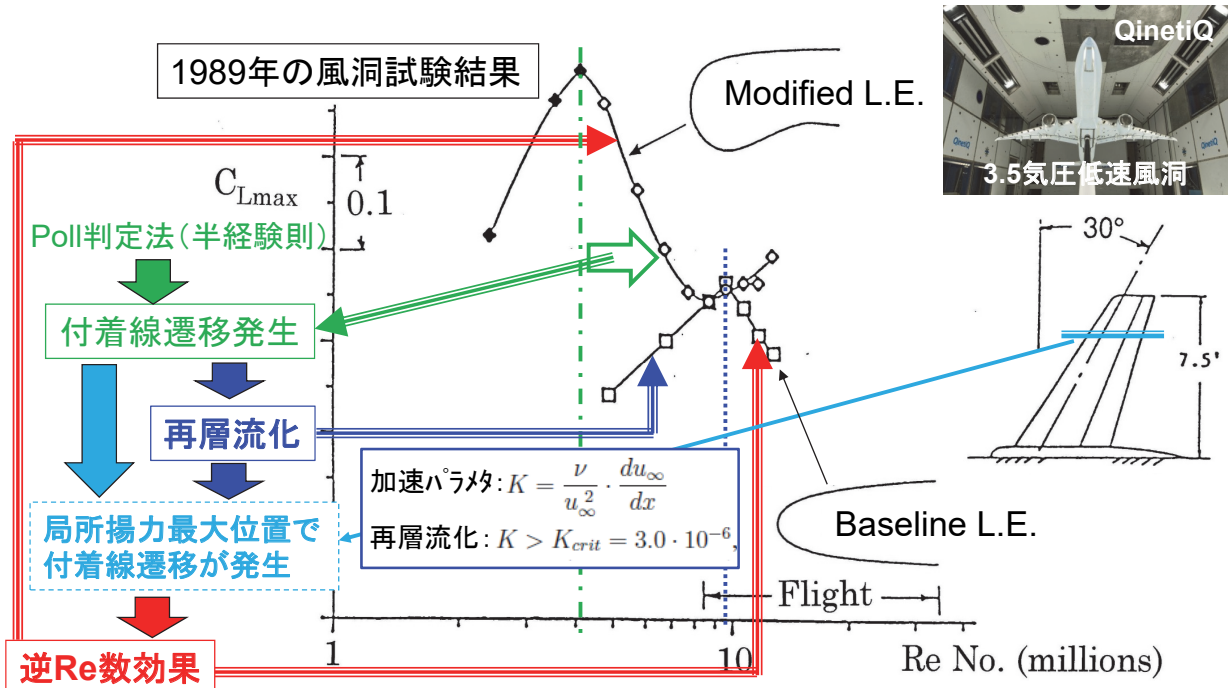
3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

Ref.: Petterson, K., & Rizzi, A., Progress in Aerospace Sciences, Vol.44 (2008), pp.295-313



3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

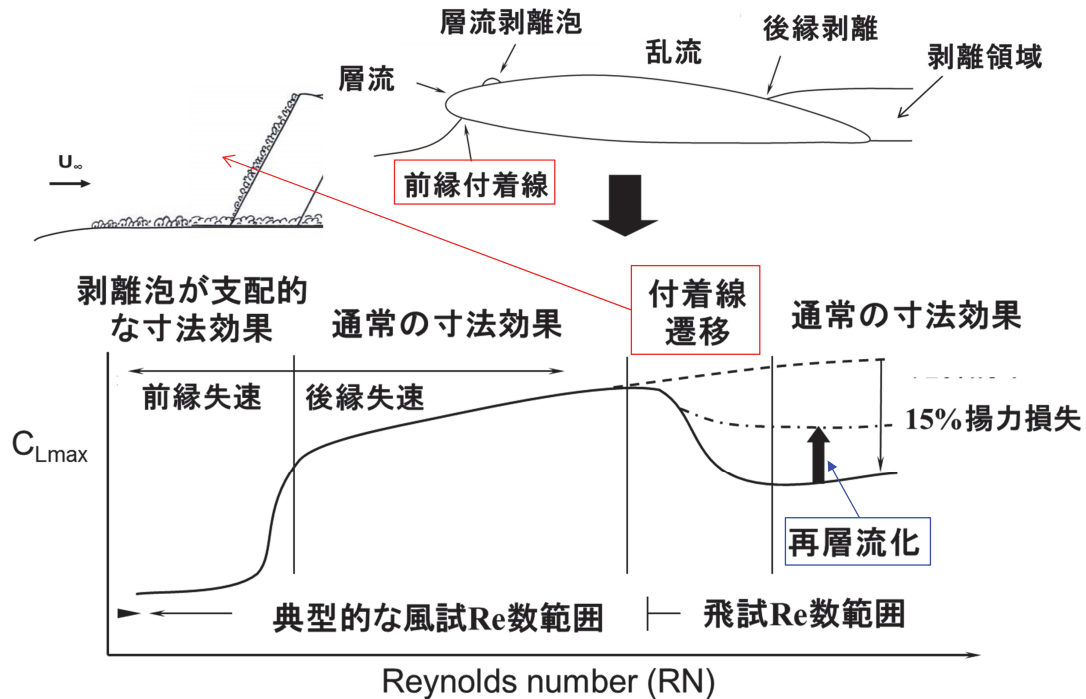
(2) Swept taper翼の C_{Lmax} のRe数効果： 逆Re数効果の機構



(Ref.: Petterson, K., and Rizzi, A.: Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present, Progress in Aerospace Sciences, Vol.44, pp.295-313, 2008, or AIAA-92-3982)

3. 空力： 3次元翼(単純後退翼)の揚力特性

(2) Swept taper翼の C_{Lmax} のRe数効果： 物理的説明のまとめ



(Ref.: Petterson, K., and Rizzi, A.: Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present, Progress in Aerospace Sciences, Vol.44, pp.295-313, 2008)

53

本日の講演内容



1. はじめに
 - ・自己紹介、他
2. 超音速旅客機の研究について
 - (1) 自然層流翼設計概念実証(NEXST-1プロジェクト)
 - (2) 低ソニックブーム設計概念実証(D-SENDプロジェクト)
3. 空気力学の研究について
 - (1) ヘリブレード先端形状
 - (2) 2次元翼(翼型)の失速特性と最大揚力のRe数特性
 - (3) 3次元翼(単純後退翼)の最大揚力のRe数特性
4. まとめ
 - ・挑戦課題、他

54

4. まとめ：世界の超音速機の構想(案)

○超音速ビジネスジェット機(2020年以降)

Aerion As2
⇒2025年以降に
市場投入予定



エアリオン(米)



スパイク社(米)

○次世代超音速旅客機(2030年以降)



JAXA小型SST



Boom社(米)小型SST



NASA大型SST

(出典: <http://www.aerionsupersonic.com/>、<http://www.spikeaerospace.com/>、<http://boomsupersonic.com/>)

4. まとめ：静粛超音速機統合設計技術(S4)

小型超音速旅客機 (JAXA案イメージ)

乗客数	: 36-50人
巡航速度	: マッハ1.6
航続距離	: 3,500nm以上
離陸重量	: 60~70トン
運賃レベル	: ビジネス正規料金の約1.1倍



実用化に繋がる設計技術に向けた研究開発

【S3研究事業】

要素技術研究

- ①ソニックブーム低減
- ②抵抗低減
- ③空港騒音低減
- ④構造重量軽減



【S4研究事業の方向性】

システム設計技術の研究

- ①機体/エンジン統合設計
- ②空港騒音低減
- ③市場性の再調査

4. まとめ：残った挑戦課題

(1) SST空力設計法

- ① **低抵抗/低ブーム/低速性能の最適化**
 - ・機体/推進系統合設計(特に平面形、尾排干渉など)の評価
- ② **空力モデル(舵効き+Re数補正、誤差幅など)の高精度化**
 - ・実機空力特性の有効な推定法

(2) 翼の最大揚力と失速特性

- ① **2次元翼(翼型)の失速3態に関するRe数効果の予測法**
 - ・short bubbleのburst判定法、 C_{lmax} の逆Re数効果判定法
- ② **3次元翼の C_{Lmax} のRe数特性(逆Re数効果含む)の予測法**
 - ・TS/CF遷移、付着線汚染、再層流化の判定法
 - ・揚力線理論の失速域への適用可能性

57

4. まとめ：空気力学の研究課題の一例(私案)

No.	課題 (研究テーマ等)
1	<u>遷移予測法の高精度化 (主流乱れ、表面粗さの影響も考慮)</u>
2	<u>Supercritical翼型の更なる高M_{DD}化</u>
3	<u>空力騒音における伝播特性の解析精度の検証</u>
4	<u>デルタ翼等の前縁剥離渦の崩壊機構の解明と予測法の開発</u>
5	<u>高性能高揚力装置コンセプトの創出</u>
6	<u>超高Re数状態 (粘性作用がほぼ消失) における流れ場特性の推測 (超流動Heによる実験的検討)</u>
7	<u>極超音速境界層における遷移メカニズムの解明と予測法の開発</u>
8	<u>高Re数における摩擦抵抗法則の挙動 (Prandtl則の適用可能性の評価)</u>
9	<u>2D/3D翼の最大揚力と失速特性に関するRe数効果の予測法の高精度化</u>
10	<u>Bluff Bodyの抵抗特性の現象解明と予測法 (Re数効果を含む) の構築</u>
11	<u>円柱/球の高Re数実験データの取得 (物体後方の流れ場の高精度計測含む) と抵抗特性の理解</u>
12	<u>CFDをコアとした実機Re数補正法の開発</u>
13	<u>乱流境界層の高Re数挙動の理解 (対数法則、カルマン定数の妥当性検証)</u>
14	<u>予言的な乱流理論の開発 (柘植理論の発展を含む)</u>

(出典: 吉田, "高レイノルズ数空力研究における未解決課題と将来展望 - 実験的観点から -", 日本航空宇宙学会第50期年会講演会, 2B05, 2019)

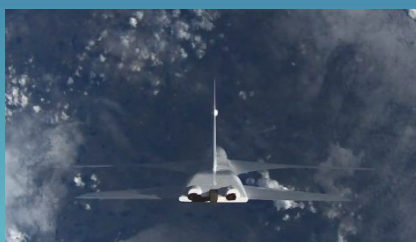
58

4. まとめ：プロジェクトからの教訓

- (1) 実験機は**2機必要**！最初に失敗しても次に繋げられる！
- (2) 空力担当は、真値追求より**誤差幅の信頼性向上**を！
- (3) 誘導制御担当は、**システム屋の意識**を！
- (4) 空力計測は、**地上試験で徹底的な機能確認**を！
- (5) **WBS主義は要注意**！
- (6) 各担当リーダーは、**他の領域にも首を突っ込むこと**！
- (7) **チームプレイは会話から**！
(メールによる作業指示と確認には落とし穴が！)

59

これまでにJAXA超音速実験機プロジェクトに関わって頂いたメーカー及び大学の方々に感謝申し上げます。



おまけ： 夢の超音速機とは？（初心に戻って！？）

(出典: <https://www.google.co.jp/>)

“超”革新コンセプト”の創出

【自然に学ぶ！】 高速の鳥 ⇒ 後退翼！



前進翼

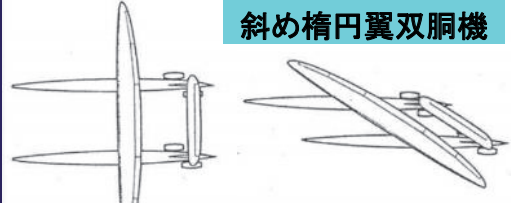


(Ref.: NASA)

発想の転換
柔軟な発想
斬新な発想

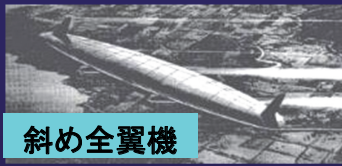
ジョーンズ博士(航空のアインシュタイン)

斜め楕円翼双胴機



(Ref.: R.T.Jones, Oblique Wing)

斜め全翼機



(Ref.: R.Seebass, Oblique Flying Wing)

【想像力は無限！】

・もし超音速の鳥がいたら、斜め翼？

若い人の好奇心と情熱に期待！



超音速ツバメ？