

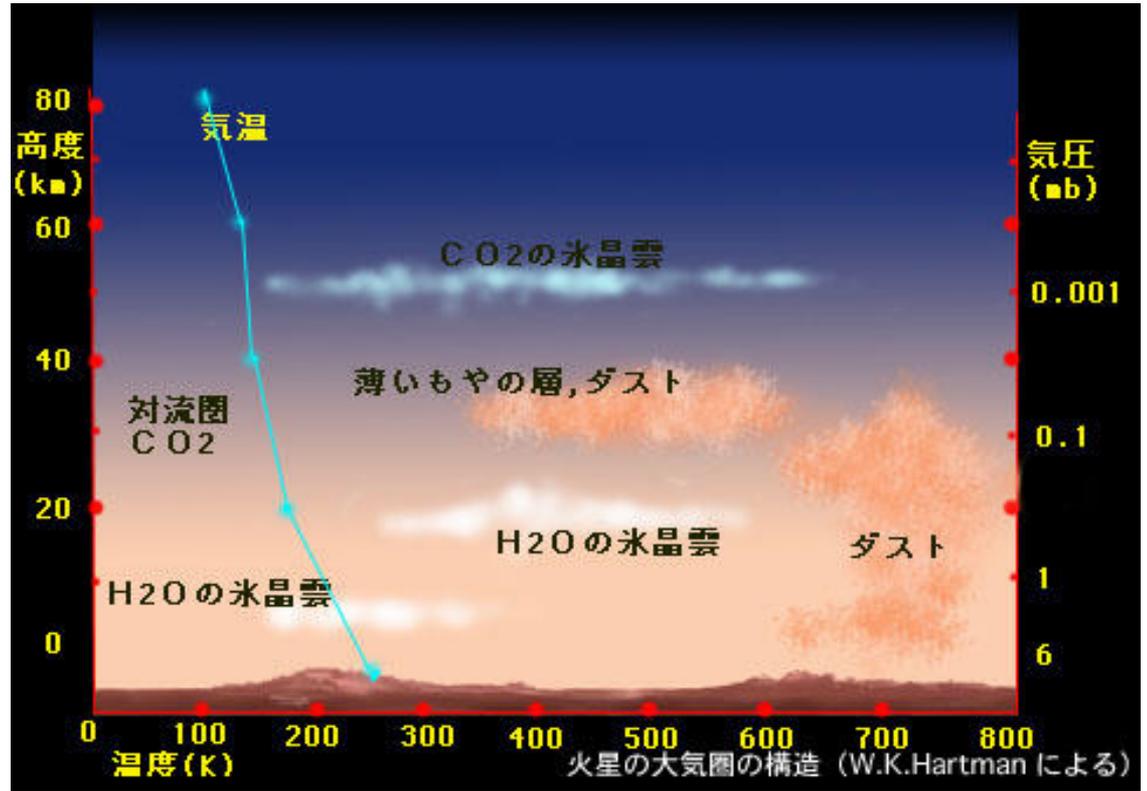


火星大気風洞および関連計測技術の  
開発と低レイノルズ数領域における  
圧縮性効果の解明

安養寺正之

九州大学大学院  
総合理工学研究院

# 火星の大気構造



大気成分	平均温度	音速	大気密度
二酸化炭素 (95.32%) 窒素 (2.7%) アルゴン(1.6%) ...	~210 k (-63 °C)	220 (m/s)	~0.020 (kg/m <sup>3</sup> ) (地球上の約1/100)

希薄だが大気を利用することで飛行探査が可能

# 火星で飛行探査のメリットとは？

## 周回衛星



- 軌道上から広範囲観測
- 解像度に課題

## 着陸機



- 着陸地点もしくは数km程度の範囲で詳細な科学観測が可能
- 数百km以上の長距離や鉛直方向の観測ができない

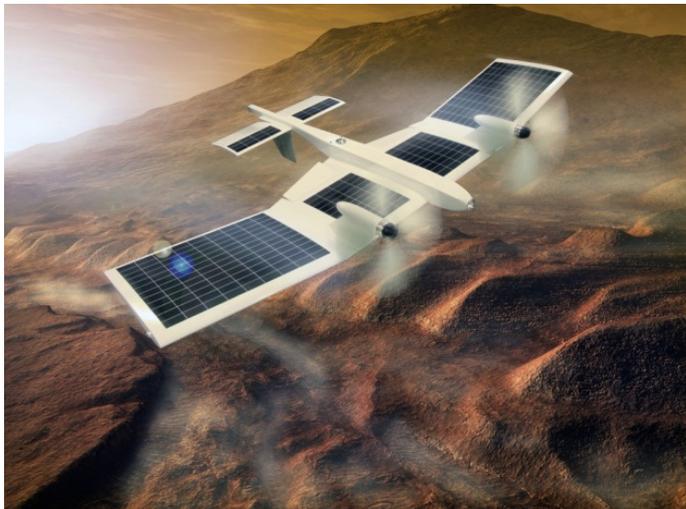
## ローバー



## 航空機探査

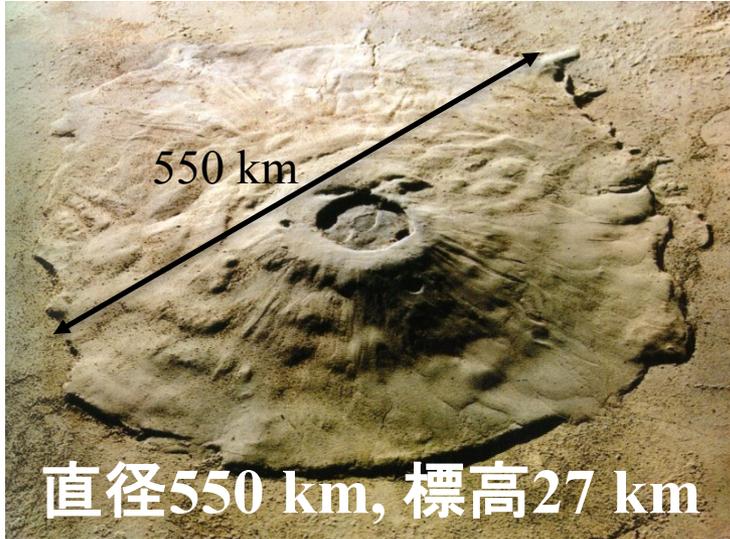
### 探査範囲と観測分解能のトレードオフを解決

- 地形に左右されない
- 航続距離分(～百km程度)の探査領域
- 低高度から高解像度なデータ取得が可能

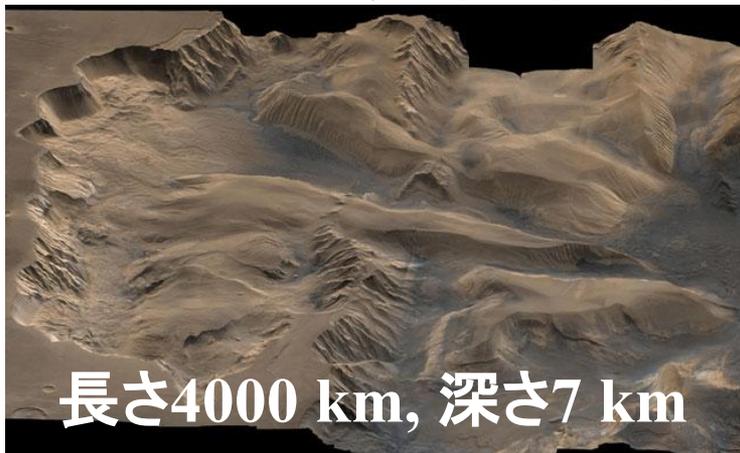
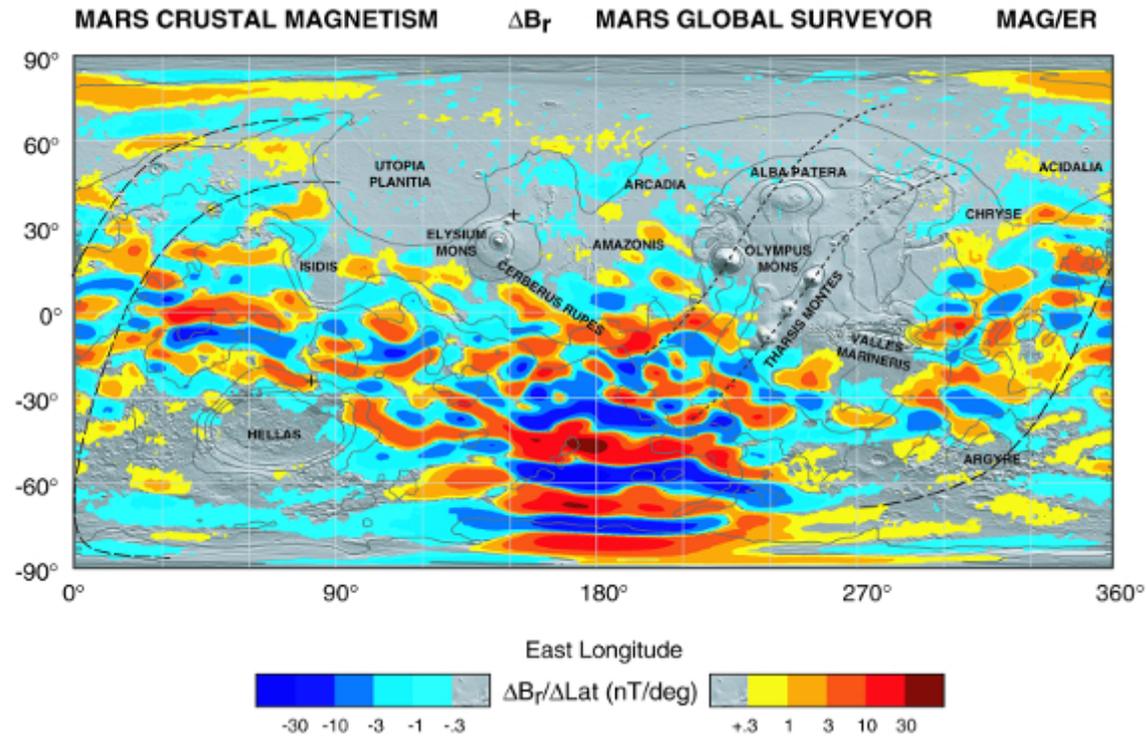


# 飛行探査で期待される観測

## オリンポス山の火口



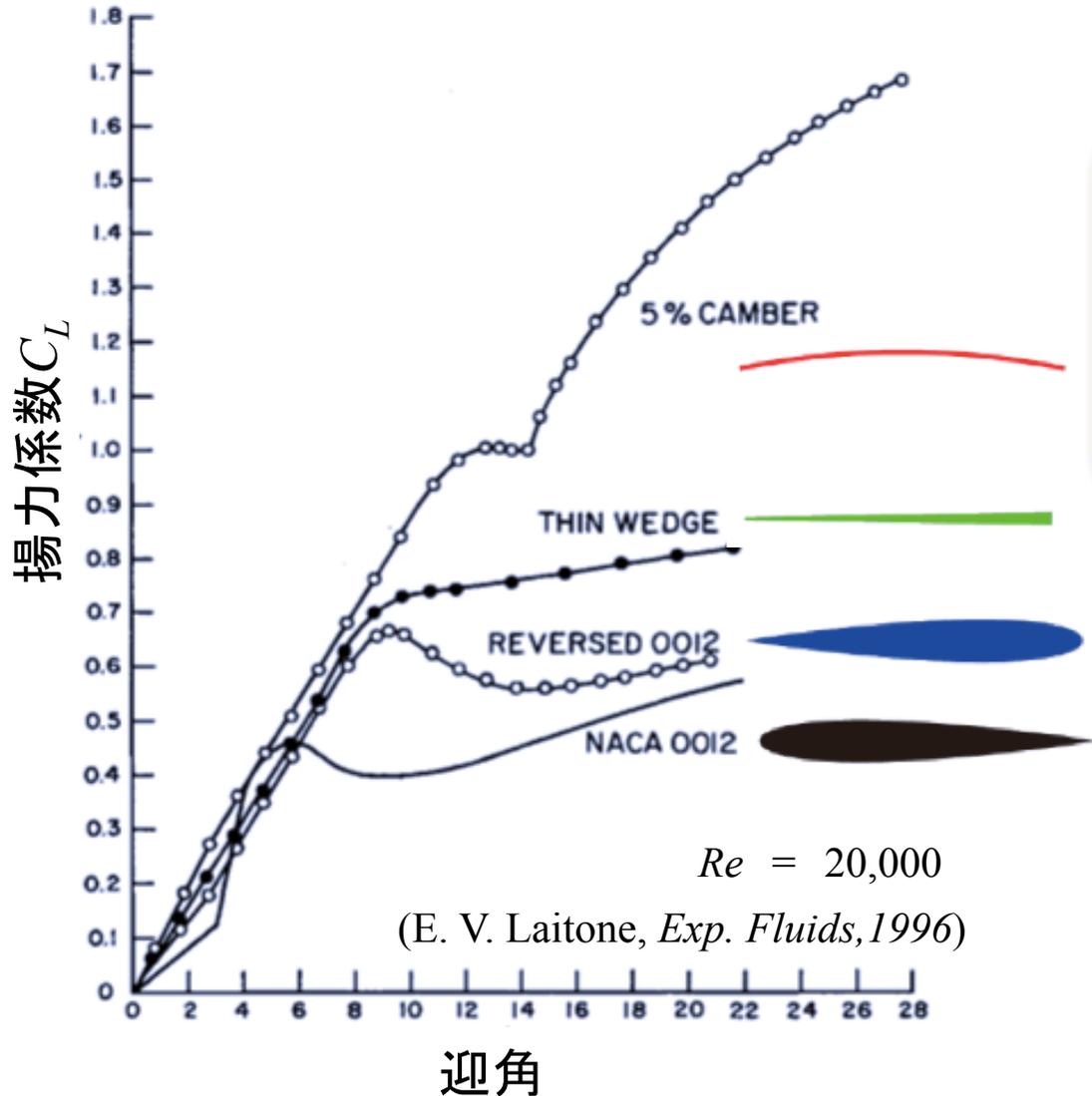
## 残留磁場の観測



飛行探査により広範囲で高解像度なデータ取得が期待

# 揚力確保と翼の性能予測が難しい

## 低 $Re$ 数流れ ( $Re = O(10^4)$ ) の揚力特性



- 流線型より板を少し曲げた方が大幅に高い揚力を確保できる
- 翼の前後を逆につけると揚力が向上する



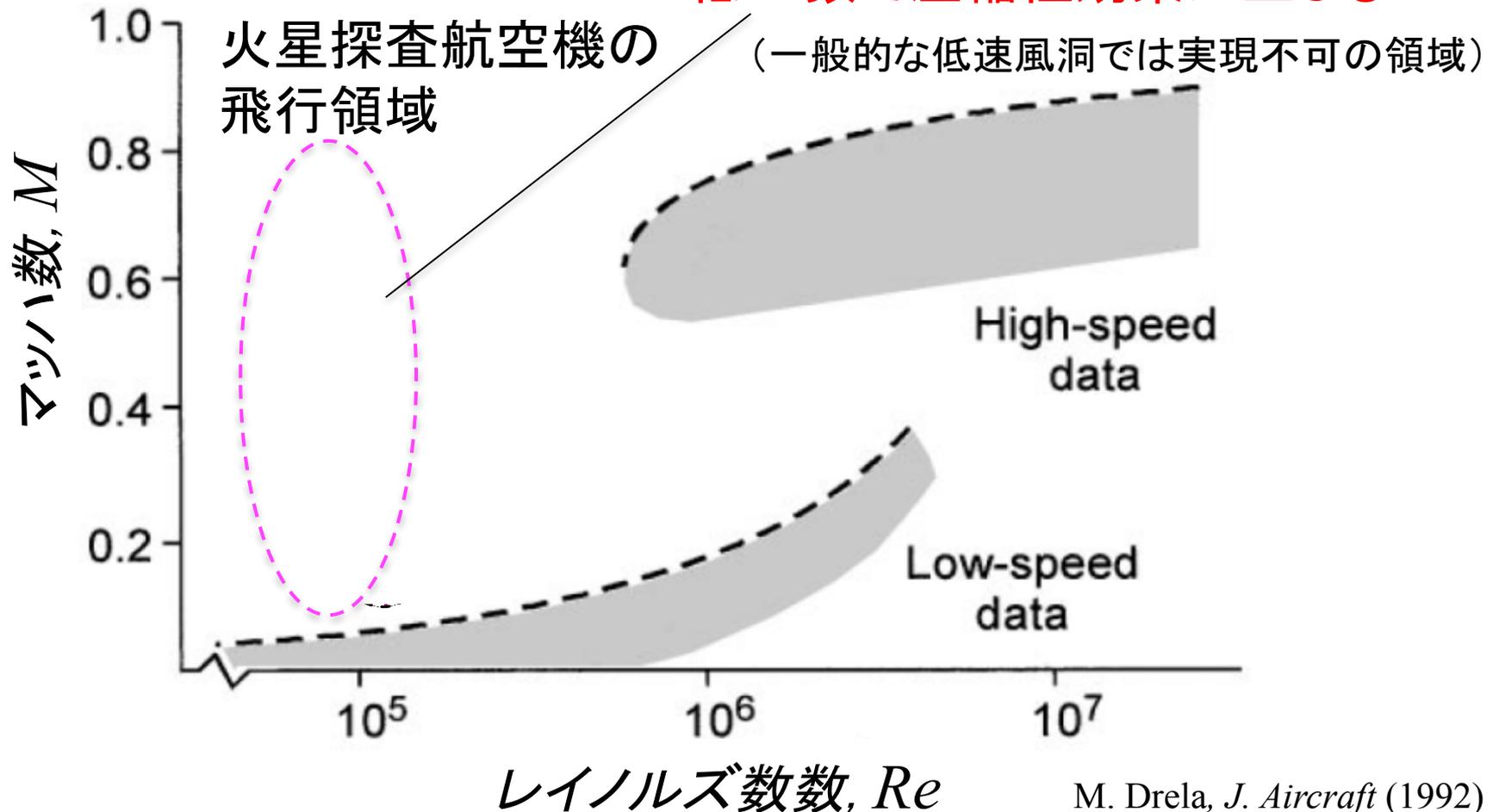
独特の空力的な振る舞い

$Re = 20,000$   
(E. V. Laitone, *Exp. Fluids*, 1996)

# 実験データが欠如した未知の気流領域

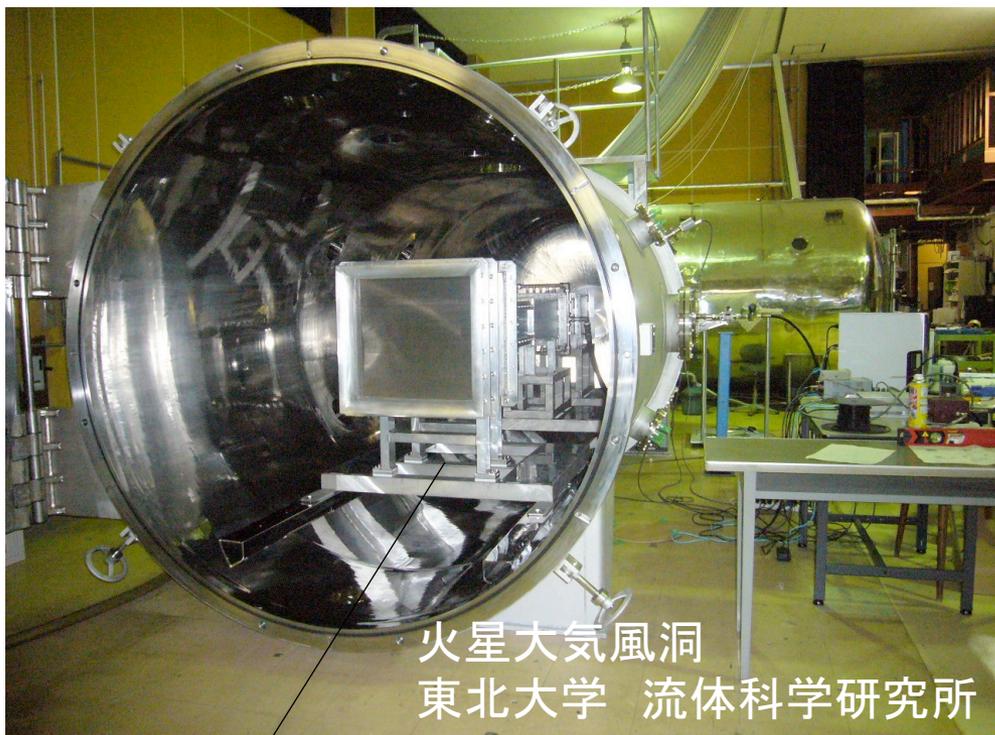
## 既存の翼型空力データベース

低 $Re$ 数で圧縮性効果が生じる

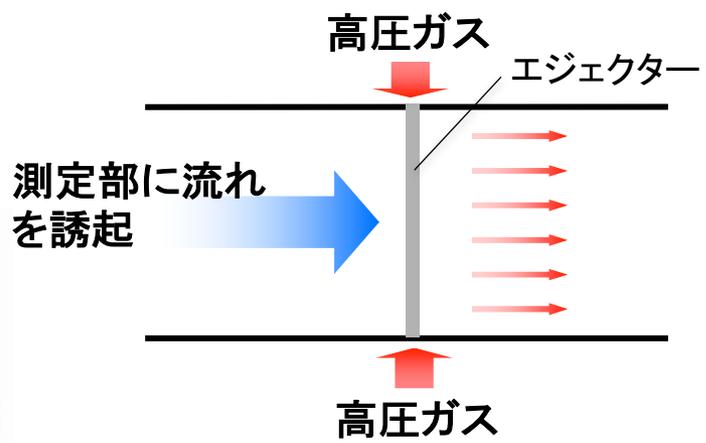
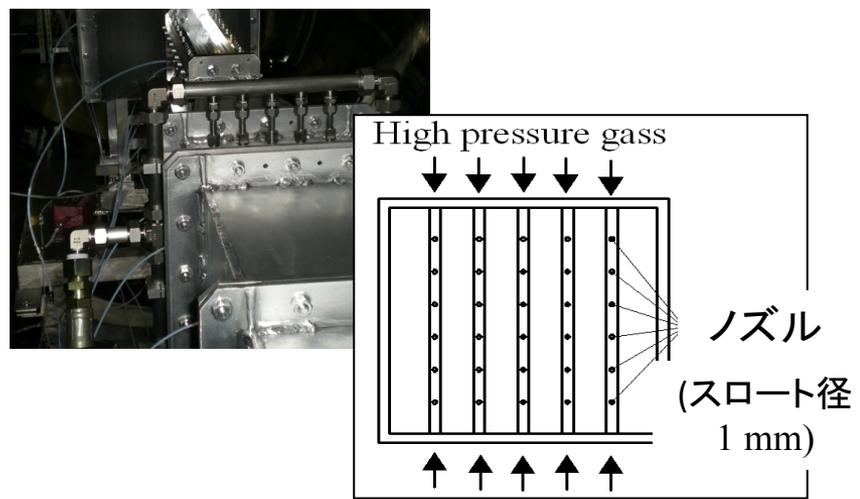


火星大気飛行を模擬できる“風洞”が存在しない

# 火星飛行を模擬する火星大気風洞を開発

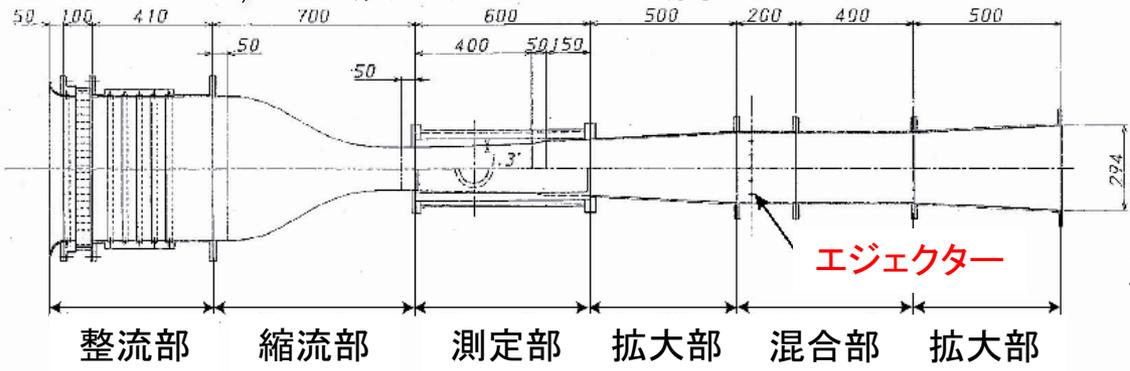


## 超音速エジェクター駆動方式



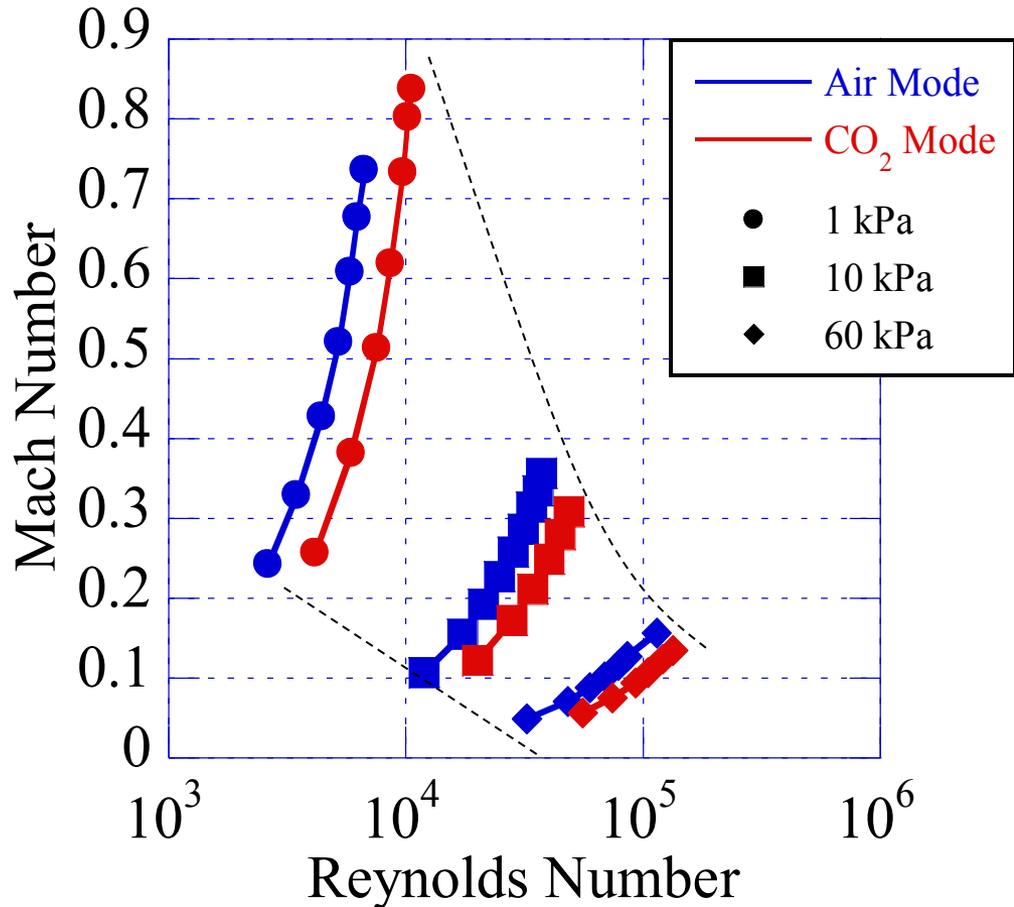
減圧環境下で一般的なファン駆動では到達し得ない高速気流領域を実現

## 吸い込み式風洞



# Re数、M数、比熱比の効果を独立して検証可能に

## 火星大気風洞の作動範囲



## CO<sub>2</sub>駆動システム



火星大気主成分である炭酸ガスでの駆動も可能

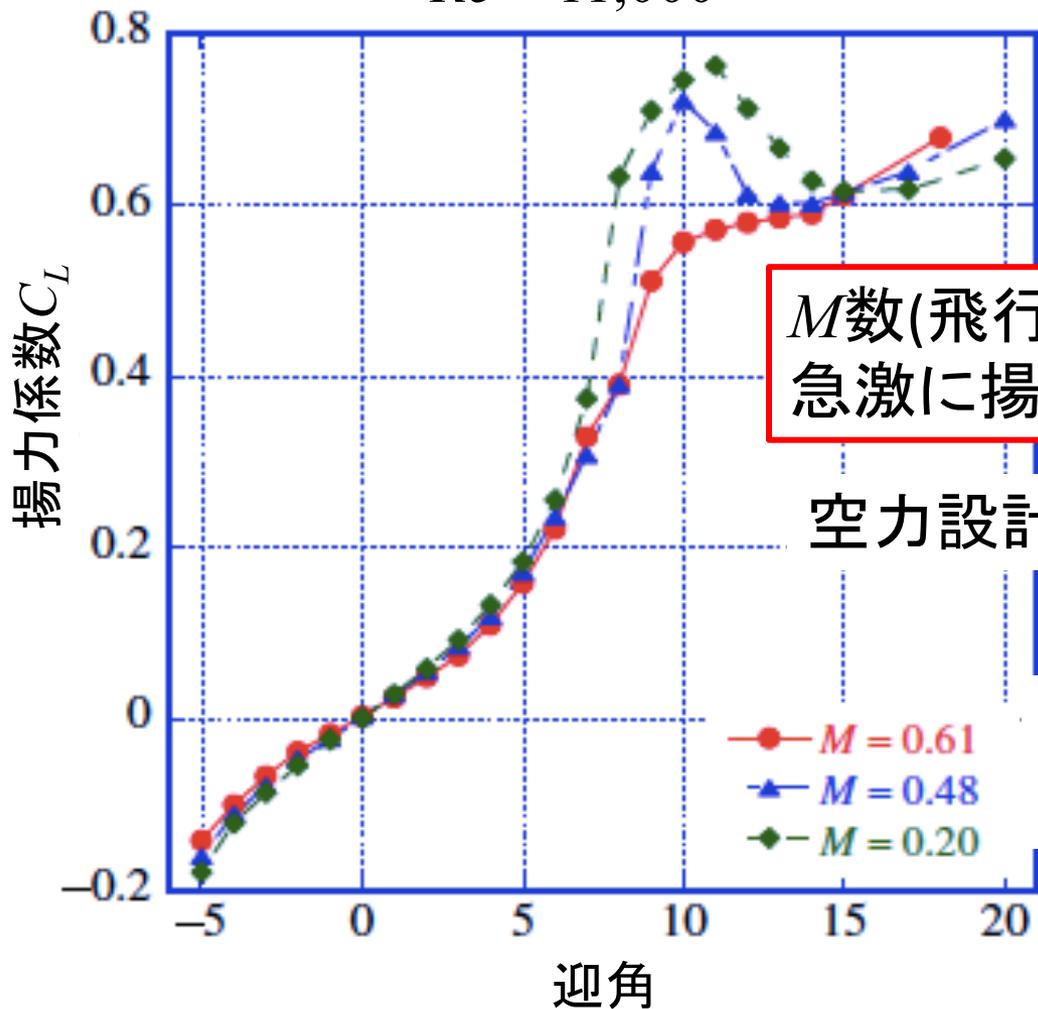
Re = O(10<sup>4</sup>)でM = 0.85に達し、火星大気飛行が模擬可能  
空力計測用として世界的にも類のない独創的な風洞を開発

# 明らかにした低 $Re$ 数領域の圧縮性効果

揚力特性に対する圧縮性効果

$Re = 11,000$

翼型形状：NACA0012-34



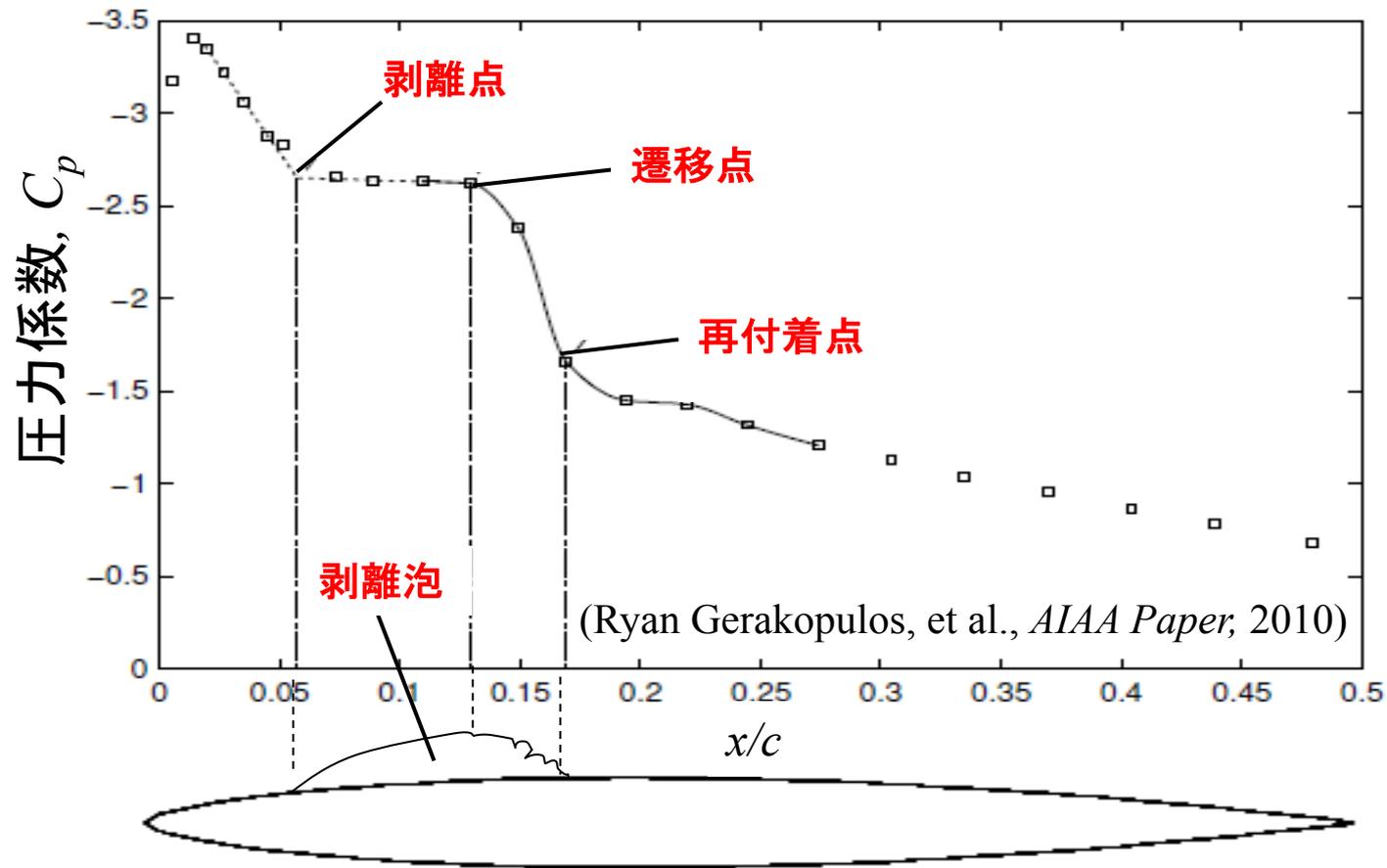
$M$ 数(飛行速度)を増加すると高迎角で急激に揚力が低下する

空力設計上、重要な現象を捉えた！

なぜ揚力が低下するのか？  
翼周りの流れがどう影響？

# 圧力分布から流れ場を予測する

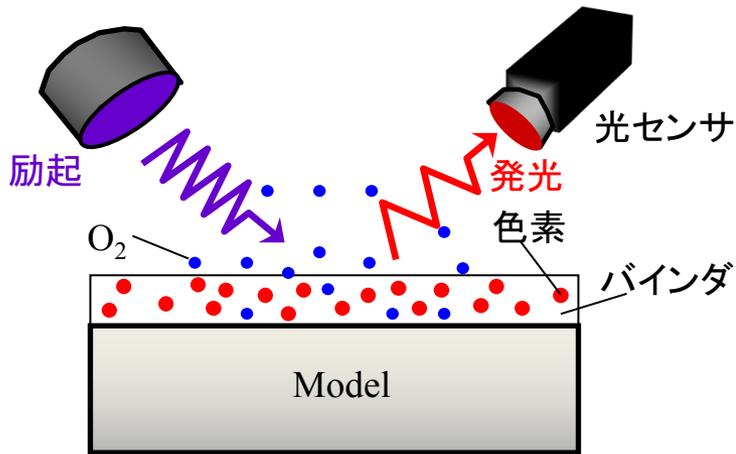
## 翼上面の圧力分布と流れ場



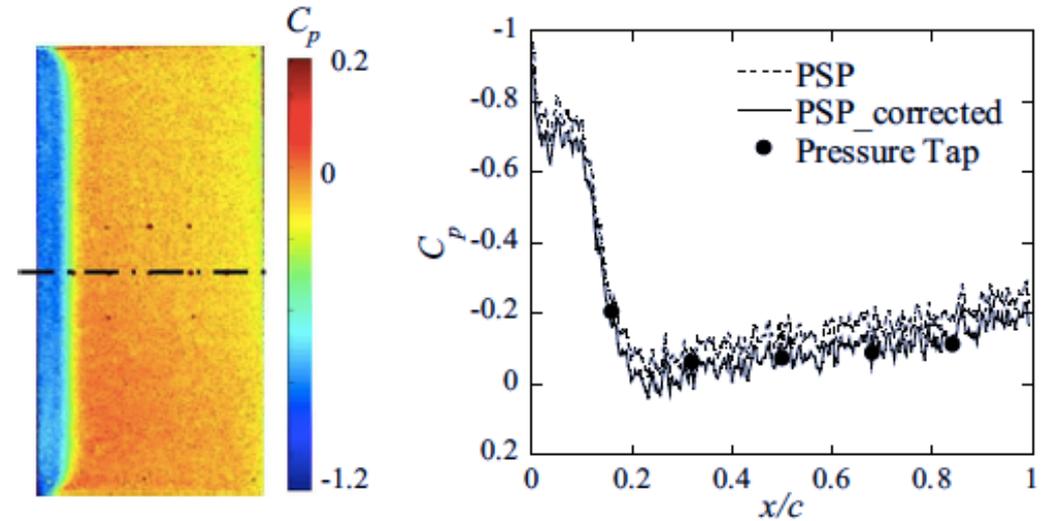
圧力分布の特徴から剥離泡の挙動(剥離、遷移、再付着)が分かる  
圧力分布を計測できるツールが欲しい

# 減圧環境下での感圧塗料計測技術の開発

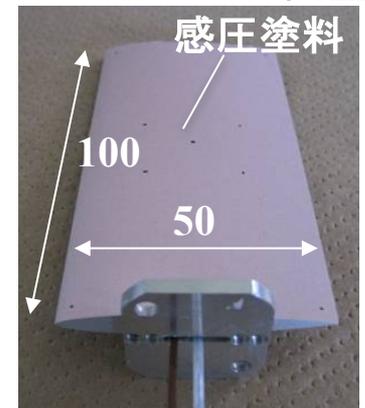
## 基本原理



## 感圧塗料による平板翼面上の圧力分布



NACA0012-34模型

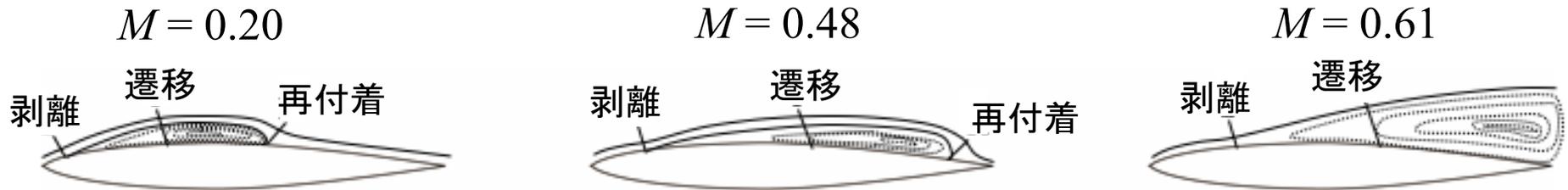


- 火星大気風洞における種々の圧力の校正方法を独自に確立
- 平板翼を使った試験データの積み上げで信頼性を確保

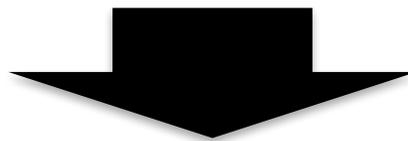
# 圧縮性効果による揚力低下メカニズムを説明

感圧塗料による圧力分布計測から解析した翼面上の流れ場

NACA0012-34 ( $Re = 11,000$ ,  $\alpha = 10$  deg)



圧縮性効果は剥離せん断層を安定化させる働きがある  
再付着が遅れることで高亜音速域では翼面上で再付着できなくなる



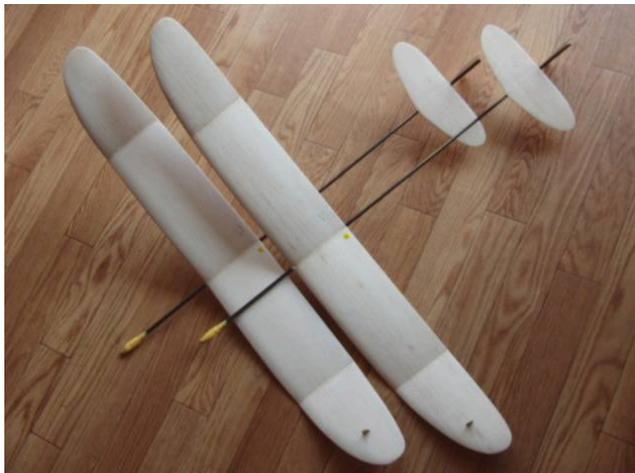
上面で剥離泡を維持できないため揚力を失ってしまう

# 火星探査航空機の主翼開発

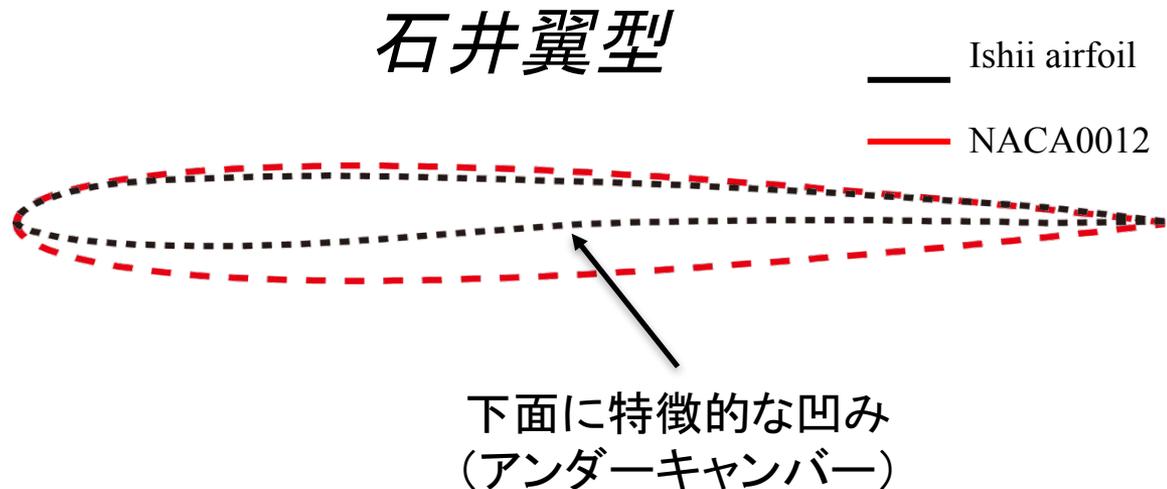
# “石井翼型”を主翼設計の切り口に！

- ハンドランチグライダー機の翼を参考  
飛行 $Re$ 数が火星飛行機の巡行 $Re$ 数と同程度
- フリーフライト世界記録保持者であった石井 満氏が設計した石井翼型が高性能として知られていた

目的：高い性能を引き出す翼形状メカニズムの抽出

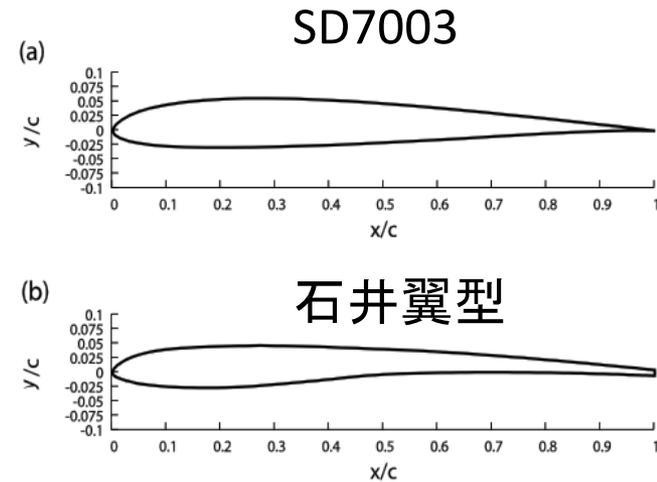
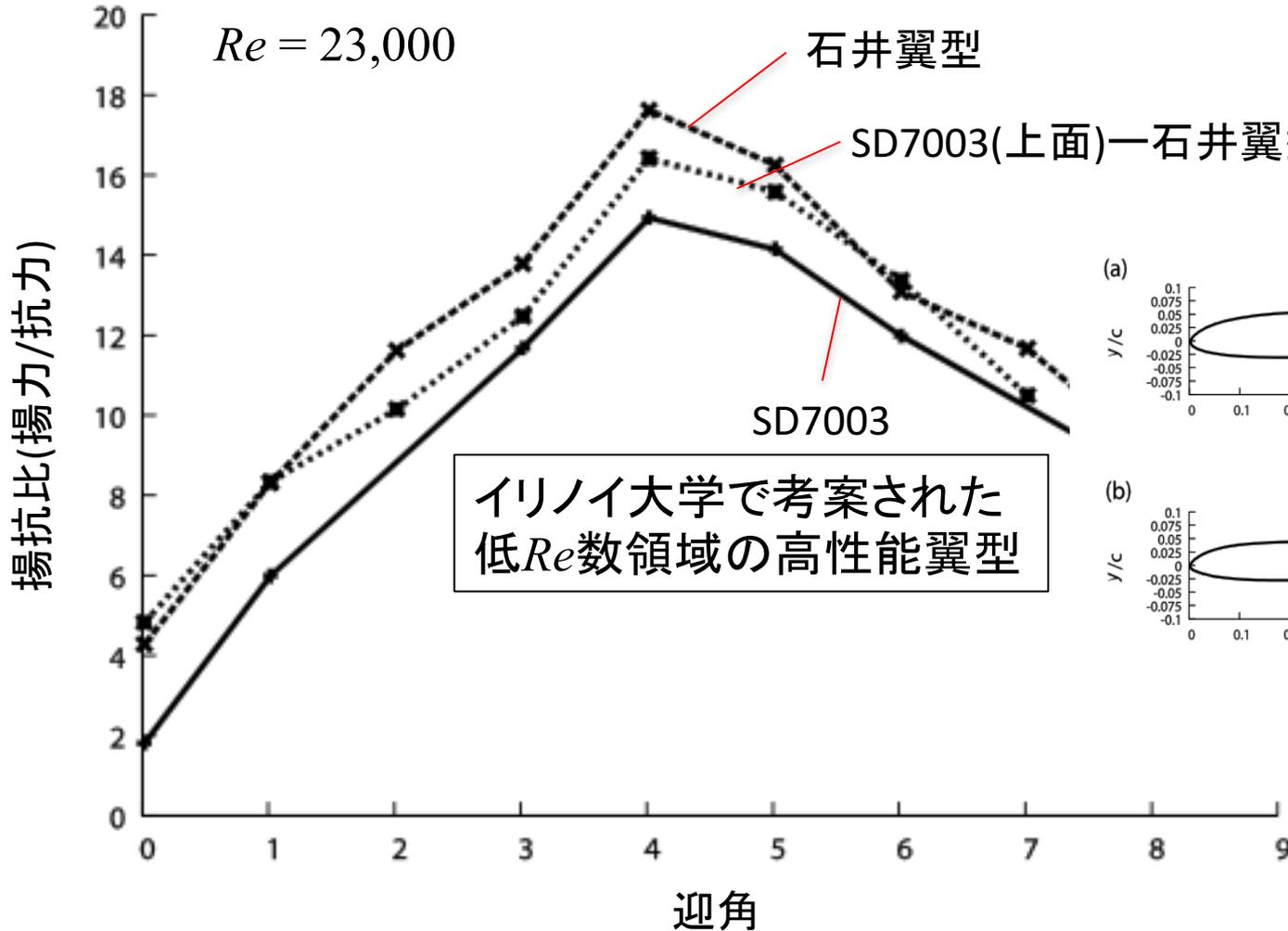


ハンドランチグライダー



# 火星飛行の成立性を高める優れた揚抗性能

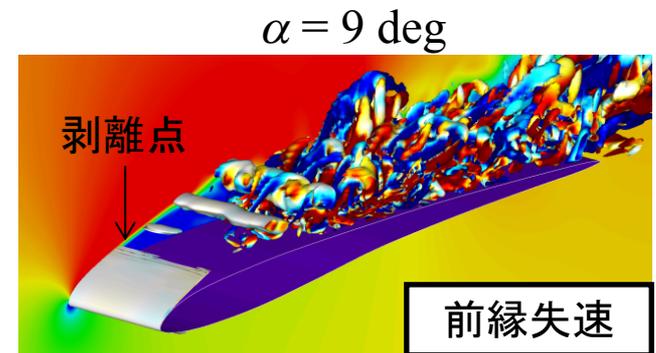
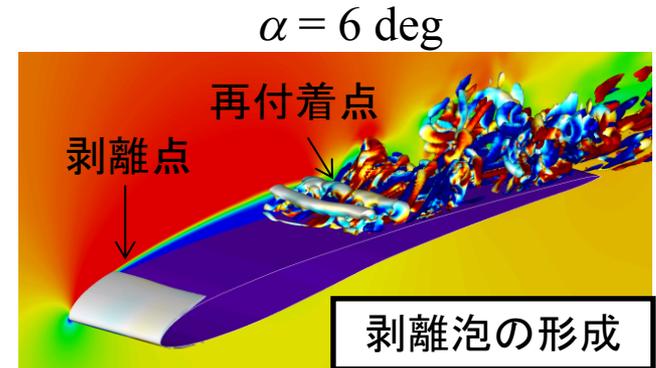
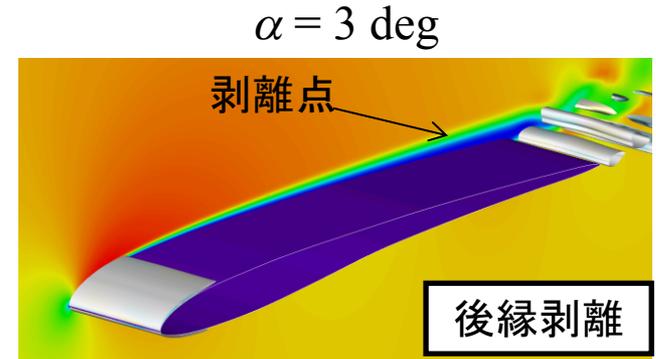
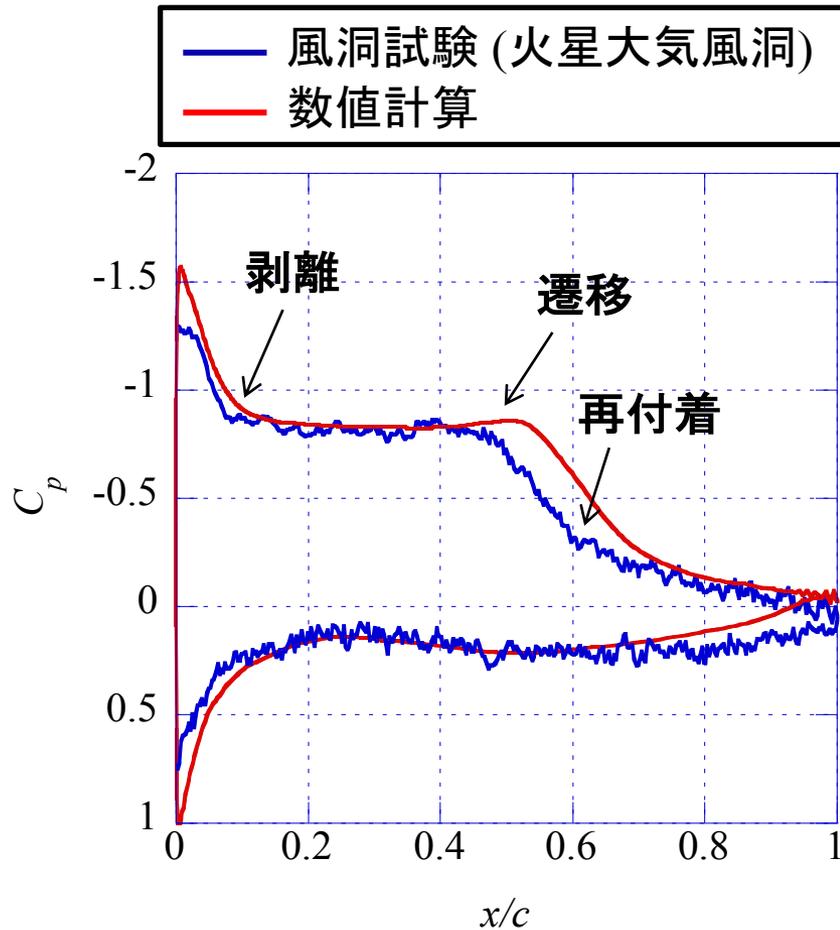
## 揚抗特性



下面形状だけでなく上面形状も性能向上に寄与

# 実験—計算両面から空力・流れ場の詳細を解明

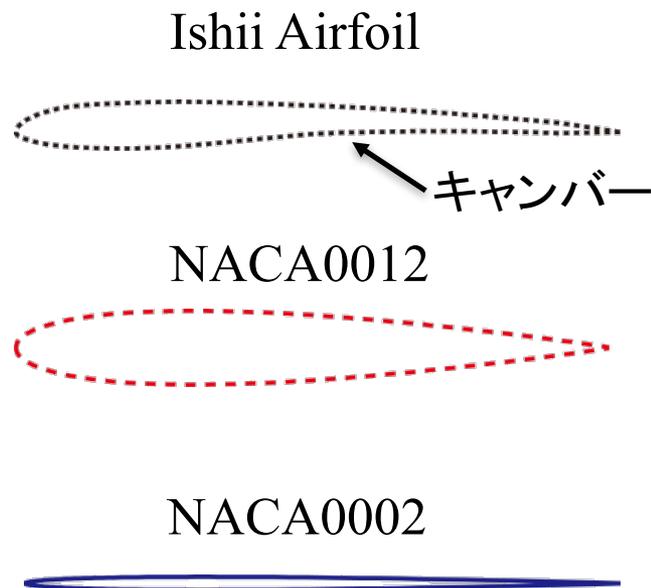
## 圧力分布の実験-計算比較



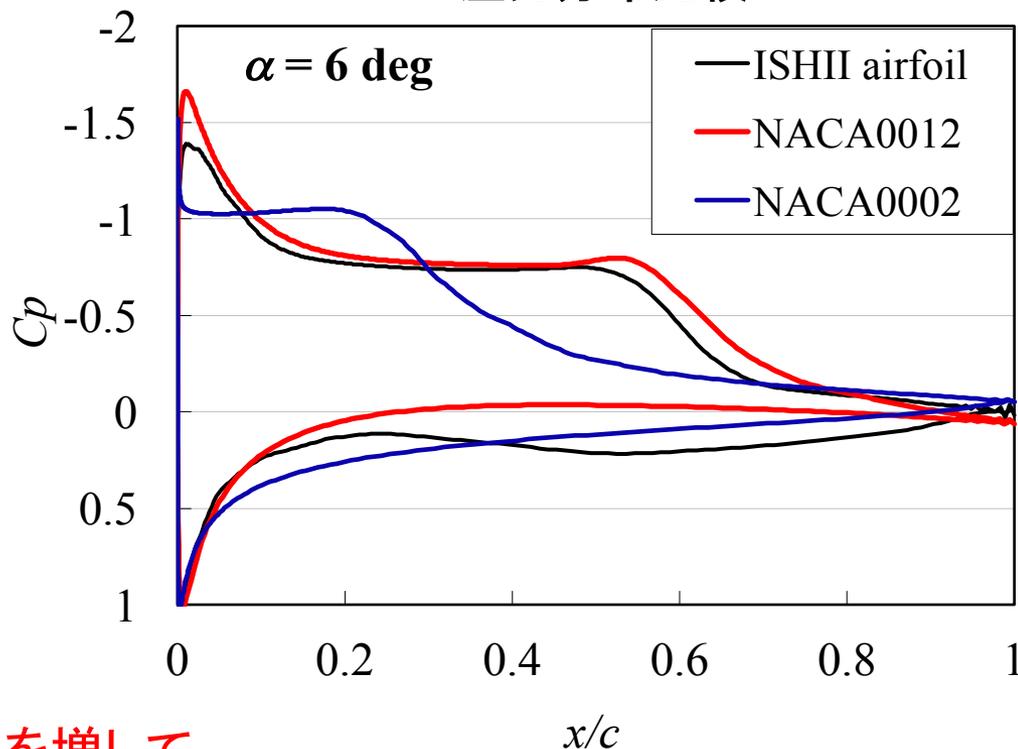
上面の剥離泡の形成とアンダーキャンバーが性能向上に重要

# 空力性能向上を目指した設計指針の獲得

## 異なる形状で性能比較



## 圧力分布比較



上面に厚みを増して

より流れを加速して上面の負圧を稼ぐ



より薄くすることで抵抗低減し、  
下面での正圧を稼ぐ

# 本研究成果のまとめ

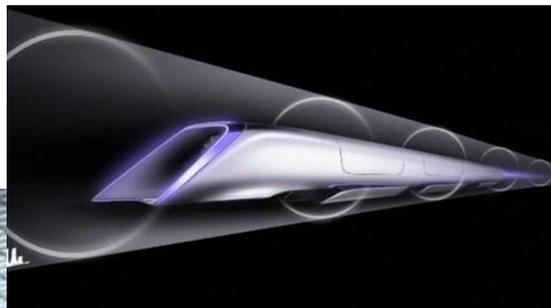
- 火星大気飛行を模擬可能な火星大気風洞を開発
- 低 $Re$ 数領域の圧縮性効果とそのメカニズムを解明
  - ➡ 空力設計及び飛行シーケンスを考える上で、重要な空力特性
- 主翼候補の石井翼型の空力特性の詳細を解明
- 低 $Re$ 数翼型の高性能化に向けた設計指針を獲得

# 別の形で知見が応用されようとしている



## 次世代の高速鉄道 (Hyperloop 社)

減圧されたガイドチューブ内を高速で浮上走行する  
(設計上、低 $Re$ 数領域の圧縮性効果が重要)



# 謝辞

- 本研究は多くの方々のお力添えによって得られたものです。様々な議論を通して、一緒に研究を前に進めることができたことは皆様のお陰であり、本当に幸せなことと感じております。本研究に直接的にお力添え頂いた皆様のお名前を下記に挙げて、心からの感謝の意を表します。

浅井圭介先生(東北大) 永井大樹先生(東北大) 沼田大樹先生(東海大)  
藤井考藏先生(東京理科大) 大山聖先生(JAXA/ISAS)  
野々村拓先生(東北大) 青野光先生(東京理科大)  
岡本正人先生(金沢工大) 石井満様(やまめ工房)  
火星探査航空機ワーキンググループメンバーの皆様  
火星大気風洞の開発に関わった東北大学の学生の皆様  
ISAS藤井・大山研の皆様

特に学生時代よりご指導頂いている浅井先生、永井先生、JAXA研究員時代の指導教官である藤井先生、火星探査航空機の開発に向けてリーダーとして牽引され、本賞に推薦して下さった大山先生に厚くお礼申し上げます。

- 宇宙科学振興会の皆様、並びに本賞選考委員の皆様に心から感謝申し上げます。