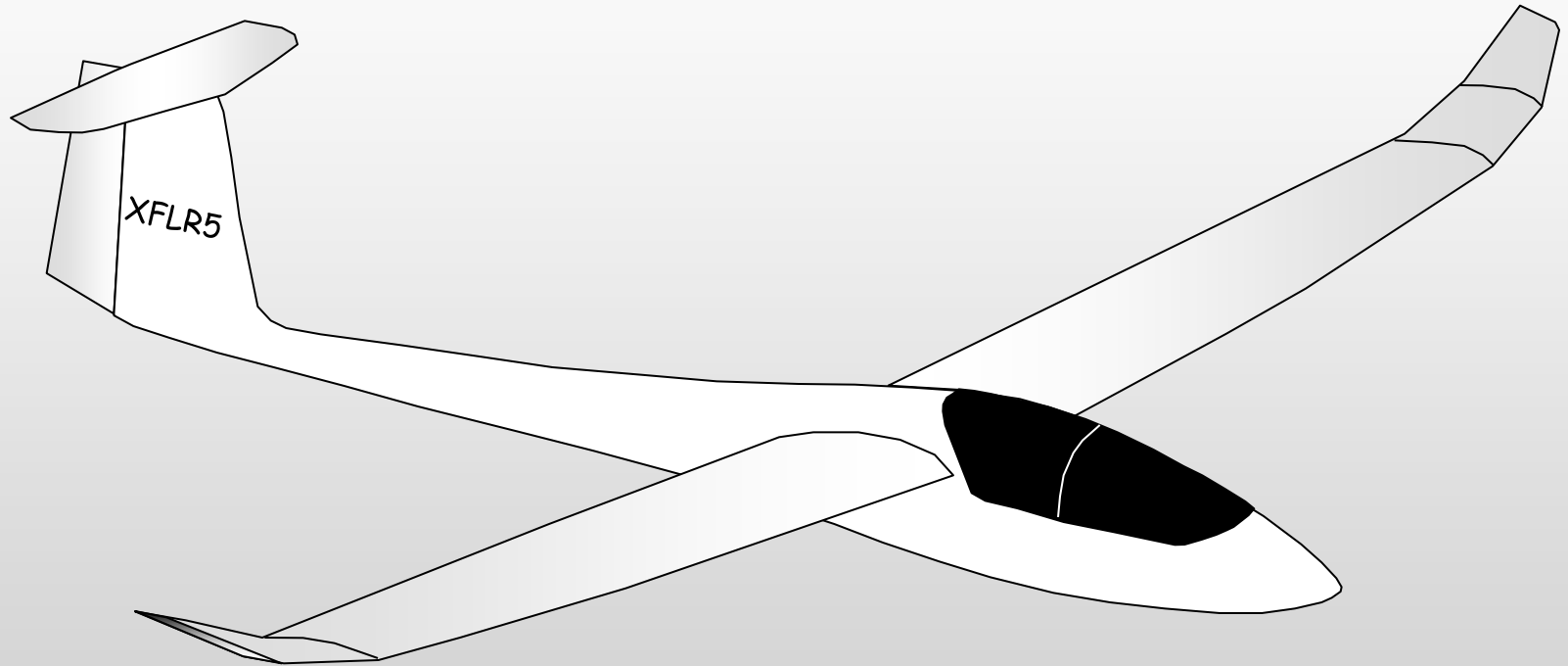
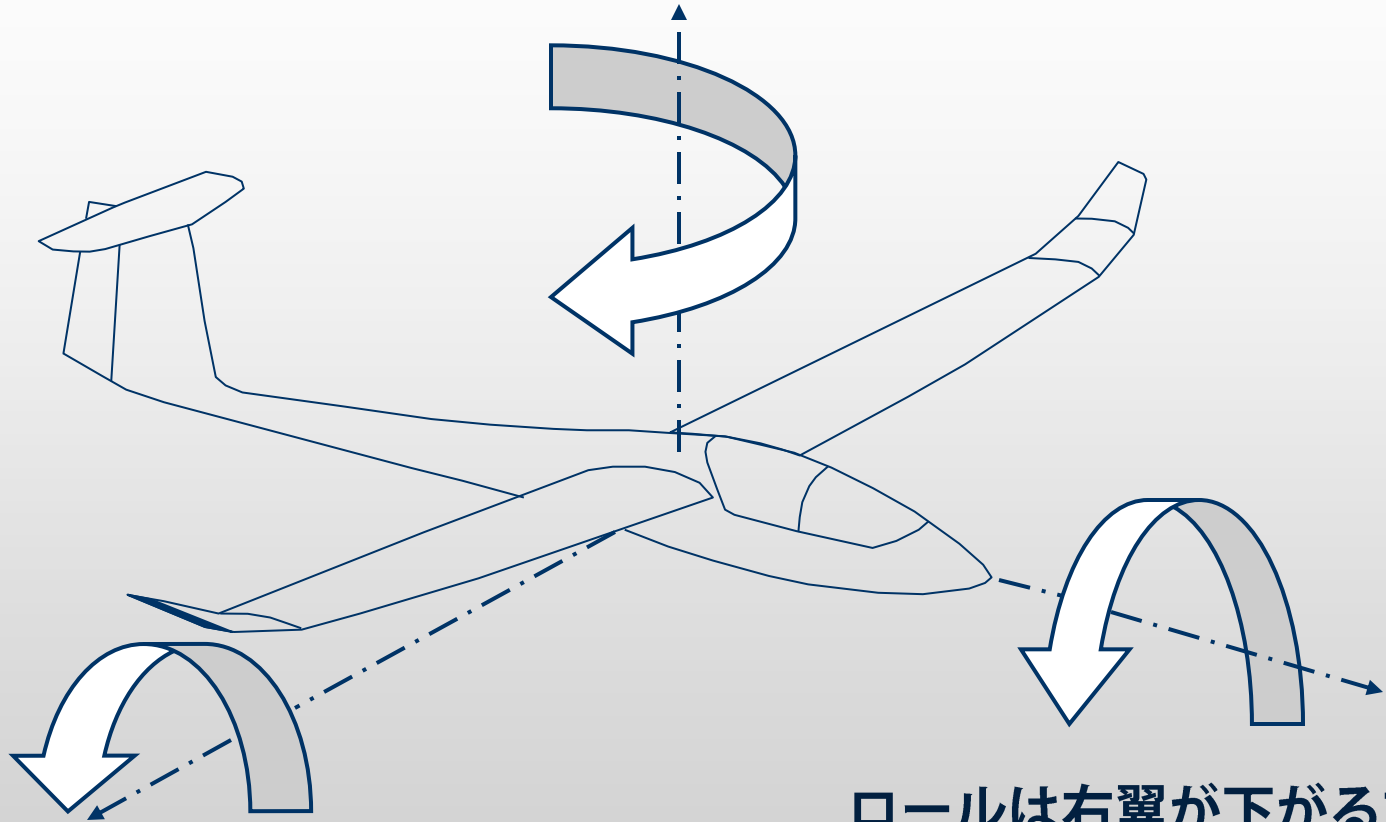


XFLR5を使った安定性解析について



符号の慣例

ヨーはノーズが右に向く方向が正



ピッチングは頭上げ方向が正

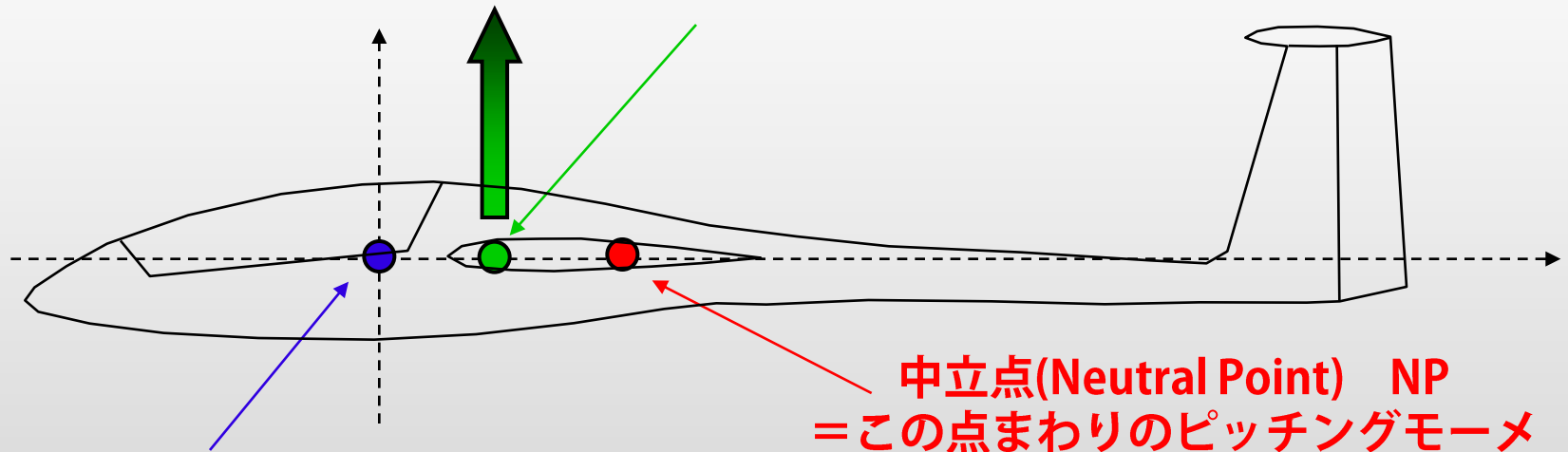
ロールは右翼が下がる方向が正

混同してはいけない3つのキーポイント

風圧中心(Center of Pressure) CP

= 空気合力が働く点

モデルの空気力学的な特性と迎え角によって動く



重心(Center of Gravity) CG

= モーメントが働く点;

質量分布にのみ依存し、空気力の分布には依存しない

XFLR5の中ではピッチングモーメントが計算される
ときは XCmRef とも表記する。

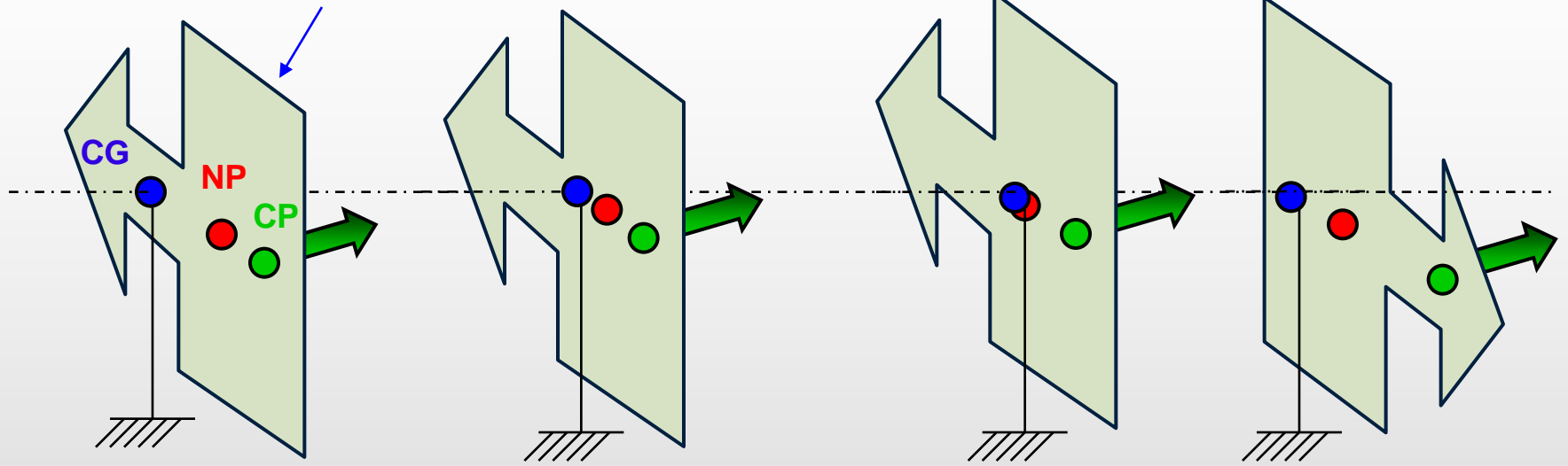
中立点(Neutral Point) NP
= この点まわりのピッチングモーメントは迎え角 α によらず一定
= 全機の空力中心

飛行機の幾何的形狀にのみ依存する

直感的にわかりにくいので、
次のページで解説する

中立点 = 風見でのアナロジー

突風などの擾乱を受けた直後の風見. 風向きから少しずれている



CGがNPより前にある
→ 力は風の向き対して羽根の後ろ側に働く
→ 風見は非常に安定

CGがNPより少しだけ前にある
→ 力は風の向き対して羽根の後ろ側に働く
→ 風見は安定であるが突風に敏感

CGがNPと一致
→ 風見は不定の状態で回る
→ 不安定

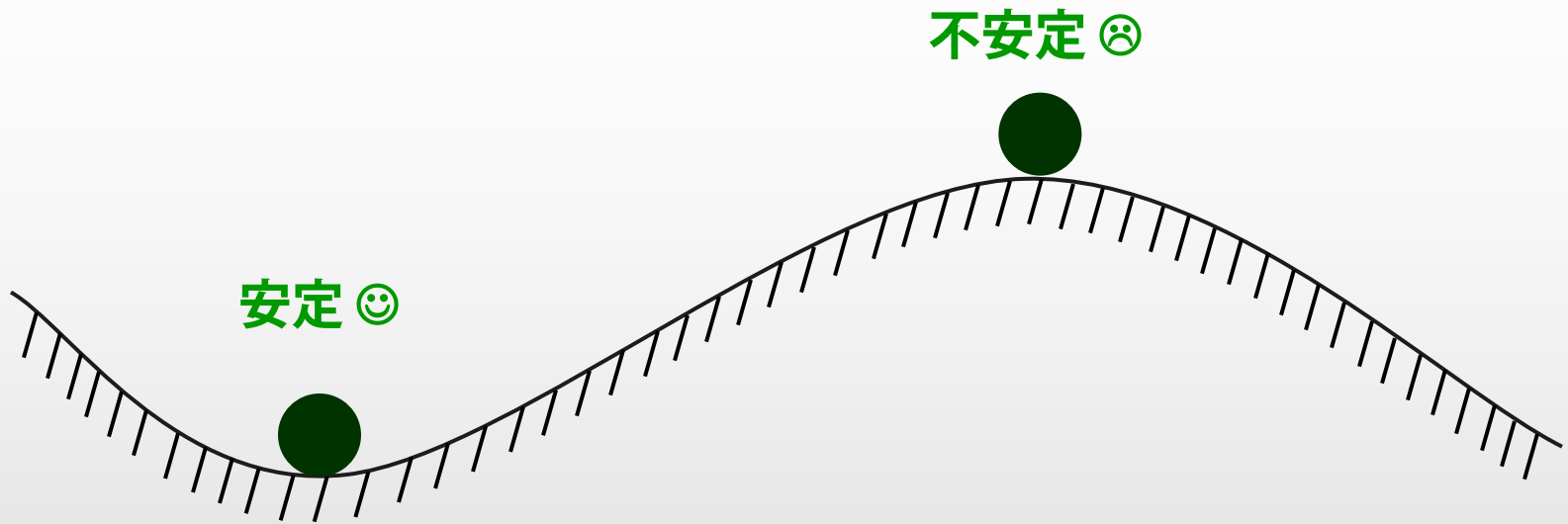
CGがNPの後ろにある
→ 逆方向に安定

中立点は許容重心位置範囲の後方限界

第二原則: NPの前に重心を置かなければならない

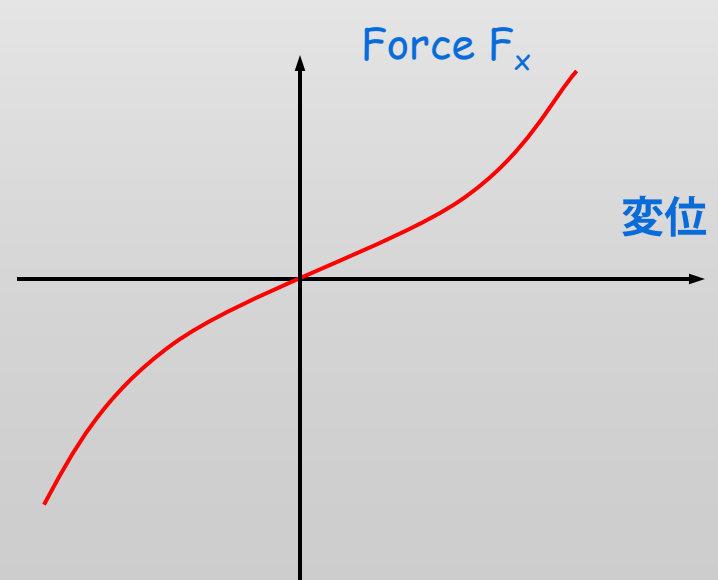
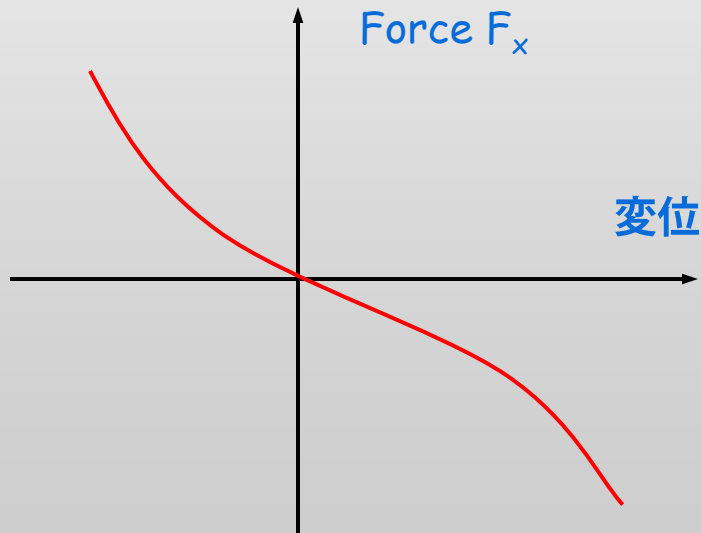
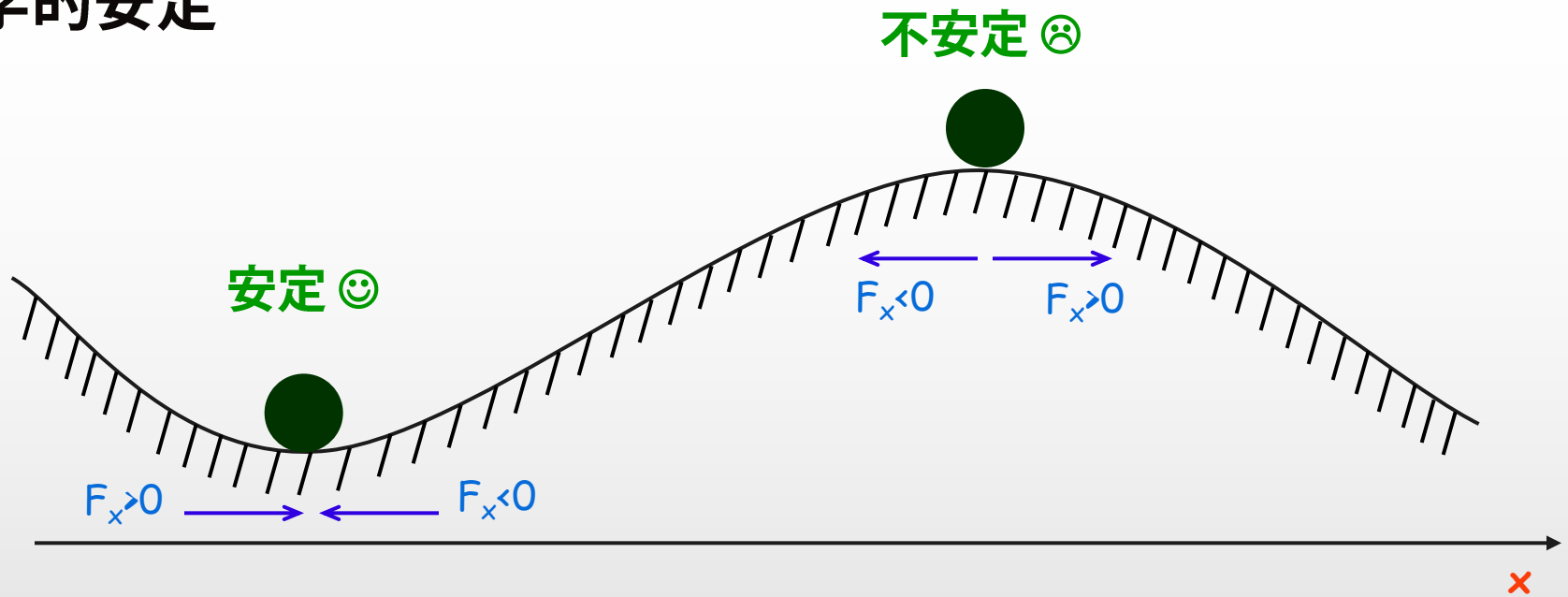


基本的注意事項：釣り合いは安定ではない！



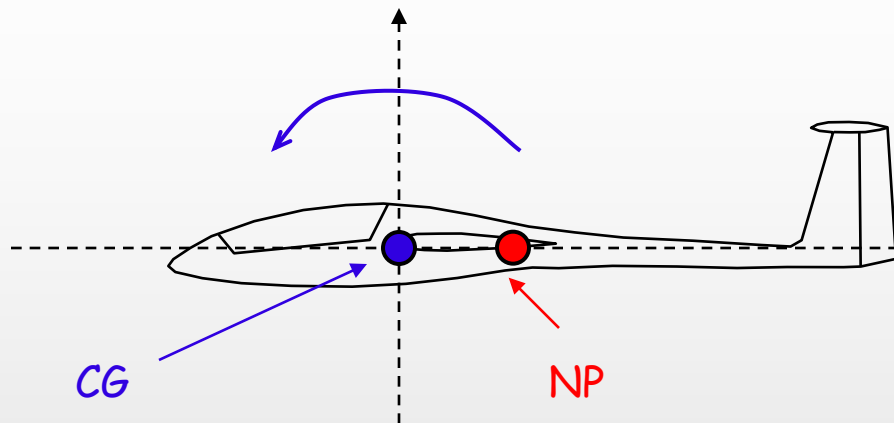
両方とも釣り合っているが、左側だけが安定

力学的安定

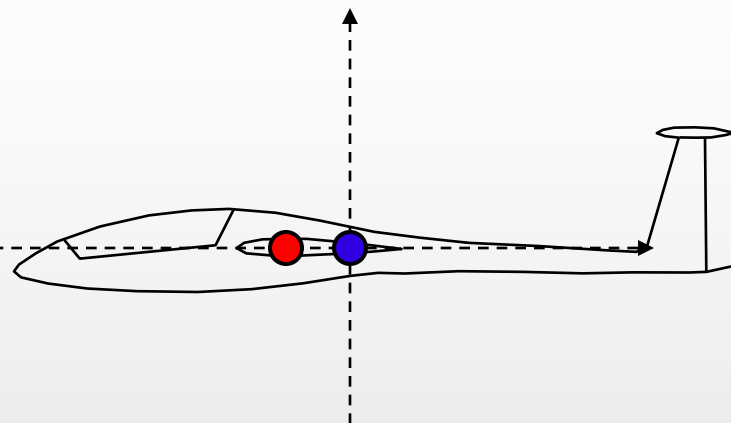


空力の安定

安定 ☺

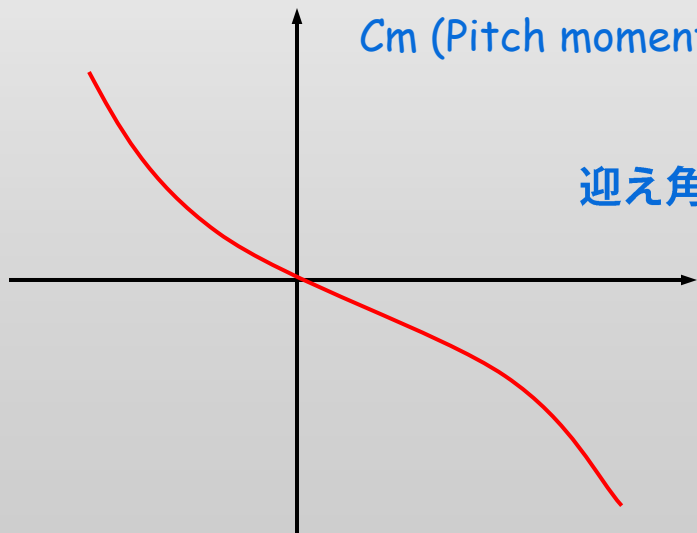


不安定 ☹



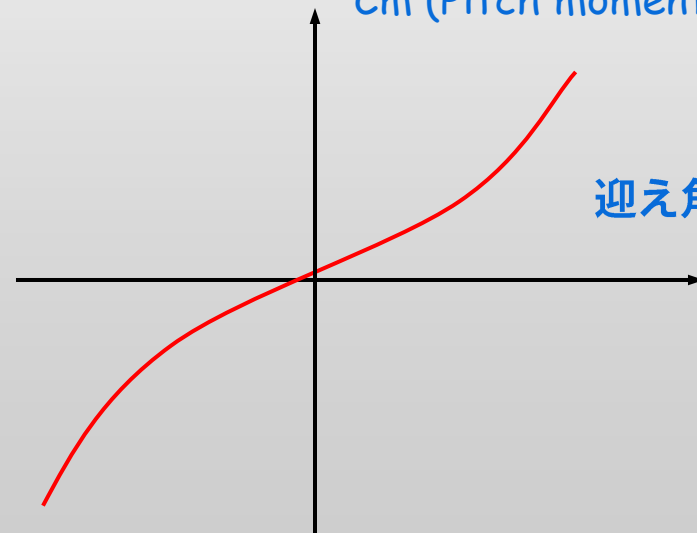
C_m (Pitch moment)

迎え角 α



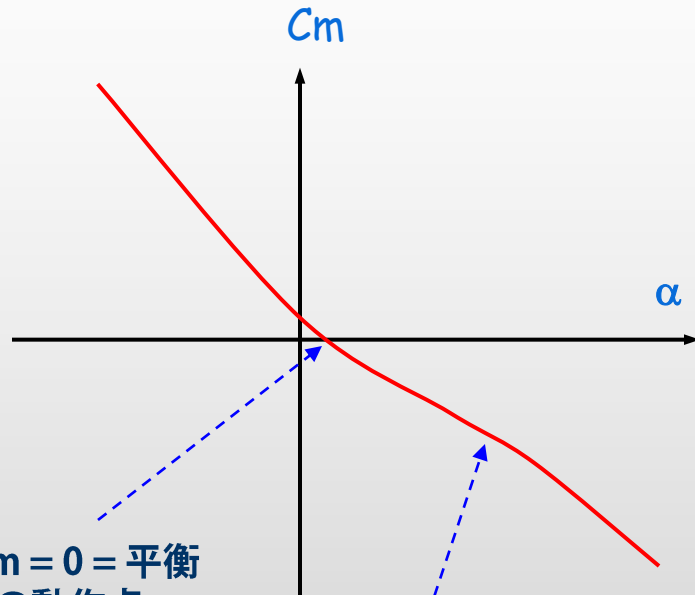
C_m (Pitch moment)

迎え角 α



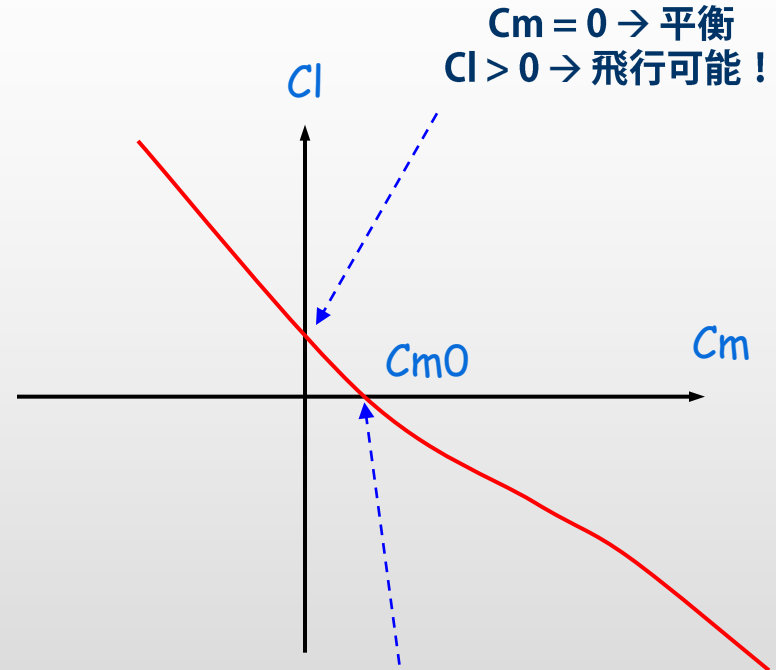
$C_m = f(\alpha)$ と $C_l = f(C_m)$ のグラフの理解

注意：飛行機全体としてや全翼機でのみ有効



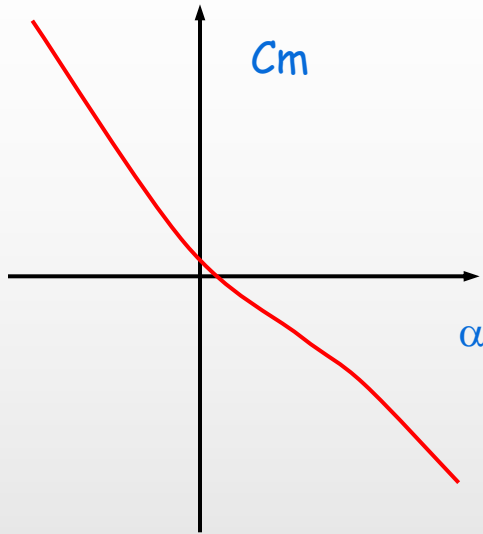
$C_m = 0 =$ 平衡
= 飛行機の動作点

傾きが負 = 安定
曲線の傾きが安定にする力の強さ
→ 傾きが急 = 安定なグライダー！

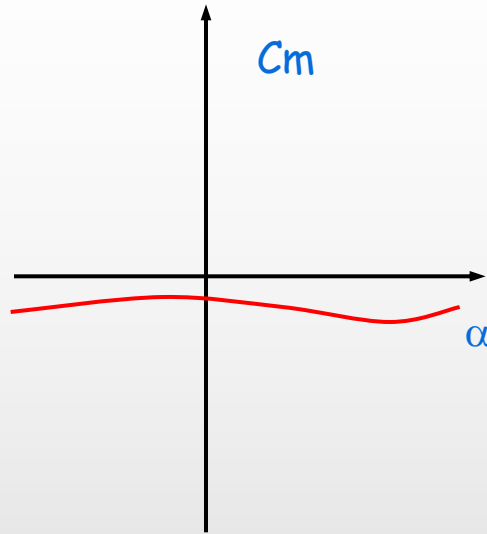


C_{m0} はゼロ揚力での
モーメント係数の値

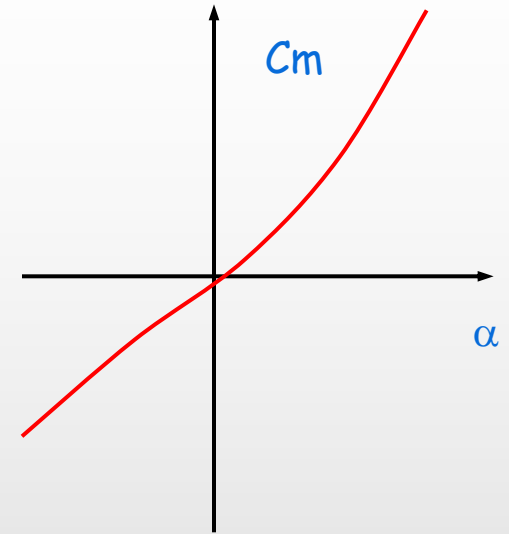
XFLR5を使って中立点を見つける方法



$X_{CG} < X_{NP}$ のモーメント曲線
CGはNPの前にあり、飛行機は安定



$X_{CG} = X_{NP}$ のモーメント曲線
 C_m は α に依らず不安定



$X_{CG} > X_{NP}$ のモーメント曲線
CGはNPの後ろにある
飛行機は安定だが逆方向を向く

試行錯誤により、真ん中のグラフの形になる X_{CG} の位置を見つける

その点が中立点になる, $X_{NP} = X_{CG}$

尾翼容積(1): 安定のための条件になるのか?

尾翼容積(Tail Volume)の定義

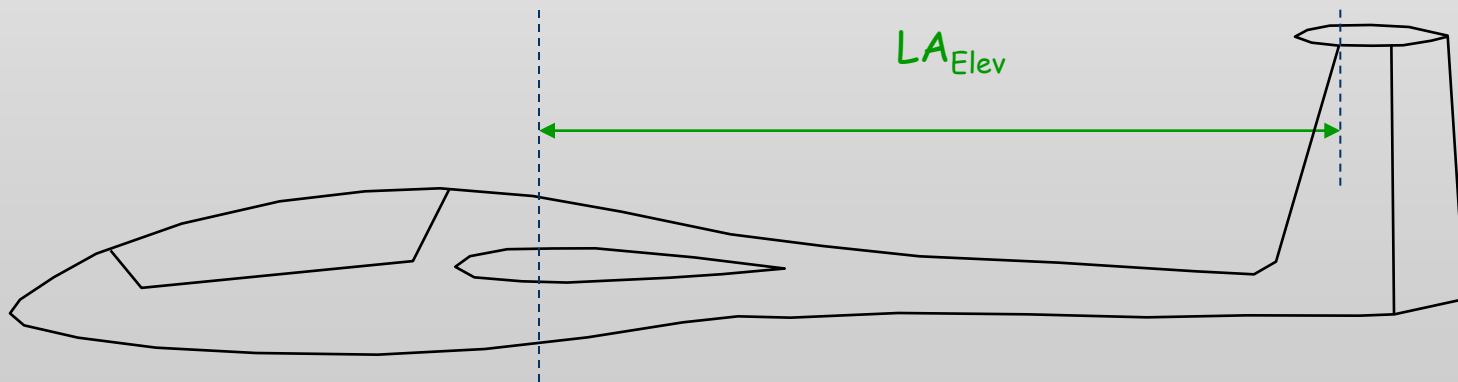
$$TV = \frac{LA_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}}$$

LA_{Elev} : 主翼とエレベータの翼弦長の前から1/4の点を結んだ距離。モーメントアーム(Lever Arm)

MAC : 主翼の空力平均翼弦(Mean Aerodynamic Chord)

$Area_{Wing}$: 主翼の翼面積

$Area_{Elev}$: エレベータの翼面積



尾翼容積(2)

エレベータ自身のピッチングモーメントを無視し、主翼の翼弦の前から1/4の点周りのモーメントの釣り合いの式は以下のようなになる

$$M_{\text{Wing}} + LA_{\text{Elev}} \times \text{Lift}_{\text{Elev}} = 0$$

M_{Wing} は主翼の翼弦の前から1/4の点周りのピッチングモーメント

Cl と Cm を使うと以下のように変形できる:

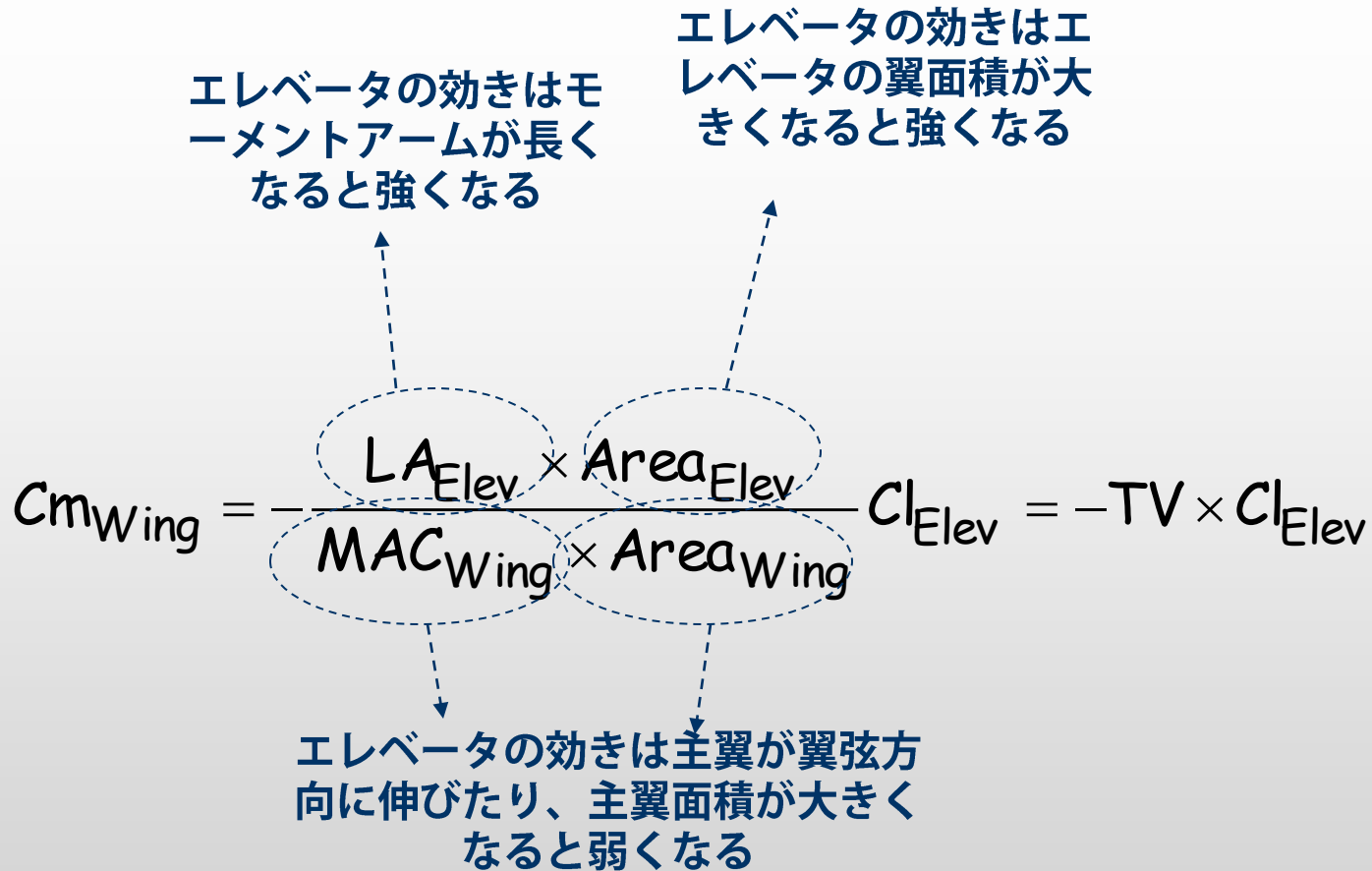
$$q \times \text{Area}_{\text{Wing}} \times \text{MAC}_{\text{Wing}} \text{Cm}_{\text{Wing}} = - LA_{\text{Elev}} \times q \times \text{Area}_{\text{Elev}} \times \text{Cl}_{\text{Elev}}$$

ここで q は動圧.

したがって:

$$\text{Cm}_{\text{Wing}} = - \frac{LA_{\text{Elev}} \times \text{Area}_{\text{Elev}}}{\text{MAC}_{\text{Wing}} \times \text{Area}_{\text{Wing}}} \text{Cl}_{\text{Elev}} = -TV \times \text{Cl}_{\text{Elev}}$$

尾翼容積(3)



尾翼容積は主翼のピッチングモーメントと釣り合うためのエレベータの大きさ・位置の基準だということがわかった

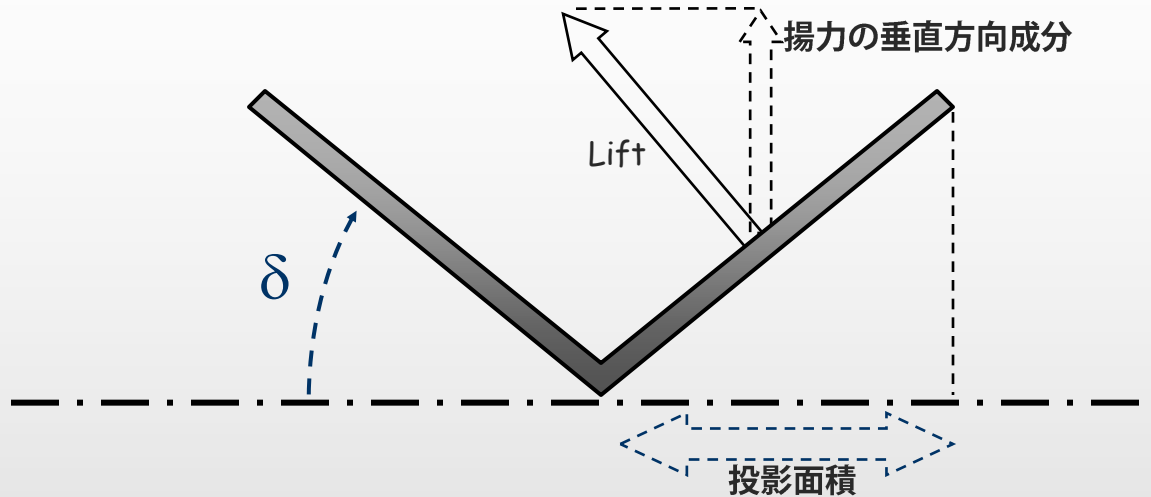
尾翼容積(4)

$$C_{m_{Wing}} = -\frac{L A_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}} C_{l_{Elev}} = -TV \times C_{l_{Elev}}$$

- この公式はTVが大きくなるとエレベータの効きが強くなるはずだということだけを示している
- 飛行機の安定については何もヒントを与えてくれない
- C_m と C_l の値と符号については何も言っていない
- TVは安定のために必要条件だが、十分条件ではない。この他にピッチングモーメント係数と揚力係数がわからないといけない
- ゆえに尾翼容積の適正な値は安定に十分な条件とはならない

少し複雑な例：V尾翼

この方法はマスターDrelaによるもの
(空気のフォースがともにあらんことを)



角 δ は二つの作用がある:

1. 水平面への投影面積を減らす
2. 垂直面に対して揚力を投影したものを減らす

…式にすると次のようになる:

$$\text{Effective_area} = \text{Area}_{\text{Elev}} \times \cos^2 \delta$$

$$\text{TV} = \frac{\text{LA}_{\text{Elev}} \times \text{Area}_{\text{Elev}} \times \cos^2 \delta}{\text{MAC}_{\text{Wing}} \times \text{Area}_{\text{Wing}}}$$

静安定余裕：便利な概念

- 静安定余裕(Static Margin)の定義

$$SM = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{MAC_{Wing}}$$

- 正の静安定余裕があるということは安定と同義
- 静安定余裕が大きいほど飛行機は安定する
- ここでは静安定余裕がどの程度が良いのかは言わない… あまりにリスクー… この問題に関する多くの発表がある
- ユーザーが実際に自分で設計すべきものである
- NPの位置がわかり、SMの目標が定まると重心の位置は自ずと導かれる。つまり $X_{CG} = X_{NP} - MAC \times SM$
- …しかしこれは、正の揚力や性能の最適化が確約されるものではない

重心の位置を決めるためのXFLR5の使い方

➤ 案①: 最も効率的な方法

- XFLR5のことは忘れる
- 空力平均翼弦の30-35%に重心を置く
- 丈の高い草むらの場所で軽くハンドランチする
- 飛行機が正常に滑空するまで重心を徐々に後ろに動かす
- 全翼機の場合
 - 15%から始める
 - エルロンを5-10° 上げる
 - 徐々にエルロンの角度を下げて、CGを後ろに動かす
- 急降下試験で締める

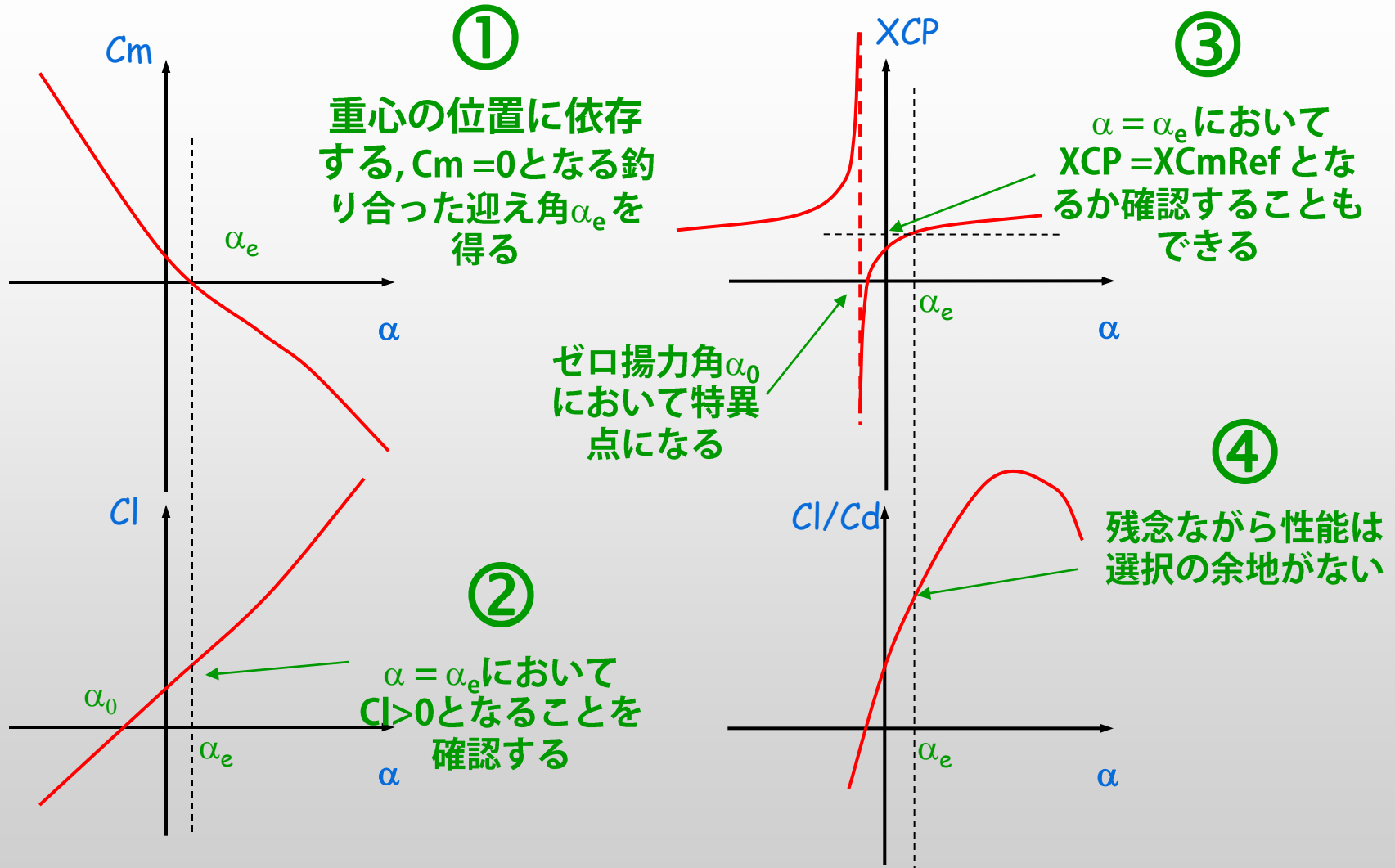
→ 確実な方法！

重心の位置を決めるためのXFLR5の使い方

➤ 案②: プログラムを信じる

- 免責事項を入念に読み込む
- 先に説明したように中立点を見つける
- NPから重心を前に動かす…
- … $C_m = f(\alpha)$ の傾きを納得するまで調整する、もしくは
- … 所望の静安定余裕に合わせる
- 案①に戻って何回かハンドランチさせる

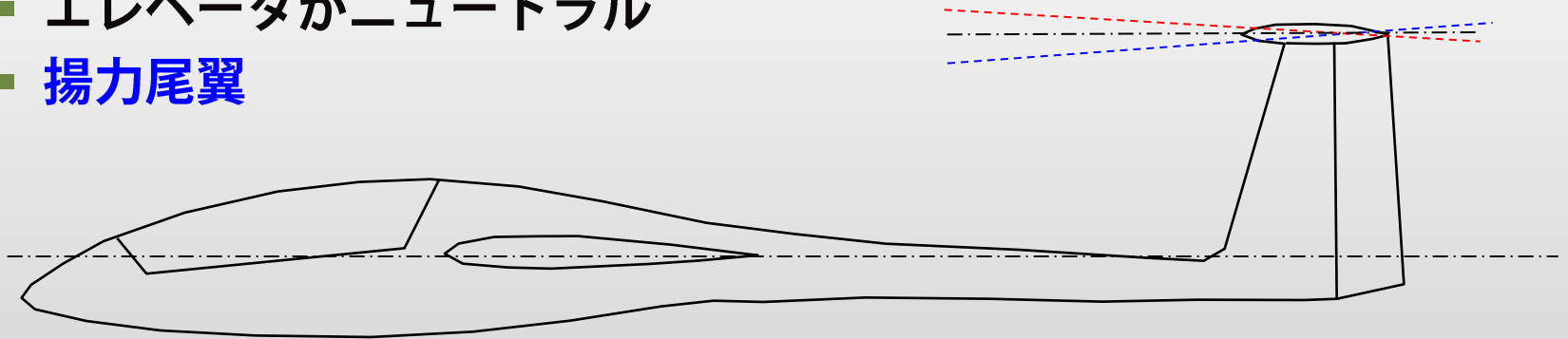
XFLR5の4つのグラフの要約



最良の妥協点を見つけるのには繰り返し計算が必要

入射角の重要性

- 揚力を得るのに、主翼はゼロ揚力角より大きな迎え角を持つ必要がある
- 迎え角は重心周りの主翼とエレベータの揚力によるモーメントの釣り合いによって決まる
- 3つのケースが考えられる
 - **エレベータの揚力が負**
 - エレベータがニュートラル
 - **揚力尾翼**

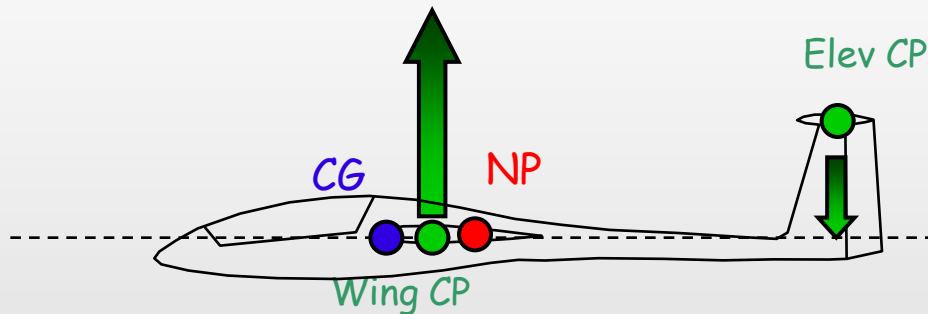


- それぞれの場合によって釣り合う迎え角は異なる
- フランス語でMatthieuによるすばらしい記事が以下にある
http://pierre.rondel.free.fr/Centrage_equilibrage_stabilite.pdf

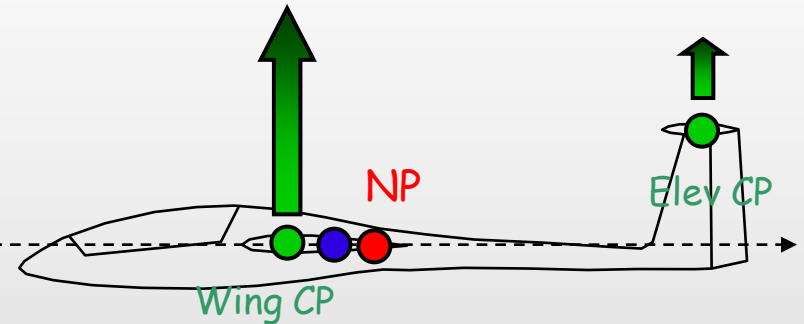
エレベータの取り付け角と重心位置

- エレベータは正もしくは負の揚力を持っているだろう

エレベータは主翼に対して
負の入射角



エレベータが中立もしくは少し
だけ正の入射角



- どちらの形態も可能である
- エレベータが負の揚力を持つ場合、重心は主翼のCPの前にある
- “重心の位置が適切な範囲にあれば滑空比はそんなに変わらない” (M. Scherrer 2006)

全翼機の場合

- エレベータ無し
- 主翼は自律安定性が必要
- 二つの選択肢がある
 - 自律安定性のある翼型を使う
 - 翼端をねじり下げる

自律安定な翼型

- 曖昧にしないために：この概念はスタビライザー無しで自ら安定する翼のことを指す
 - 理論と解析によって翼型の中立点は前縁から翼弦の25%の位置にあることが分かっている（空力中心）
 - それじゃあ… NPの前にCGがあるならば全ての翼型が自律安定なのか？？？
 - 自律安定と呼ばれる翼型とそれ以外とでは何の違いがあるのか？？？
- XFLR5を使って調べてみよう

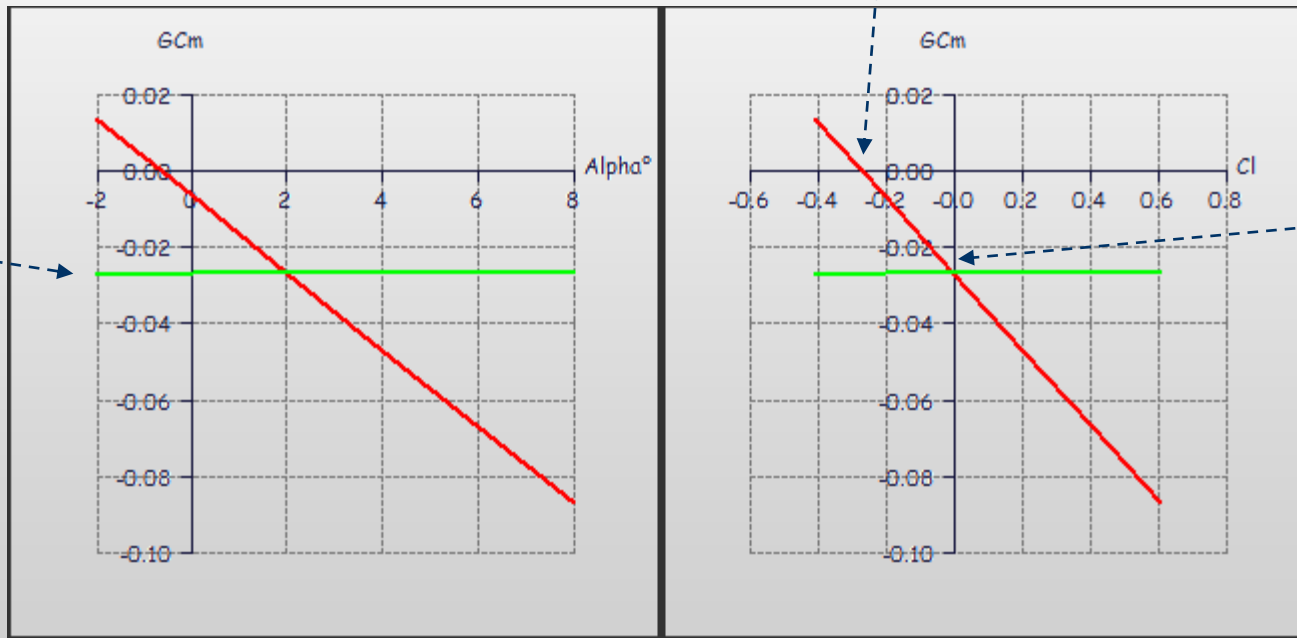
典型的な翼型

NACA 1410

翼弦長=100mmの矩形翼を考える、翼型は有名なNACA 1410を使う。これは自律安定な翼型ではない

計算結果によってNPが翼弦の25%の位置にあることが確認できる

残念ながらピッチングモーメントがゼロのところで揚力が負になっている。これでは翼は飛べない。これは問題だ…



これらの翼型においてゼロ揚力のときのモーメント係数は負 $C_{m0} < 0$ であると一般的に言われている

Straight wing NACA 1410 no twist
— T1-10.0 m/s-VLM1- 15.00mm
— T1-10.0 m/s-VLM1- 25.00mm

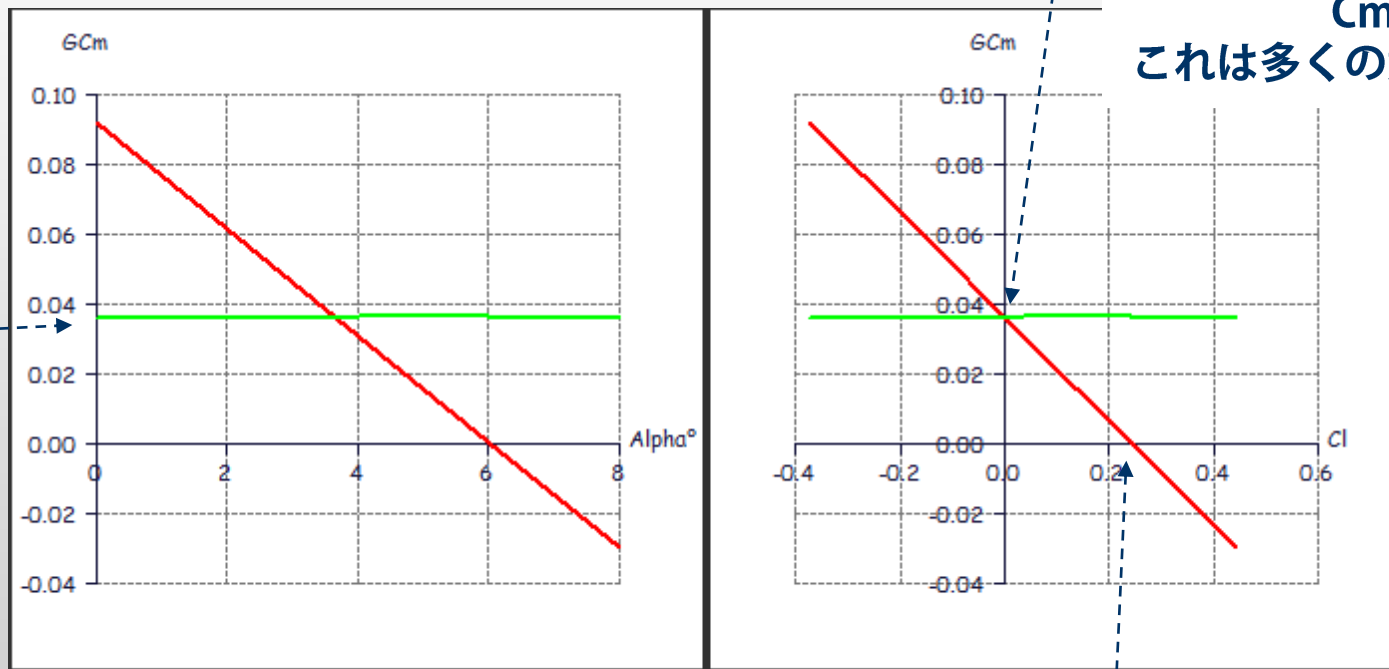
メモ: この解析はXfoilでは非線形条件で行われる

自律安定翼型

Eppler 186

翼弦長=100mmの矩形翼を考える、翼型は自己安定な翼型として知られているEppler 186を使う

NPはこちらも翼弦の25%にある



これらの翼型ではゼロ揚力でのモーメントが正だと一般的に言われている

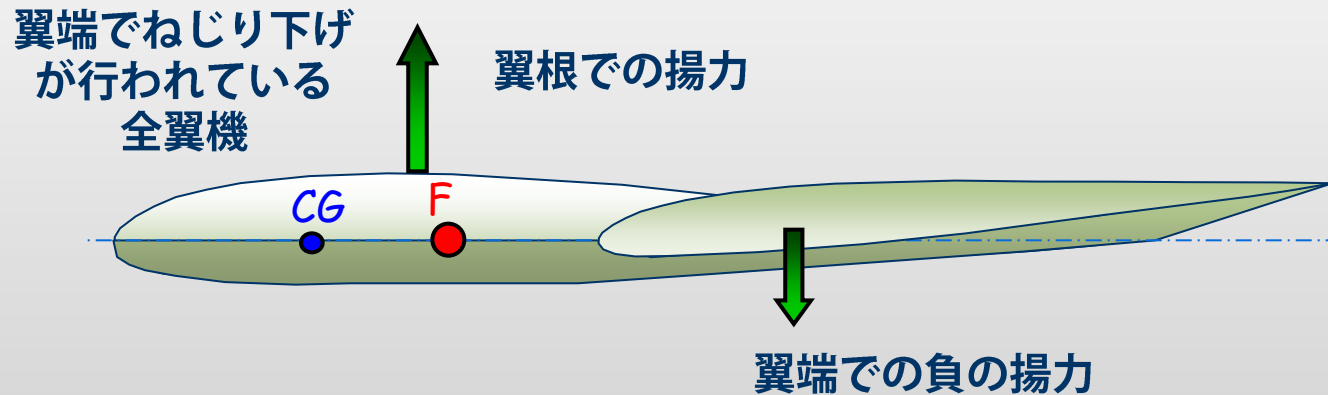
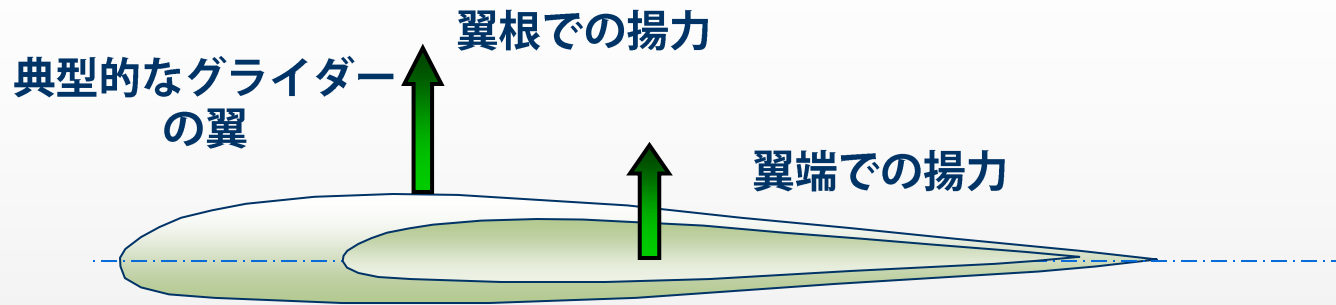
$$Cm_0 > 0$$

これは多くの意味を持たない

Straight wing Eppler 186 no twist
— T1-10.0 m/s-VLM1- 10.00mm
— T1-10.0 m/s-VLM1- 25.00mm

直感的に言えば
“ゼロモーメント時の揚力が正” : $Cl_0 > 0$
なので翼は飛ぶ!

より現代的な自律安定な翼の作り方



翼端での正のモーメントにより翼根での負のモーメントと釣り合う

- 翼端での負の揚力の結果として揚力の合計が従来の翼に比べて減る
- これらをXFLR5で確認してみよう

モデルデータ

Wing Design

Wing Data

Wing Name: NACA 1410 Twisted -6°

Symetric Right Wing Left Wing

Wing Span: 2000.00 mm M.A.C. Span Pos: 233.33 mm
Area: 30.00 dm² Aspect Ratio: 13.33
Volume: 2.05e+007 mm³ Taper Ratio: 1.50
Mean Geom. Chord: 150.00 mm Root to Tip Sweep: 9.37 °
Mean Aero. Chord: 152.00 mm Number of Flaps: 00

Total VLM Panels: 320 (Max is 1000) Total 3D Panels = 656 (Max is 2000)

	Pos. (mm)	Chord (mm)	Offset (mm)	Dihedral (°)	Twist (°)	FoilName	X-Panels	X-Dist	Y-Panels	Y-Dist
0	0.00	180.00	0.00	0.00	0.00	Naca 1410	8	Cosine	20	-Sine
1	1 000.00	120.00	180.00		-6.00	Naca 1410				

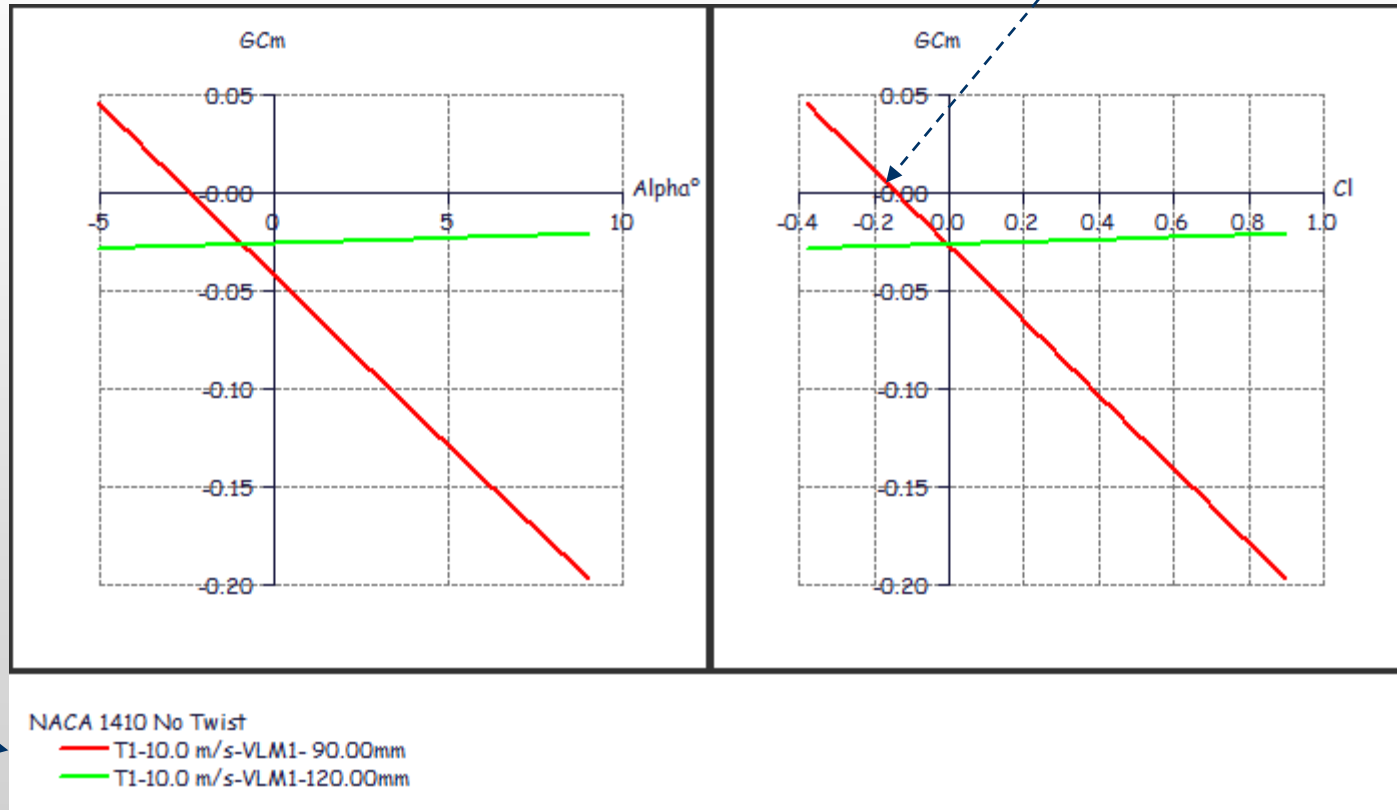
Reset VLM Mesh

まずねじり下げのない翼を、
次に翼端で-6°のねじり下げを
付けた翼を
それぞれ試してみよう

OK Cancel

ねじり下げ無しの翼

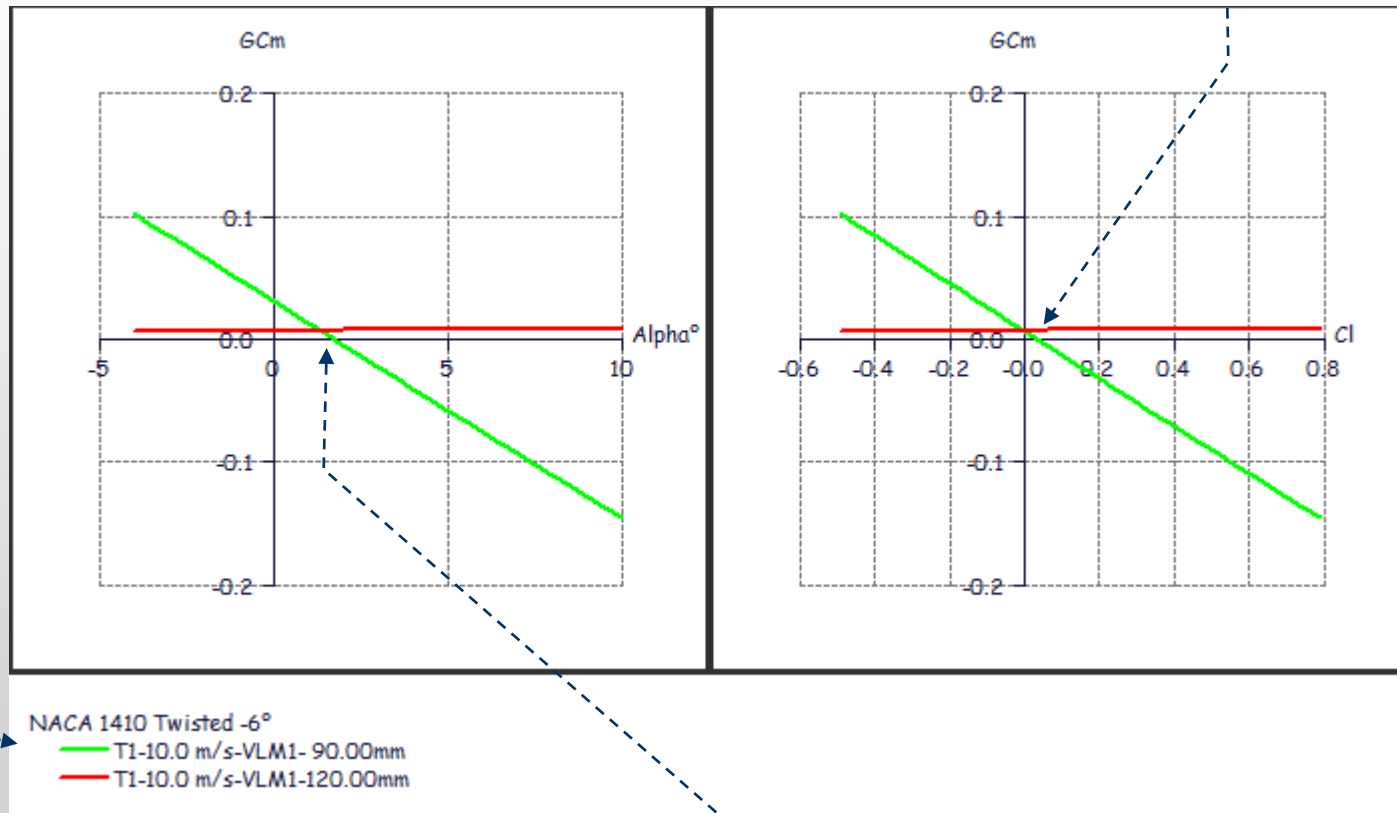
残念なことにゼロピッチングモーメントのとき揚力は負($C_l < 0$) : 翼は飛ばない



静安定余裕 = 10%で考える

ねじり下げ有りの翼

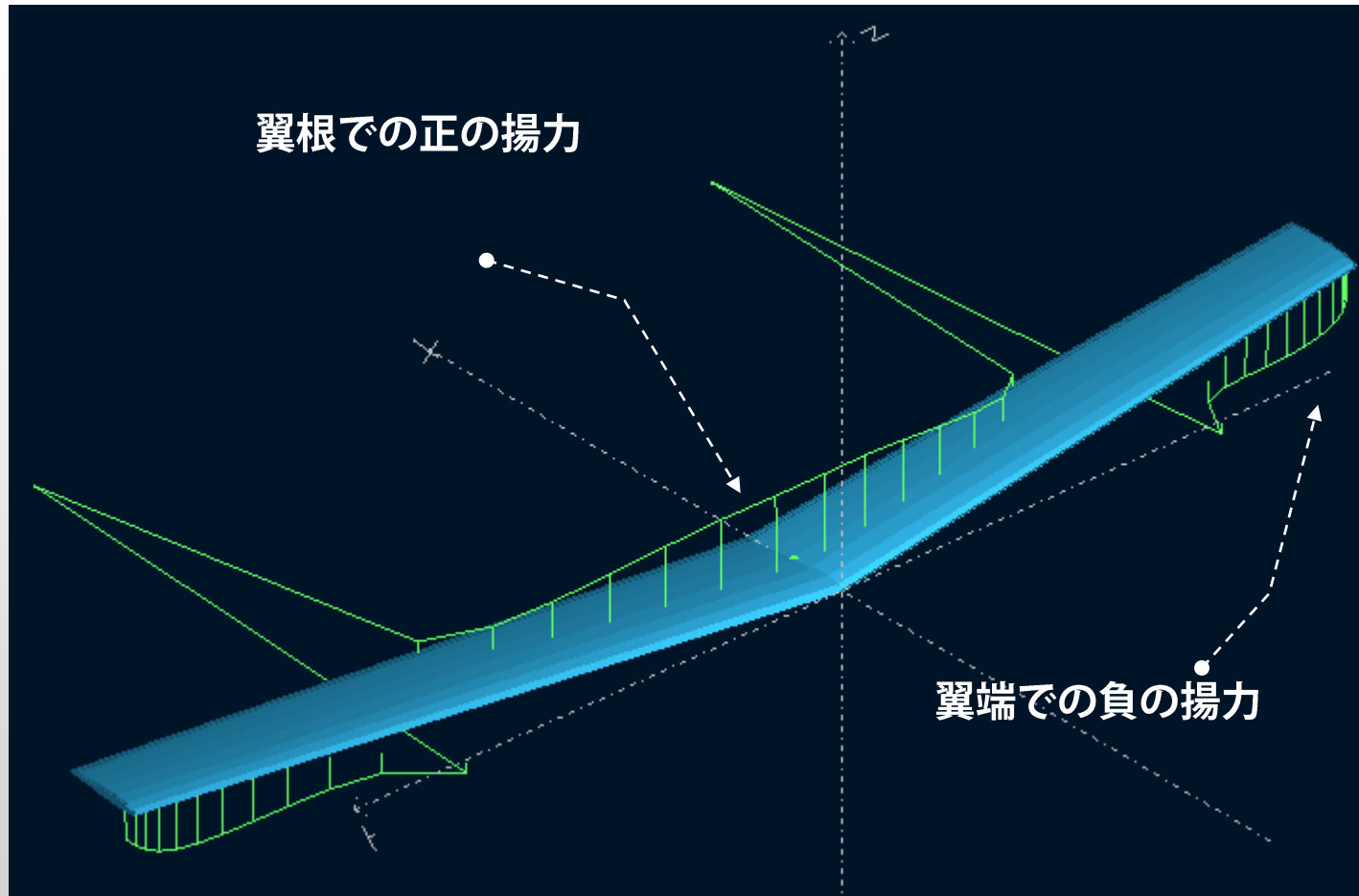
ゼロピッチングモーメント時に揚力は少しだけ正：
これは飛ぶ！



静安定余裕= 10%で考える

• 次のスライドで迎え角 $\alpha_e = 1.7^\circ$ で釣り合ったときの揚力を可視化してみよう

平衡状態の迎え角での揚力



翼の一部で負の揚力を生む：全翼機は揚力が小さい

安定性と制御性の解析

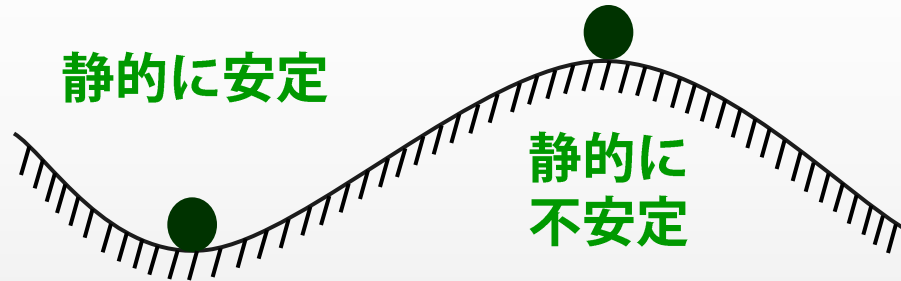
性能は置いておいて・・・安定性と制御性について考える

この解説について

- **模型飛行機の性能は調整する必要がある。しかし安定性と制御性も調整する必要がある**
 - **安定性解析は操縦桿から手を離れた飛行の特性である**
 - **制御解析は操縦の応答性を意味している**
- **ある程度は、シミュレーションによって対処することができる**
- **このオプションはXFLR5のv6から実装された**

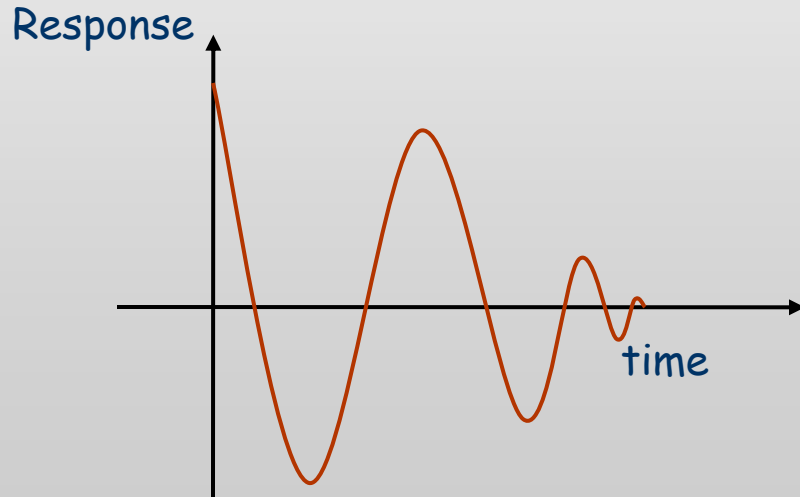
静安定と動安定

- まず最初に、静安定について

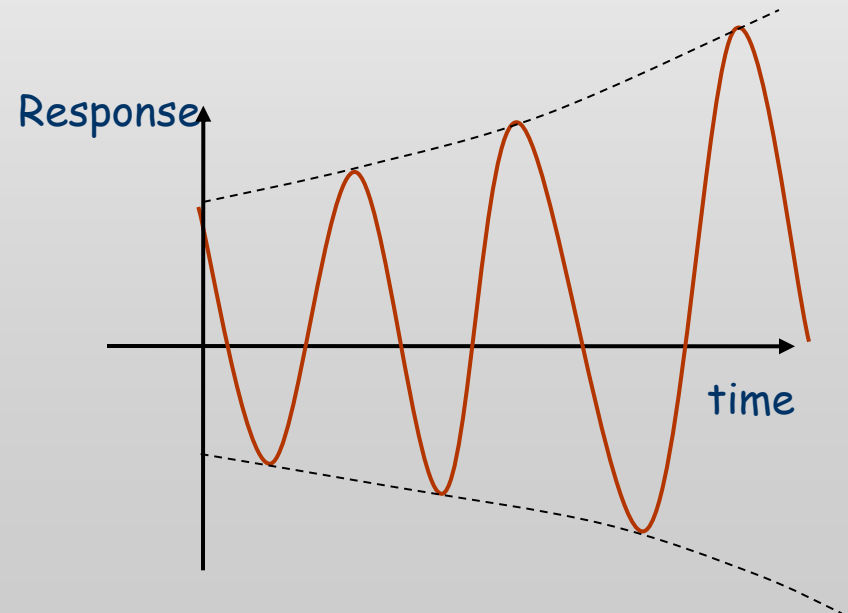


- 動安定とは減衰力によって釣り合い位置に近づくこと

動的に安定



動的に不安定



グライダーの安定性

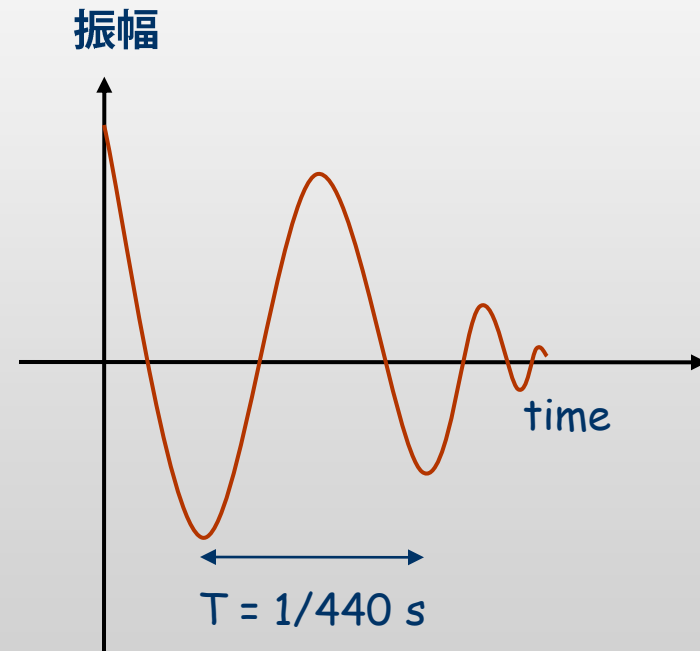
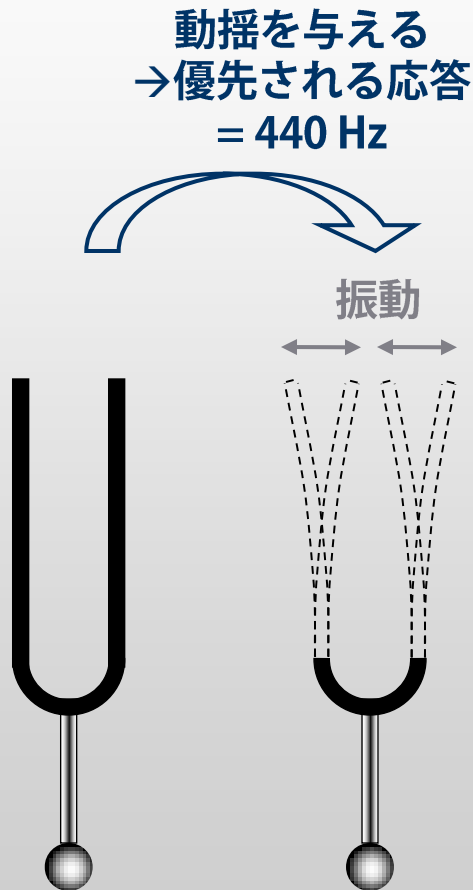
- 飛行機の定常“静的”安定状態は飛行速度、迎え角、バンク角、方位角、高度その他が一定値を保つような状態として定義される。
- イメージするのは難しい
- 当然の突風やパイロットの入力が飛行機を動揺させる
- 安定性・制御性の解析目的は動揺の動安定と時間応答を評価することである
- 続くスライドでは動安定についてのみ言及する

固有モード

- 物理的に言えば、動揺が起こったときに飛行機は“優先的な”飛行のモードの応答をする傾向がある
- 数学的な観点で言えば、これらのモードは“固有モード”と呼ばれ、次のように書かれる
 - 固有ベクトル：モード形を表す
 - 固有値：モードの周波数と減衰を表す

固有モード — 力学的に

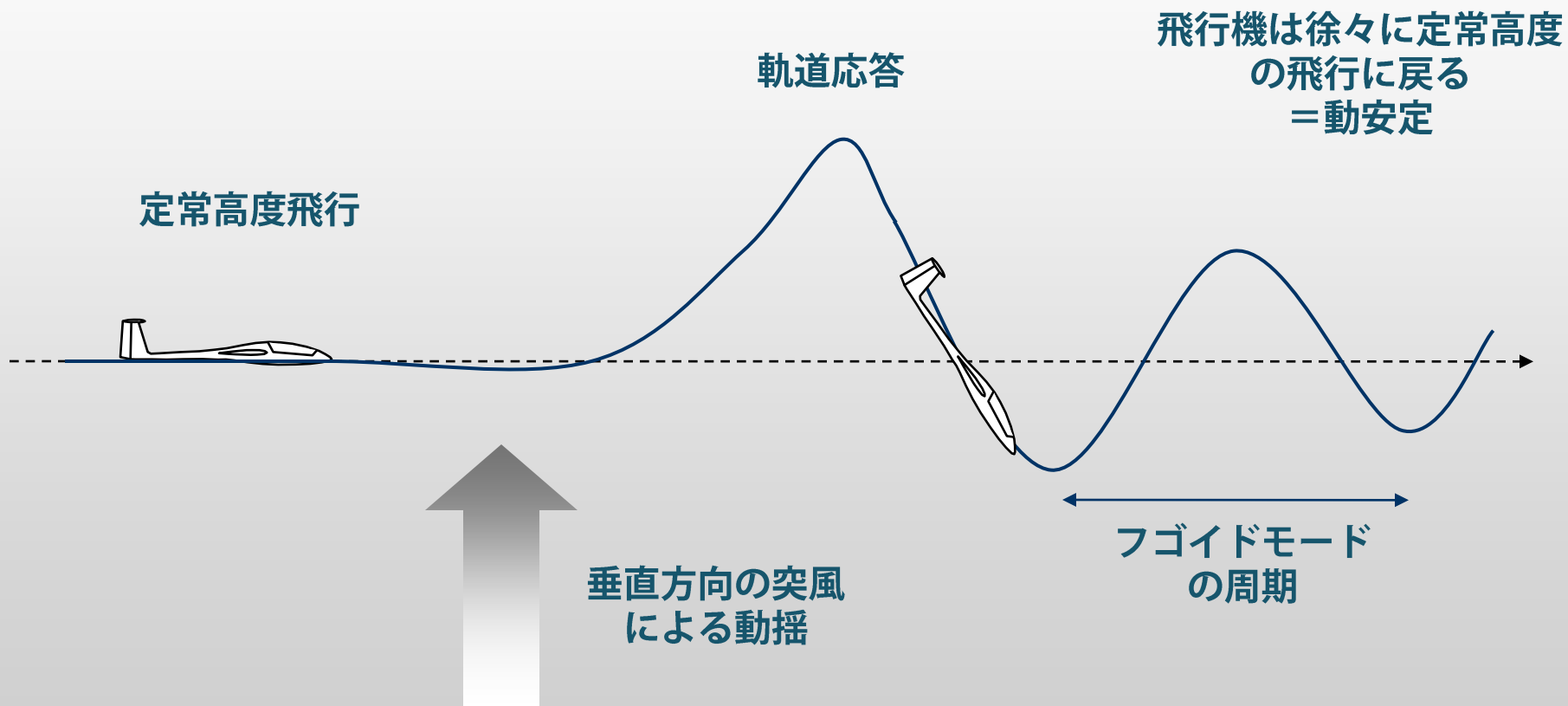
➤ 音叉の例



時間による音の減衰
当然、音叉は動安定である

固有モード — 空力的に

➤ フゴイドモードの例



空気力学における8つの運動モード

- きちんと設計された飛行機は4つの縦の固有モードと4つの横の固有モードを持つ

縦のモード

2つの対称なフゴイドモード
2つの対称な短周期モード

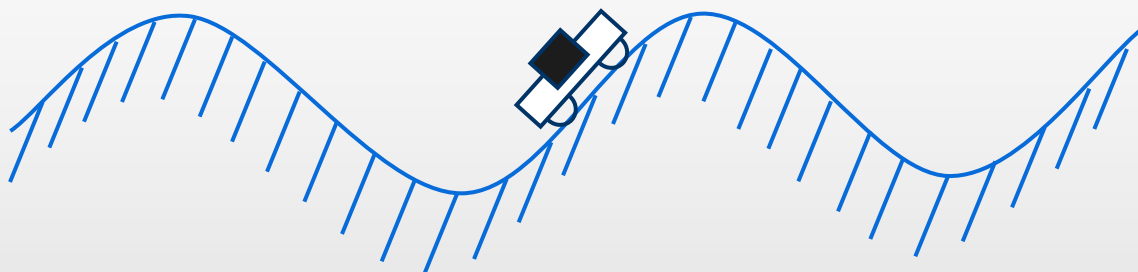
横のモード

1つのスパイラルモード
1つのロールモード
2つのダッチロールモード

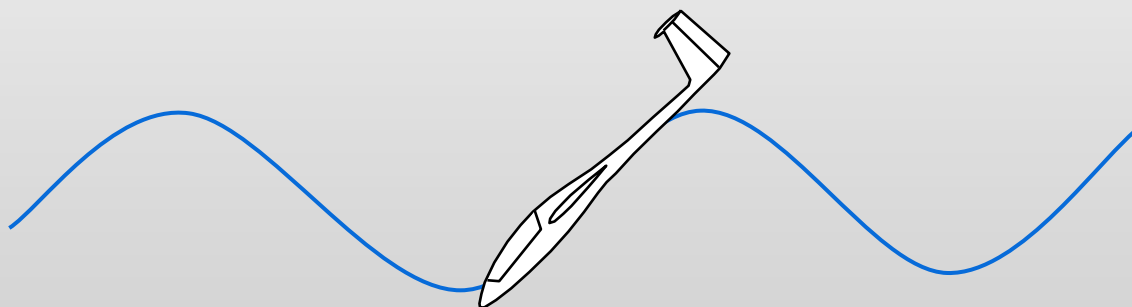


フゴイド

これは運動エネルギーと位置エネルギーの周期的交換が目で見確認
できるようなモードである



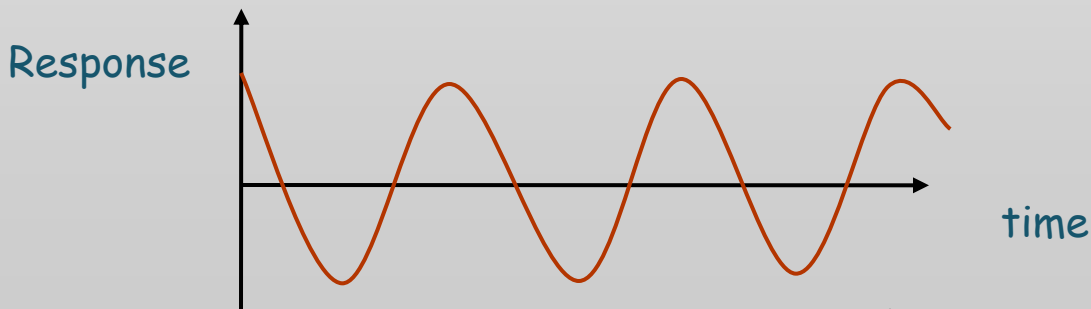
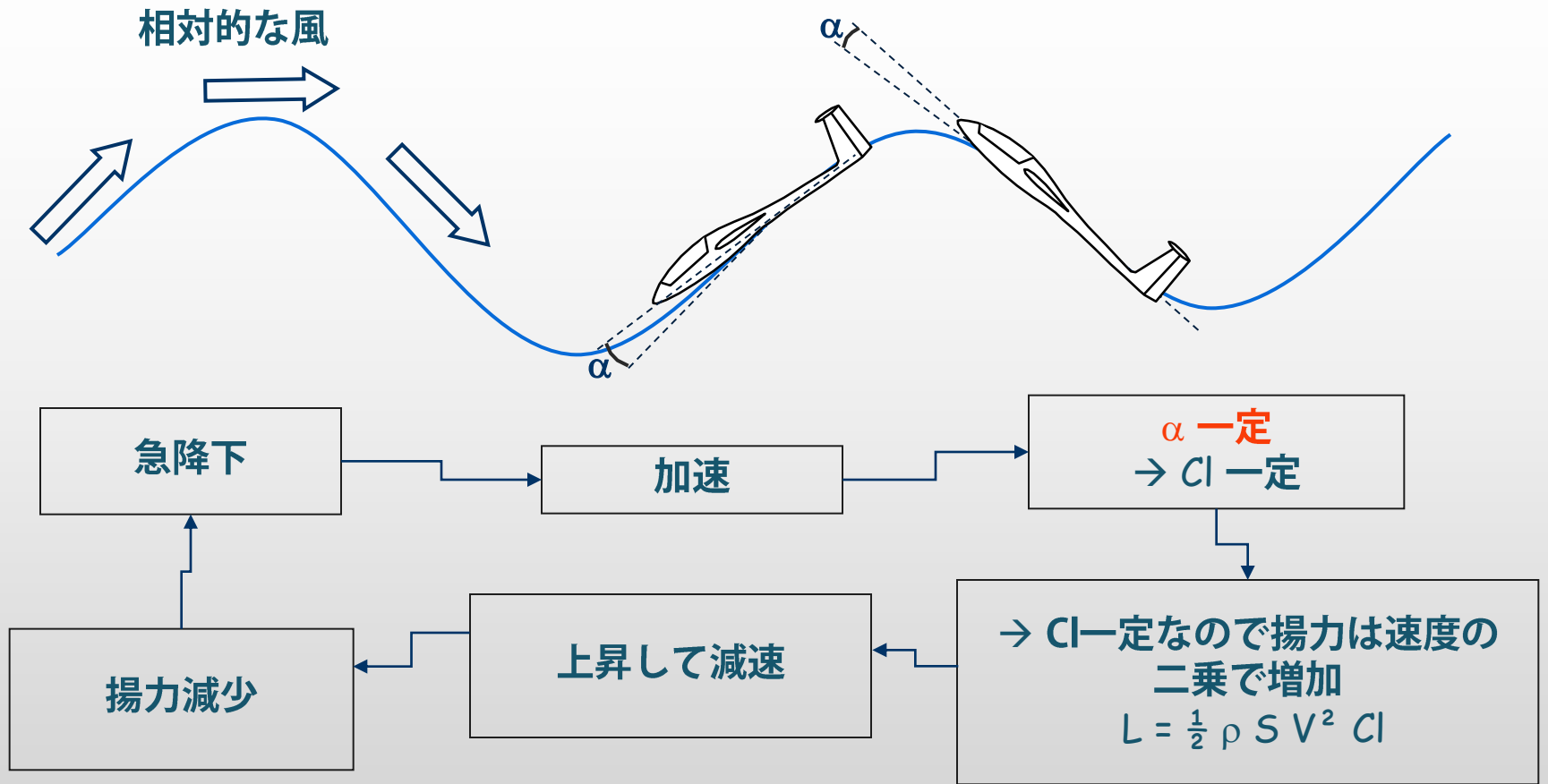
ロシアの山々：
エネルギーの交換は
接触力による



空気力学：
エネルギーの交換は
揚力による

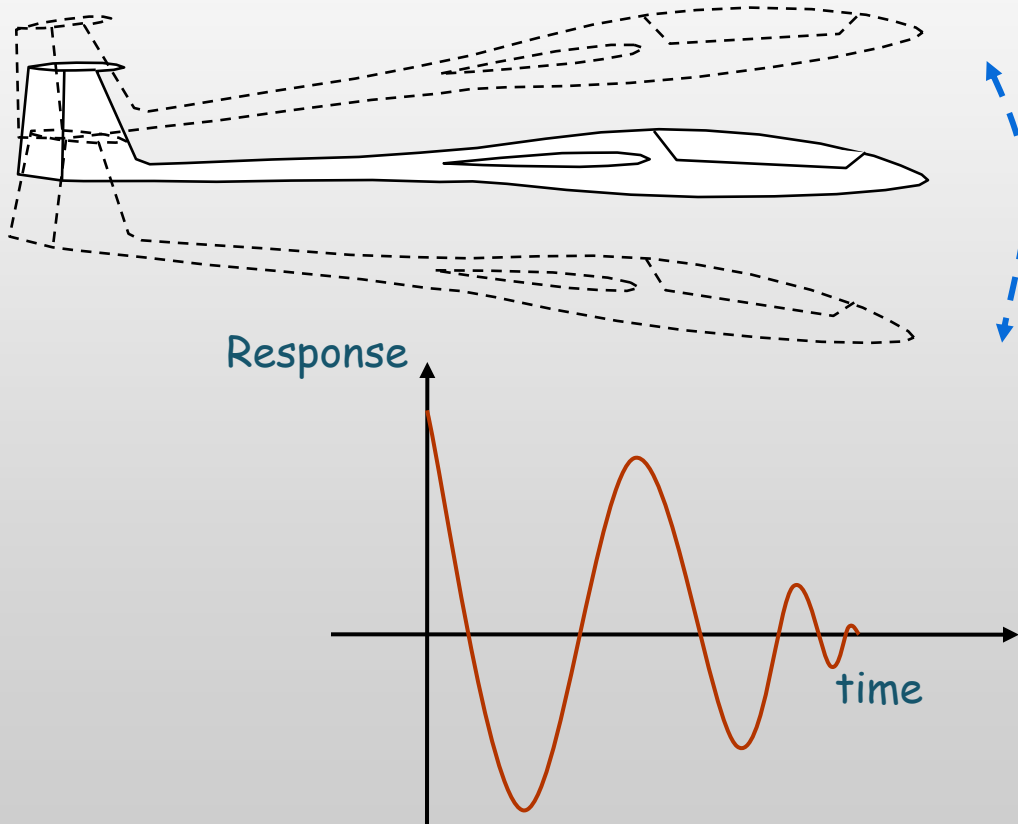
ゆっくり、弱い減衰、安定or不安定

フゴイドのメカニズム



短周期モード

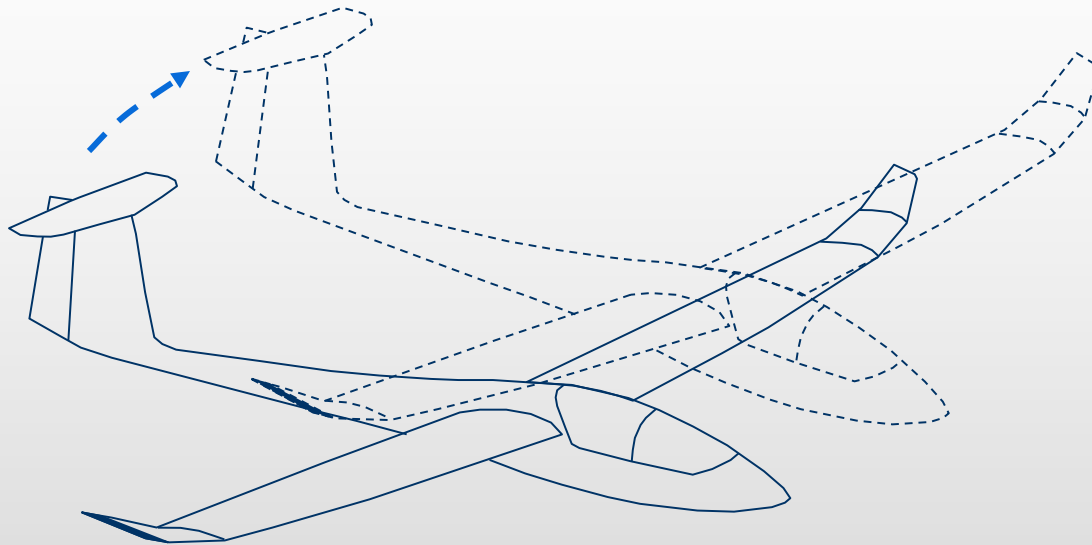
- 始めに垂直の動きがあって、同位相でピッチ角速度が変動する。通常高周波であり、強く減衰する



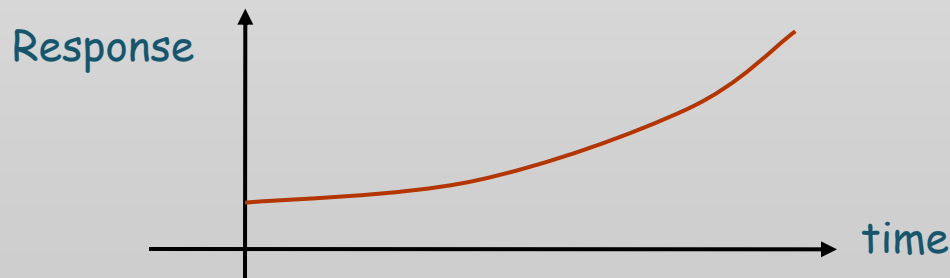
このモードの特性は主に $C_m = f(\alpha)$ 曲線の負の傾きの角度による

スパイラルモード

- 主に機首方向、非振動、ゆっくり、一般的に不安定



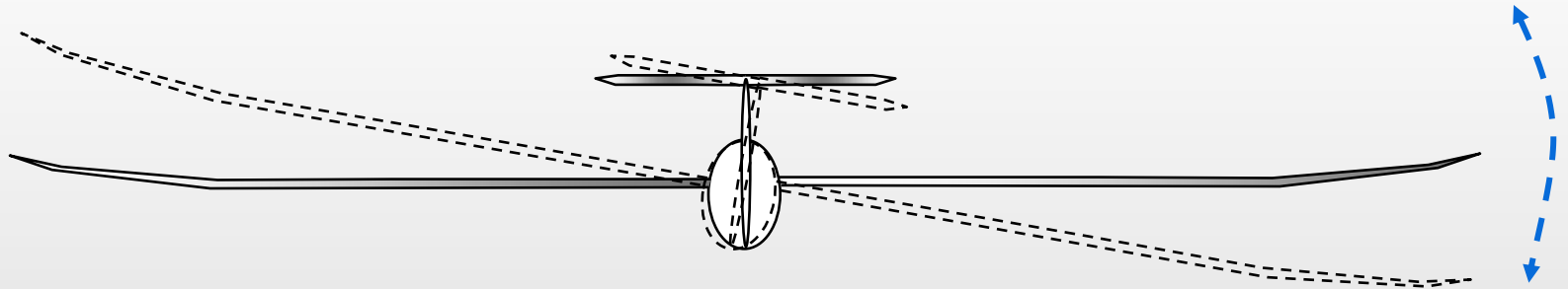
このモードはローリングや機首方向の外乱により始まる
垂直尾翼の迎え角を上げ、これはヨーイングモーメントの増加を引き起こす



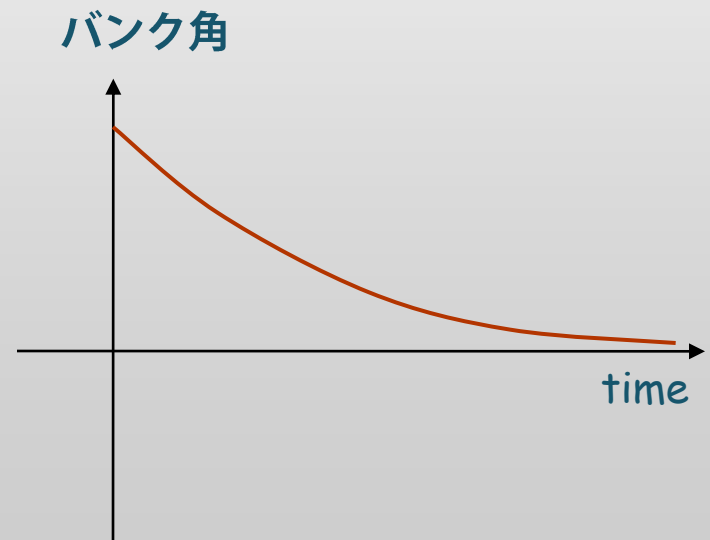
パイロットの操縦によって
発散を防ぐ必要がある！

ロールモード

➤ 主にロール方向、安定

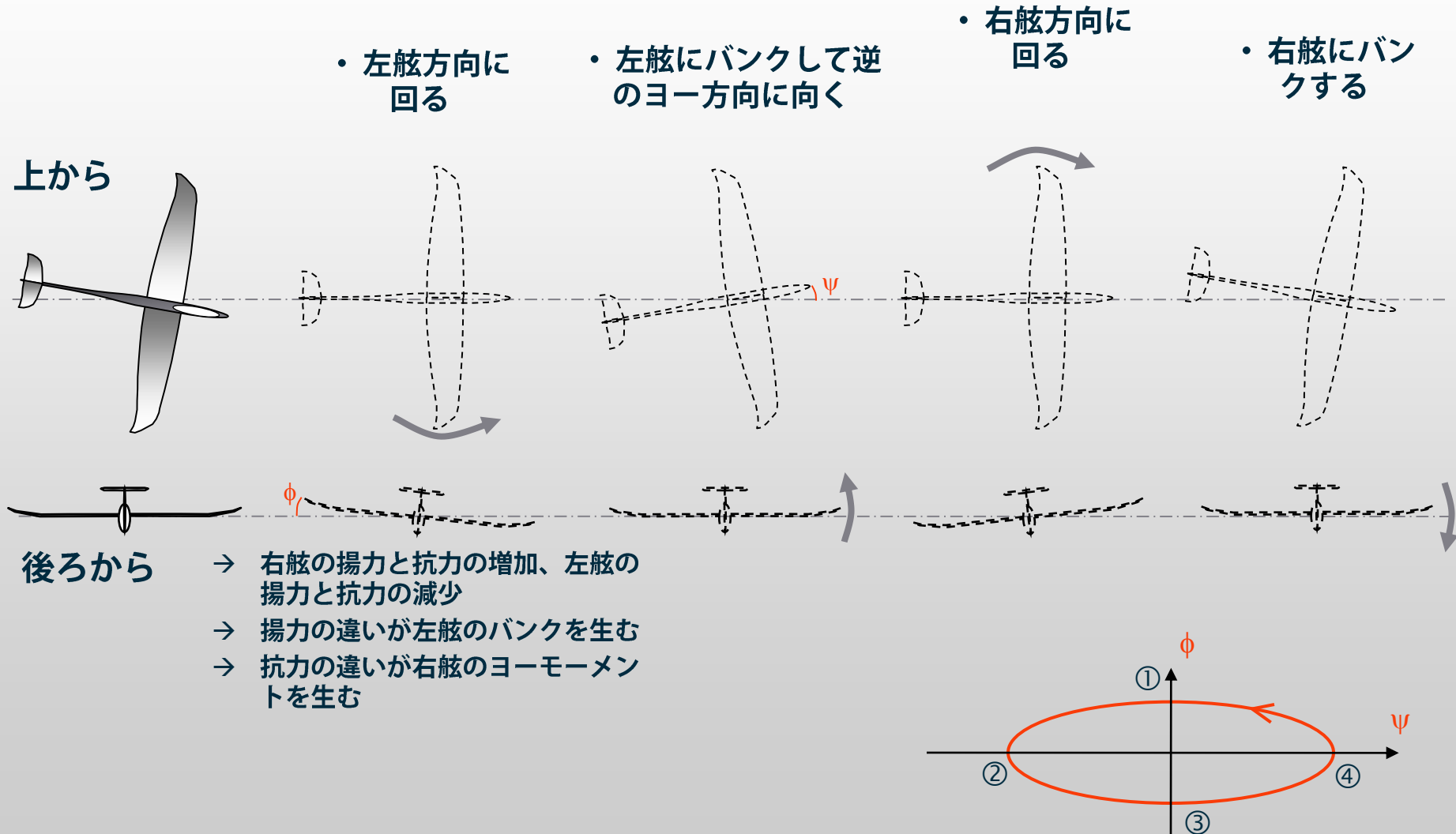


1. x 軸周りの回転によって、下がる方の翼は迎え角が増加して揚力が増える。逆側は揚力が減少する
2. これは回転と逆側の復元モーメントを生む、これによって減衰する



ダッチロール

- ダッチロールモードはヨーとロールの動きが合わさったモードで、位相が90度ずれている。通常減衰は弱い



スケールモデル飛行機のモード応答

➤ 飛行中、操縦の入力や突風による動揺は全てのモードを違う比率で励起する:

- 通常、短周期モードやロールモードの応答はよく減衰し、すぐに消える
- フゴイドやダッチロールの応答は目で見える
- スパイラルモードの応答は遅い、そして他の飛行要素に比べて弱い。目で確認できない、そしてパイロットによって無意識で直される

モードの性質

➤ いくつかのモードは本質的に振動的…

- フゴイド,
- 短周期
- ダッチロール

Defined by

1. モード形つまり固有ベクトル
2. 固有振動数
3. 減衰項

➤ …他は違う

- ロールモード
- スパイラル

Defined by

1. モード形つまり固有ベクトル
2. 減衰項

固有ベクトル

- 固有ベクトルは数学的な用語である。モードの飛行変数の振幅と位相の情報が読み取れる
- XFLR5の中では固有ベクトルは必ず3D表示で視覚的に解析される
- 妥当な前提として縦方向と横方向の力学的挙動は独立である。各々は4変数で記述される



縦方向に関する4つの変数

➤ 縦方向の挙動は以下の変数で記述できる

- 定常状態の速度 $V_{inf} = (U_0, 0, 0)$ からの、軸方向(x)と鉛直方向(z)への速度変動（ずれ）

- $u = dx/dt - U_0$

- $w = dz/dt$

- ピッチ角速度 $q = d\theta/dt$

- ピッチ角 θ

➤ “u” と “w” という相対的な速度の増加とピッチ角速度“q”やピッチ角“ θ ”の相対的な影響度の比較のために規格化が必要になる

➤ 慣例として次のように計算される

- $u' = u/U_0, w' = w/U_0, q' = q/(2U_0/mac),$

- $\theta = 1$ になるように全ての成分は割られる

横方向に関する4つの変数

➤ 横方向の挙動は4つの変数によって記述される

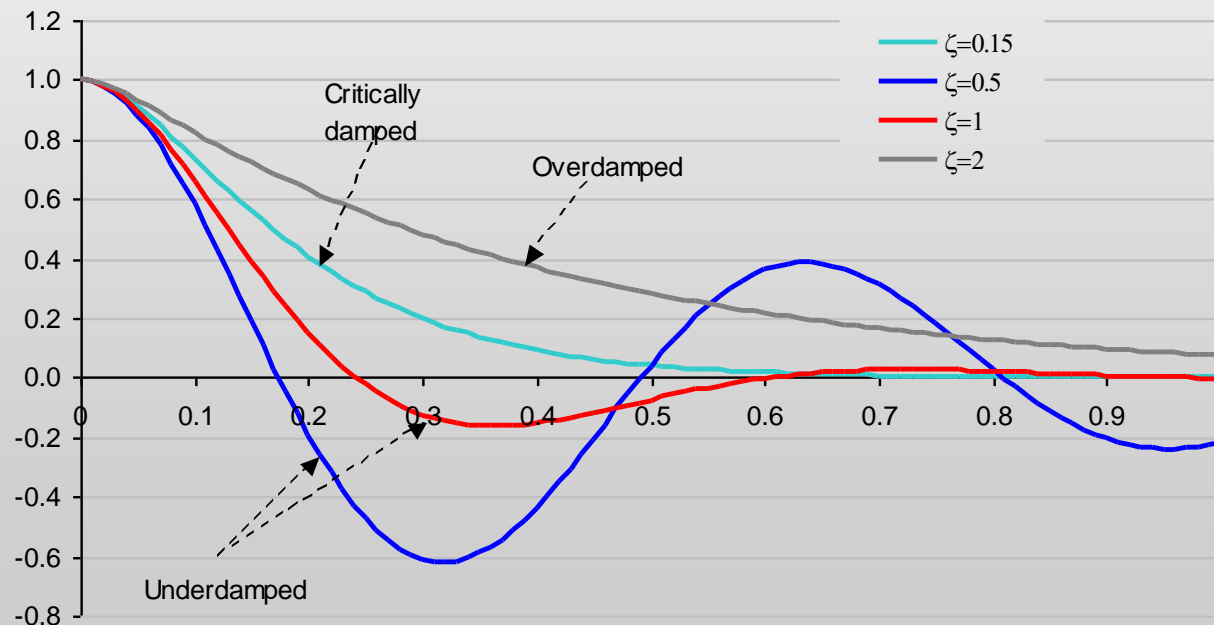
- 定常状態の速度 $V_{inf} = (U_0, 0, 0)$ からの, 横方向 (y) の速度変動 (ずれ)
 $v = dy/dt$
- ロール角速度 $p = d\phi/dt$
- ヨー角速度 $r = d\psi/dt$
- 機首方位角 ψ

➤ 横モードに関して、規格化の慣例は以下のようにになっている

- $v' = v/U_0$, $p' = p/(2U_0/\text{span})$, $r' = r/(2U_0/\text{span})$,
- $\psi = 1$ になるように全ての成分は割られる

周波数と減衰項

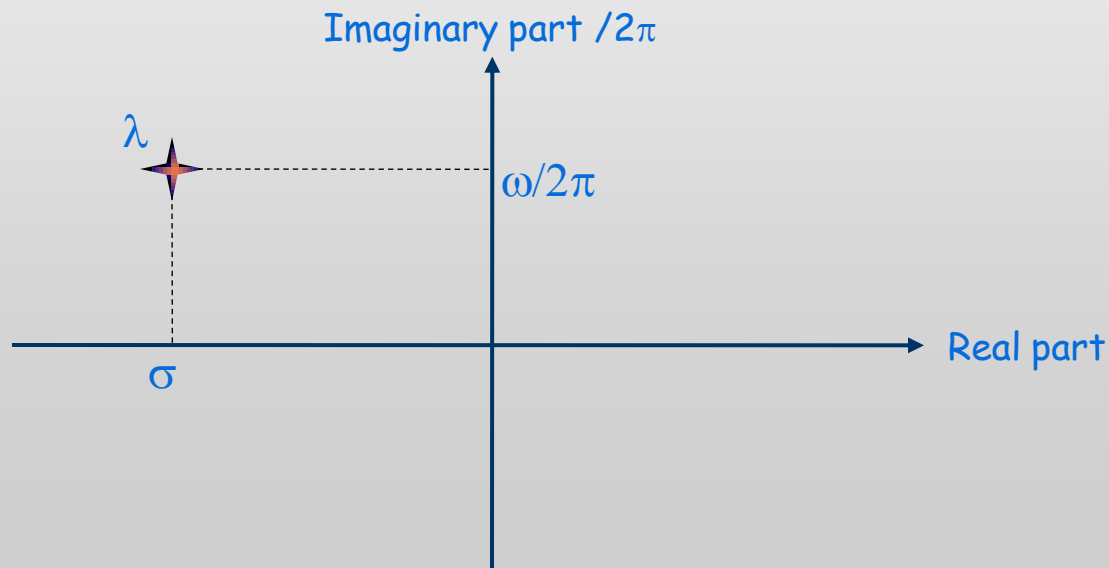
- 減衰項 ζ は無次元の係数
- 臨界制動($\zeta = 1$)では非振動的でゆっくり定常状態に戻る
- 不足制動($\zeta < 1$)と過制動($\zeta > 1$)では定常状態に戻るのは臨界制動より遅い
- "固有振動数"は固有モードの応答の周波数
- "非減衰固有振動数"は減衰しなければ純虚数の値になる
- 非常に遅い減衰、例えば $\zeta \ll 1$ の場合は固有振動数は非減衰固有振動数に近づく



訳注: 左図では凡例の色が間違っているようです

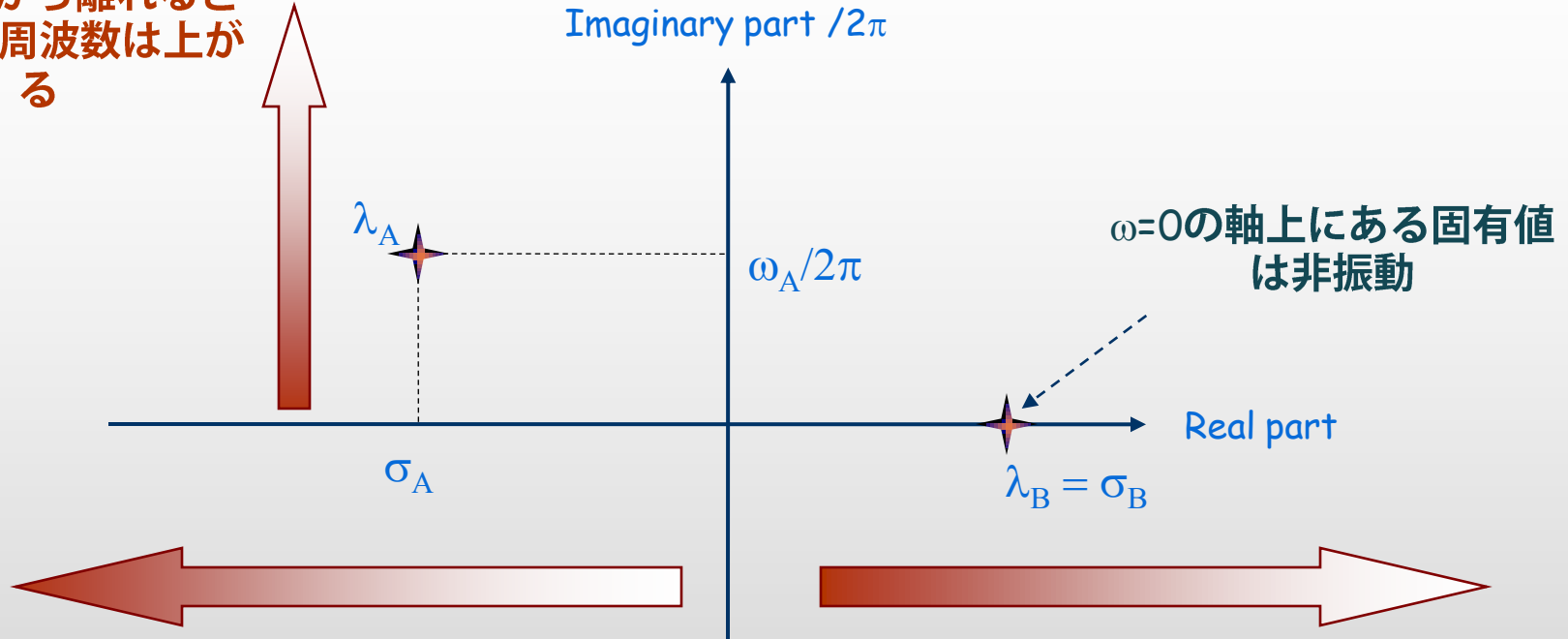
根軌跡

- このグラフは固有値 $\lambda = \sigma_1 + i\omega_N$ を用いてモードの周波数特性と減衰を視覚化したもの
- u, w, q の成分のモードの時間応答はの式は $f(t) = k.e^{\lambda t} = k e^{(\sigma_1 + i\omega_N)t}$
- ω_N は固有円振動数で $\omega_N/2\pi$ はモードの固有振動数
- $\omega_1 = \sqrt{\sigma_1^2 + \omega_N^2}$ は非減衰固有円振動数
- σ_1 は減衰定数であり、減衰比と $\sigma_1 = -\omega_1 \zeta$ という関係式になる
- 固有値を $(\sigma_1, \omega_N/2\pi)$ 軸にプロットしたものが根軌跡である



根軌跡の説明

$\omega=0$ の軸から離れると
モードの周波数は上がる



負の減衰定数=動的に安定
負方向に行くほど減衰が強くなる

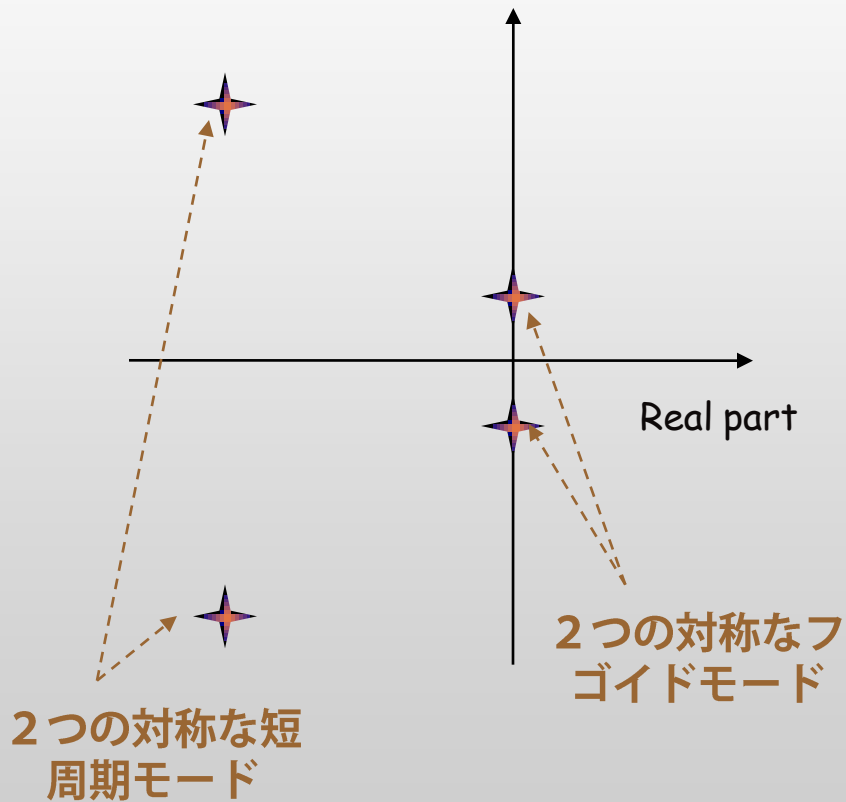
正の減衰定数=動的に不安定

- λ_A は減衰する振動モード
- λ_B は非減衰、非振動のモード

典型的な根軌跡

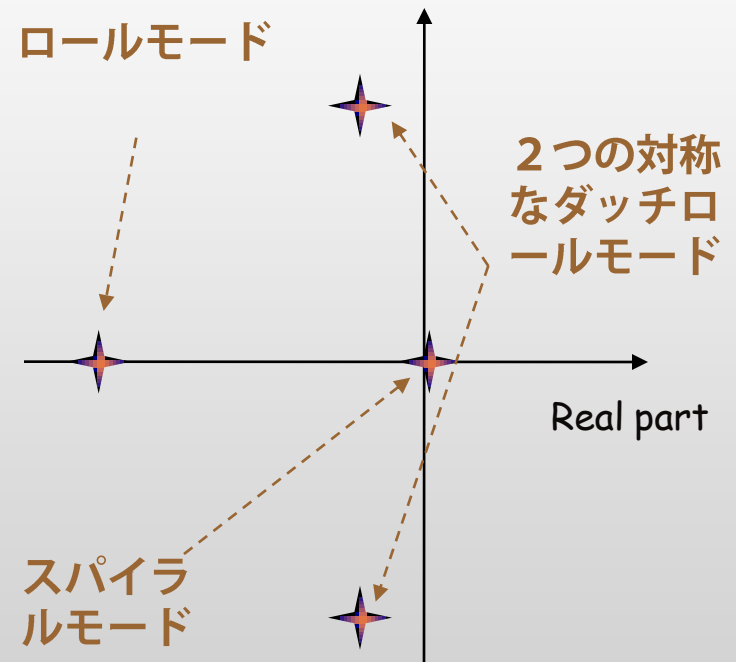
縦方向

Imaginary part / 2π



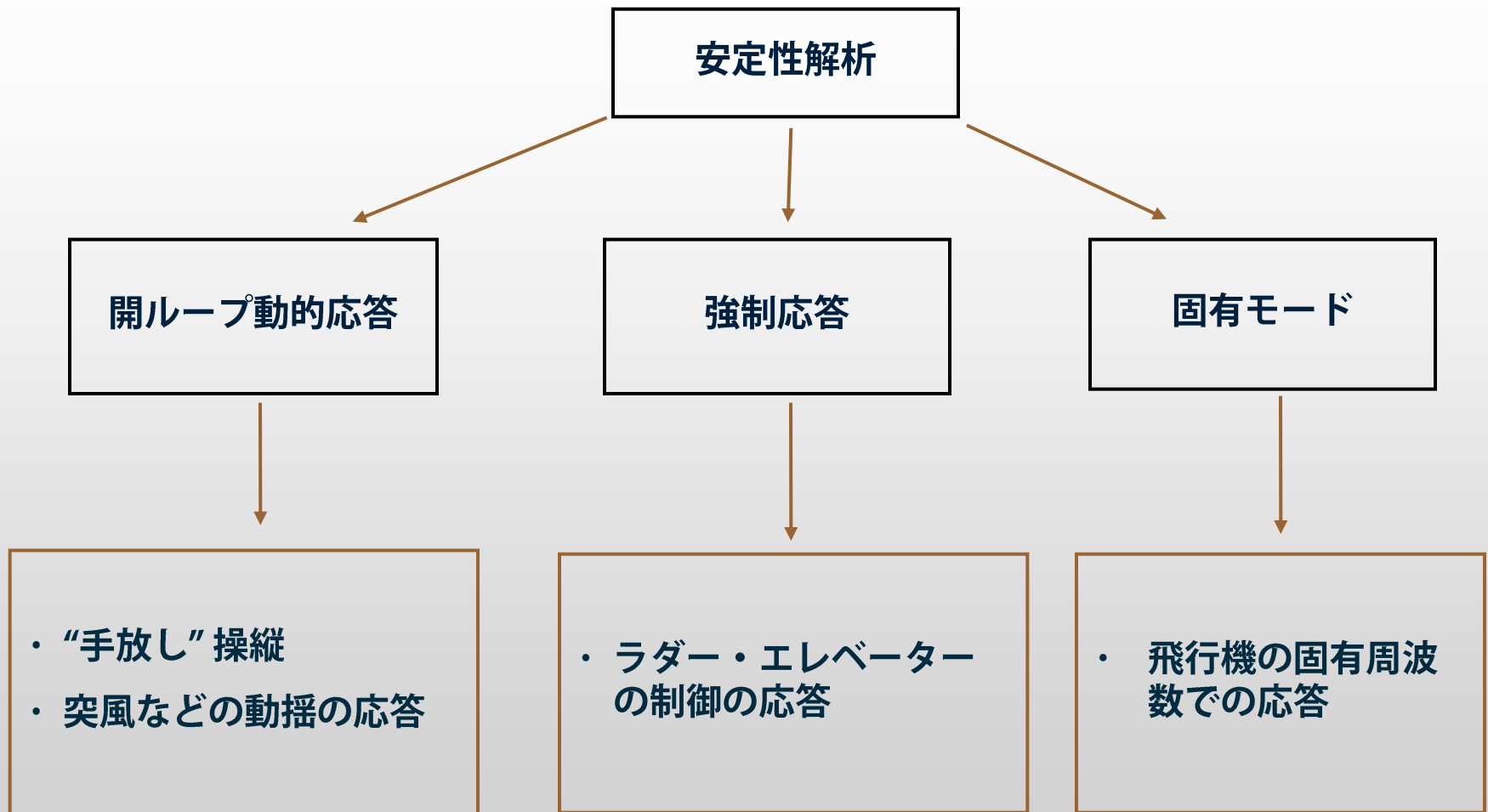
横方向

Imaginary part / 2π



XFLR5を使った安定性解析

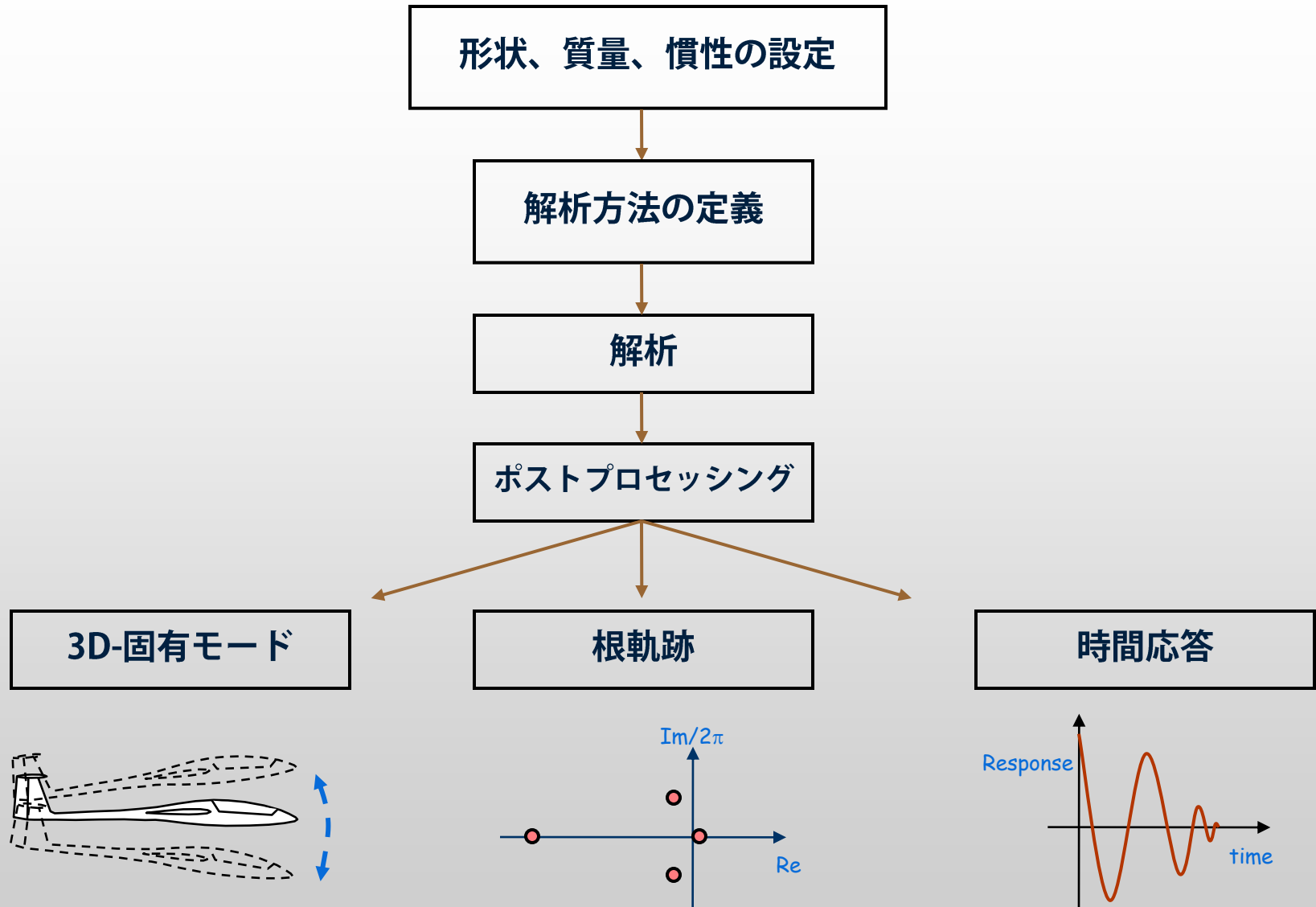
一回の解析で3つの出力



解析のための準備

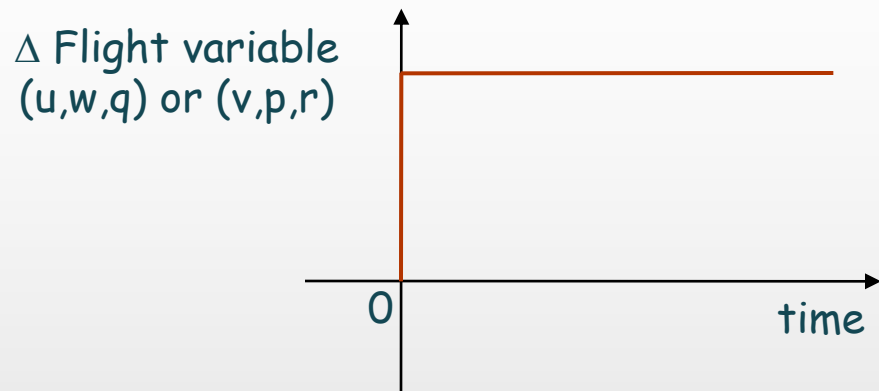
- 安定性と制御の挙動解析は慣性モーメントが定義される必要がある
- 慣性モーメントの見積もりには3次元CADが必要
- 無い場合、慣性モーメントはXFLR5の以下の近似によって見積もられる
 - 翼と胴体の構造材の質量
 - バッテリー、受信機、サーボなどの物の位置とバラスト
- XFLR5では慣性をそれら質量と幾何位置に基づいて大まかに見積もる
- 一度そのデータが決まったら総重量と重心の位置が正確かチェックすることが重要

解析手順

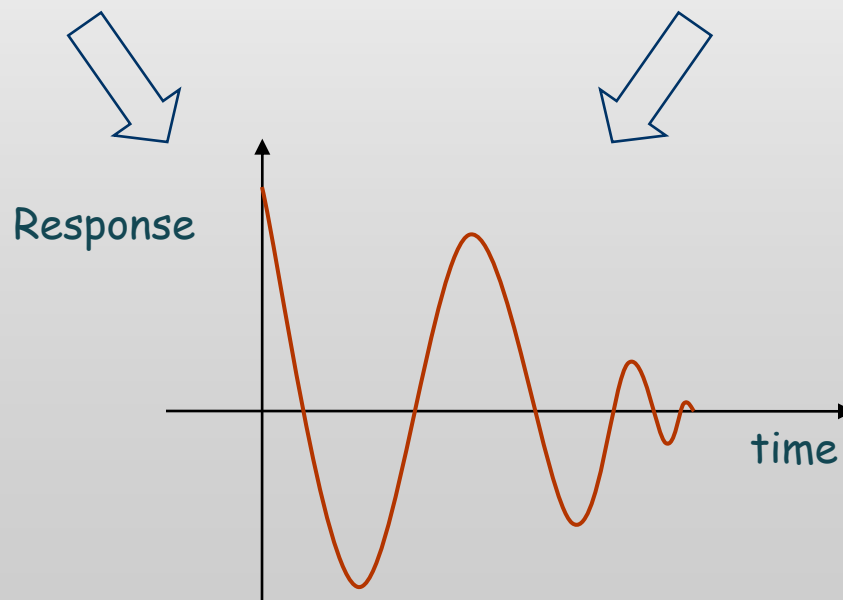
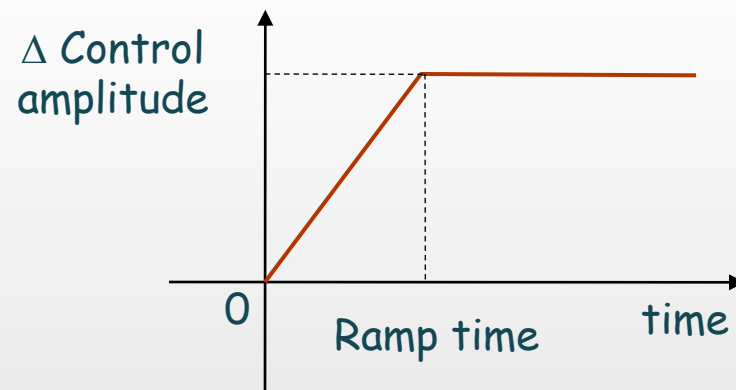


時間応答の見方：2タイプの入力

- 動揺



- 制御作用



モードの3Dアニメーション

- モード形の理解と同定の最良の方法かもしれない
- 注意：
 - アニメーション中のモードの見かけの振幅に物理的意味は無い
 - 飛行中、固有モードの一つだけが励起されることはない – 応答は複数のモードの重ね合わせである

縦の動力学解析の例

短周期モードの為の第二近似

- 縦方向の速度の従属関係を考慮に入れるために複雑な表現を導入する

$$t = \frac{MAC}{2u_0} \quad \hat{I}_y = \frac{8I_y}{\rho.S.MAC^3} \quad \mu = \frac{2m}{\rho.S.MAC} \quad u_0 = \text{水平方向の速度}$$

$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \quad C_{z_\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$$

C_{m_α} と C_{z_α} は $C_m = f(\alpha)$ と $C_z = f(\alpha)$ の曲線の傾き。この傾きはXFLR5で計算されたグラフから読み取られる

$$B = \frac{C_{z_\alpha}}{2t \mu} \quad C = -\frac{C_{m_\alpha}}{t^2 \hat{I}_y}$$

$$F_2 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{-B^2 + 4C}$$

これらは複雑に見えるが、XFLR5の中でこれらの公式によって自動的に計算される

フゴイドモードのためのLanchesterの近似

- フゴイドの周波数は運動・位置エネルギーの平衡から推定する、そして非常に簡単な公式によって計算される

$$F_{\text{ph}} = \frac{1}{\pi\sqrt{2}} \frac{g}{u_0}$$

g は重力加速度で $g = 9.81 \text{ m/s}^2$
 u_0 は機体速度

計算例 一 模型飛行機から

➤ 飛行機の諸元とフライトデータ

MAC =	0.1520	m
Mass =	0.5250	kg
lyy =	0.0346	kg.m ²
S =	0.2070	m ²
ρ =	1.225	kg/m ³

u0 =	16.20	m/s
α =	1.05	°
q =	160.74	Pa

Cx =	0.0114	
Cz =	0.1540	
dCm/dα =	-1.9099	
dCz/dα =	-5.3925	

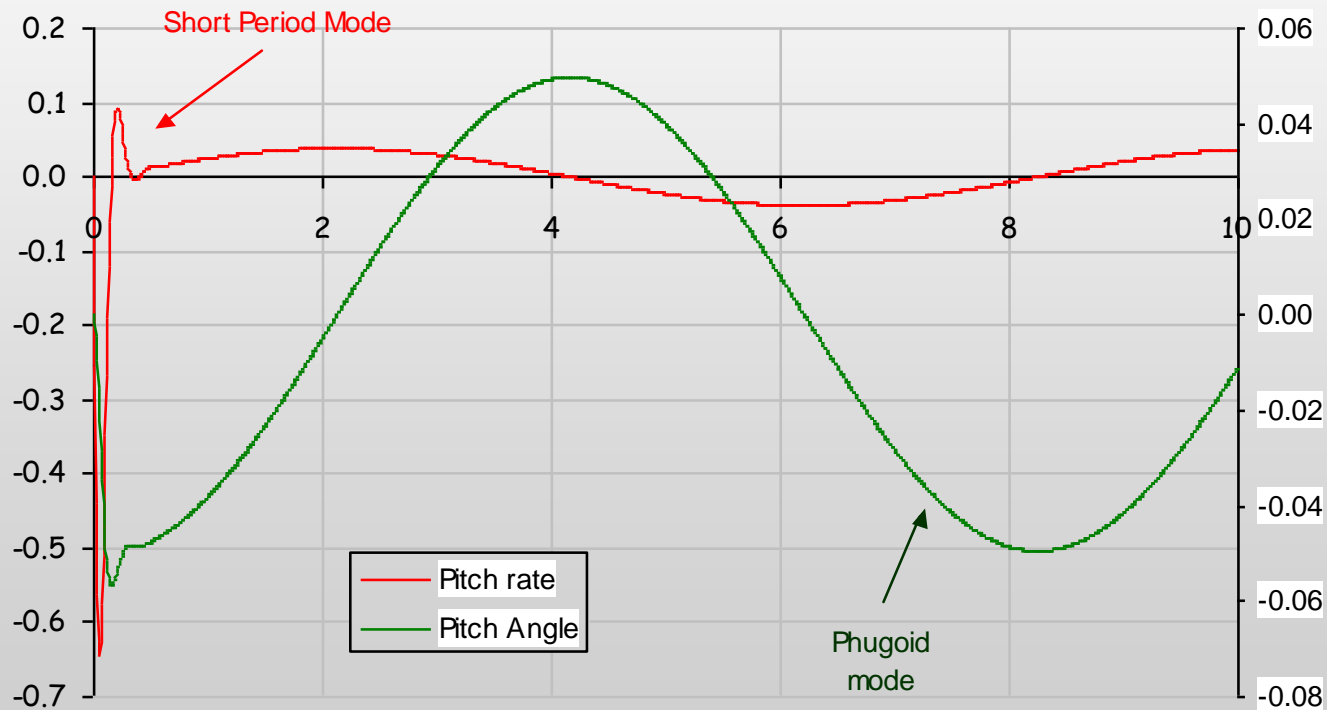
➤ 結果

	Short Period			Phugoid	
	F1	F2	XFLR5 v6	Fph	XFLR5 v6
Frequency (Hz) =	4.45	4.12	3.86	0.136	0.122
Period (s) =	0.225	0.243	0.259	7.3	8.2

グラフで見る →

時間応答

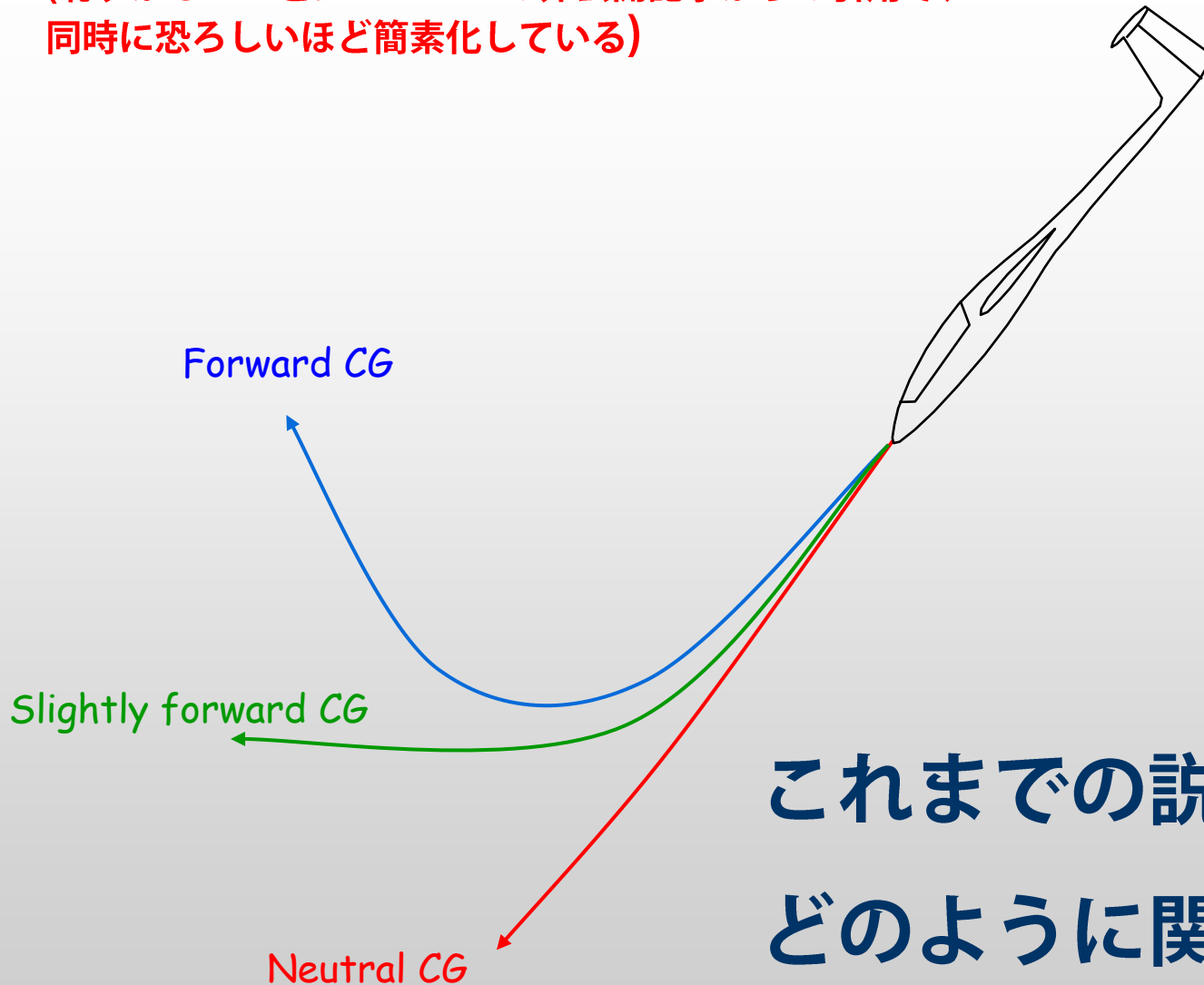
- 両方のモードの周波数の間に40倍もの差がある。つまり、飛行機は余裕を持って安定している
- 時間応答解析により二つのモードが相互に影響することがないことがわかる



急降下テストについて

急降下テストについて

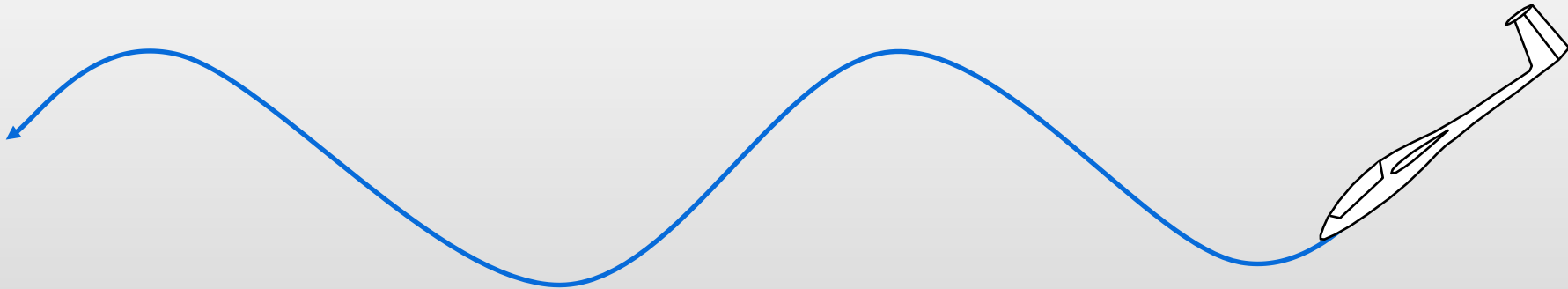
(恥ずかしいことにMatthieuの非公開記事からの引用で、同時に恐ろしいほど簡素化している)



これまでの説明と、
どのように関係するか？

重心が前にあるとき

- もし重心が前に位置していたら、飛行機はフゴイドモードに入る



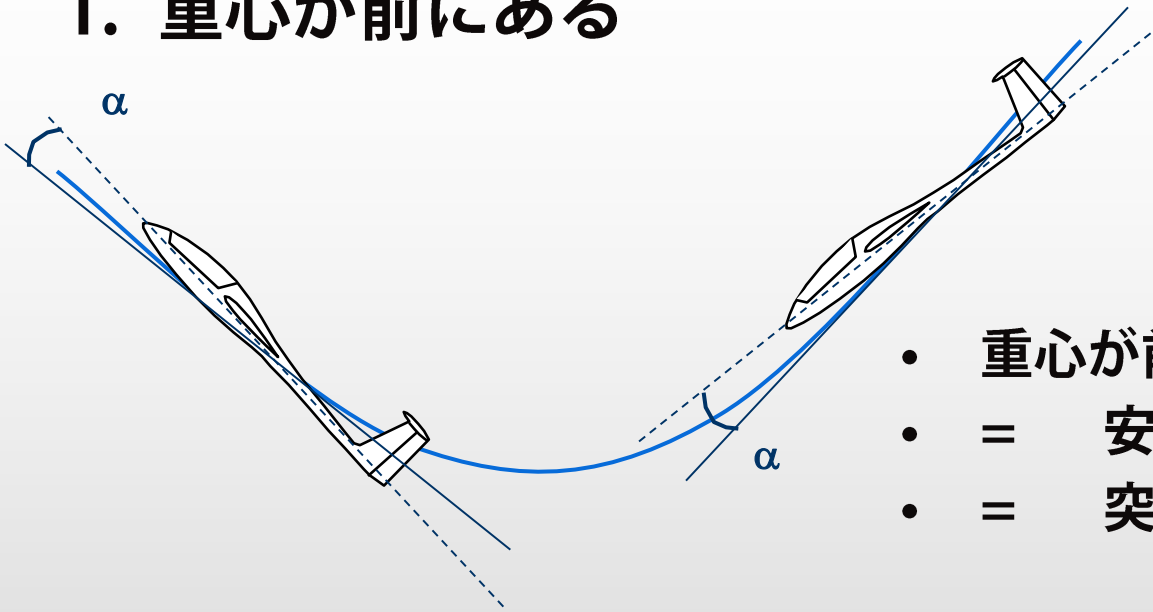
フゴイドに突入

- フゴイドに入っているとき、見かけの風の方向が変わる
- 飛行機から見るとそれは動揺である
- 以下の場合、飛行機は軌道方向にそって作用して新しい方向に向く
 - $C_m = f(\alpha)$ の曲線の傾きが十分にキツイ
 - ピッチ方向の慣性が多すぎない



要約:

1. 重心が前にある



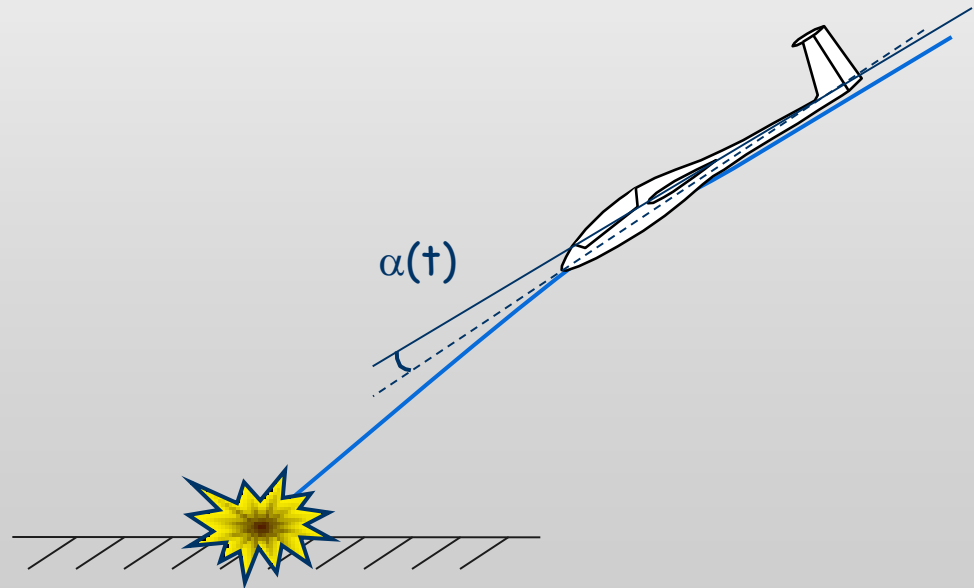
- 重心が前にある
- = 安定
- = 突風に対して風見効果がある

- 二つのモードは連成しない
- フゴイドに沿って相対風の方法は変わる…
- …しかし飛行機はフゴイド運動中であっても**入射角は一定**
- グライダーはフゴイドモードに入る

2. 重心が後ろにある

• 重心が後ろにある = 不安定 = 突風を増幅する

- 二つのモードが合わさる
- 入射角の振動 $\alpha(t)$ がフゴイドを増幅する
- 揚力係数はフゴイドの間一定でない
- 前のループはもはや働かない
- フゴイドモードは消える
- 急降下試験によるグライダーの挙動は予測がつかない
(実験するのは簡単だが)



以上で終わりです

良い設計とすばらしいフライトを！ 😊

言うまでもないが、このプレゼン資料はMatthieu Scherrerにかなりお世話になっています。ありがとうMatt！