

流体力学の基礎と航空工学

VRChat 物理学集会 2026/1/10



F2



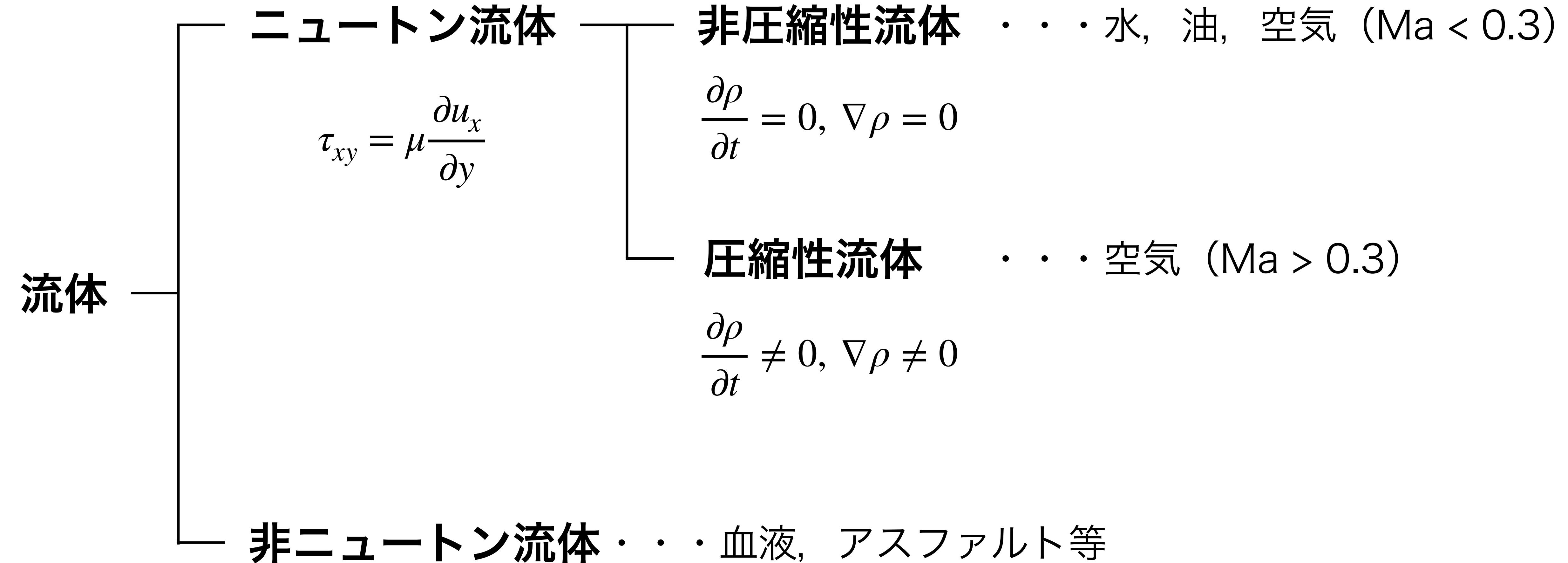
DHC-8-Q400



B747-8

¹bayess

流体の分類



レイノルズの実験

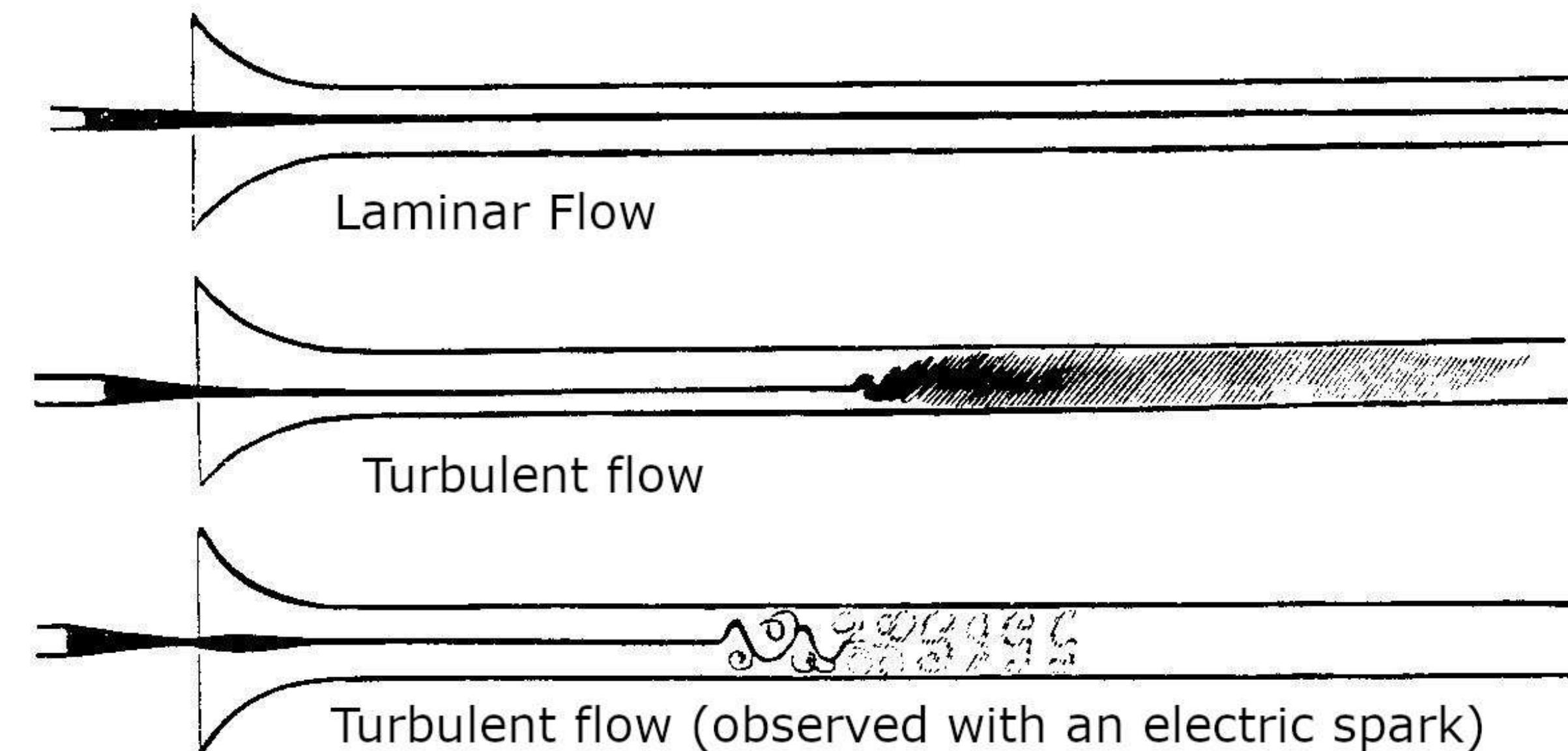
$$\text{レイノルズ数 } Re = \frac{U_{\text{inf}} L}{\nu} = \frac{\text{慣性力}}{\text{粘性力}}$$

U_{inf} : 一様流速さ, L : 代表長さ, ν : 動粘性係数

流速 小

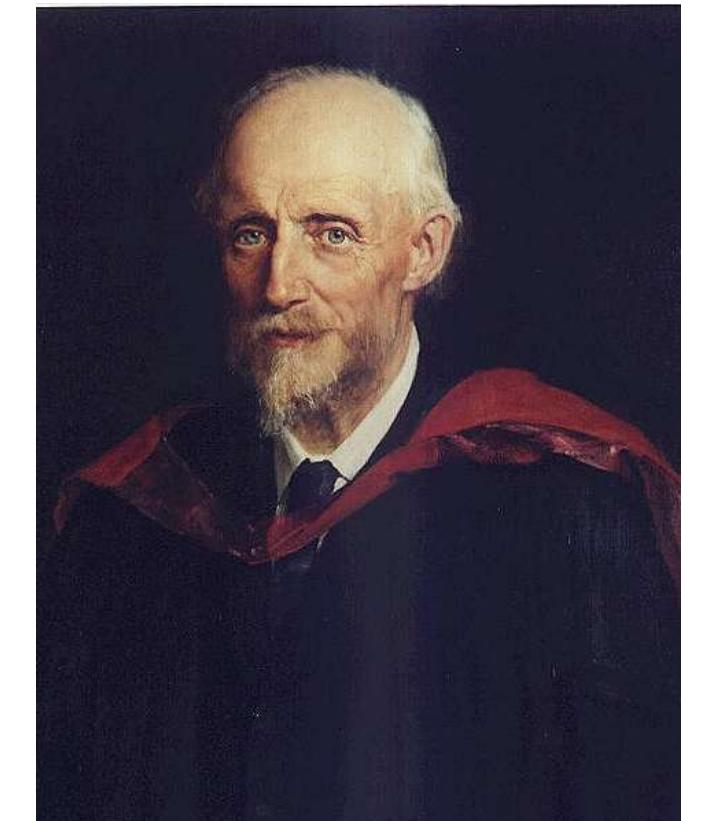


流速 大

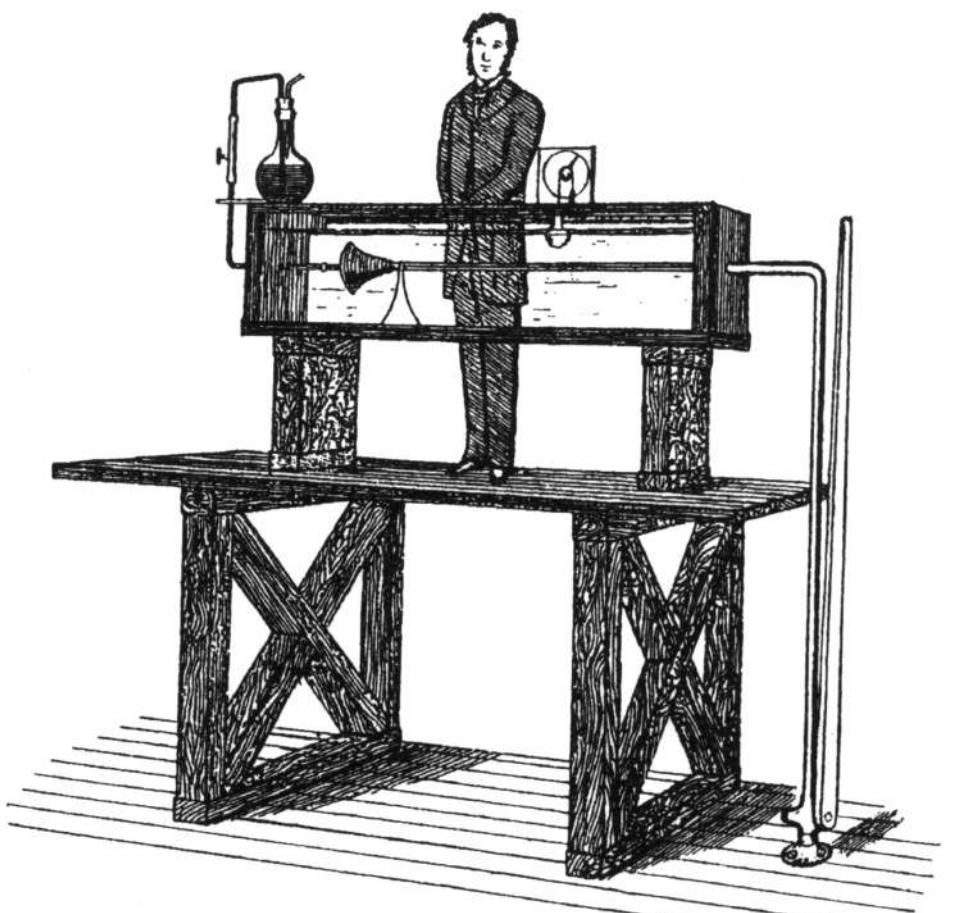


層流

乱流



Osborne Reynolds

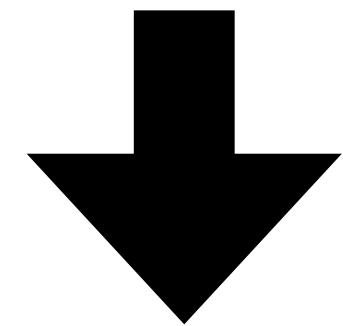


レイノルズの相似則

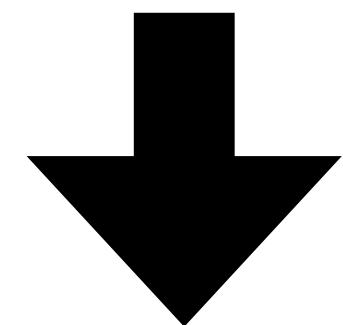
$$\text{レイノルズ数 } Re = \frac{\rho U_{\text{inf}} L}{\mu} = \frac{\text{慣性力}}{\text{粘性力}}$$

U_{inf} : 一様流速さ, L : 代表長さ, μ : 粘性率 ρ : 密度

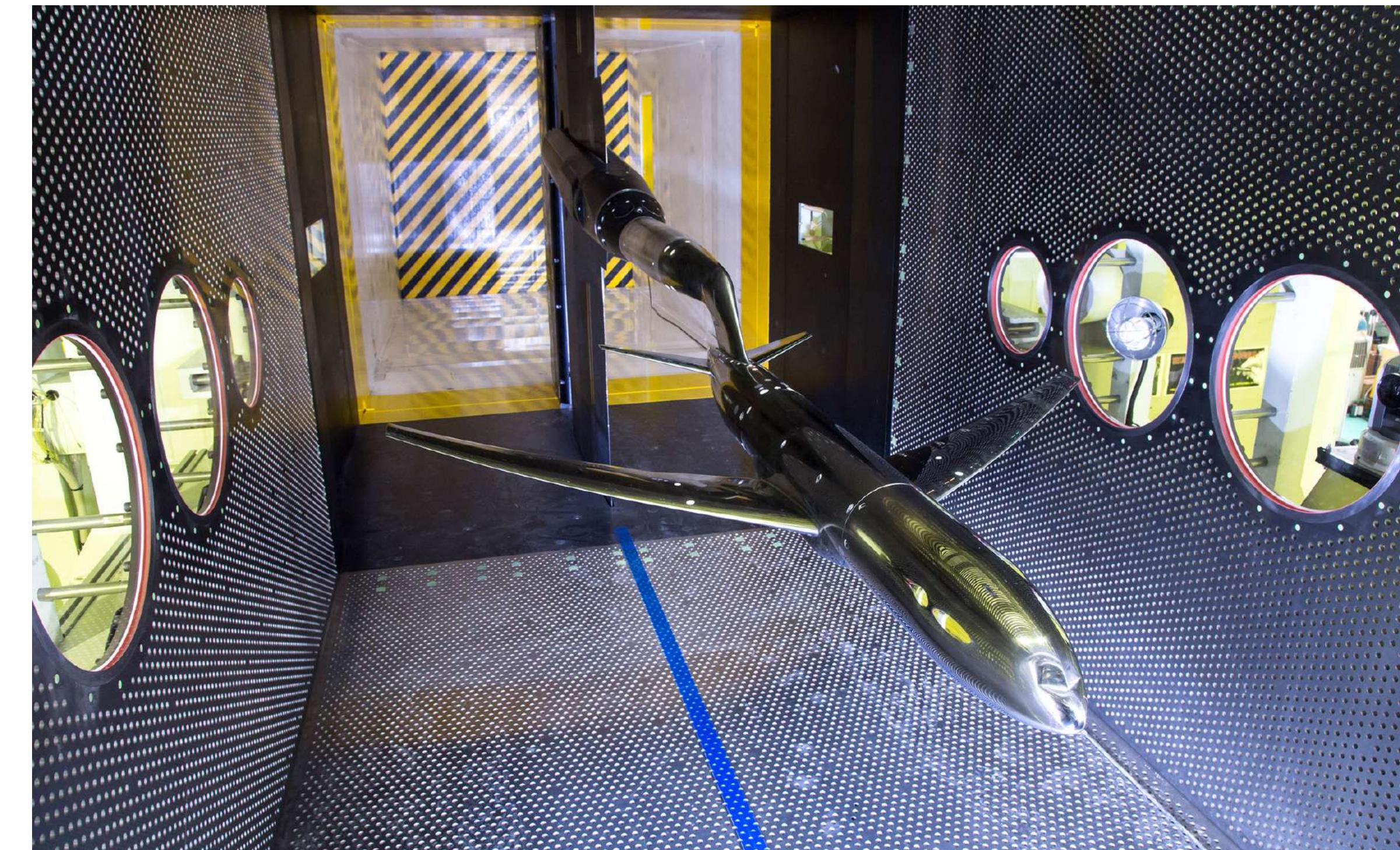
実験: Re数を揃える必要がある



単に縮小した模型を使った実験は意味がない



流速を上げる, 流体を変える

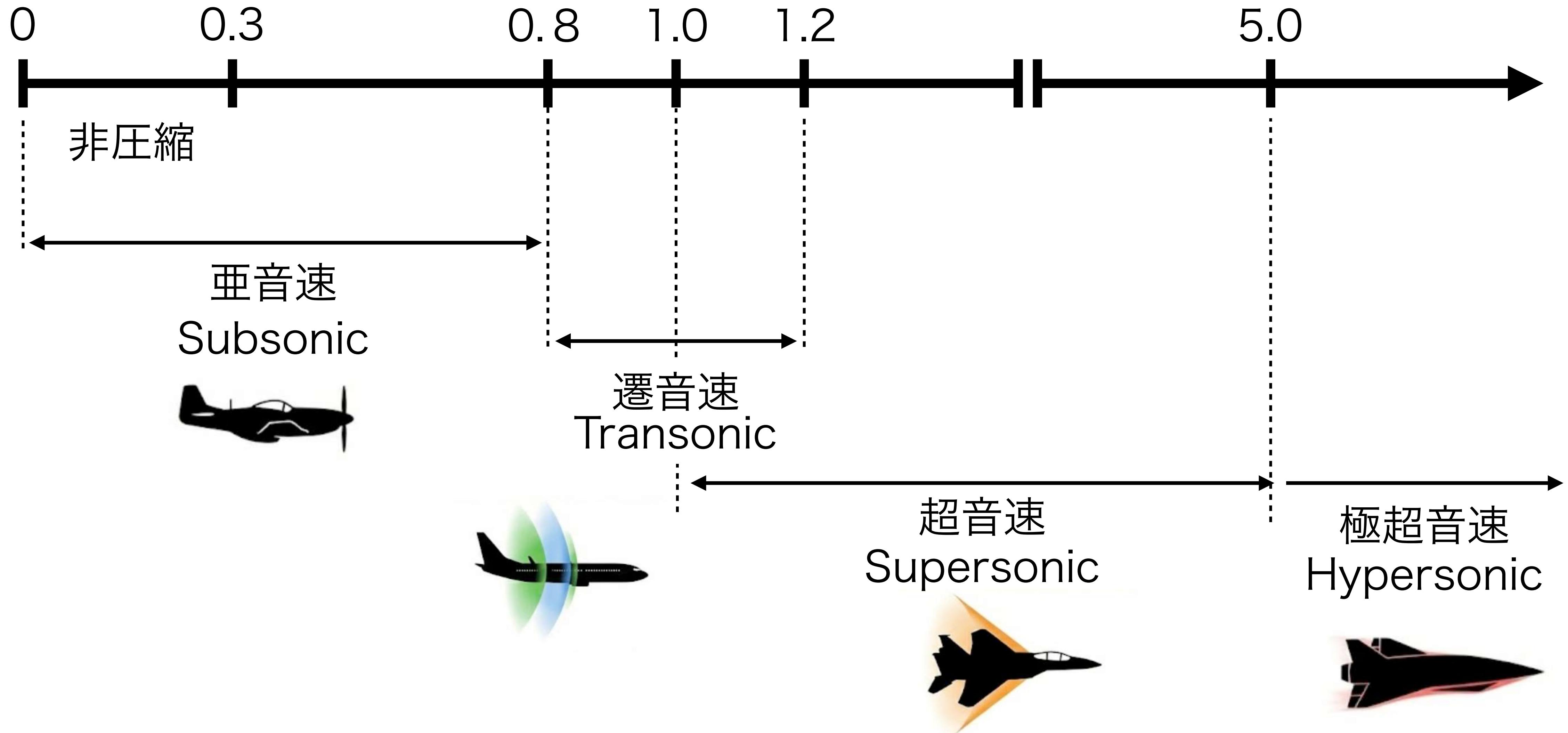


*JAXA 2m×2m 遷音速風洞

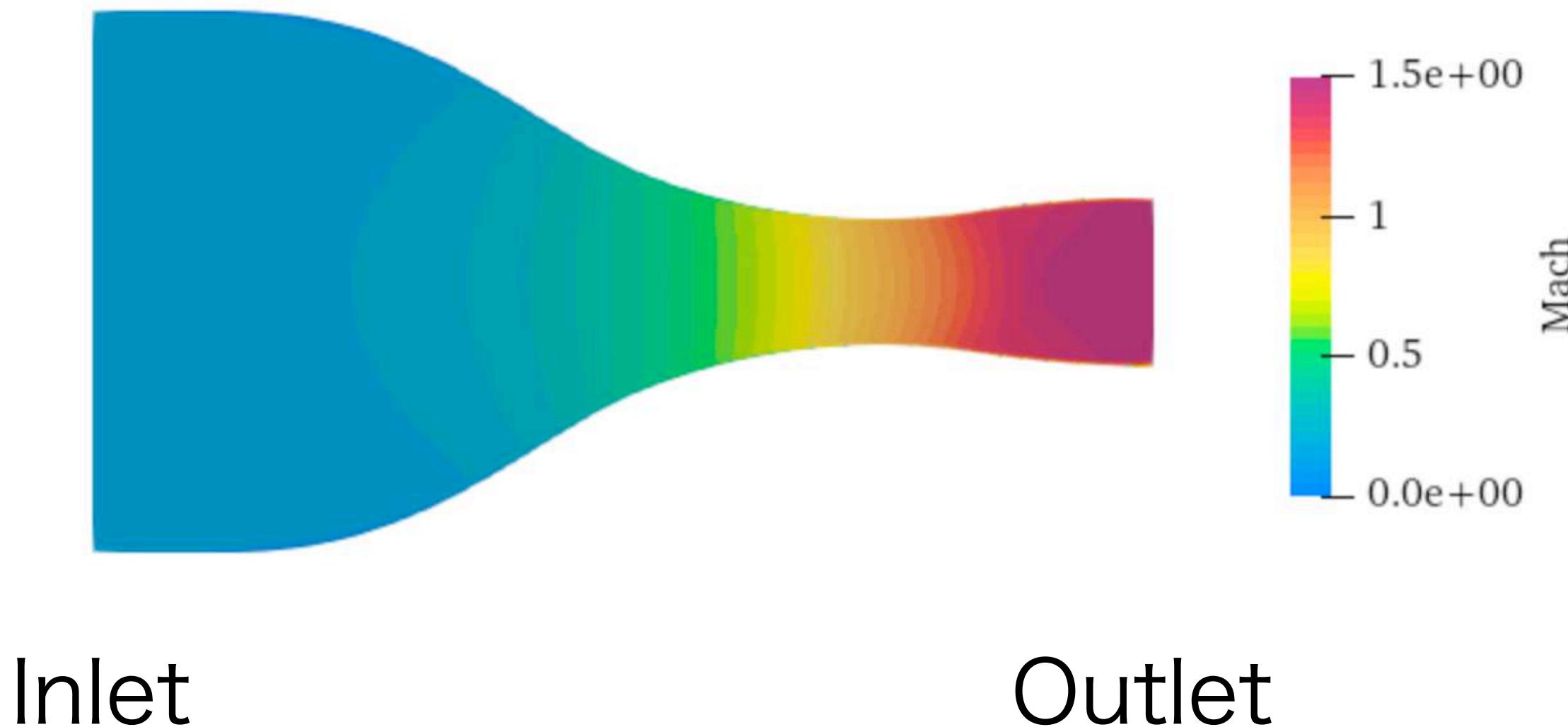
* JAXA ホームページより <https://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/>

マッハ数

$$\text{マッハ数 } Ma = \frac{U_{\text{inf}}}{a_{\text{inf}}} = \frac{\text{一樣流速}}{\text{音速}}$$

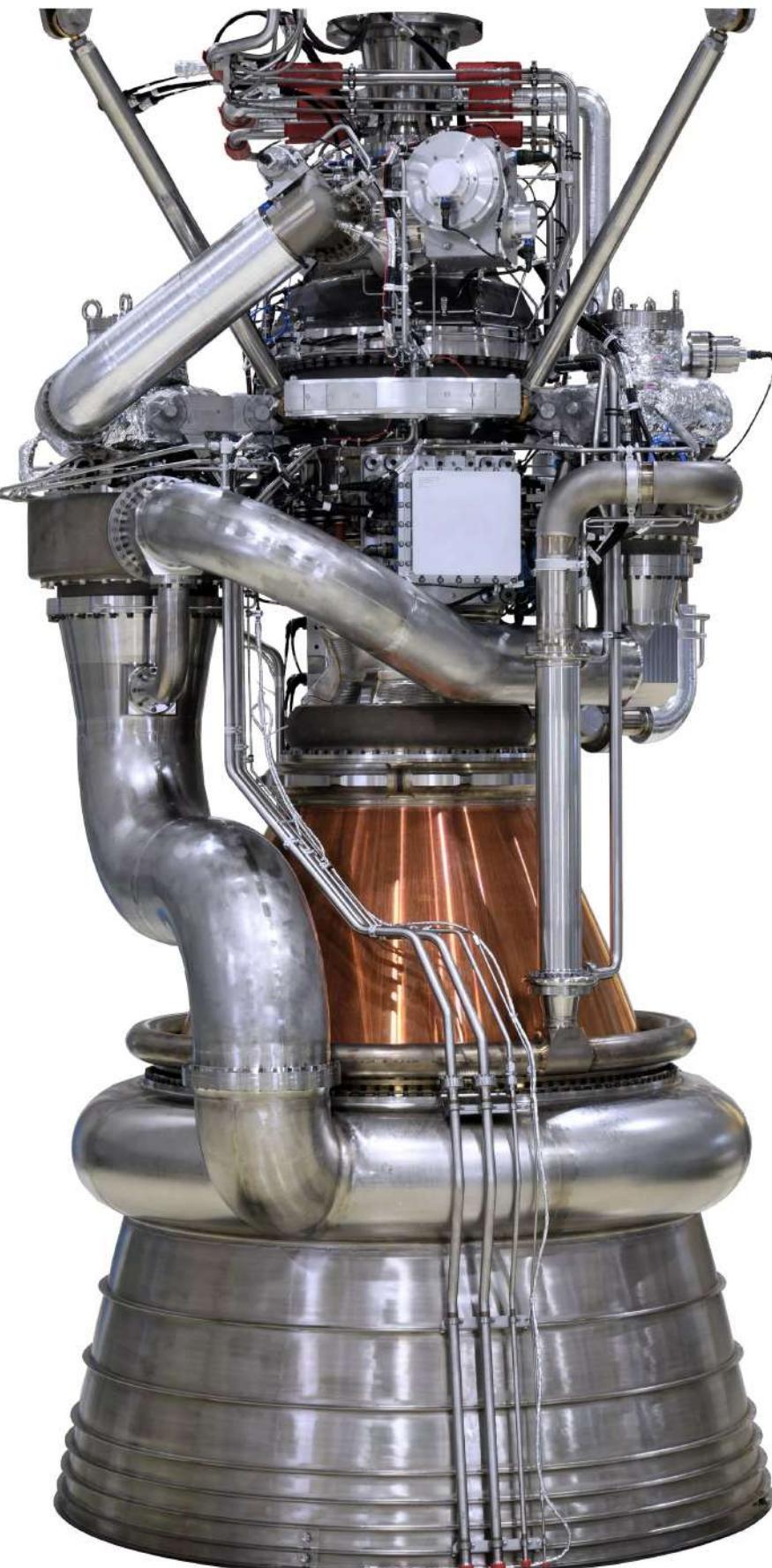


ラバーノズル



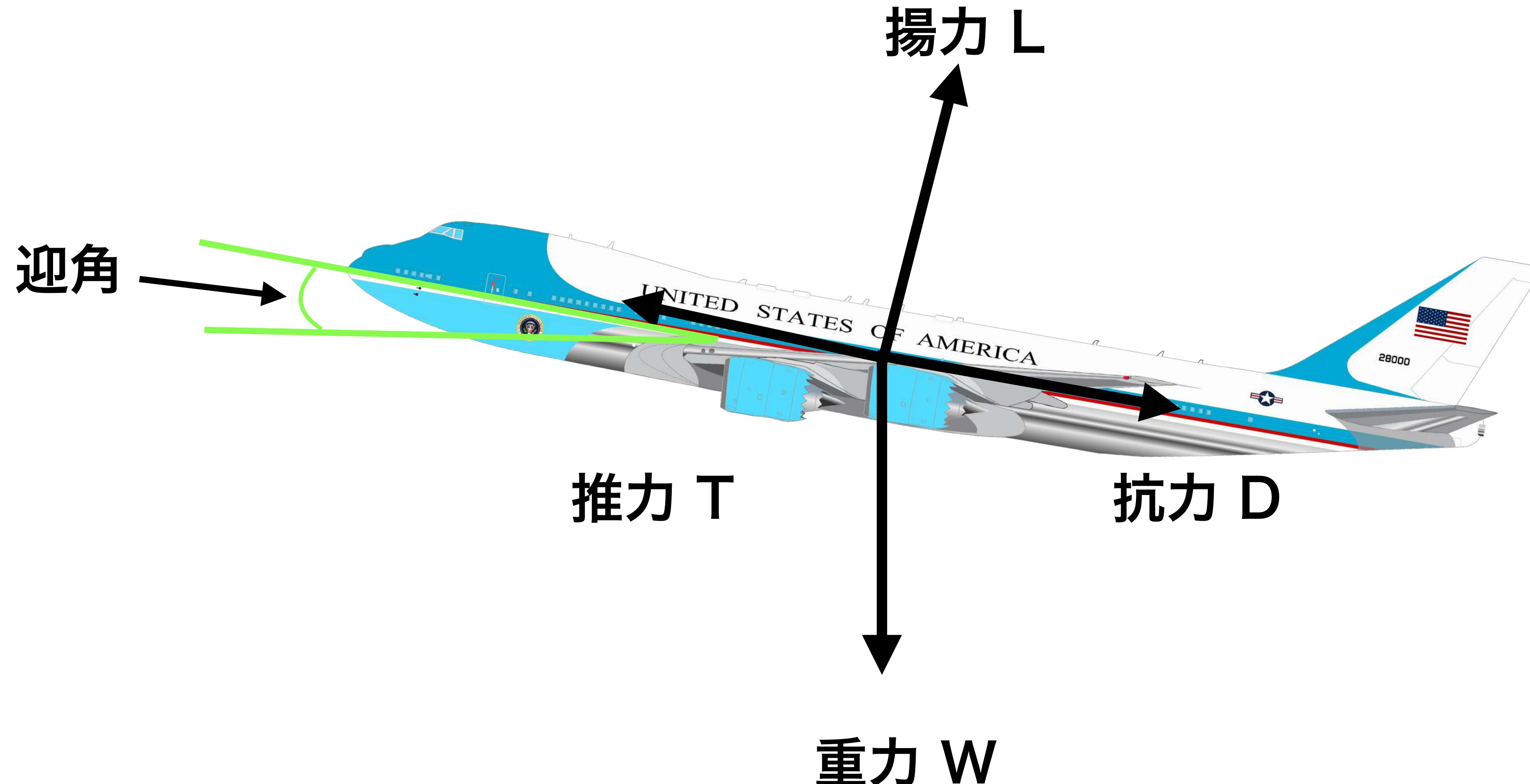
Ma < 1 断面積が減少 → 流速が増加

$Ma > 1$ 断面積が増加 \rightarrow 流速が増加



*LE-9エンジン

*三菱重工 ホームページ [https://www.mhi.com/jp/
products/space/first_stage_engine_le-9.html](https://www.mhi.com/jp/products/space/first_stage_engine_le-9.html)



どのようにして揚力 L を生み出すか?

誤った揚力の発生原理の説明

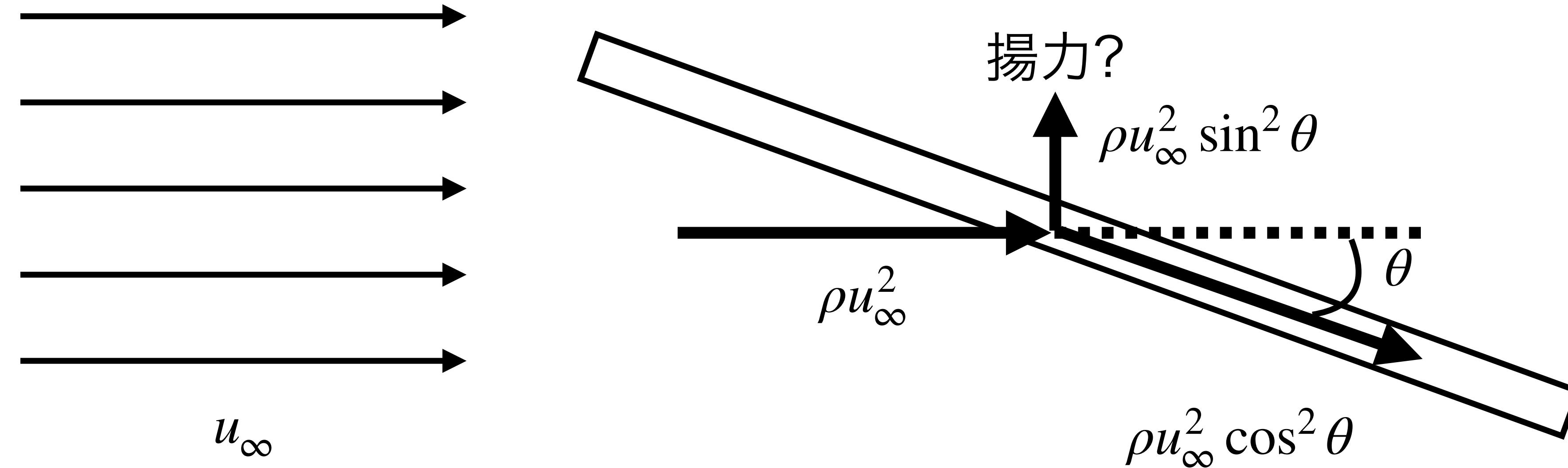
NASAのホームページに誤った揚力の説明の例が載っている

<https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/learn-about-aerodynamics/>

“There are many theories of how lift is generated. Unfortunately, many of the theories found in encyclopedias, on web sites, and even in some textbooks are **incorrect**, causing unnecessary confusion for students. ”

意訳 揚力の発生原理がWebページや本に沢山載ってるが、大体は間違っている。
そのせいで学生が混乱している。

飛び石理論



Boeing 787諸元

*翼面積	377 m ²
*巡航速度	903 km/h
*最大離陸重量	254,011kg
**密度(高度1万m)	0.435 kg/m ³

(大きすぎるけど) 迎角10度なら.

$$L = \rho u_\infty^2 \sin^2 \theta = 311,000 \text{ [N]}$$

$$W = mg = 2,233,420 \text{ [N]}$$

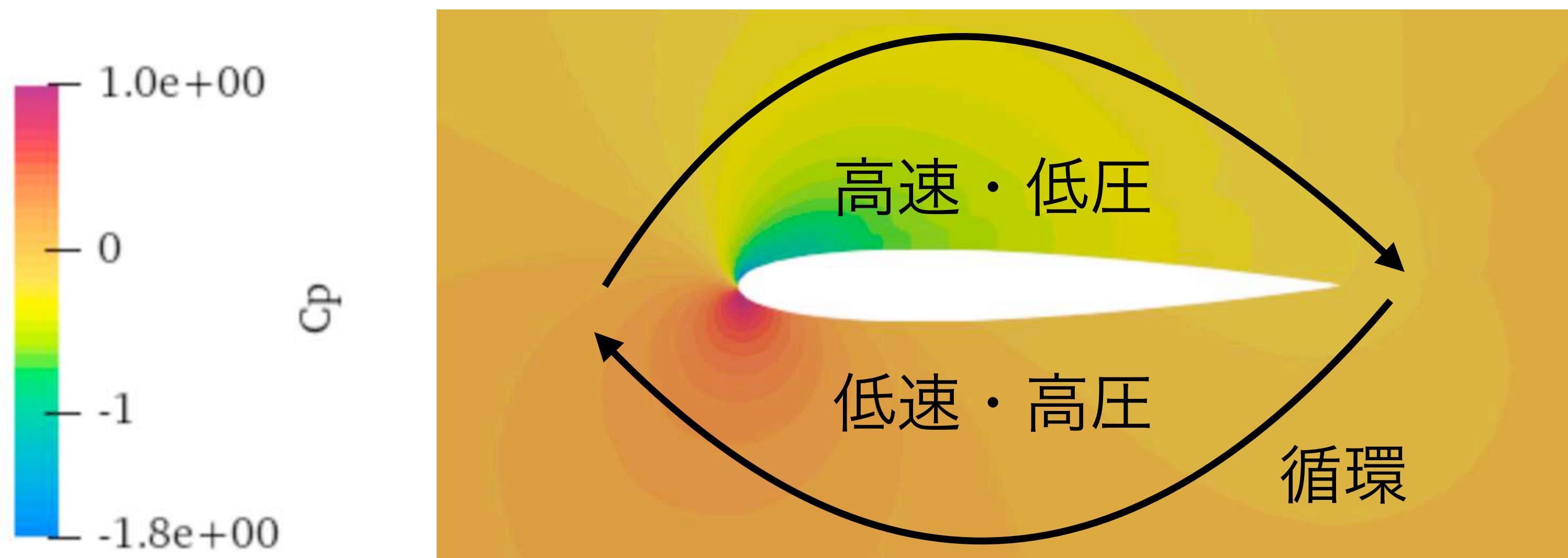
揚力は全然足りない!!

https://nihonkoku-shoukan.fandom.com/wiki/Boeing_787_Dreamliner

**U.S. Standard atmosphere, 1976

揚力の発生原理

圧力係数: $C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2}$ 動圧: $\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2$



NACA0012迎角6度



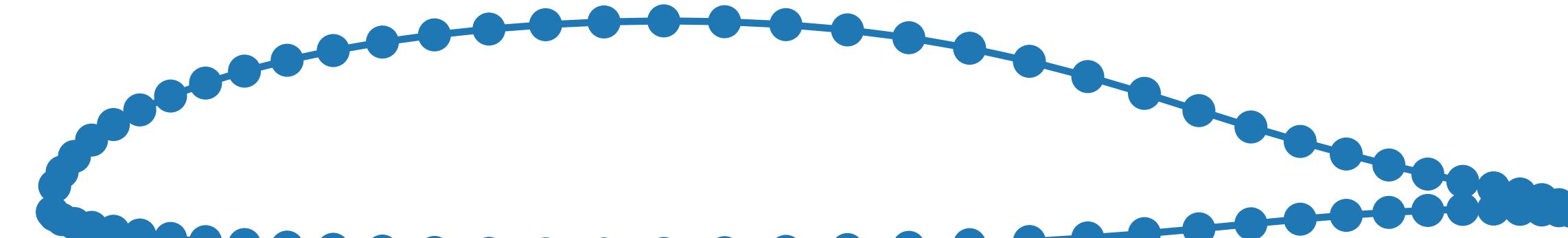
上面



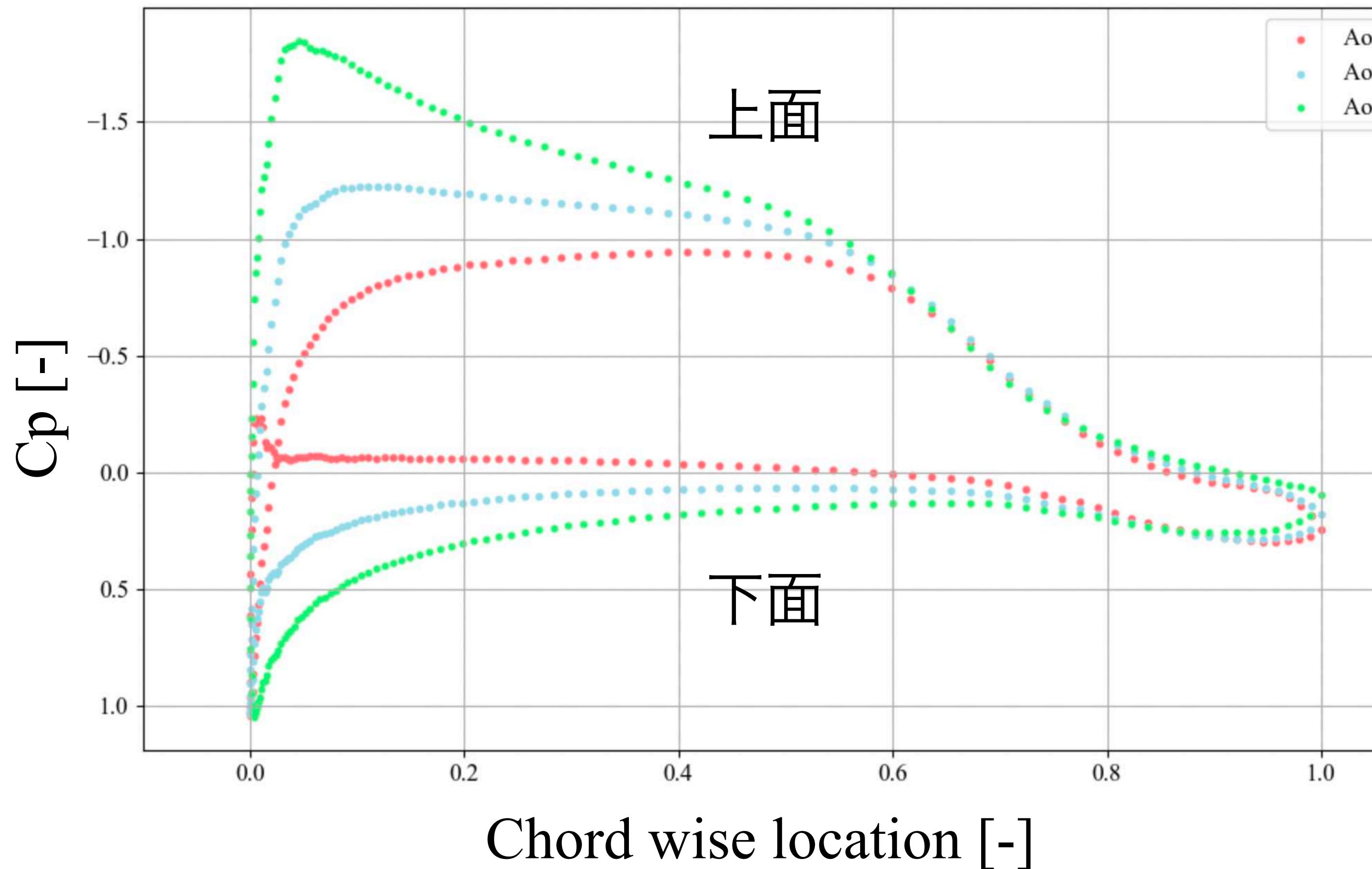
下面

揚力係数: $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2 S} \rightarrow L = \frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2 S C_L$

揚力の発生原理



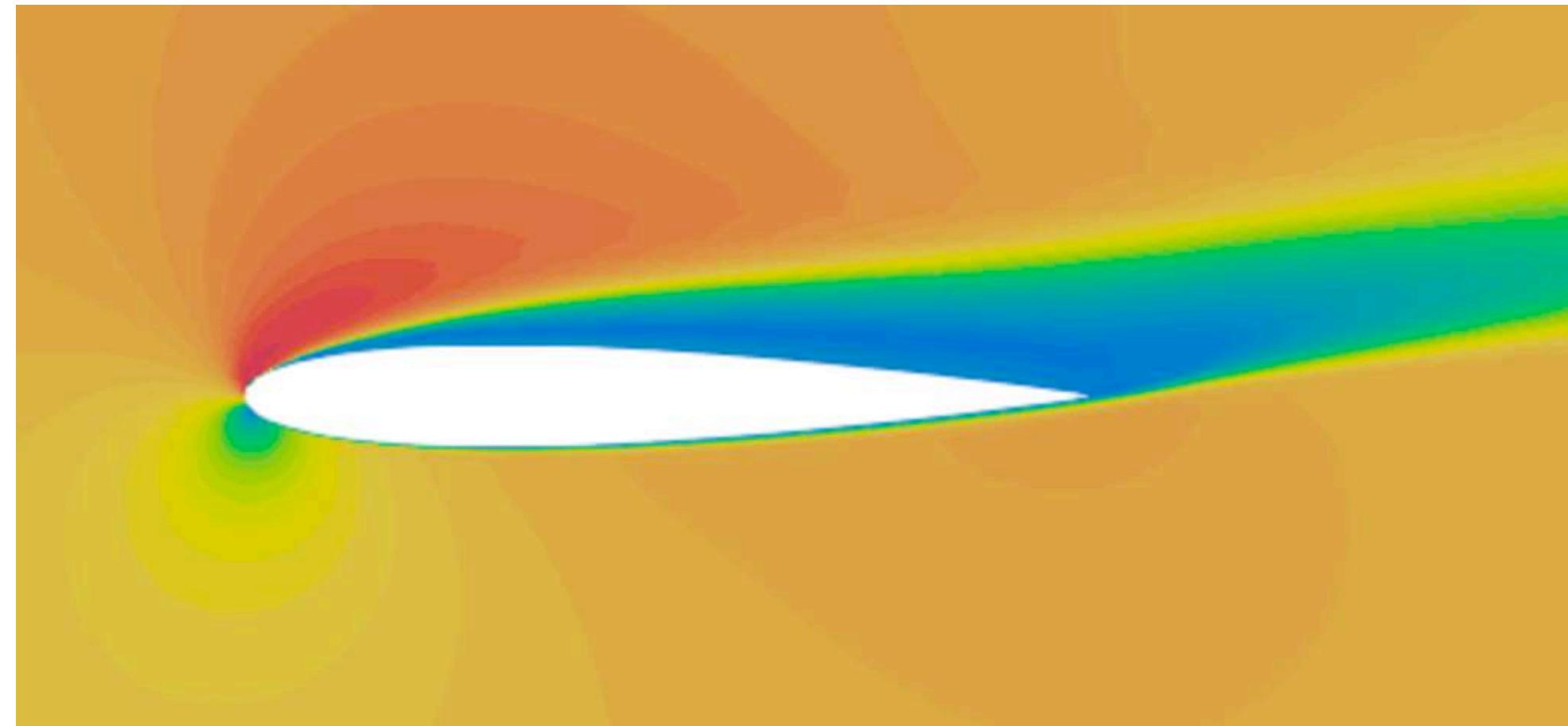
NASA LRN1015 airfoil



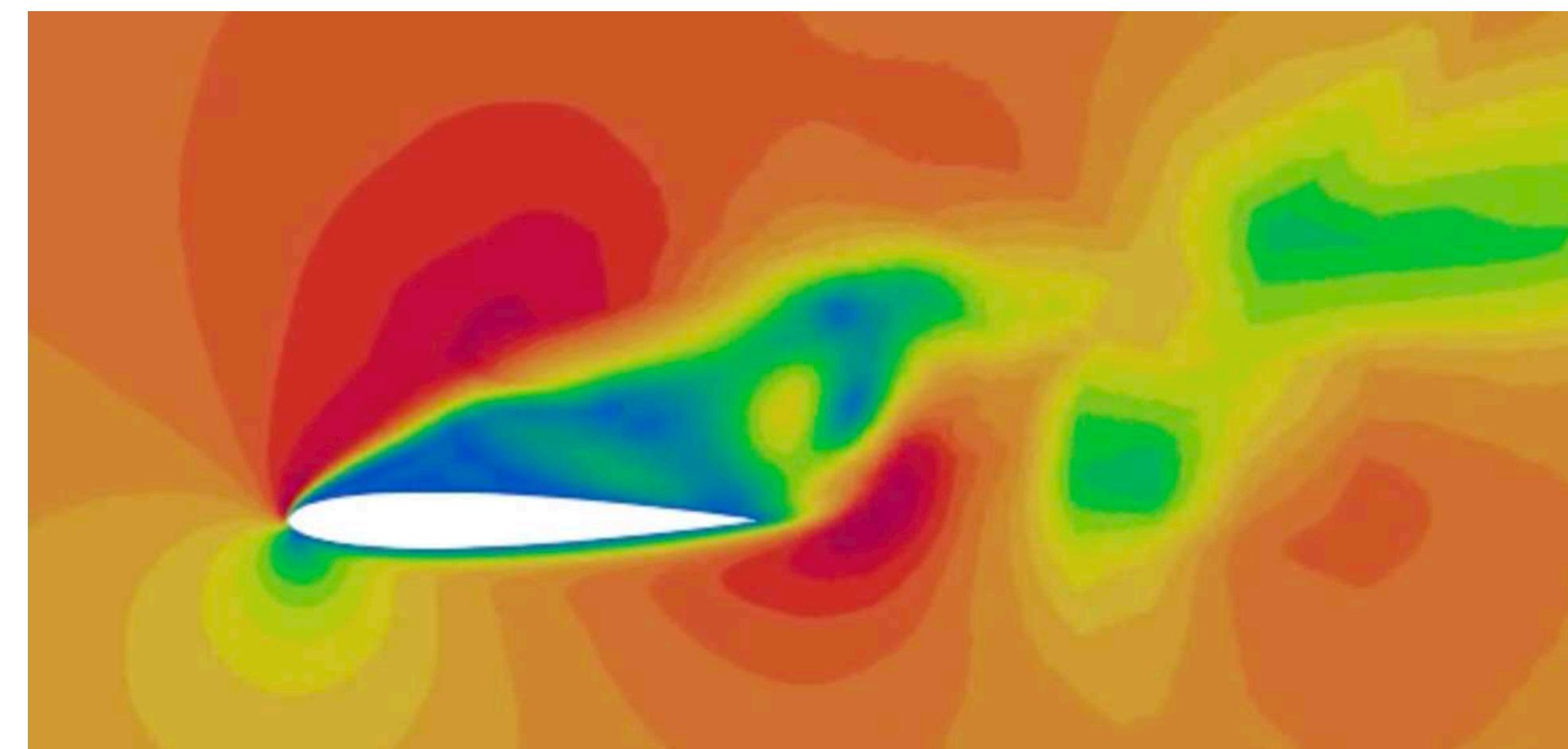
RQ-4 Global Hawk

失速現象 (Stall)

Velocity magnitude



迎角 6度

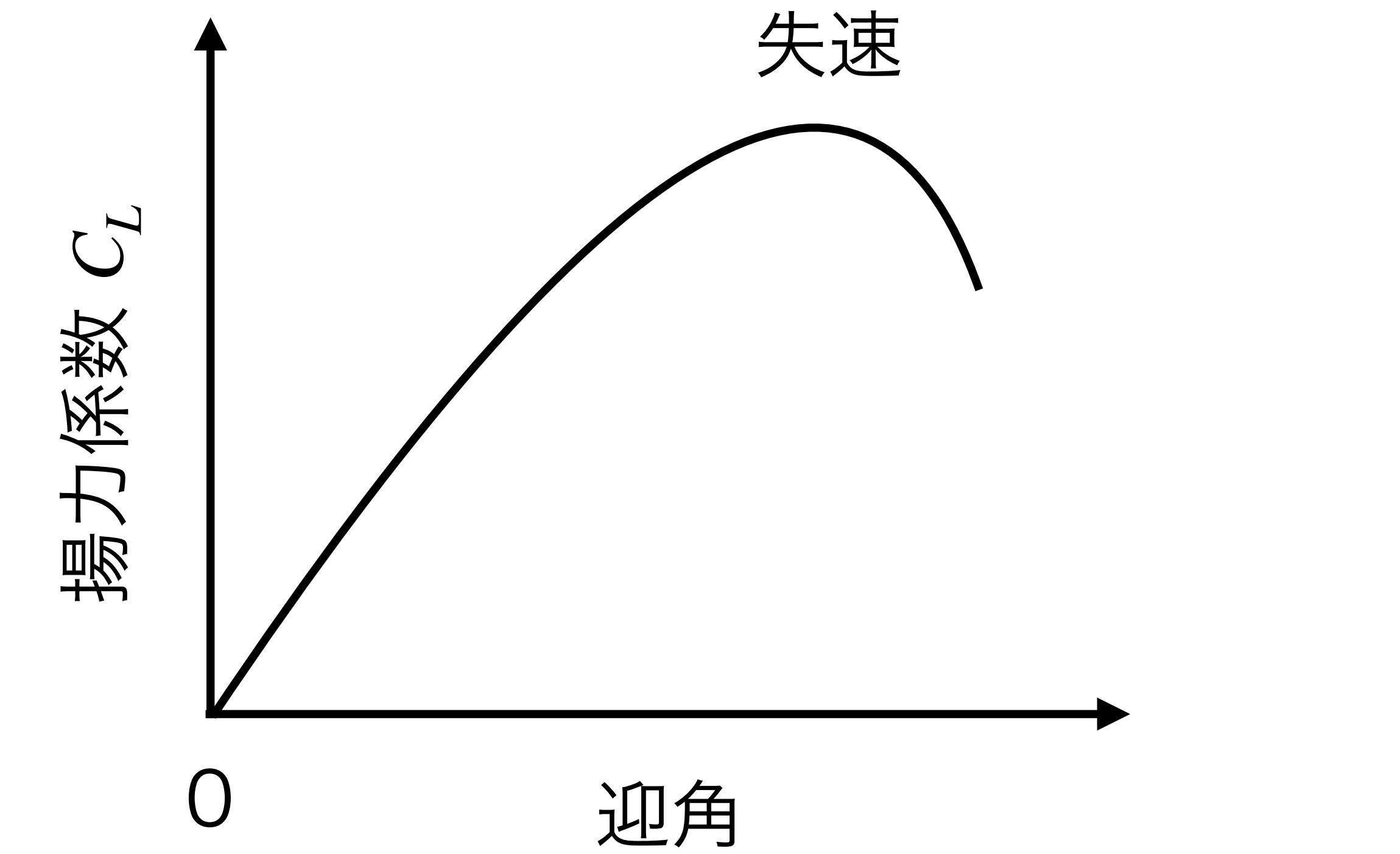


迎角 20度

ある一定の迎角を超えると揚力が急激に減少

航空機の墜落の原因になる!!

Ref. 境界層剥離



失速の例

・エールフランス447便墜落事故

- ピトー管凍結により自動操縦が解除
- 手動操作による機種上げを実施
- 失速し揚力不足により墜落



Airbus A330

・曲芸飛行

アクロバティック機や戦闘機は失速現象を利用することもある



ストールターン

参考文献

流体力学 (前編) 今井功 裳華房
圧縮性流体力学 麻生茂, 川添博光, 澤田恵介 丸善出版

Appendix

ピトー管



$$p = p_0, v = 0 \quad p = p_\infty, v = v_\infty$$



T4練習機 (ブルーインパルス)

非圧縮性流れ($M < 0.3$)

$$\frac{1}{2} \rho v_\infty^2 + p_\infty = p_0 \quad (\text{ベルヌーイの定理})$$

音速

亜音速～遷音速($0.3 < M < 1.0$)

$$\frac{p_\infty}{p_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$a = \sqrt{\gamma R T} = \frac{v_\infty}{M_\infty}$$

超音速流れ($1.0 < M$)

$$\frac{p_\infty}{p_0} = \left(\frac{(\gamma + 1) M_\infty^2}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma M_\infty^2 - (\gamma - 1)} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

比熱比

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \approx 1.4$$