

講座1:

『飛ぶ(Flight)』を科学する

麻生 茂*、高橋昌土**

- * 久留米工業大学工学部交通機械工学科
先端交通・航空宇宙コース、
YAC福岡分団分団長、YAC理事
- ** YACおおいた分団リーダー

内容

<ロケット編>

1. ジェット推進とは
2. ロケット方程式の導出とそれからわかること
3. ロケットセンサーで水ロケット・モデルを科学する

<飛行機編>

4. 飛行機が飛ぶ仕組み

1. ジェット推進とは

ジェット推進 Jet Propulsion

(流体噴流の運動量の反動を利用して推進する方法)

○空気吸入推進法 Air-breathing propulsion

空気を吸い込んでその中の酸素を使って燃料を燃やして推進する方法



NASA提供

○ロケット推進法 Rocket propulsion

酸化剤と燃料を機体内に貯蔵しておき、燃料を燃やして推進する方法



NASA提供

ロケットエンジン	推力重量比 (N/N)	比推力 (s)	用途
固体ロケット	30.3	280s	地上からの打ち上げ、軌道変換
液体ロケット	73.1	450s	地上からの打ち上げ、軌道変換
イオンエンジン	2.8×10^{-5}	約 3400s	軌道制御、惑星間航行
アークジェット スラスター	0.016	600 s	起動制御

ロケット推進は様々な種類があるが、地上からの打ち上げに適しているものとそうでないものがある。

代表的なロケットエンジンを用いたエンジンの形態間の推力重量比や比推力の比較(同じ種類のロケットエンジンでもその性能はかなり違うので注意が必要である)

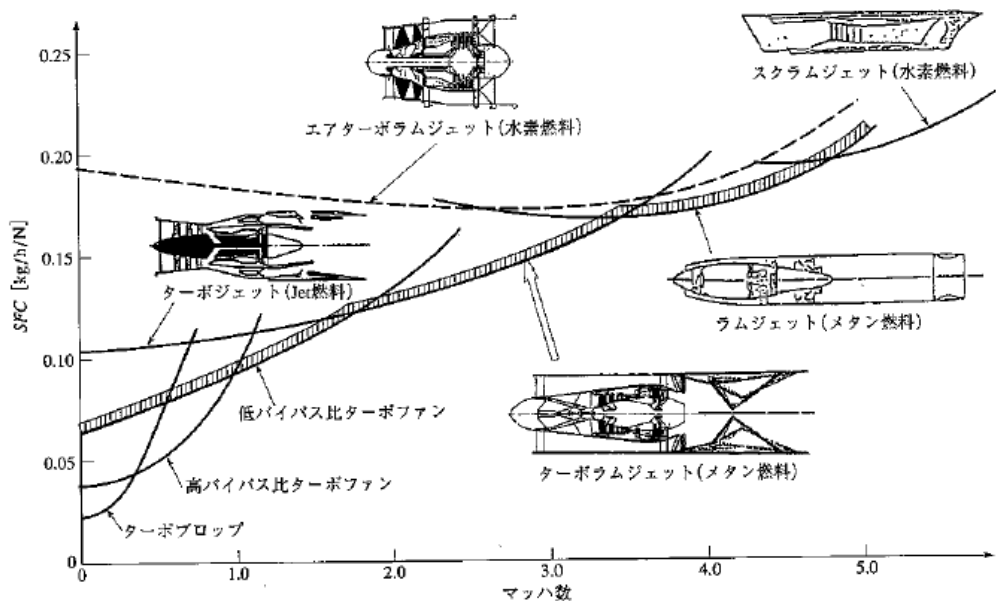


図 11.14 エンジン形式と性能

$$\text{推力重量比} = \text{推力 (N)} / \text{エンジンの重量 (N)}$$

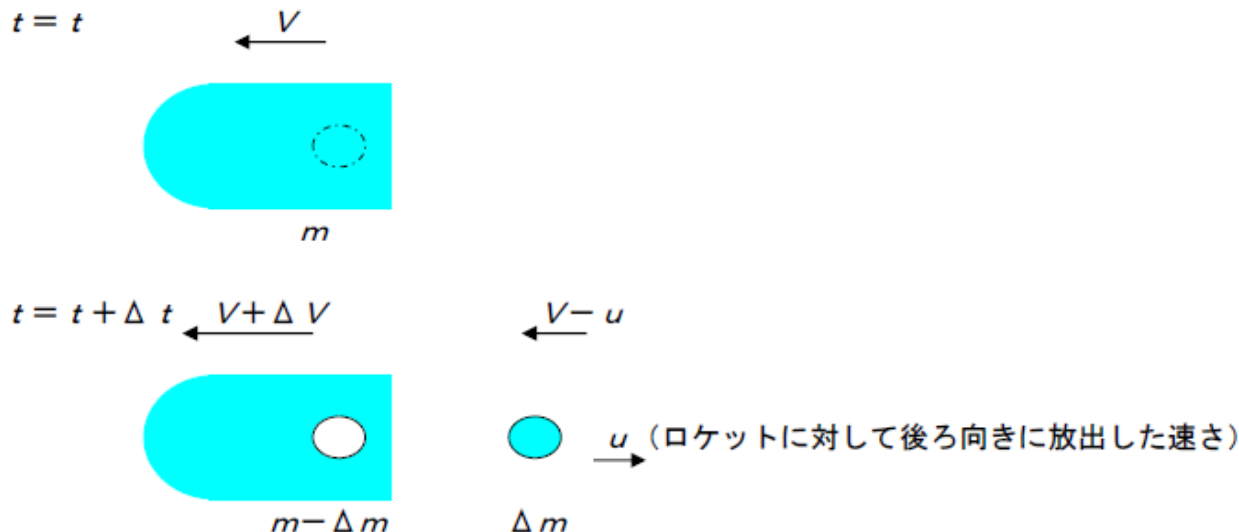
$$\text{比推力} = \text{推力 (N)} / \text{推進剤重量率 (N/s)}$$

空気吸入推進法において、航空機の飛行マッハ数によって最適なエンジンの形態は変わる

出典:ガスタービンエンジン、谷田好通・長島利夫著、朝倉書店,2000

2. ロケット方程式の導出とそれからわかること

時刻 $t = t$ において速さ V で飛行しているロケット（質量 m ）が、時刻 $t = t + \Delta t$ において推進剤を Δm だけロケットに対して後ろ向きに速さ u で放出することにより、ロケットの速さが $V + \Delta V$ になったとする。ここで、ロケットには重力、空気抵抗は働かないと仮定する。



この間、運動量（運動量＝物体の質量×速度）は保存されるから

$$\begin{aligned} mV &= (m - \Delta m)(V + \Delta V) + \Delta m(V - u) \\ &= mV + m\Delta V - V\Delta m - \Delta m \cdot \Delta V + \Delta m \cdot V - \Delta m \cdot u \end{aligned}$$

$\Delta m \cdot \Delta V$ を 2 次の微少量として無視すると

$$m\Delta V = u \cdot \Delta m \tag{1}$$

これを微分形で書くと

$$\Delta V = \frac{dV}{dt} \Delta t, \quad \Delta m = -\frac{dm}{dt} \Delta t \quad \left(\frac{dm}{dt} < 0 \text{ より左のように表記することで } \Delta m \text{ は正となる} \right) \text{ より}$$

$$m \frac{dV}{dt} \Delta t = u \cdot \left(-\frac{dm}{dt} \right) \Delta t$$

$$\therefore m \frac{dV}{dt} = -u \frac{dm}{dt} \tag{2}$$

さらに、次式を得る。

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{u}{m} \frac{dm}{dt}$$

ロケットのエンジンが $t = 0$ から $t = t_f$ まで燃焼して推進剤を全て使用したとすると

$$\int_0^{t_f} \frac{dV}{dt} dt = - \int_0^{t_f} \frac{u}{m} \frac{dm}{dt} dt$$

$$\therefore \int_{V(0)}^{V(t_f)} dV = - \int_{m(0)}^{m(t_f)} \frac{u}{m} dm$$

$$V(t_f) - V(0) = - \int_{m(0)}^{m(t_f)} \frac{u}{m} dm \quad (3)$$

ここで $V(t_f) - V(0)$ はロケットのエンジンの燃焼開始から燃焼終了までの速度の増分であり、これを $\Delta Q (= V(t_f) - V(0))$ で表す。

$u = \text{const.}$ とすると

$$\Delta Q = -u \int_{m(0)}^{m(t_f)} \frac{dm}{m} = -u [\ln m]_{m(0)}^{m(t_f)}$$

$$\Delta Q = -u(\ln m(t_f) - \ln m(0)) = u(\ln m(0) - \ln m(t_f))$$

$$\Delta Q = u \ln \frac{m(0)}{m(t_f)} \quad (4)$$

※ここで \ln はネイピア数 e を底とする自然対数であり、 $\ln m = \log_e m$ のこと。

この式をロケット方程式という。(ロシアの科学者ツィオルコフスキーが導いたのでツィオルコフスキー方程式ともいう) この式の意味は、ロケットのエンジンが燃焼を始めてから燃焼が終わるまでに得たロケットの速さの変化(増速という) ΔQ は、ロケットから出ていく質量(燃焼ガス)の速さ u とロケットのエンジンが燃焼を始める前のロケットの質量 $m(0)$ とロケットのエンジンが燃焼を終了したときのロケットの質量 $m(t_f)$ で求められることを示している。

ロケット方程式(ツィオルコフスキーの式)

ロケットの速度 = 有効排気速度 \ln

$\frac{\text{燃焼開始前のロケットの質量}}{\text{燃焼終了後のロケットの質量}}$

有効排気速度 = $g \times I_{sp}$

質量比 $\mu = \frac{m(t_f)}{m(o)}$ と定義すると以下のように表される。

$$\Delta Q = u \ln \frac{1}{\mu} \quad (5)$$

ここで u は、ロケットから出ていく質量（燃焼ガス）のロケットに対する相対速度であるので、ノズル出口での外気圧との圧力差から機体に働く推進力も含んだ有効排気速度 c で表すほうが一般的である。

$$\Delta Q = c \ln \frac{1}{\mu} \quad (6)$$

有効排気速度 c はロケットの性能を表す比推力 I_{sp} と重力加速度 g を用いて

$c = g I_{sp}$ と表されるので、次式を得る。

$$\Delta Q = g I_{sp} \ln \frac{1}{\mu} = g I_{sp} \ln \frac{m(0)}{m(t_f)} \quad (7)$$

つまり、 ΔQ は I_{sp} と質量比 $\mu = \frac{m(t_f)}{m(o)}$ に関係することがわかる。

それでは1段式のロケットが打ち上げてから得られる速さを求めてみよう。ケロシンを燃料とし、液体酸素を酸化剤とするロケットのエンジンについて $I_{sp}=350$ sと仮定し、ロケットの質量比 μ を0.2と仮定する。

まず、ロケットの有効排気速度 c は、

$$c = g \times I_{sp} = 9.8 \text{ m/s}^2 \times 350 \text{ sec} = 3430 \text{ m/s}$$

ロケットが静止状態から発射した時にロケットが最終的に得る速さ ΔQ は

$$\Delta Q = 3430 \text{ m/s} \times \ln(1 / 0.2) = 3430 \text{ m/s} \times 1.6094 = 5520 \text{ m/s}$$

実際には重力の影響、空気の抵抗などで1段目の最終速度はここまで上がらないが、いずれにしても人工衛星が地球に落下しないで地球を回ることができる第1宇宙速度 $7.9 \text{ km/s} = 7900 \text{ m/s}$ （人工衛星が地表すれすれに飛んだ時に人工衛星になるために必要な速度）と比べると、このロケットは人工衛星を打ち上げることができない。故に、ツオルコフスキーは1段では人工衛星は打ち上げられないと判断した。でも、ツオルコフスキーはがっかりせずに、どうしたら第1宇宙速度まで加速できるかを考えた。

その答えは、多段式ロケットだった。1 段目の推進剤を使い終わったら 1 段目のロケットを切り離して 2 段目のロケットのエンジンに点火するとさらに速度を増すことができる。こうやってロケットの段数を増やすと第 1 宇宙速度以上の速度を達成することができる考えたのである。例えば、2 段式のロケットの場合、1 段目のロケットも 2 段式のロケットもケロシンを燃料とし、液体酸素を酸化剤とするロケットのエンジンであり、 $t_{sp}=350$ s と仮定し、ロケットの質量比 μ を 0.2 と仮定する。このとき、それぞれ一段ごとにロケットの速さは 5520m/s だけ速くなっていくから 2 段目では $5520\text{m/s}+5520\text{m/s}=11040\text{m/s}=11.04\text{km/s}$ となり、第一宇宙速度よりも速くなる。実際には重力の影響、空気の抵抗などでロケットは減速されるのでやっと宇宙に行けたか、あるいは 3 段目が必要になるだろう。

なお、正確には

$$\Delta Q = c_1 \ln \frac{\text{打上げ前の全ての質量}}{\text{打上げ前の全ての質量から 1 段目の推進剤のみを引いた質量}} + c_2 \ln \frac{\text{1 段目を切り離した直後に残ったロケットの全ての質量}}{\text{1 段目を切り離した直後に残ったロケットの全ての質量から 2 段目の推進剤のみを引いた質量}} + \dots$$

となることに注意する。ここで、 c_1 と c_2 はそれぞれ 1 段目、2 段目のロケットのエンジンの有効排気速度である。

実際には前述したように、重力の影響、空気の抵抗などでロケットは減速されるので、やっと宇宙に行けたか、あるいは 3 段目が必要になる場合もあるだろう。日本の H-IIA、H-IIB ロケットは推進剤として液体水素と液体酸素を使っていて $t_{sp}=450$ 秒と高いため、その分ペイロード（宇宙に持っていく質量）を大きくすることができる。

ここで

$$\text{第 1 宇宙速度 } V_1 = \sqrt{\frac{GM}{a}} = 7.9 \text{ km/s}$$

$$\text{第 2 宇宙速度 } V_2 = \sqrt{\frac{2GM}{a}} = 11.2 \text{ km/s}$$

G =重力定数、 M =地球の質量、 $GM = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 、 $a = 6378 \text{ km}$ である。

3. ロケットセンサーで水ロケット・モデルを科学する



宇宙少年団おおいた分団 高橋昌土

飛行距離 … メジャーではかる

速さ、速度 … ? (連続写真・スロー動画)

最高高度 … ? (三角測量)

加速度 … ? (スロー動画)

回転速度 … ? (スロー動画)

加速度・角速度・磁場・気圧を記録して測定・計算する

角速度の積分 : ロケットの姿勢(ジャイロ)

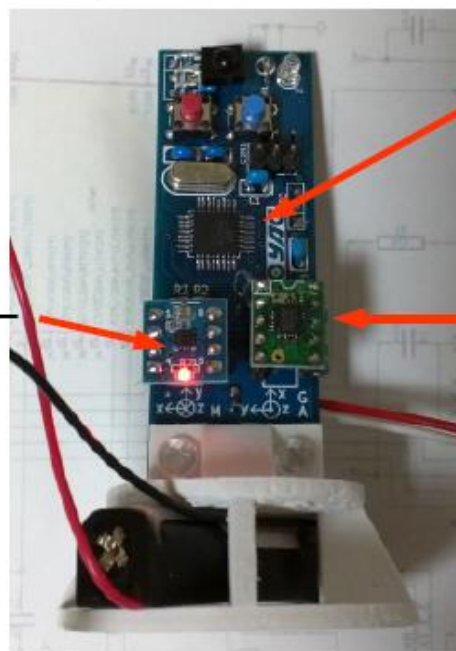
加速度の積分 : ロケットの速度

速度の積分 : ロケットの位置(高度、飛行距離)

気圧 : 高度(約8~10[m]で1hPa下がる)

磁場 : 地磁気に対するロケットの姿勢

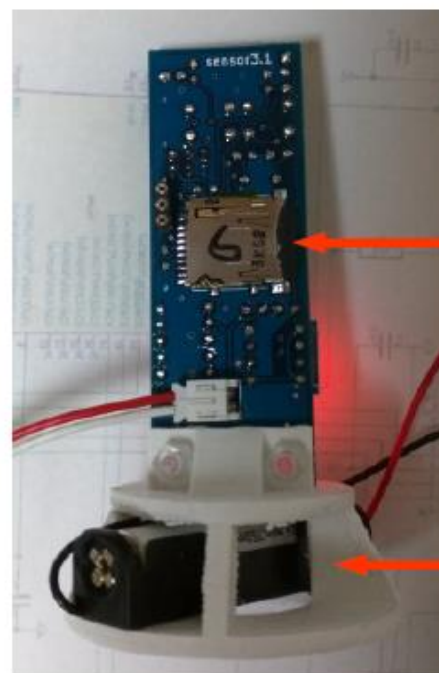
ロケットセンサー



コンピューター
(マイコン)

加速度
角速度
磁場
温度センサー

気圧センサー



SDカード

電池

加速度・角速度・磁場・気圧をSDカードに記録できる装置

総重量39グラム、連続稼働時間4時間以上
水ロケットやモデルロケットに搭載可能

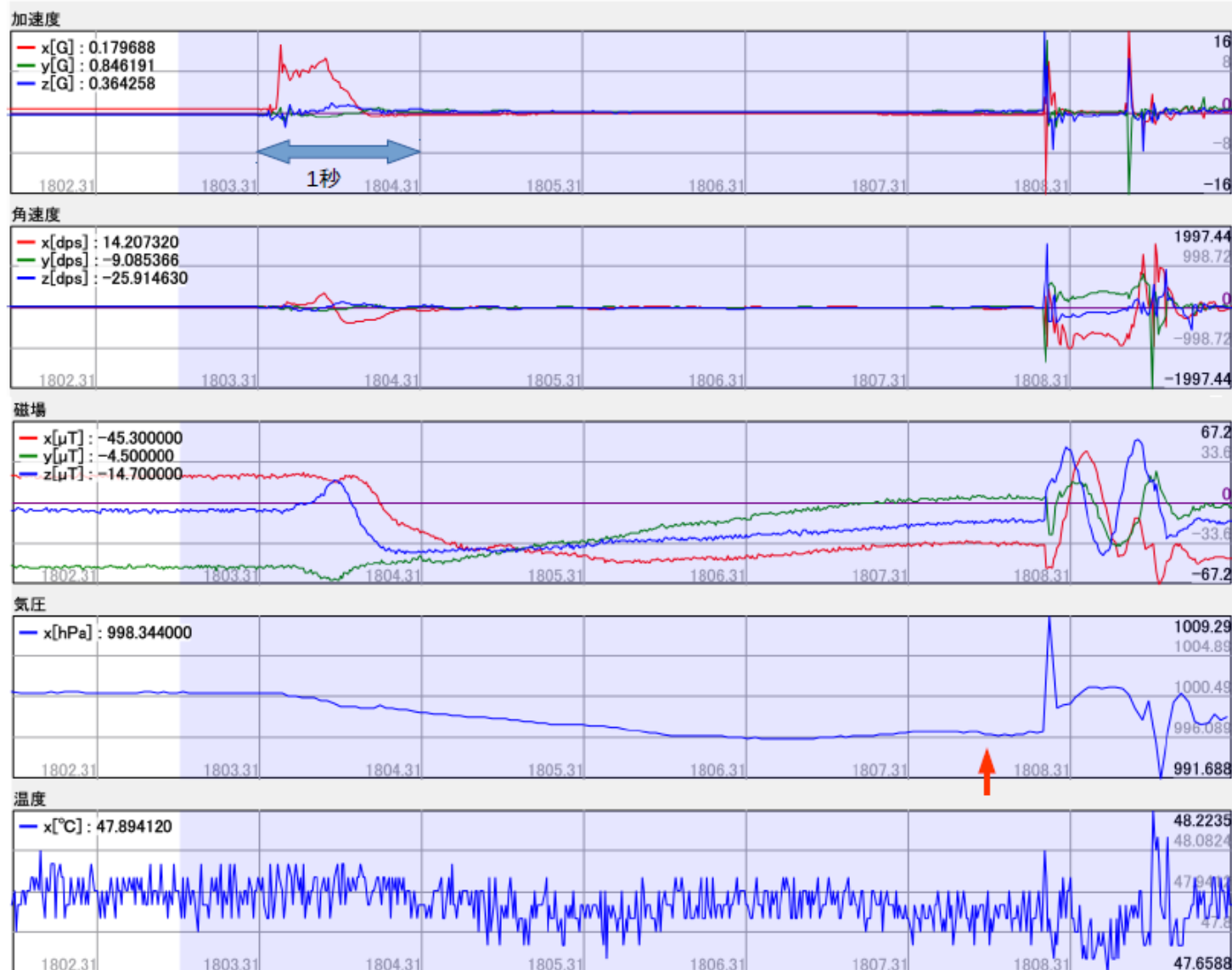
飛行中のセンサーの測定値をSDカードに記録、
打ち上げ後パソコンで読み出す

飛行記録1 水ロケット1

丁寧に作られた水ロケットです



飛行記録1 水ロケット1 センサー値

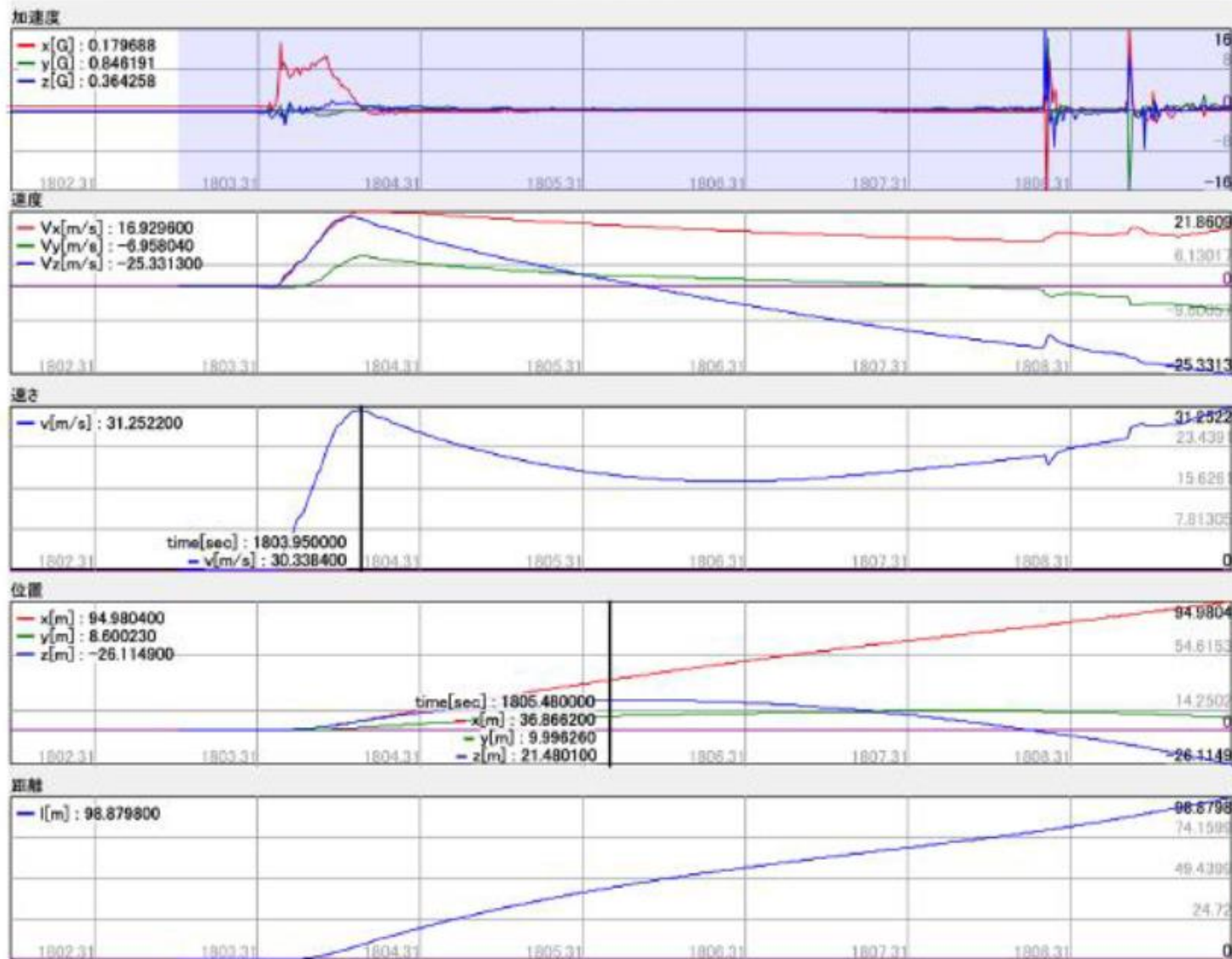


最大15G

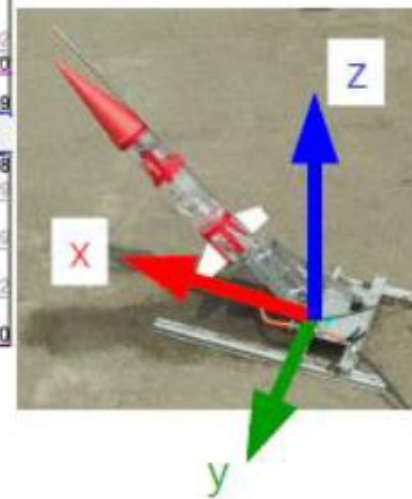
ほぼ回転しない

高度が上がると
気圧が下がる
約4hPa
気圧が戻らない

飛行記録1 水ロケット1 計算値



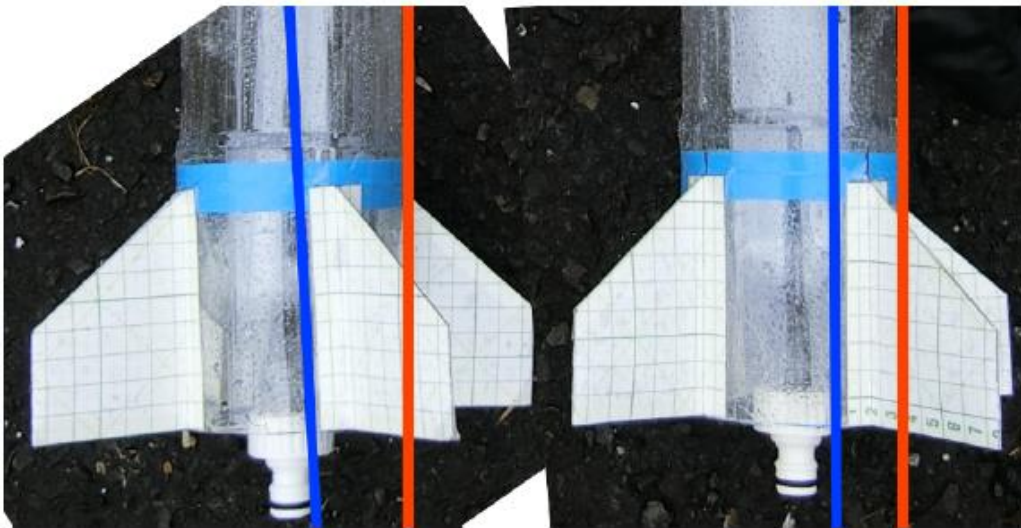
30m/s = 108km/h



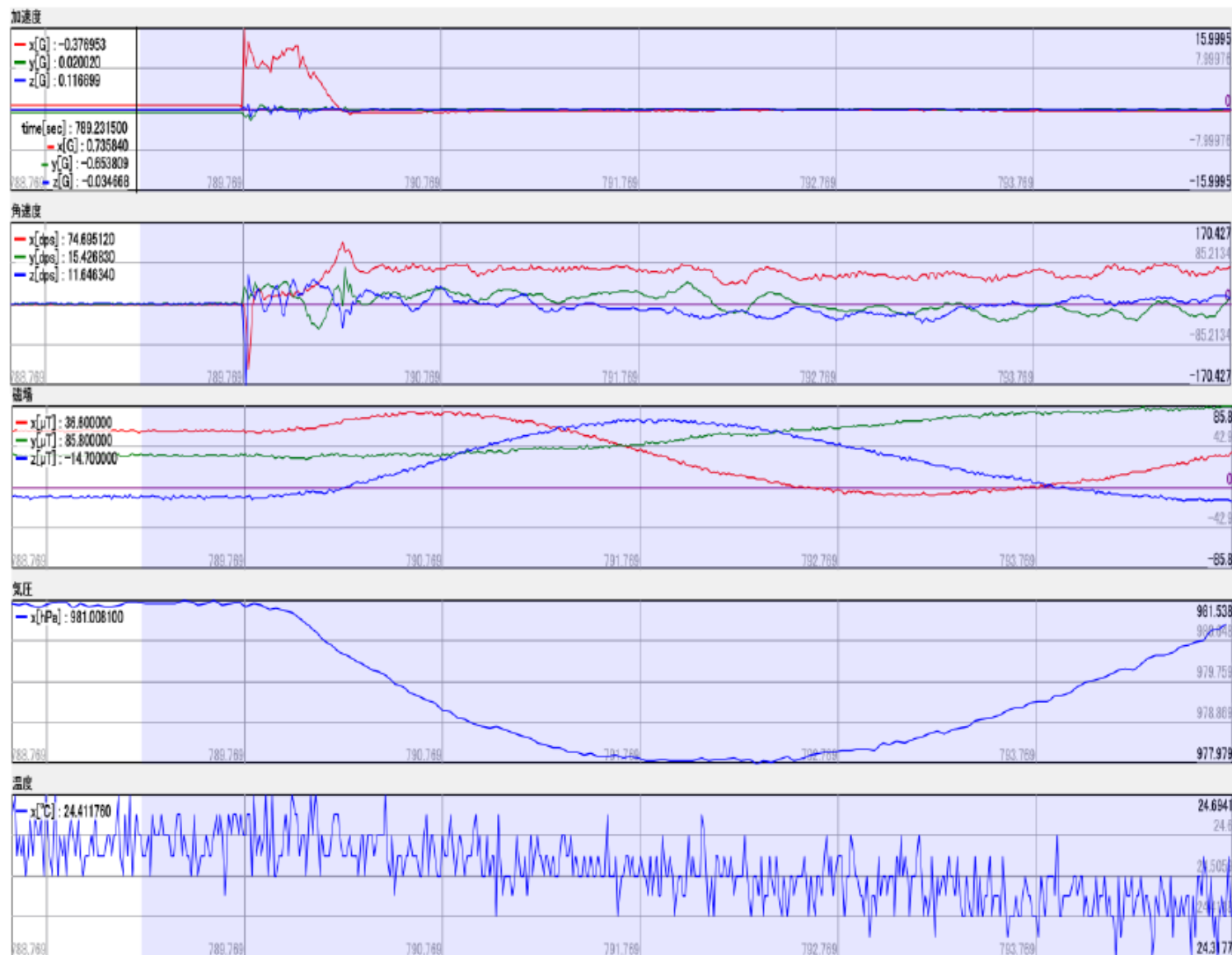
右図で示した座標系はロケット発射点を原点にとり、地面に固定した座標系です。詳細は講座のときに説明します。

飛行記録2 水ロケット2,3

同じ水ロケットで
フィンに角度を付けたものと、付けていないものを作成



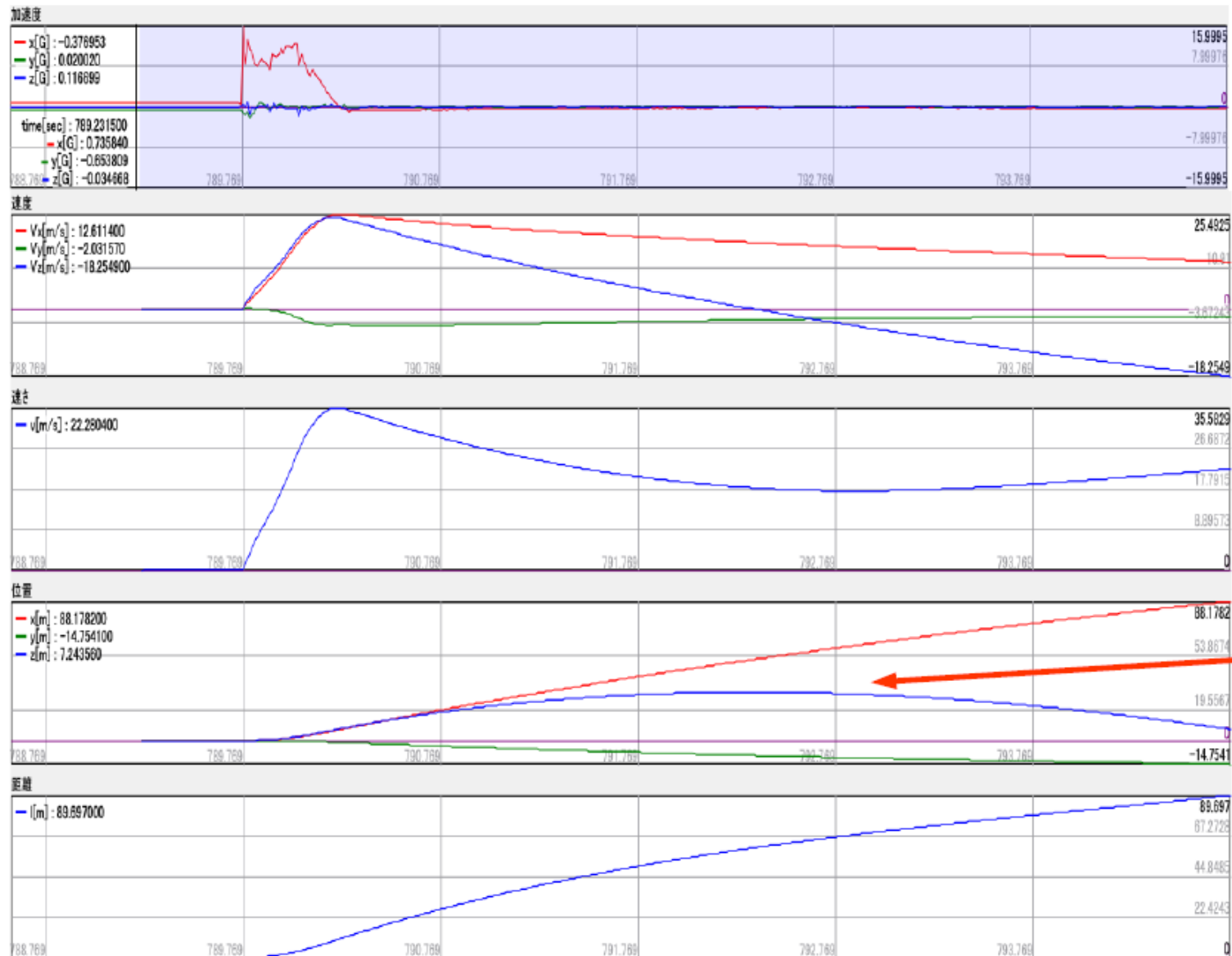
飛行記録2 水ロケット2(フィン角度なし) センサー値



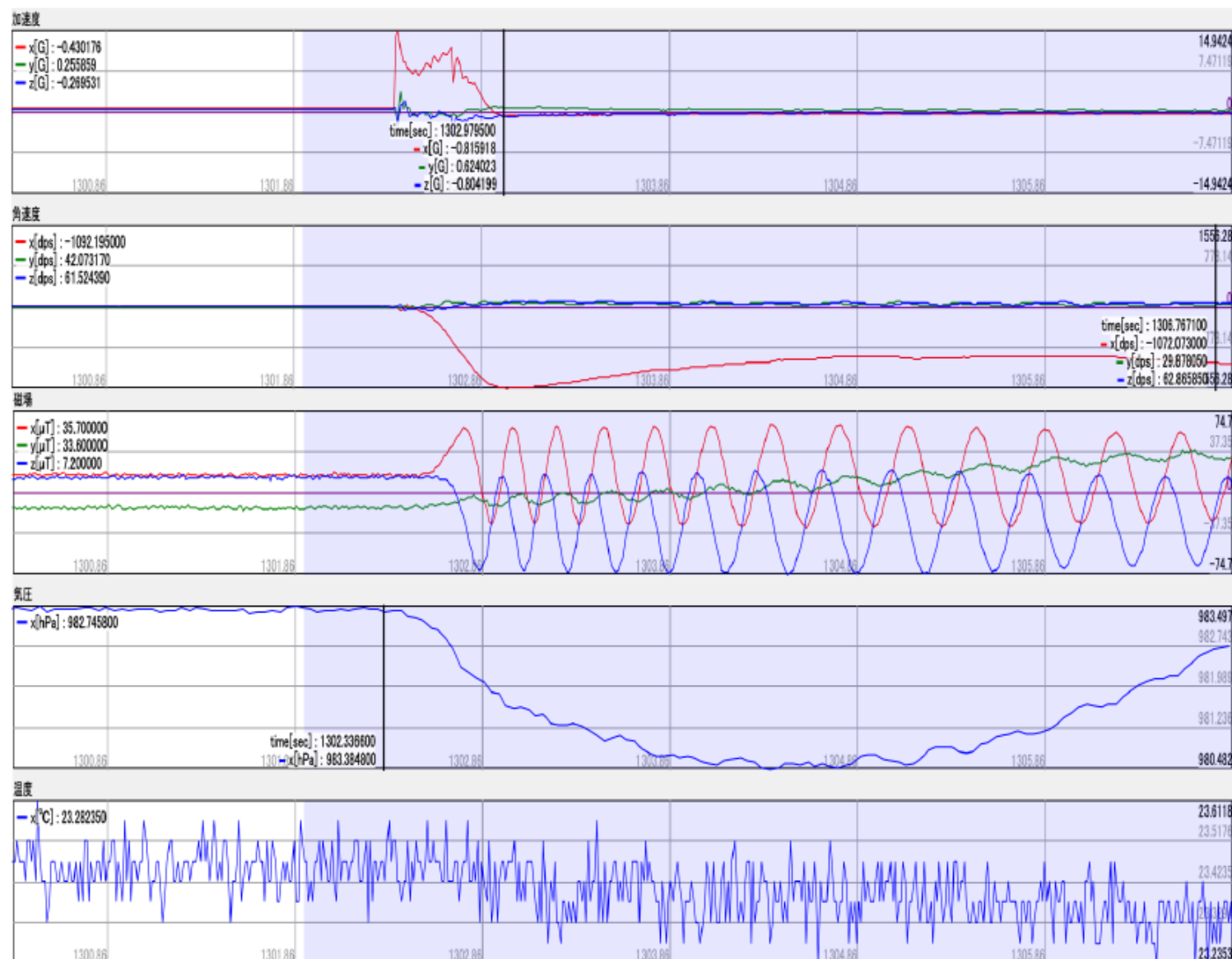
毎秒80度くらい回転

綺麗に気圧が上下
約3.5hPa低下

飛行記録2 水ロケット2 計算値



飛行記録2 水ロケット3(フィン角度あり) センサー値

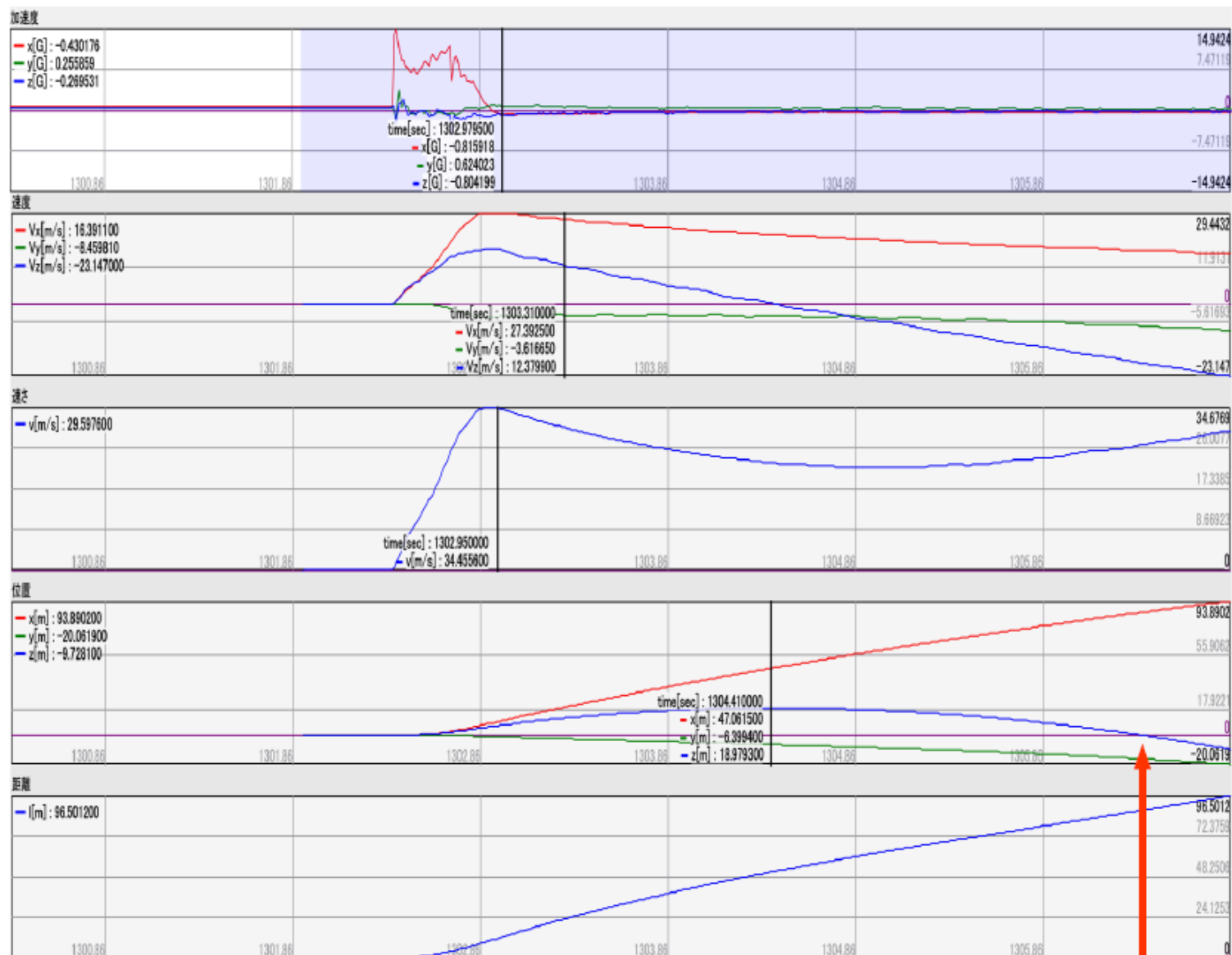


毎秒1000~1400度
くらい回転

特徴的な磁場の変化

約3hPa低下

飛行記録2 水ロケット3 計算値



毎秒1000~1400度
くらい回転

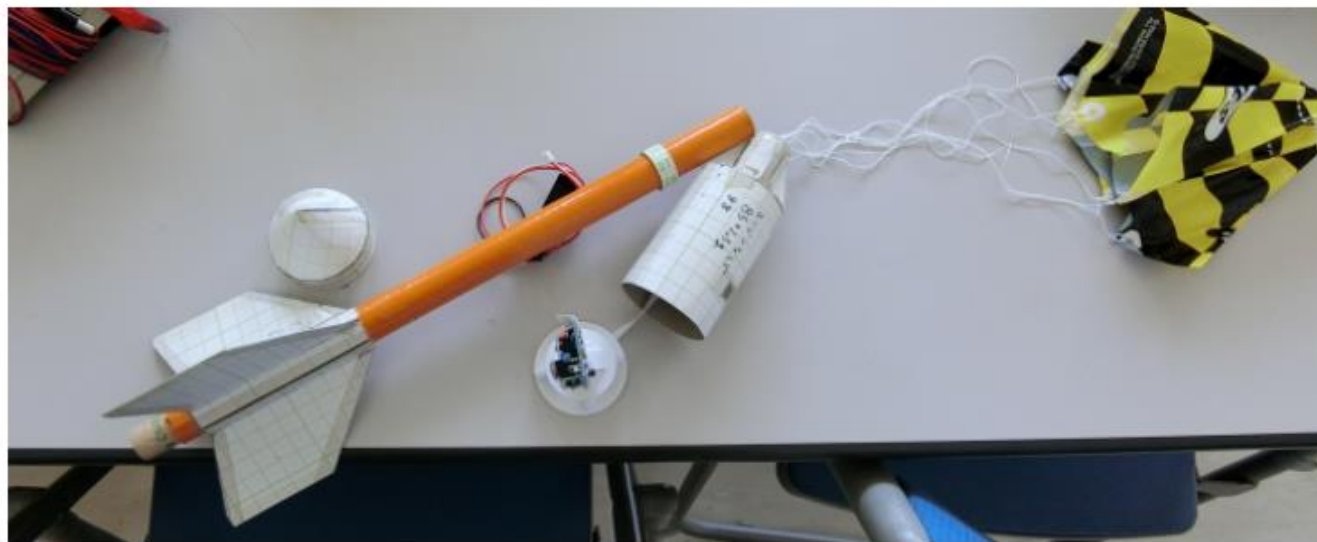
34.6[m/s]

最高高度
19m ?

着地前に高度0以下になっている。 回転が速すぎて計算に支障

飛行記録3 モデルロケット

C6-3エンジン
エンジン無しで88[g]



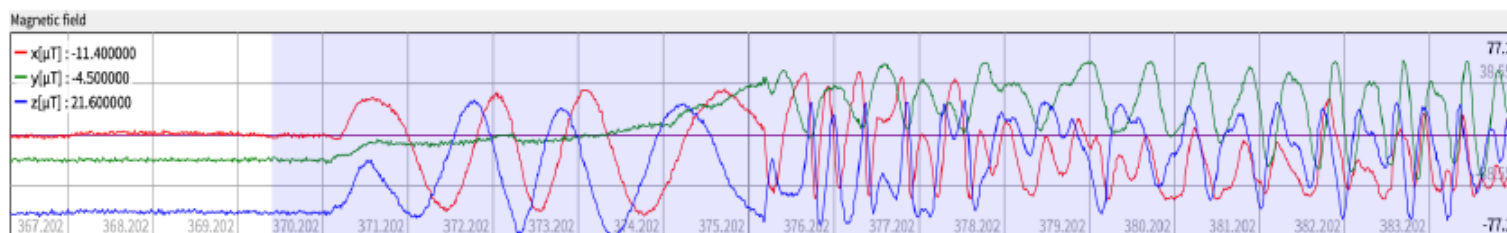
飛行記録3 モデルロケット センサー値



2秒噴射
最大10G
遅延時間3秒



逆噴射後は
センサー部が
落下したため
複雑な回転



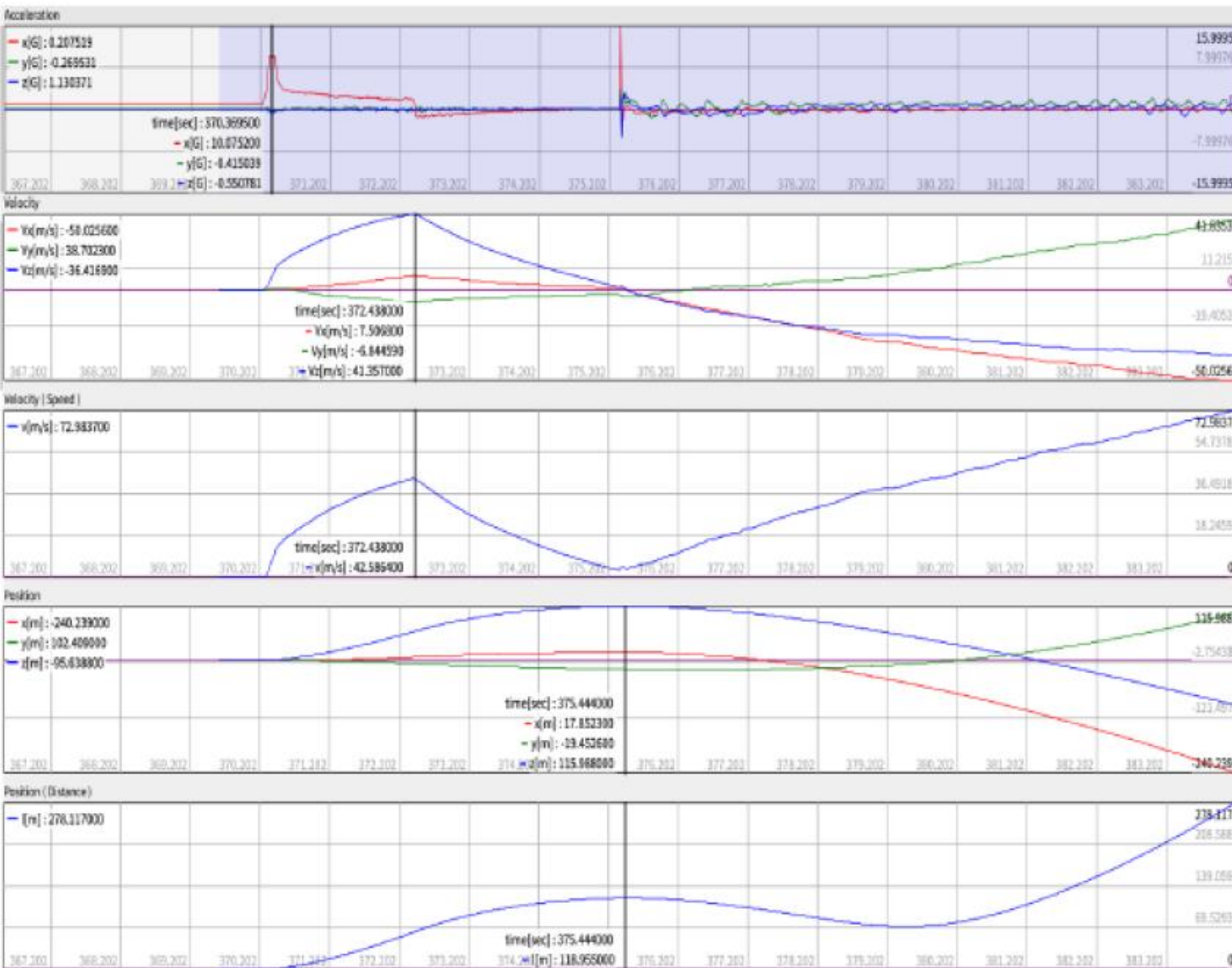
逆噴射時分離せず
格納部ノーズ爆発
気圧が上昇している

約14[hPa]低下



センサーが外気で
冷却されている

飛行記録3 モデルロケット 計算値



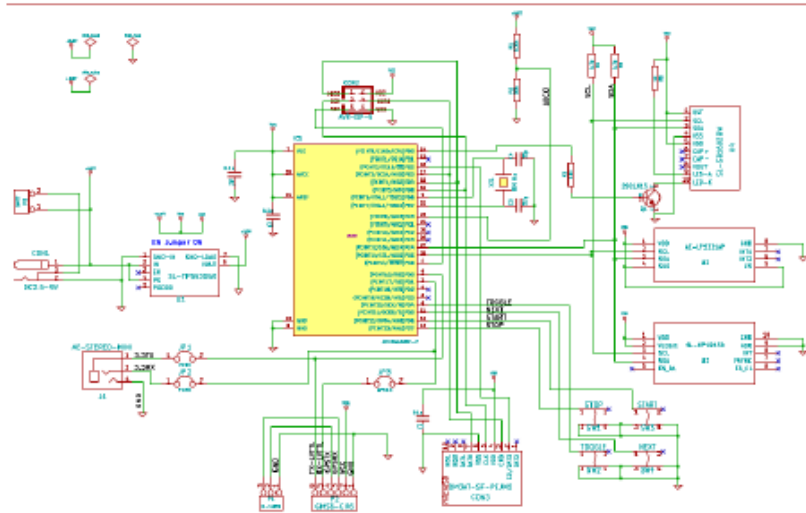
最高速度
42.5[m/s]
153[km/h]

最高高度
115.9[m]

逆噴射後の計算値は
破綻している

手作り ものづくり

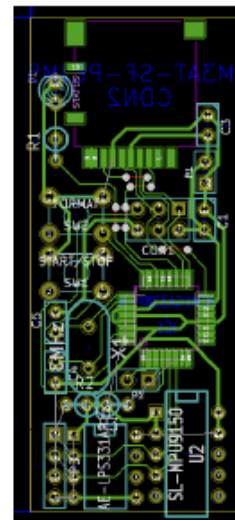
自分で作る



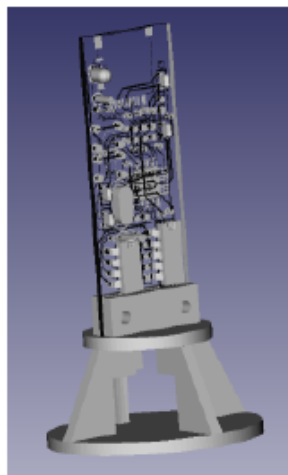
回路設計

```
419 if ( ! write_dev & DEV_GPIO ) && ( updated_dev & DEV_GPIO ) ) {
420     /* GPIO 設定 */
421     data = LOG_SIGNATURE;
422     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
423     microfs_seq_feritail( &fs, &now_system_clock, sizeof( now_system_clock ) );
424     data = ID_NPU0150_GPIO;
425     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
426     data = sizeof( npu0150_gpio_x ) * 5;
427     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
428     microfs_seq_feritail( &fs, &npu0150_gpio_x, sizeof( npu0150_gpio_x ) );
429     microfs_seq_feritail( &fs, &npu0150_gpio_y, sizeof( npu0150_gpio_y ) );
430     microfs_seq_feritail( &fs, &npu0150_gpio_z, sizeof( npu0150_gpio_z ) );
431 }
432
433 if ( ! write_dev & DEV_MAG ) && ( updated_dev & DEV_MAG ) ) {
434     /* 磁気センサー読み込み */
435     data = LOG_SIGNATURE;
436     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
437     microfs_seq_feritail( &fs, &now_system_clock, sizeof( now_system_clock ) );
438     data = ID_MAG0150;
439     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
440     data = sizeof( mag_adj_x ) * 3;
441     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
442     microfs_seq_feritail( &fs, &mag_adj_x, sizeof( mag_adj_x ) );
443     microfs_seq_feritail( &fs, &mag_adj_y, sizeof( mag_adj_y ) );
444     microfs_seq_feritail( &fs, &mag_adj_z, sizeof( mag_adj_z ) );
445 }
446
447 if ( ! write_dev & DEV_TEMP ) && ( updated_dev & DEV_TEMP ) ) {
448     /* 温度センサー読み込み */
449     data = LOG_SIGNATURE;
450     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
451     microfs_seq_feritail( &fs, &now_system_clock, sizeof( now_system_clock ) );
452     data = ID_NPU0150_TEMP;
453     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
454     data = sizeof( npu0150_temp );
455     microfs_seq_feritail( &fs, &data, 1 );
456     microfs_seq_feritail( &fs, &npu0150_temp, sizeof( npu0150_temp ) );
457 }
```

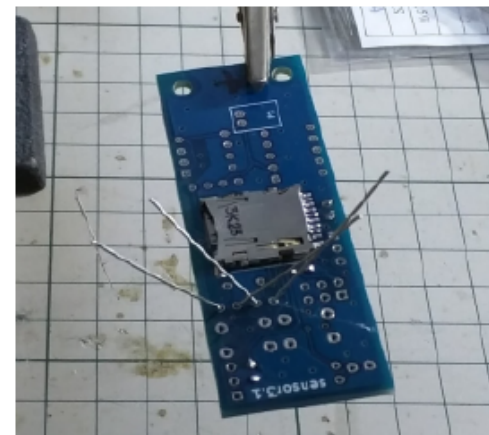
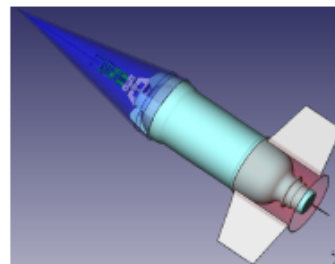
プログラミング



基盤設計



機械設計



手作業

まとめ

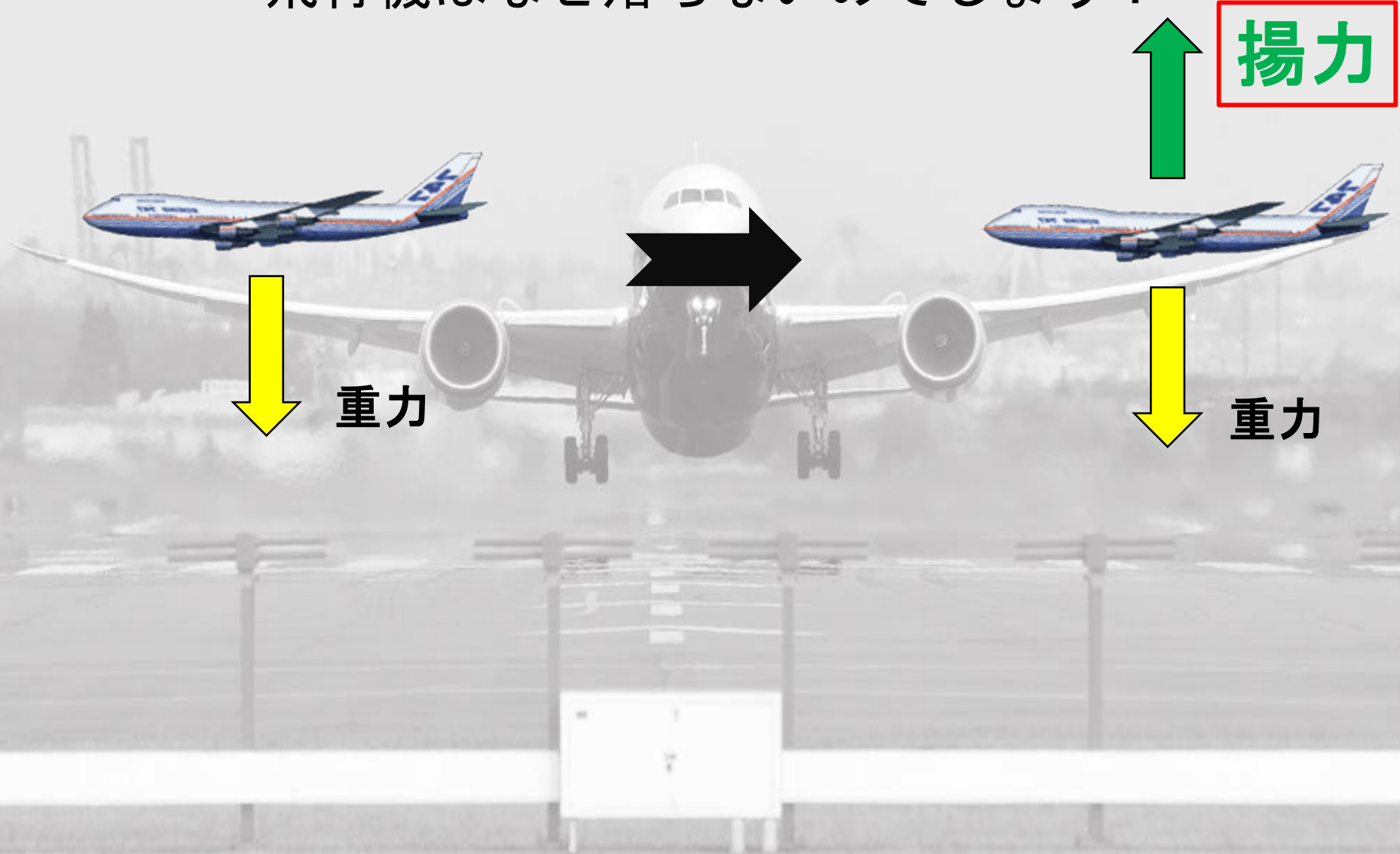
水ロケットやモデルロケットの飛行データを記録し、分析することで
飛ばして楽しむ、だけではない

「科学する」楽しみを子どもたちと共有することができます

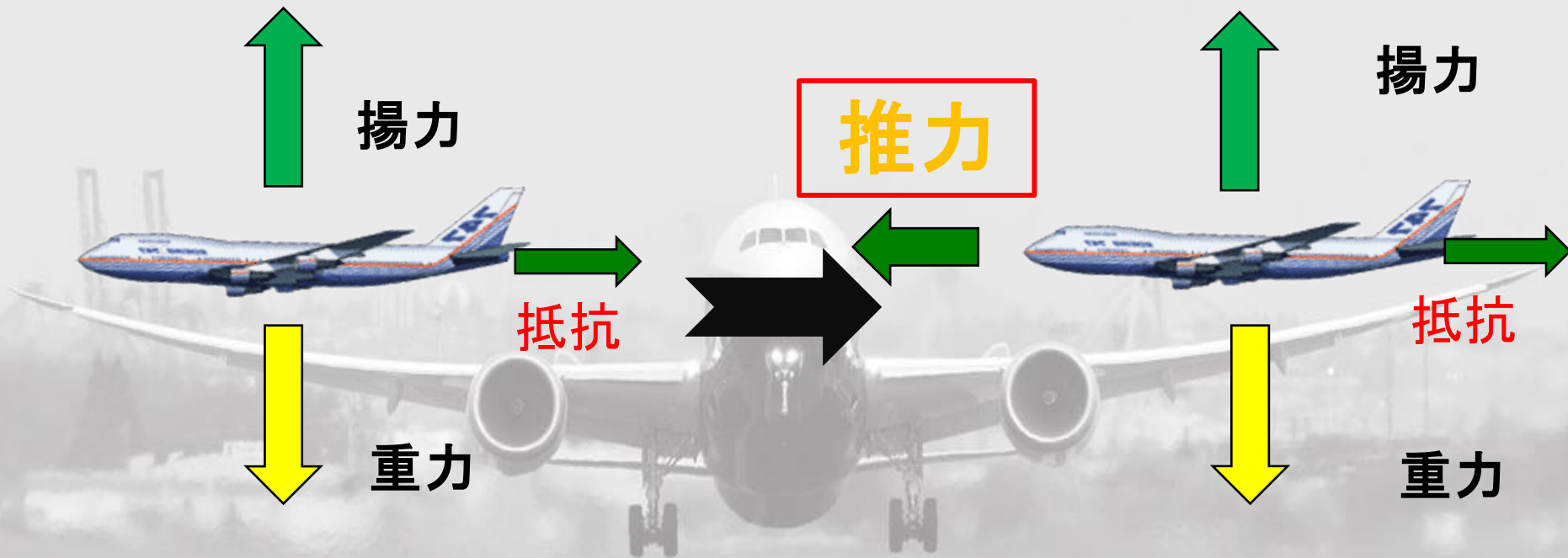
動画撮影、メジャーによる測定…記録を残す

4. 飛行機が飛ぶ仕組み

～飛行機はなぜ落ちないのでしょうか？～



～飛行機はなぜ前に進まなければならないか？～



飛行機が飛行場で滑走するのは何のため？

翼が揚力を発生させるには翼に流れが当たる必要があります。

翼が十分な揚力を発生できるように、飛行機は一定の速度で飛ぶ必要がありますが、この時、飛行機には抵抗が働きます。それに打ち勝つためにもプロペラやジェットエンジンなどで推力を発生させる必要があります。

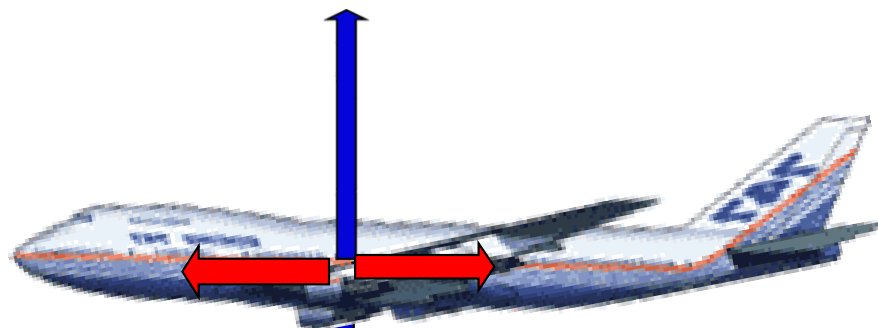
一定の速度で飛行している飛行機は、飛行機の重量を翼の揚力で支え、飛行機に働く抵抗に打ち勝つためにプロペラやジェットエンジンなどで推力を発生しています。

つまり、

$$L=W$$

$$D=T$$

揚力 L (翼によって生じる力)



推力 T 抵抗 D (気流を機体が受けて生じる力)

(エンジンにより生じる力)

重力 W

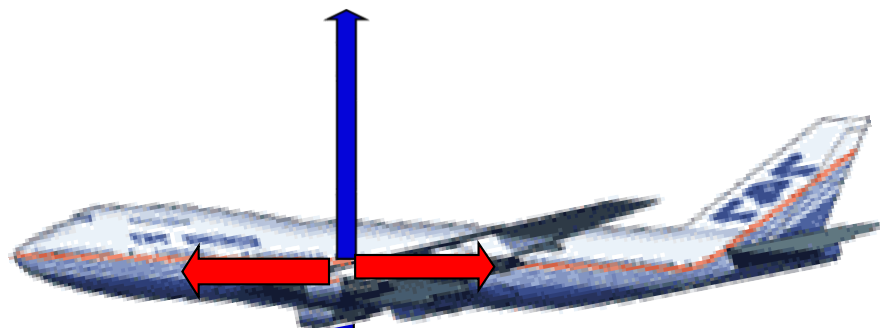
一定の速度で飛行している飛行機は、飛行機の重量を翼の揚力で支え、飛行機に働く抵抗に打ち勝つためにプロペラやジェットエンジンなどで推力を発生しています。

つまり、

($L/D=15.3$ の場合)

$$L=W \quad D=T \quad D=L \times \frac{D}{L} = L \times \frac{1}{\frac{L}{D}} = 19.6 \text{ tonf}$$

揚力 $L=300 \text{ tonf}$ (翼によって生じる力)





















推力 T 抵抗 D (気流を機体が受けて生じる力)

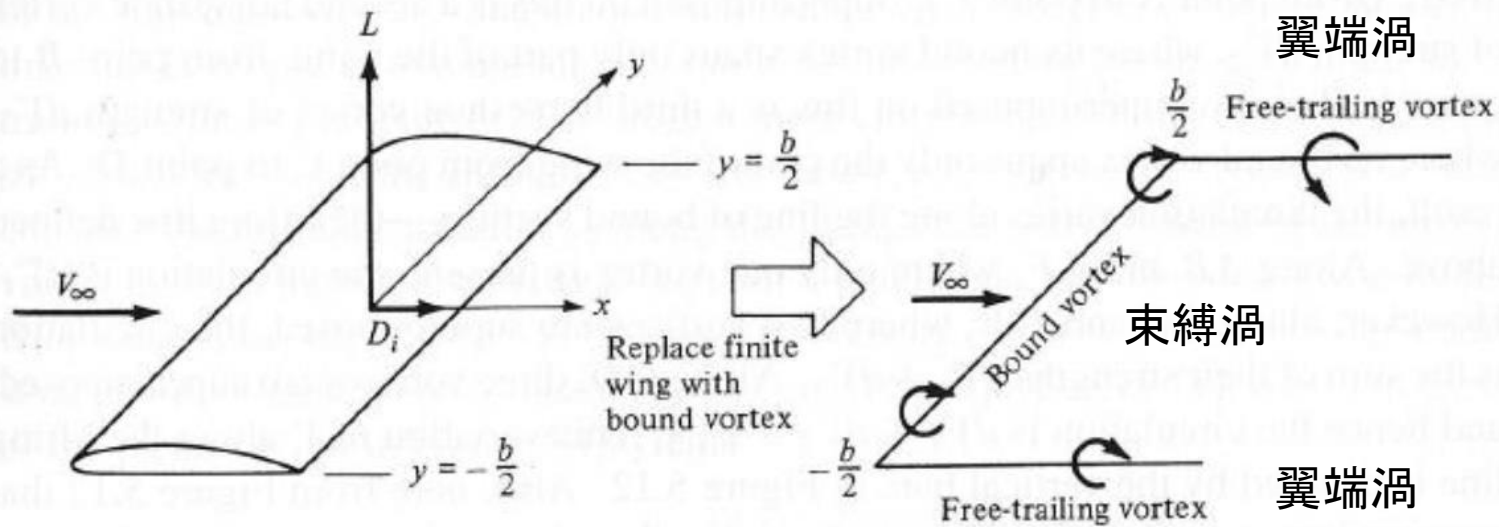
(エンジンにより生じる力)

重力 $W=300 \text{ tonf}$

これまでに開発された種々の翼型

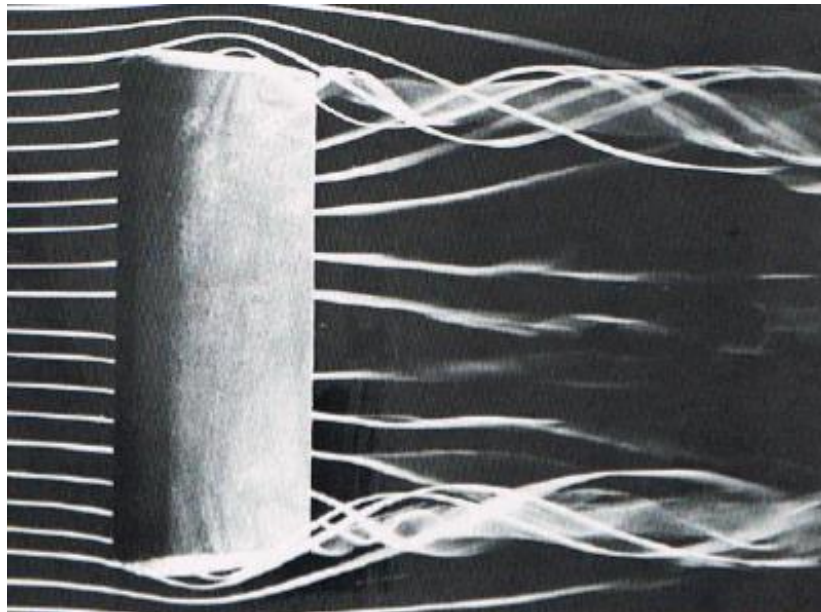
(年代ごとの代表的な翼形状である。NACAの翼は1930年代に開発された)

EARLY	NACA	MODERN
 WRIGHT 1908	 0012 (4 DIGIT)	 LISSAMAN 7769
 BLERIOT	 2412 (4 DIGIT)	 GA (W)-1
 RAF-6	 4412 (4 DIGIT)	 GA-0413
 GOTTINGEN, 398	 23012 (5 DIGIT)	 LIEBECK L1003
 CLARK Y	 64 A010 (6 DIGIT)	 C-5A ("Peaky")
 MUNK M-6	 65 A008 (6 DIGIT)	 SUPERCritical

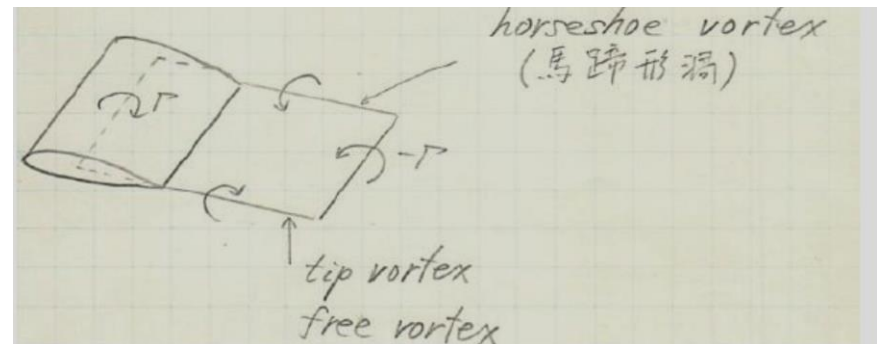


Finite wing

Horseshoe vortex
馬蹄形渦



最も一般的な鉄製の蹄鉄(ていてつ)。蹄に鋏で固定される



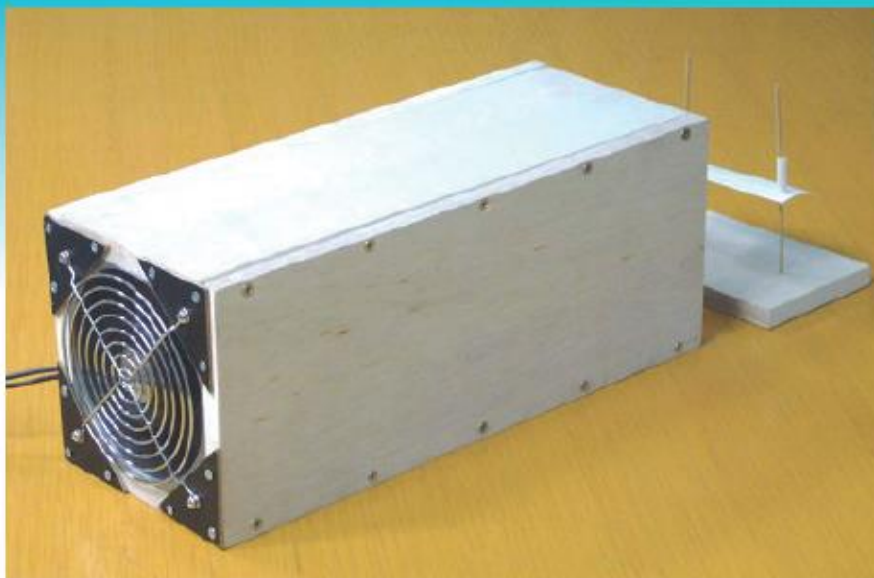
実験1 風洞実験で翼に流れがあたりと揚力が発生すること、 翼の翼端からは渦が発生していることを確かめよう!!



手作りの風洞で翼の実験をしよう！

－ ミニ風洞 －

本教材は宇宙とのつながりを軸として科学を身近に感じてもらうために作った科学教材です。本教材の利用による事故等については一切責任を持ちかねますので、本教材の利用は、経験のある指導者の指導の下に行ってください。



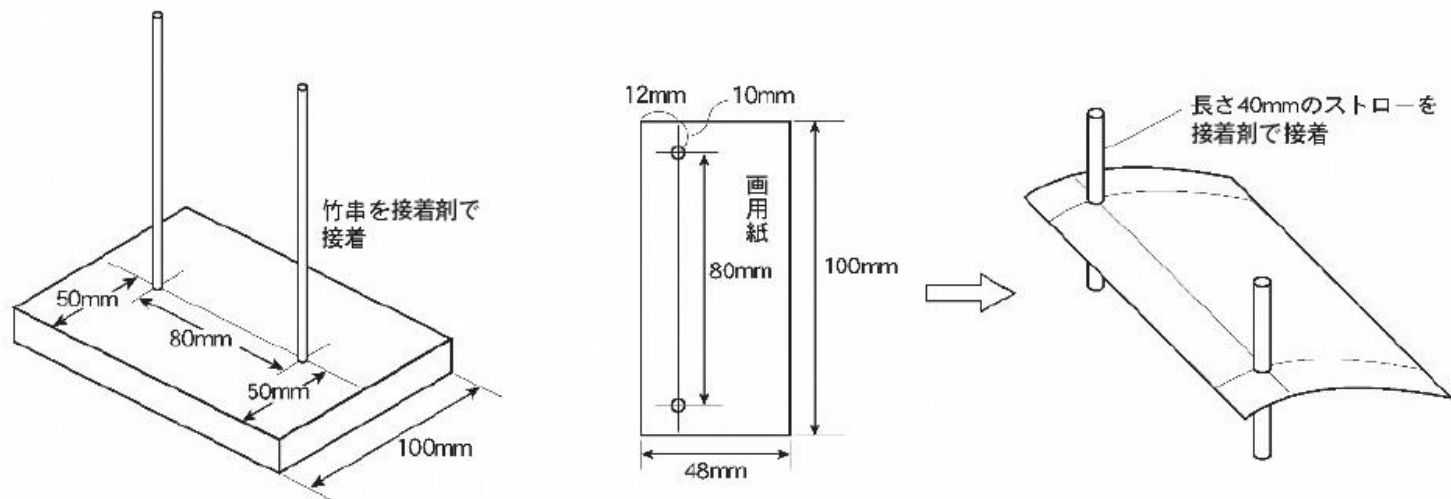
●教材提供●
日本宇宙少年団
福岡分団 麻生 茂 氏

2007 年 2 月 28 日 発行
2008 年 4 月 1 日 改訂

目標と ねらい

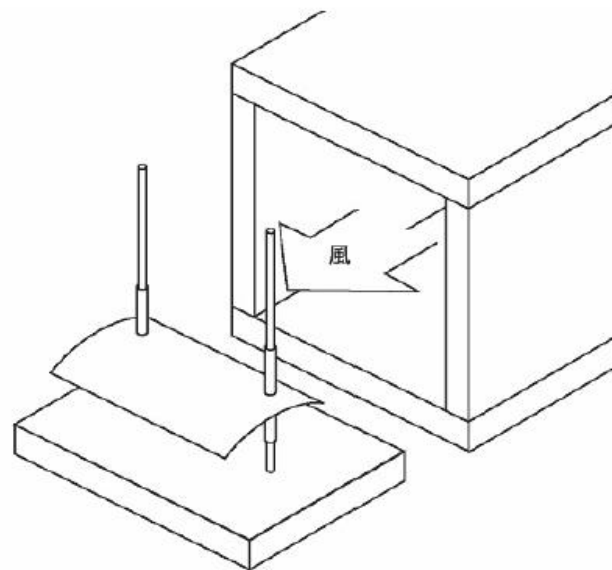
20 世紀の始め、1903 年にライト兄弟がアメリカ合衆国で初めて動力飛行に成功してから 100 年以上が経ちました。ライト兄弟が、鳥が空を飛んでいる姿を参考にしていろいろな翼の模型を作り、風洞で実験をして翼の力を測定したことは有名です。

ここでは、誰でも簡単に作れるミニ風洞を製作し、それを用いて翼の実験をします。小さなグライダーも、セスナ機も、大きなジャンボジェット機も同じように翼を使って飛行します。この実験では、翼のはたらきを知ること、300 トン以上のジャンボジェット機を翼が持ち上げることができる秘密に迫ります。



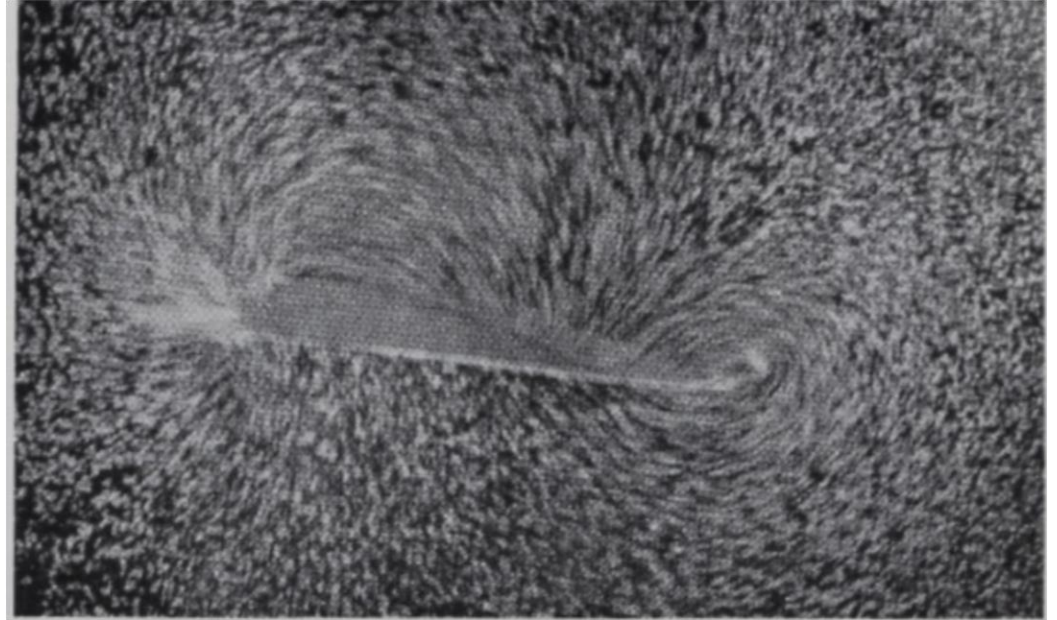
3 ミニ風洞で実験しよう

画用紙を使って思い思いの翼型を作り、竹串に通してファンのスイッチを入れます。翼が上向きの反りを持っていれば持ち上がり、逆さまに入れてみると翼型が持ち上がらないことから、上向きの反りがあることによって翼に上向きの力(これを揚力という) がはたらくことがわかります。

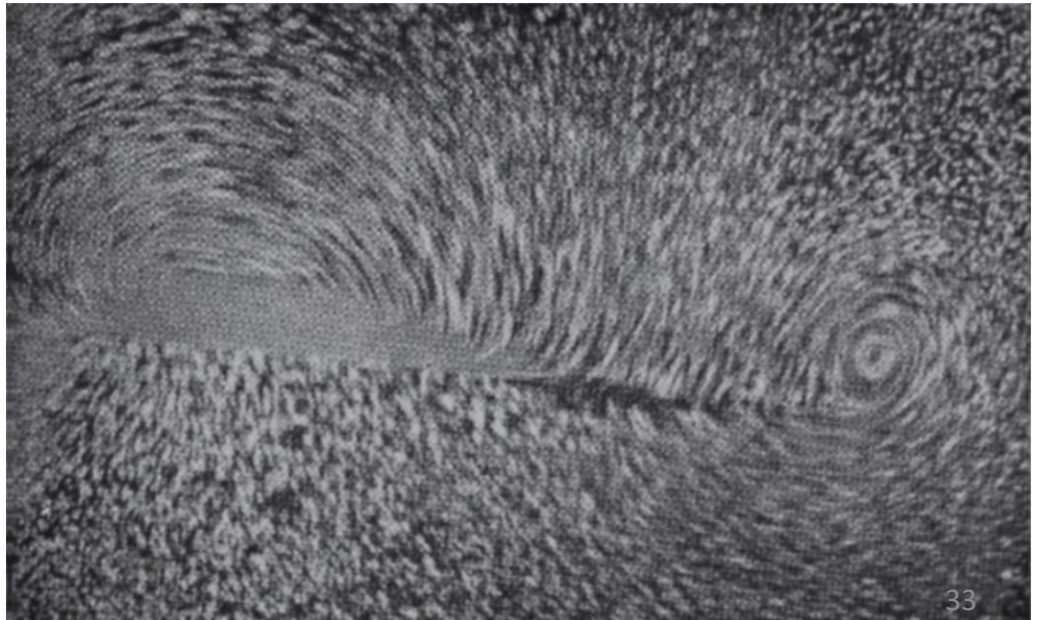


3. 翼による揚力の発生のメカニズム

翼が静止状態から一定速度で右に動き出した直後の翼の周りの流れ(右上の写真)

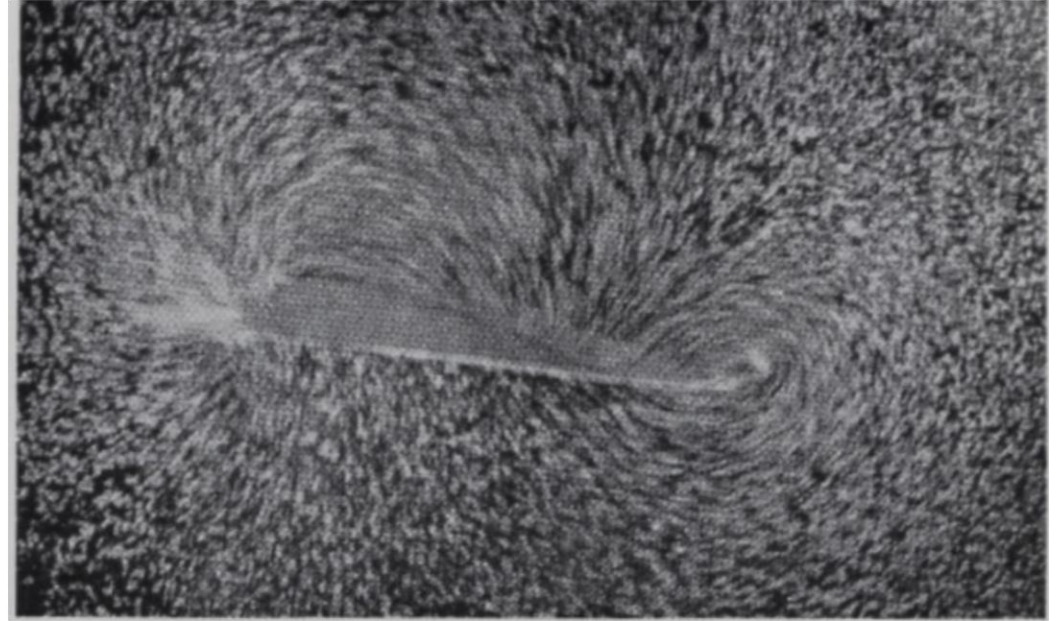


翼が静止状態からおよそ翼の長さだけ進んだ時の翼の周りの流れ。翼の後縁から後ろのほうに渦が発生しているのがわかる(右下の写真)

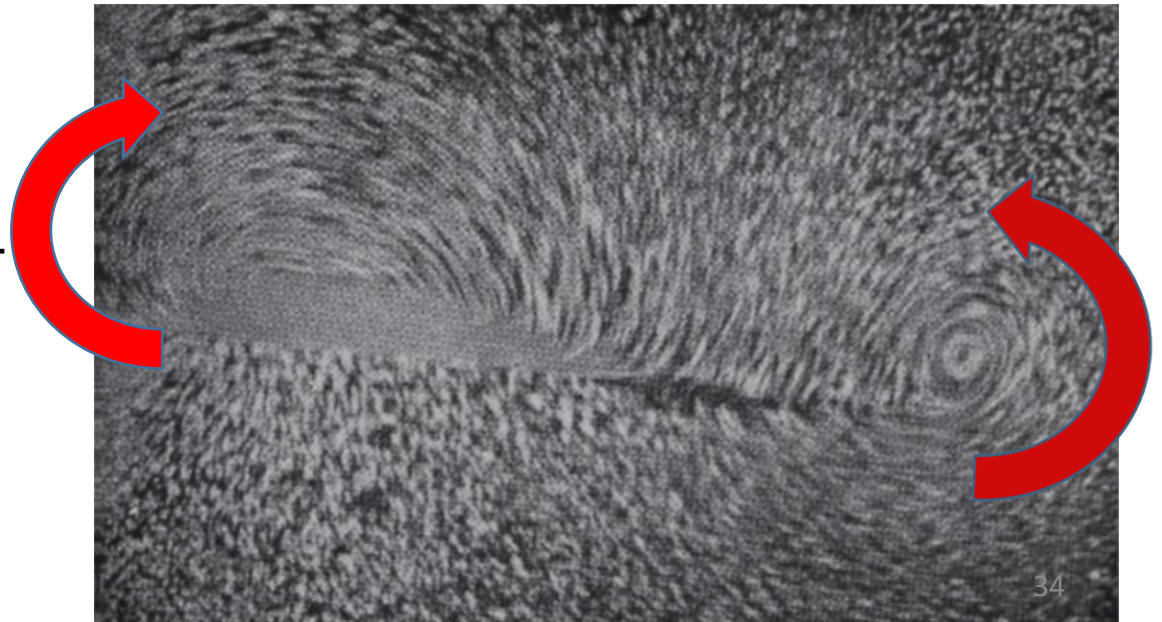


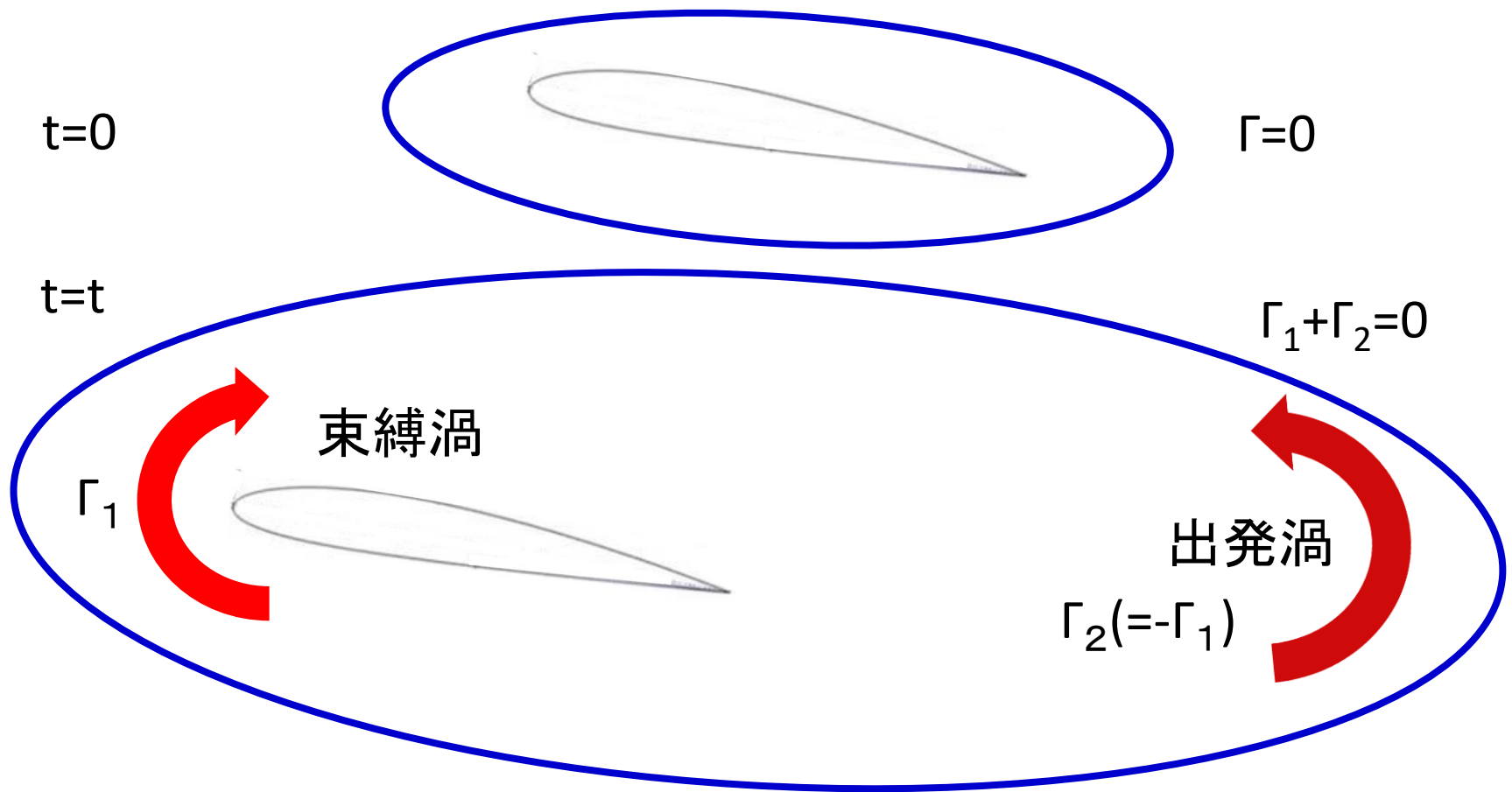
3. 翼による揚力の発生メカニズム

翼が静止状態から一定速度で右に動き出した直後の翼の周りの流れ(右上の写真)



翼が静止状態からおよそ翼の長さだけ進んだ時の翼の周りの流れ。翼の後縁から後ろのほうに渦が発生しているのがわかる(右下の写真) この時、翼周りの反時計まわりの渦と後流の時計まわりの渦の二つが発生している。

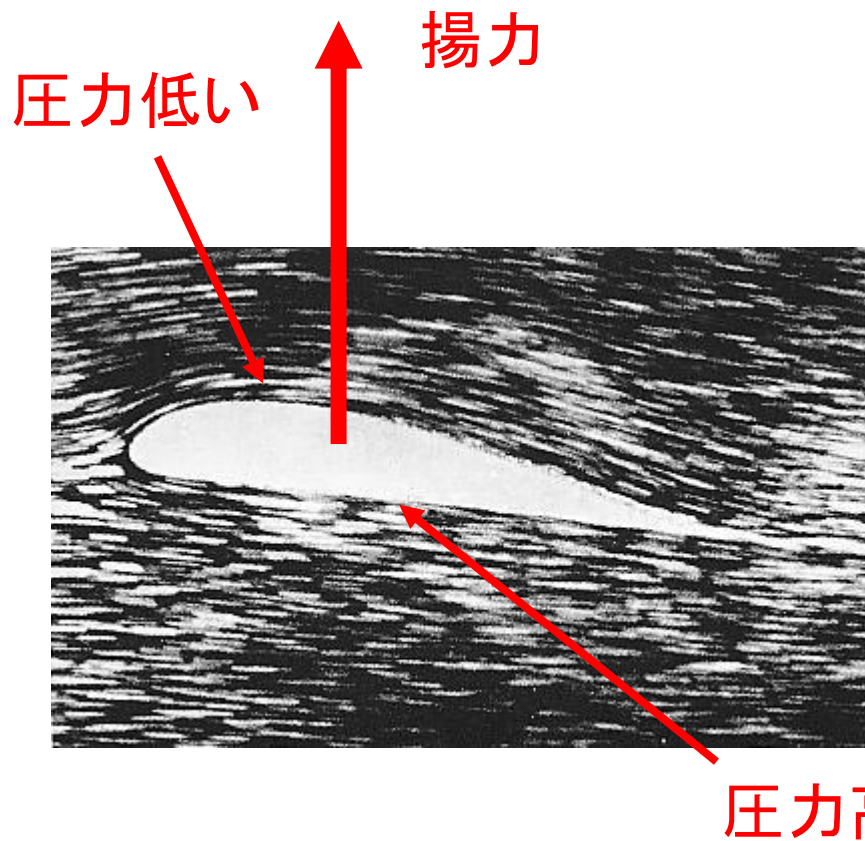




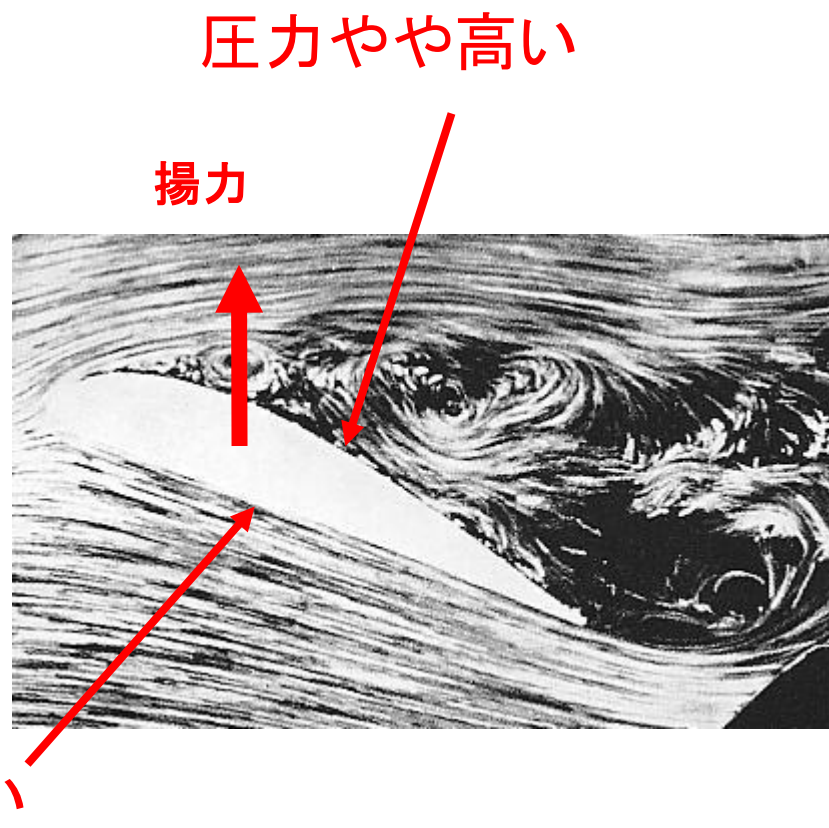
流体力学では静止した翼(図の上側)の周りの循環(渦の合計)がゼロなので、一定速度で動き出した場合の翼(図の下側)でも、翼の周りの渦と翼の後縁から下流側に発生した渦を足し合わせた循環は等しい(ケルビンの循環定理)ことがわかっている。このようにして一定速度で飛んでいる翼には進行方向にむかって下面から前縁を通して上面に回り込む渦が存在している。

ケルビンの循環定理＝循環は時間とともに変化しない。

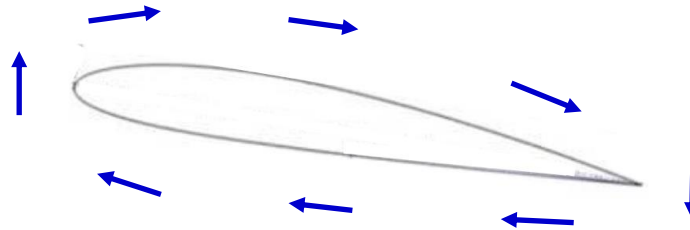
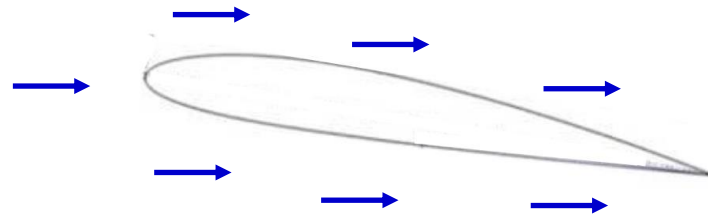
翼はどのようにして揚力(上向きの力)を発生するのだろうか



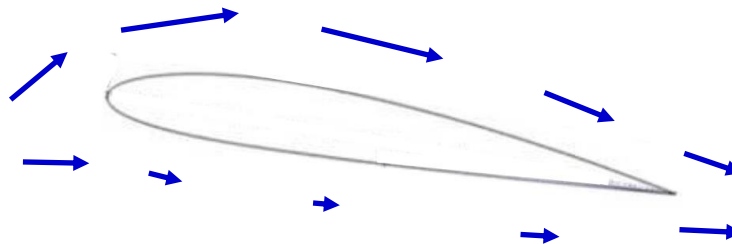
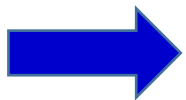
小さい迎角で飛んでいる翼
(翼の上面は速く流れている)



大きい迎角で飛んでいる翼
(翼の上面の流れは翼から剥離
している(失速))



速度が速い



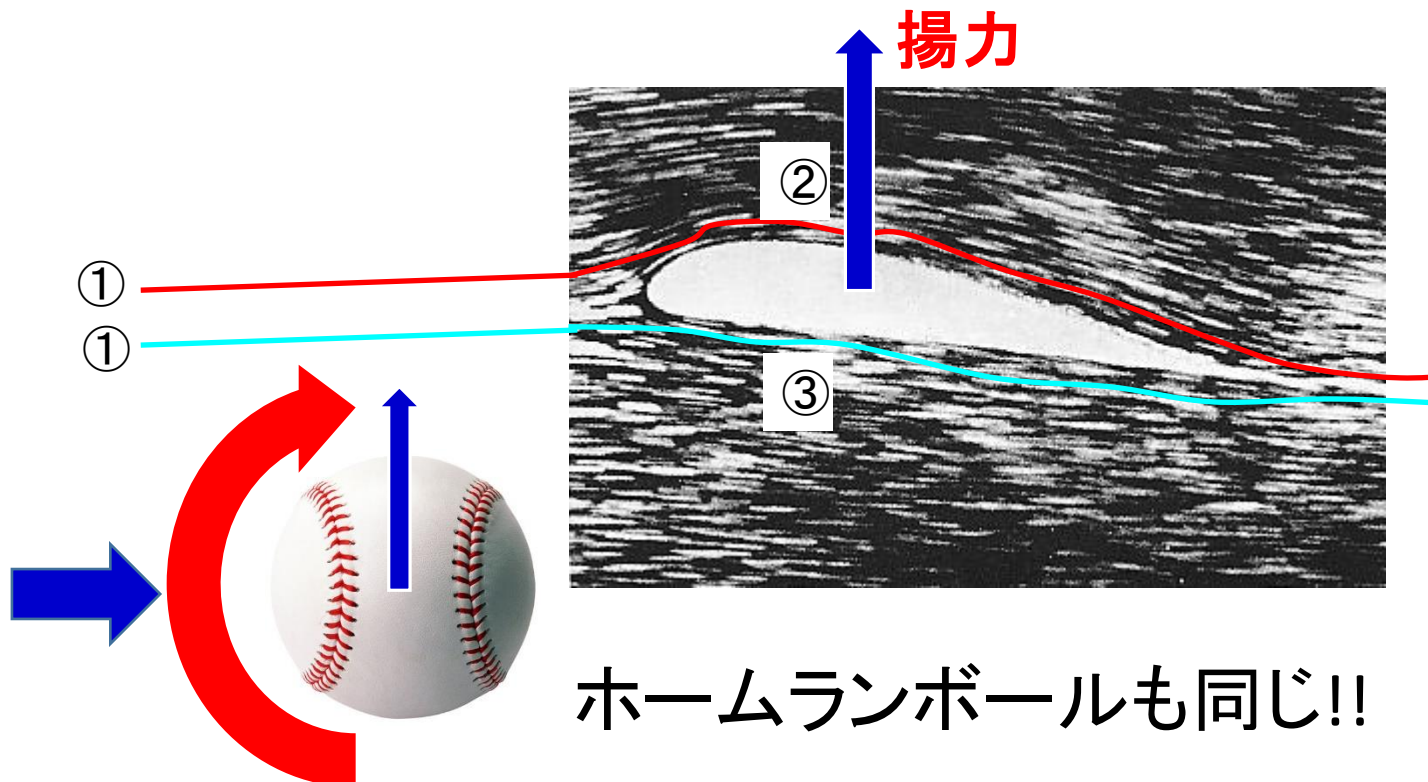
速度が遅い

ベルヌーイの式と揚力の発生メカニズム

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = \text{一定} = p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \quad p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = \text{一定} = p_3 + \frac{1}{2}\rho V_3^2$$

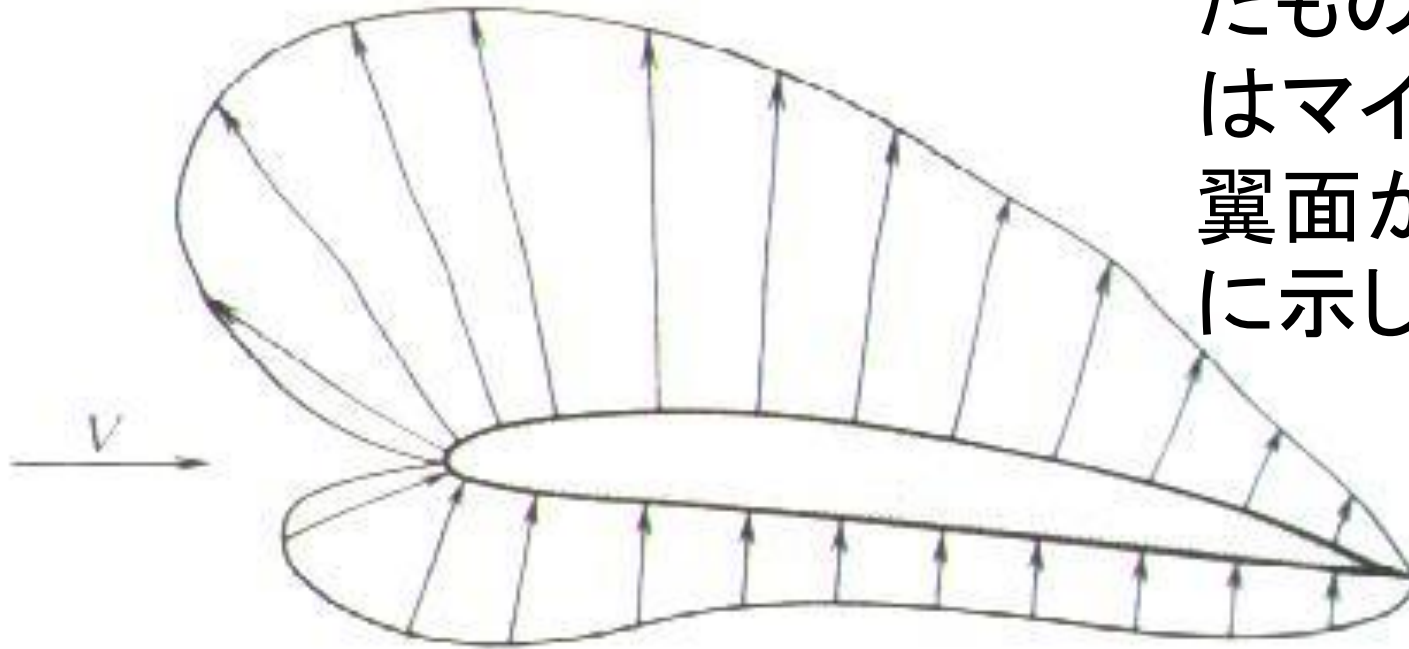
$$p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = \text{一定} = p_3 + \frac{1}{2}\rho V_3^2$$

$$p_3 - p_2 = \frac{1}{2}\rho V_2^2 - \frac{1}{2}\rho V_3^2 \quad \text{ここで } V_2 > V_3 \text{ より } p_3 > p_2$$



上面: 負圧 ($p-p_\infty < 0$ 又は $p < p_\infty$)

$p-p_\infty$ をプロットしたものの但し、上面はマイナスなので翼面から外向きに示している



$p-p_\infty$ をプロットしたもの

下面: 正圧 ($p-p_\infty > 0$ 又は $p > p_\infty$)

参考になるサイト

煙風洞の動画

https://www.youtube.com/watch?v=q_eMQvDoDWk&t=492s

どうして飛行機を飛ばしているか

<https://www.youtube.com/watch?v=F077WDnB8P8>

翼の揚力発生の説明

<https://www.youtube.com/watch?v=YDeQXPNpLeY>

A380の後流の渦

https://www.youtube.com/watch?v=BaRb46vv_bQ ←お薦め

C5Aの作った後流渦

<https://www.youtube.com/watch?v=RadGavdgKAk> ←お薦め

[NASA L1011通過後の空気の流れ 二つ ややわかりにくい](#)

<https://www.youtube.com/watch?v=AM4R2K7HqOg>

<https://www.youtube.com/watch?v=E1ESmvyAmOs>

飛行機の操縦の説明(Youtube) 古い

<https://www.youtube.com/watch?v=YyeX6ArxCYI>

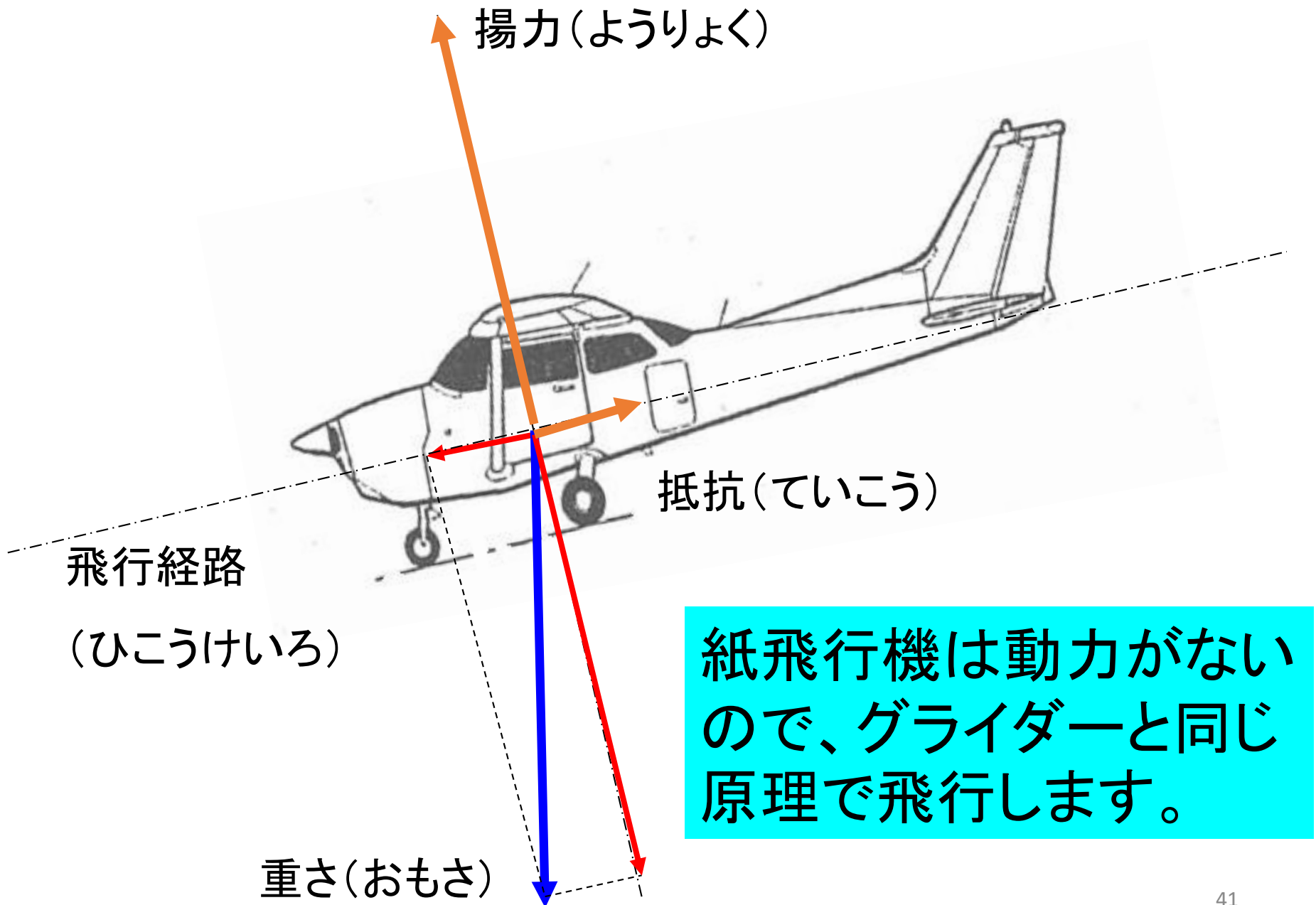
翼の圧力分布を示した動画

<https://www.youtube.com/watch?v=dY3daNK1Tek>

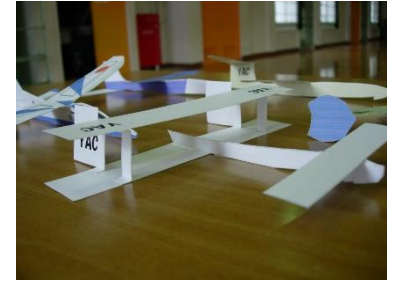
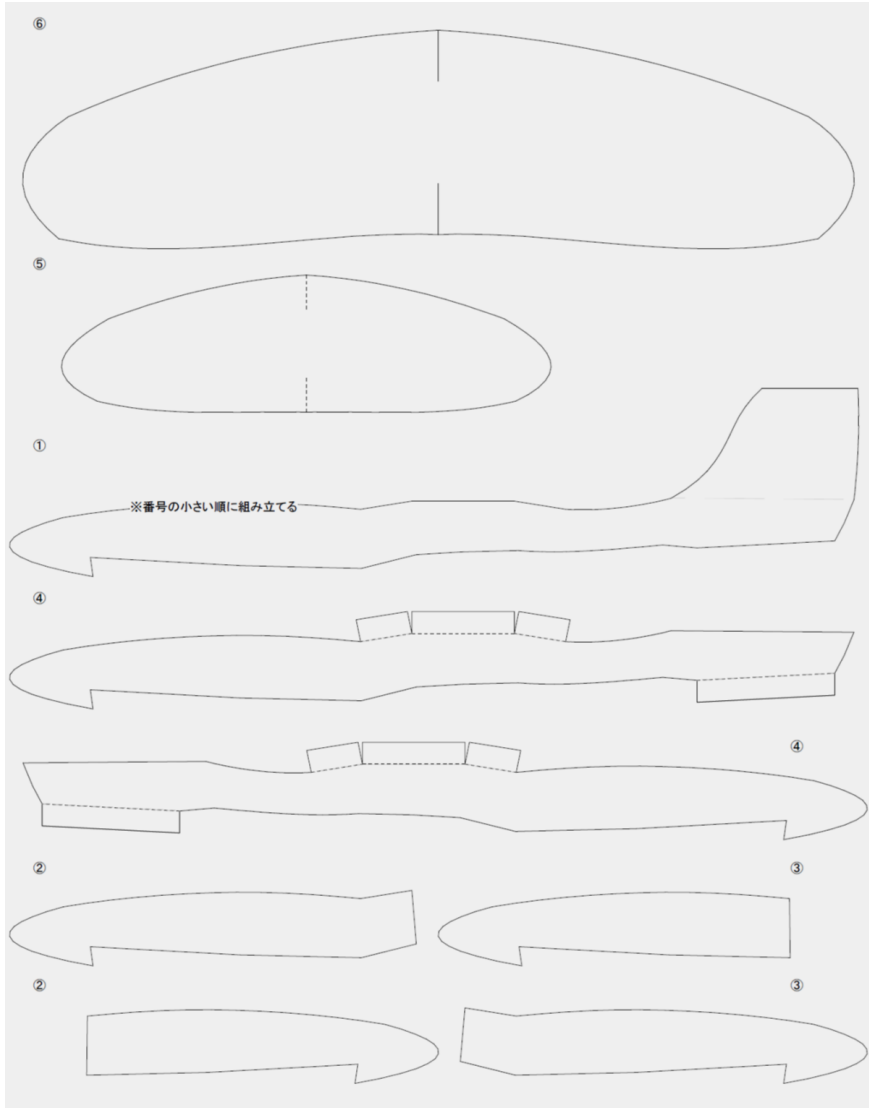
ドライヤーとピンポン玉(ペットボトルの先端をつけているのがよい)

<https://www.youtube.com/watch?v=8vqMotb6m3c>

4. グライダーと同じ原理で飛ぶ紙飛行機で飛行機が飛ぶ仕組みを学ぶ



実験 紙飛行機を作って飛行機の飛ぶ原理を理解しよう



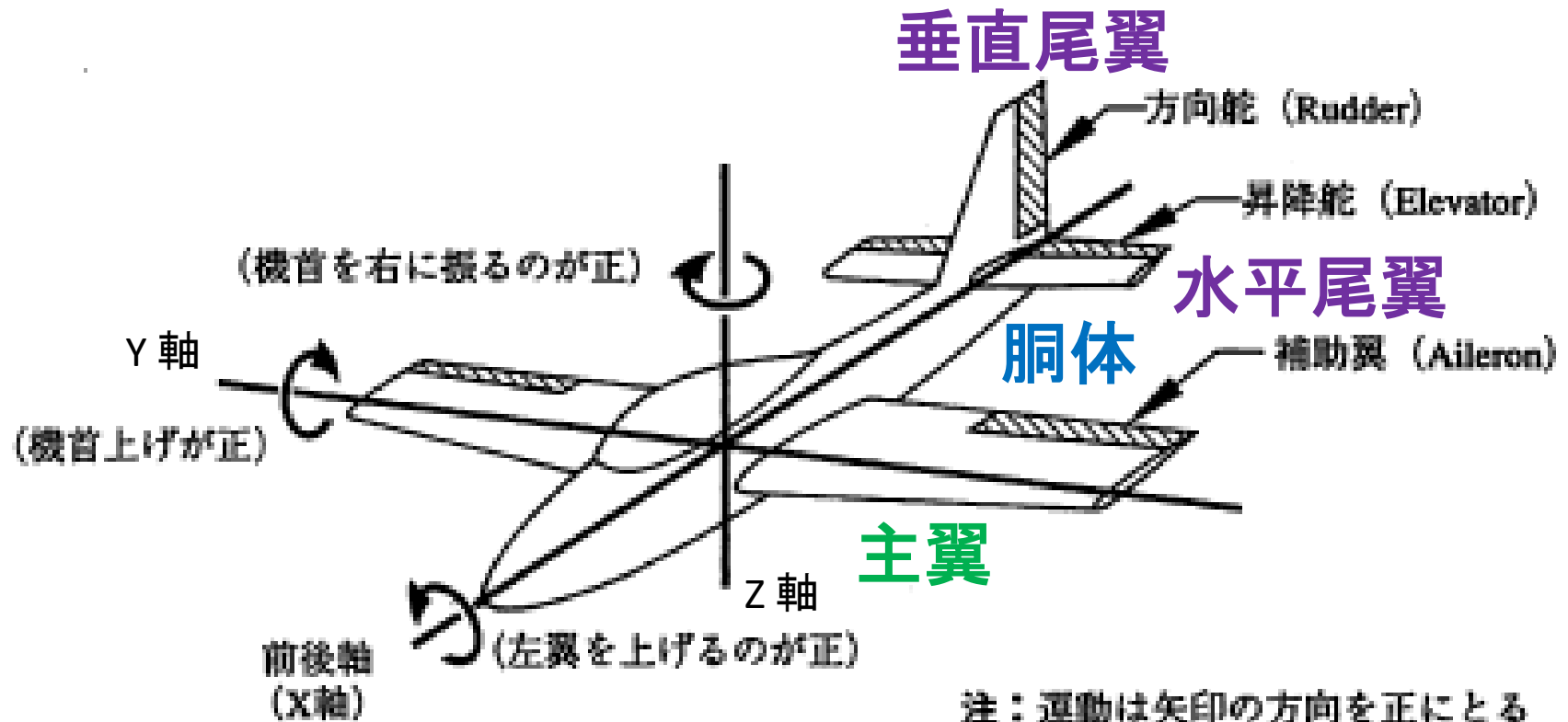
左のような型紙を用意します。
それぞれの部品の左上に番号
があるので番号の少ないもの
から順番に切り取って貼り合
わせていきます。

その時、胴体が曲がらないこと、
胴体と翼は直角に付けること、
に気を付けてください。

完成したら飛ばしてみましょう。
うまく飛ばない場合は次ページ
の水平尾翼の昇降舵や垂直
尾翼の方向舵を調整してみよ
う。

～飛行機の構成～

そのほかに、通常の飛行機では、安定に飛ばすために水平尾翼や垂直尾翼が必要で、そのために胴体を後ろに伸ばしている





● 重心



③機体に頭話下げるモーメントが働く



● 重心

②上向きに揚力が発生

①舵面を下げる