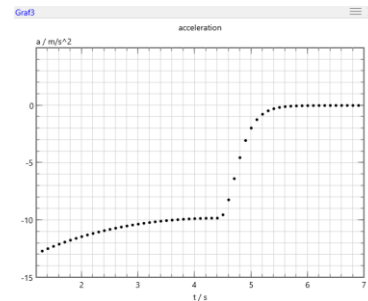
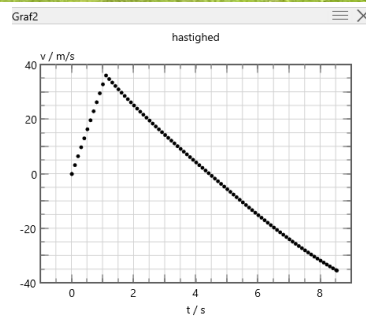
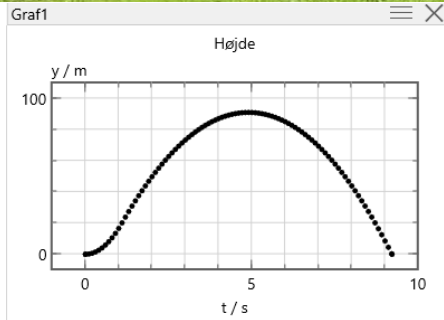
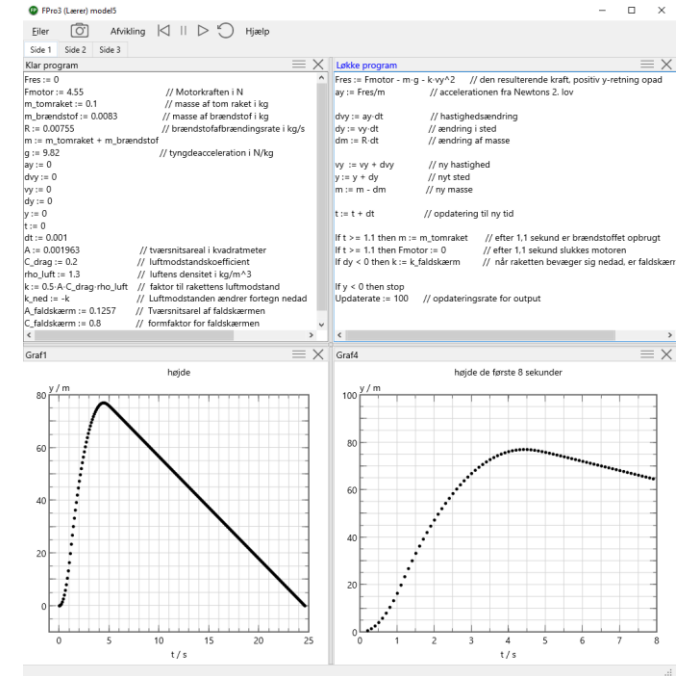


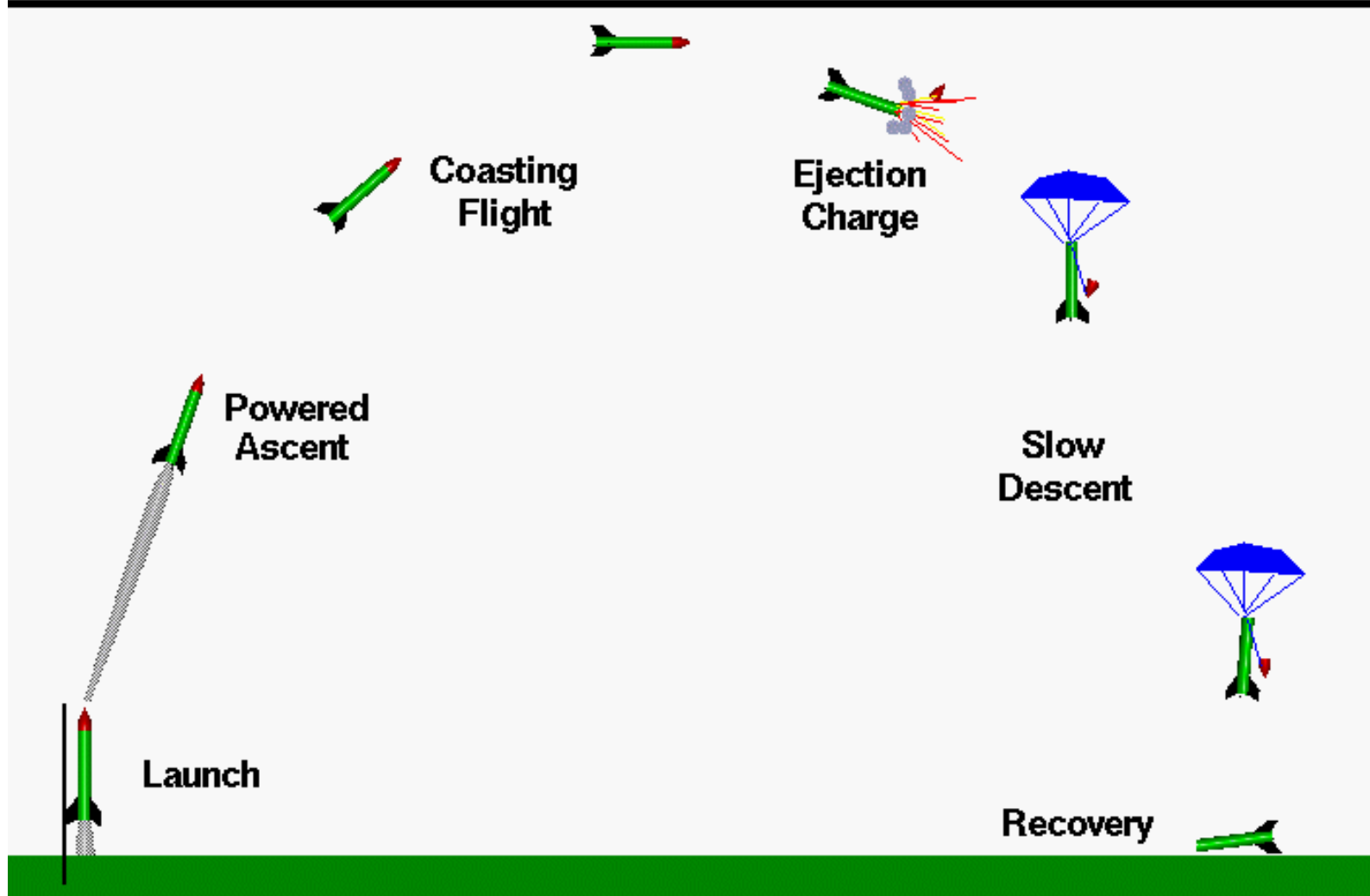
Rumfysik – faststofraketer med FPro3



Michael Lentfer Jensen, mj@ags.dk, Alssundgymnasiet Sønderborg



Flight of a Model Rocket



Trin 1: Eleven sættes til at bygger en raket...

B4-4 forventet højde 90 m.



Længde: 49,5 cm, vægt: 80 g, Ø 35 mm.

Sixpack Maxi

500,00 DKK

Lagerstatus: ✓ På lager

1

stk.

Trin 2: Man får fat i en raketmotor...

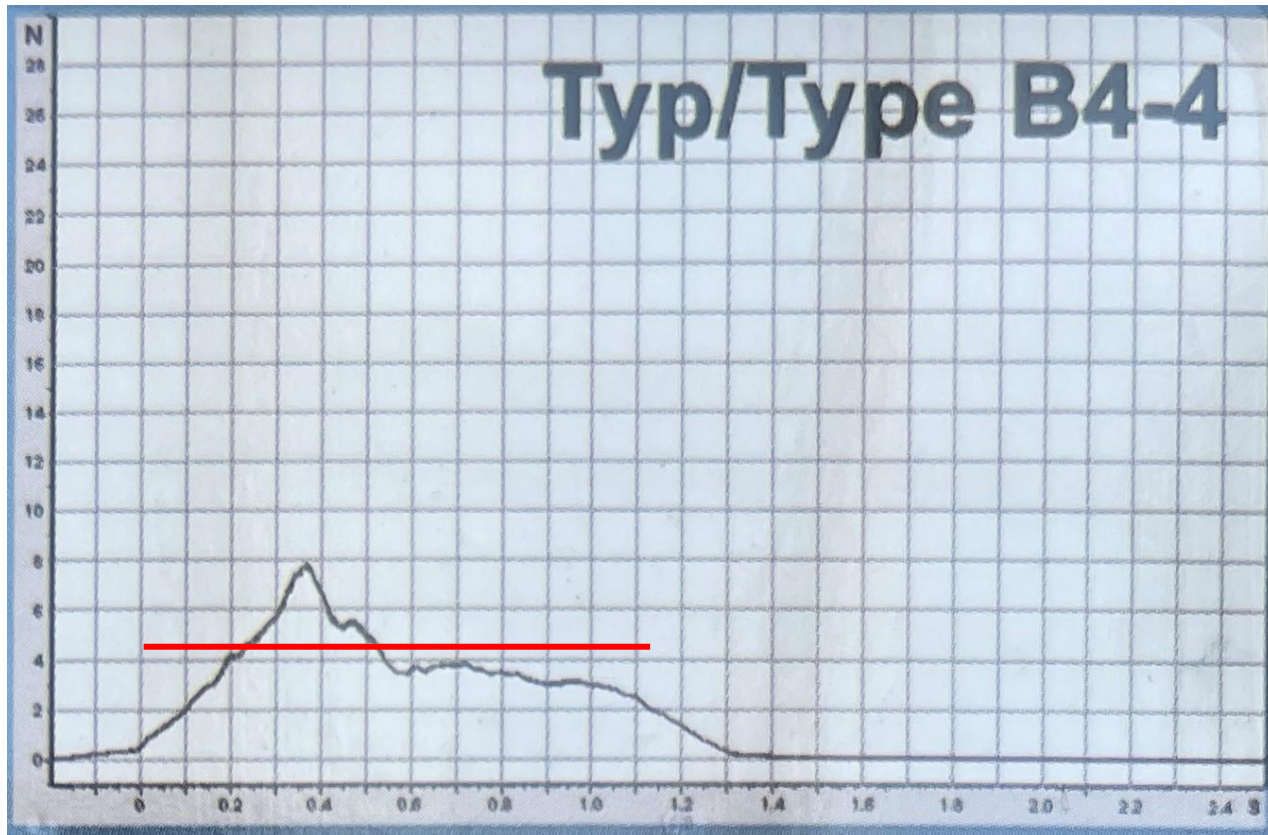
Trin 3: Man får fat i et raketstyr* ...



*Altså noget som styrer raketten...



Hvor kraftig er motoren?



Kraftens impuls: $\Delta p = \int_{t_1}^{t_2} F(t) dt \approx 5 \text{ N} \cdot \text{s}$

Vi antager kraften er konstant: $\Delta p = F_{motor} \cdot \Delta t \Leftrightarrow F_{motor} = \frac{\Delta p}{\Delta t} = \frac{5 \text{ N} \cdot \text{s}}{1,1 \text{ s}} \approx 4,55 \text{ N}$

6 Stück/pcs

Gesamtimpuls/
Total Impulse: ca. 5,0 Ns

Schub/Thrust: ca. 4 N

Schubdauer/
Burningperiod: ca. 1,3 s

Verzögerung/
Delay: ca. 4 s

Typ/Type B4-4

Abgabe an Personen unter 18 Jahren verboten!
Nur im Freien verwenden!
Gefahr durch Feuer oder Splitter, Spreng- und Wurfstücke.
Vor Hitze/Funken/offener Flamme/heißen Oberflächen fernhalten.
Nicht Rauchen.
Brandbekämpfung mit üblichen Vorsichtsmaßnahmen aus angemessener Entfernung.
Nur im Originalbehälter/-verpackung aufbewahren oder abgeben.

Achtung/Warning Limit of age 18 years!
For outdoors use only!
Fire or projection hazard.
Keep away from heat/sparks/open flames/hot surfaces.
No smoking.
Fight fire with normal precautions from a reasonable distance.
Keep only in original container.

Kat. P1 0589-P1-0582 BAM-P1-0554
Verpackung mit Unbedenklichkeitsbescheinigung. BAM-3087/13-VHK

Best.Nr.: 0244
Raketenmodellbau Klima GmbH,
An der Laugna 1, D-86494 Emersacker,
Tel.: +49 (0) 8293/1734

4 250595 1402444

CE 0589 NEM/NEC: ca./aprox. 48 g
Bruttogewicht/gross weight: ca./aprox. 115 g

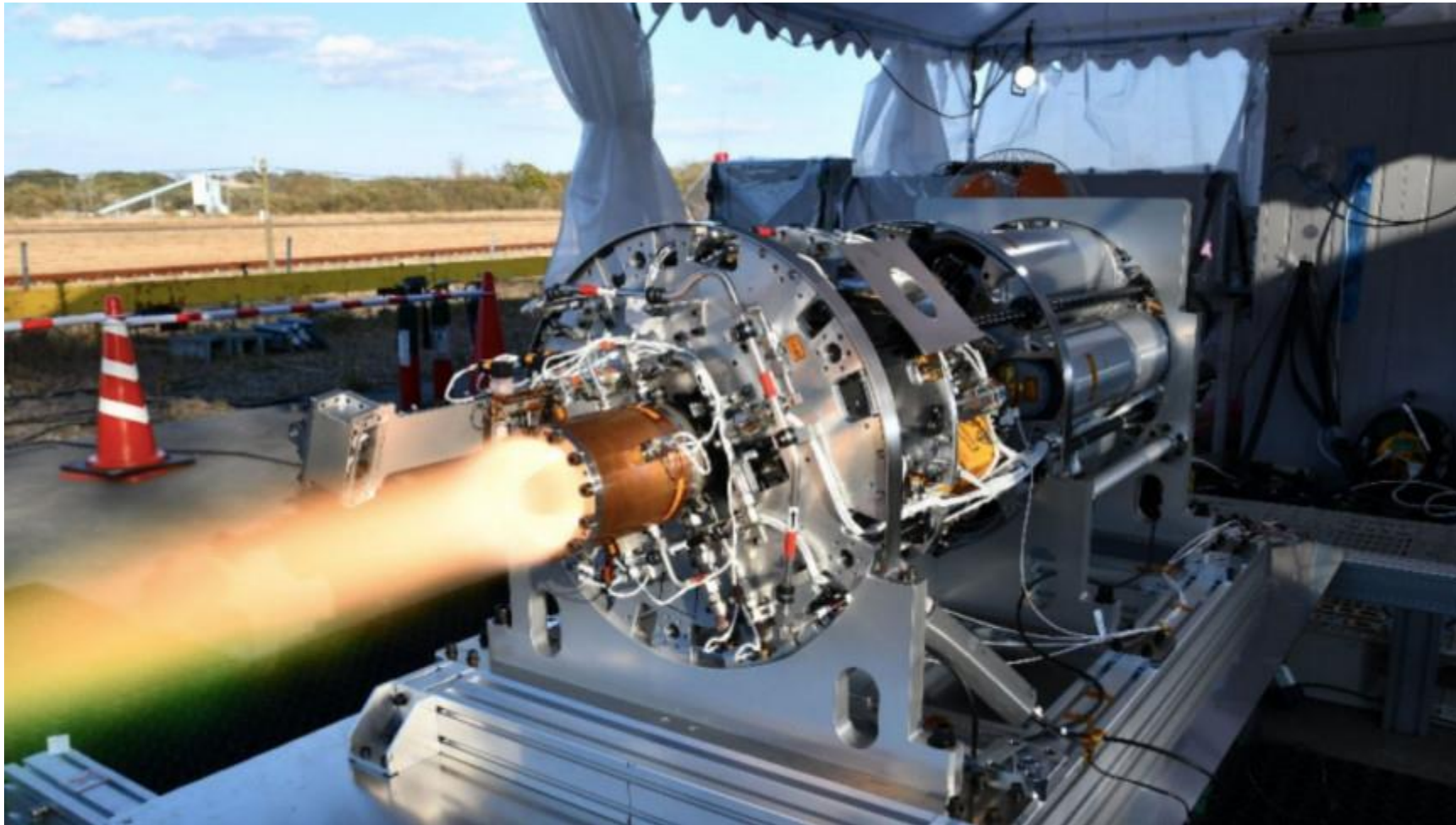
www.raketenmodellbau-klima.de



ENGINE CHART

- Delays have a tolerance of plus or minus 10% or 1 second, whichever is greater.
- All Estes engines come complete with igniters and patented igniter plugs (Pat. No. 5,410,966 and 5,509,354). The Estes Igniter Plug makes engine ignition extremely reliable.
- Do not fly a rocket/engine combination whose liftoff weight exceeds the recommended maximum liftoff weight.

Prod. No.	Engine Type	Total Impulse	Time Delay	Max. Lift Wt.		Max. Thrust		Thrust Duration	Initial Weight		Propellant Weight	
		N-sec	Sec.	Oz.	g	Newtons	Lbs.	Sec.	Oz.	g	Oz.	g
SINGLE STAGE ENGINES (GREEN LABEL)												
1502	1/4A3-3T	0.625	3	1.0	28	4.9	1.1	0.25	0.20	5.6	0.03	0.85
1503	1/2A3-2T	1.25	2	2.0	57	8.3	1.9	0.3	0.20	5.6	0.06	1.75
1507	A3-4T	2.50	4	2.0	57	6.8	1.5	0.6	0.27	7.6	0.12	3.50
1511	A10-3T	2.50	3	3.0	85	13.0	2.9	0.8	0.28	7.9	0.13	3.78
1593	1/2A6-2	1.25	2	2.0	57	8.9	2.0	0.3	0.53	15.0	0.06	1.56
1598	A8-3	2.50	3	3.0	85	10.7	2.4	0.5	0.57	16.2	0.11	3.12
1601	B4-2	5.00	2	4.0	113	13.2	3.0	1.1	0.70	19.8	0.29	8.33
1602	B4-4	5.00	4	3.5	99	13.2	3.0	1.1	0.74	21.0	0.29	8.33
1605	B6-2	5.00	2	4.5	127	12.1	2.7	0.8	0.60	15.5	0.22	6.24
1606	B6-4	5.00	4	4.0	113	12.1	2.7	0.8	0.71	20.1	0.22	6.24



Idé: Man kunne jo spænde raketten godt fast til en kraftmåler, og måle kraften som funktion af tiden, for at afgøre om kraftens impuls på $5 \text{ N} \cdot \text{s}$ er rimelig korrekt, ved hjælp af arealet under kurven:

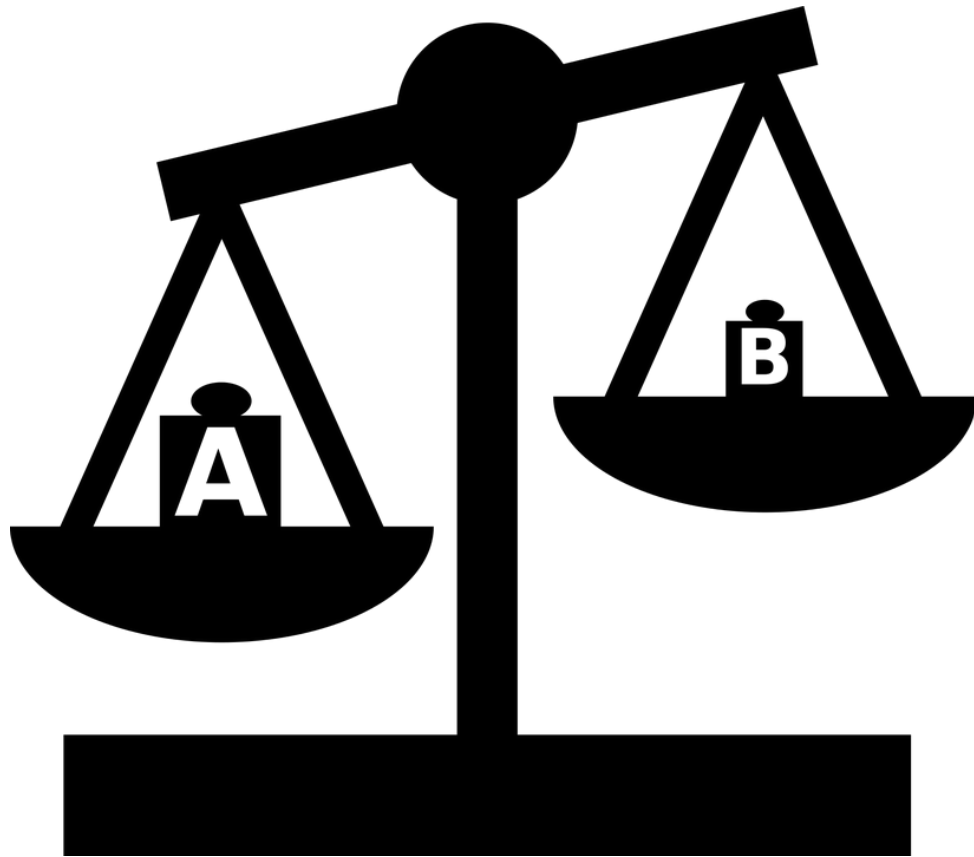
$$\Delta p = \int_{t_1}^{t_2} F(t) dt \approx 5 \text{ N} \cdot \text{s}$$





Obs! Husk lige på at der kommer en sekundær eksplosion rettet mod raketten top, når faldskærmen skydes fri efter 4-5 sekunder...





Massen af brændstof

Bud på afbrændingsrate:

$$R = \frac{\Delta m}{\Delta t} = \frac{0,0083 \text{ kg}}{1,1 \text{ s}} \approx 0,00755 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Idé 2: Massen af den afbrændte mængde brændstof kan måles ved at måle massen af motoren før og efter affyring.

Bud på udstødningsgassens hastighed

Under antagelsen af konstant kraft og afbrændingsrate, kan man beregne forbrændingsproduktets hastighed

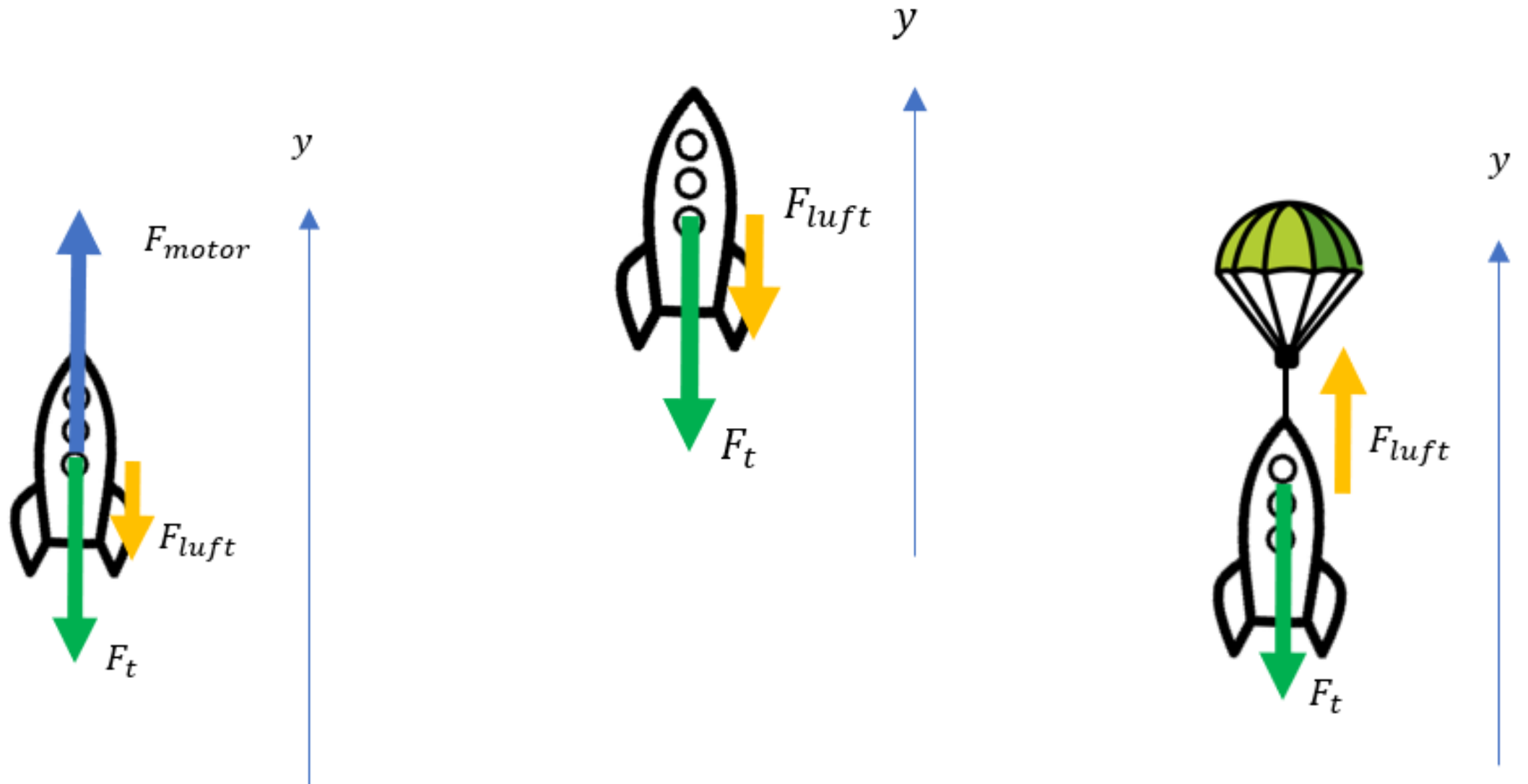
$$F_{motor} = \frac{\Delta m}{\Delta t} \cdot u$$

$$\Leftrightarrow F_{motor} = R \cdot u$$

$$\Leftrightarrow \frac{F_{motor}}{R} = u$$

$$u = \frac{4,55 \text{ N}}{0,00755 \frac{\text{kg}}{\text{s}}} \approx 603 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

FPro3 - Vi har følgende situationer...



Luftmodstand

$$F_{luft} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{luft} \cdot A \cdot c_{drag} \cdot v^2$$

$$C_{DN} + C_{DBT} + C_{DB} + C_{DF} = C_{DC}$$

(6)

where

C_{DN} is the drag coefficient of the nose shape

C_{DBT} is the drag coefficient of the body tube

C_{DB} is the drag coefficient of the base

C_{DF} is the drag coefficient of the fins

C_{DC} is the drag coefficient of the sum of the components

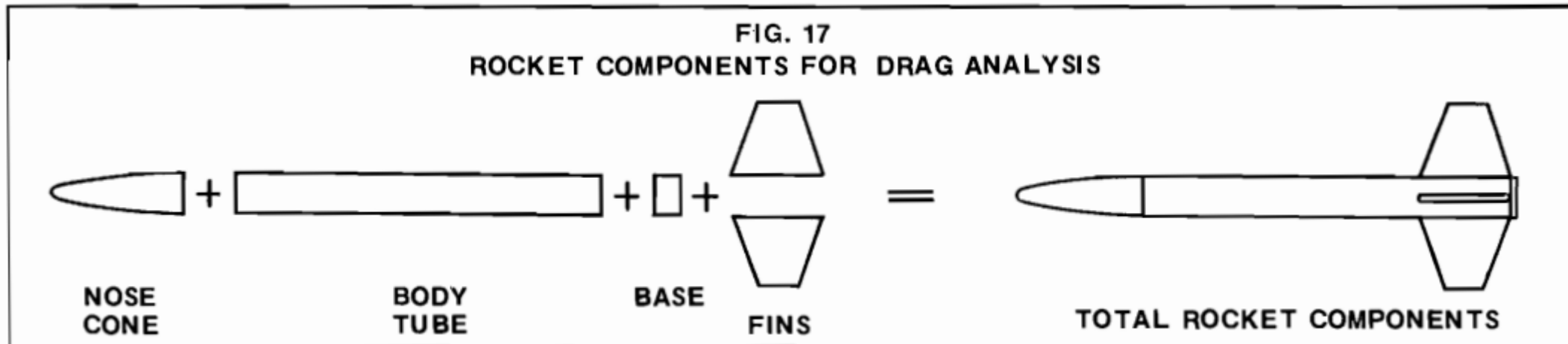


FIG. 22
PRESSURE DISTRIBUTION ON
OGIVE NOSE CONE $C_{DN} = 0.004$

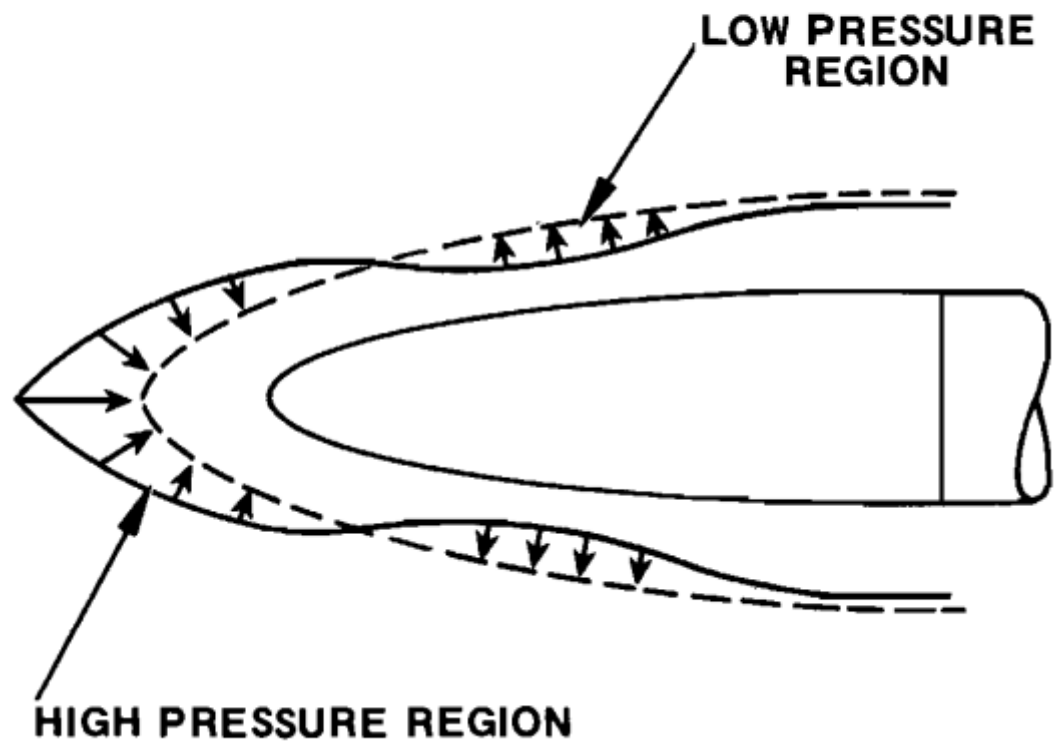
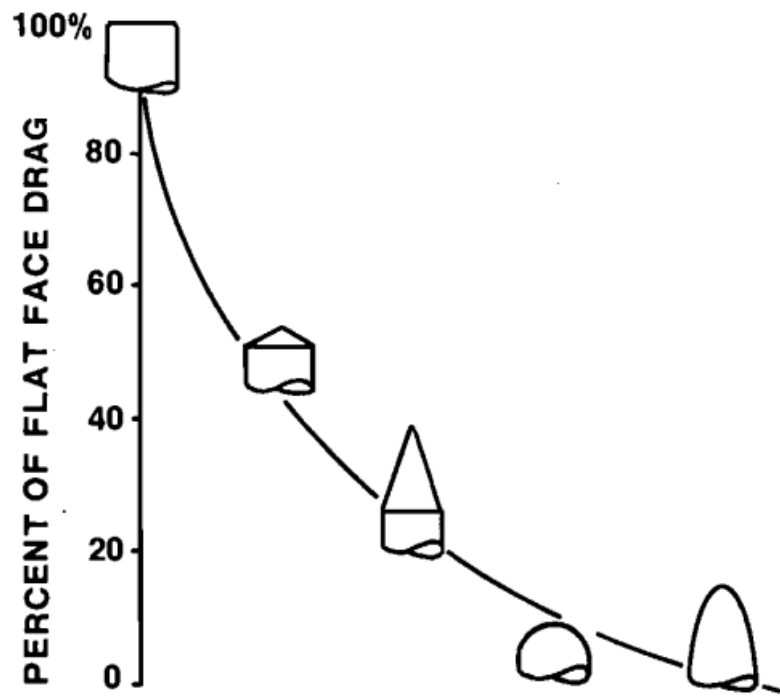
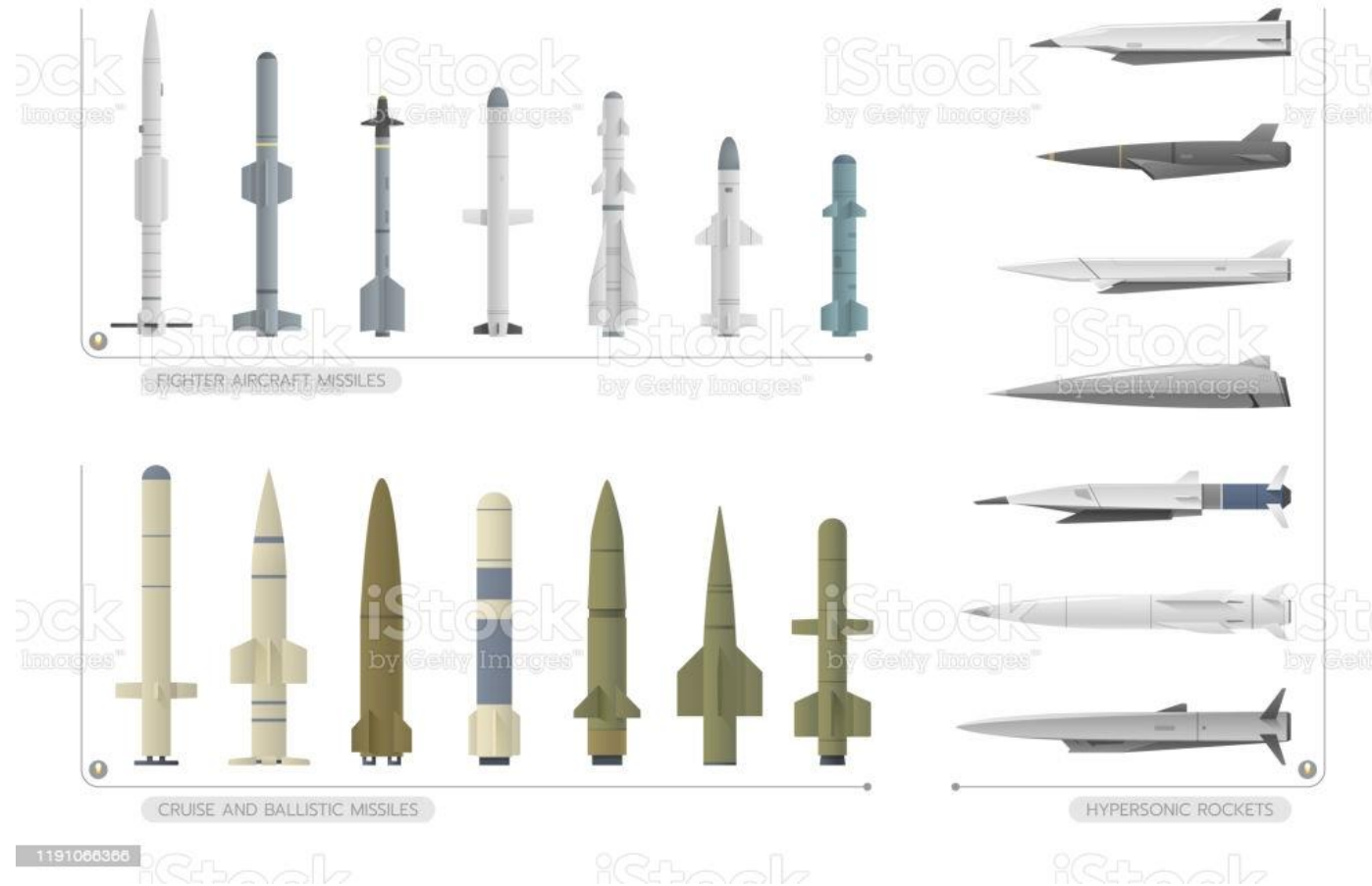


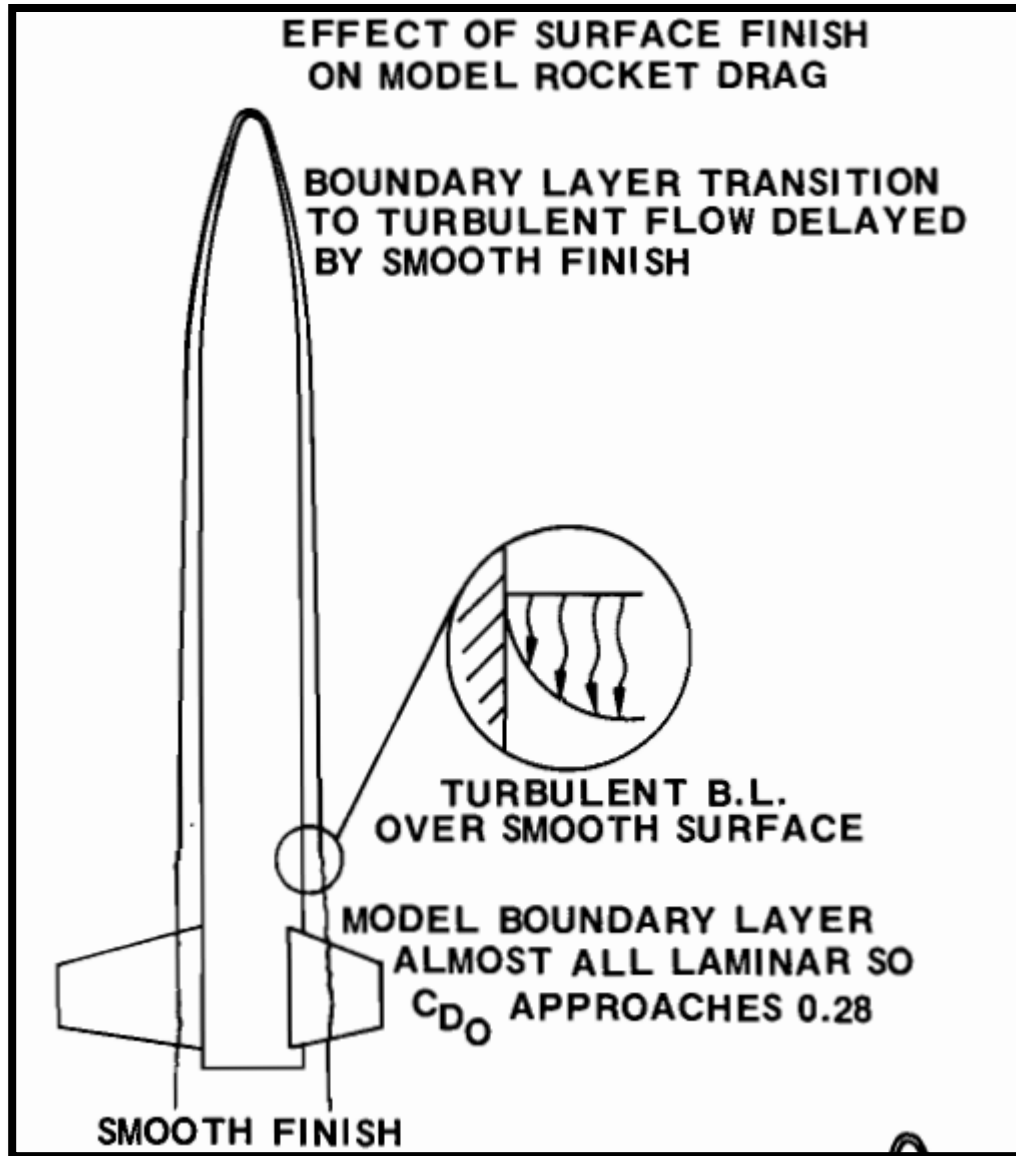
FIG. 23
% OF DRAG OF FLAT FACE NOSE
FOR VARIOUS NOSE SHAPES



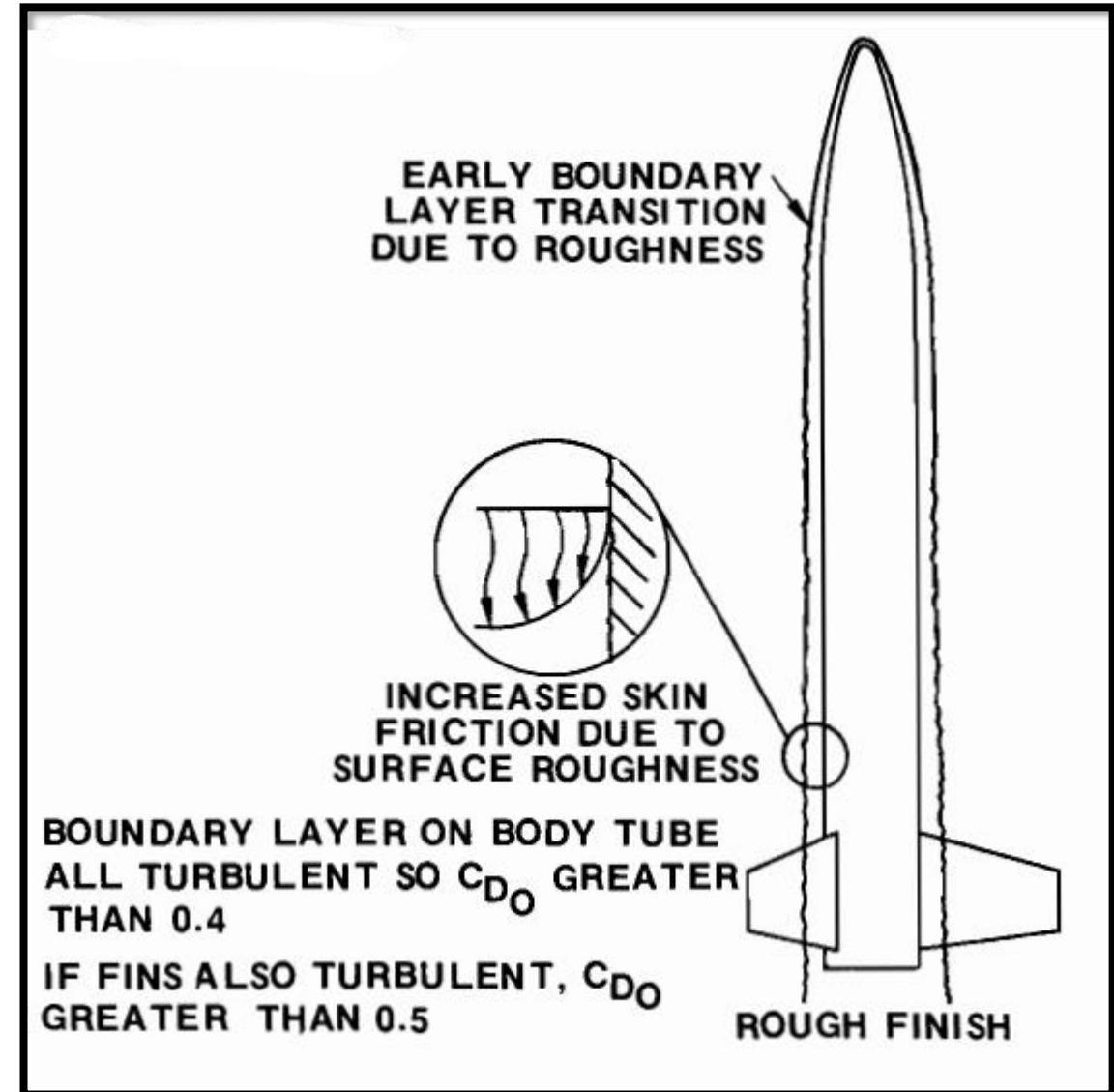
Andre og mindre fredelige raketter...



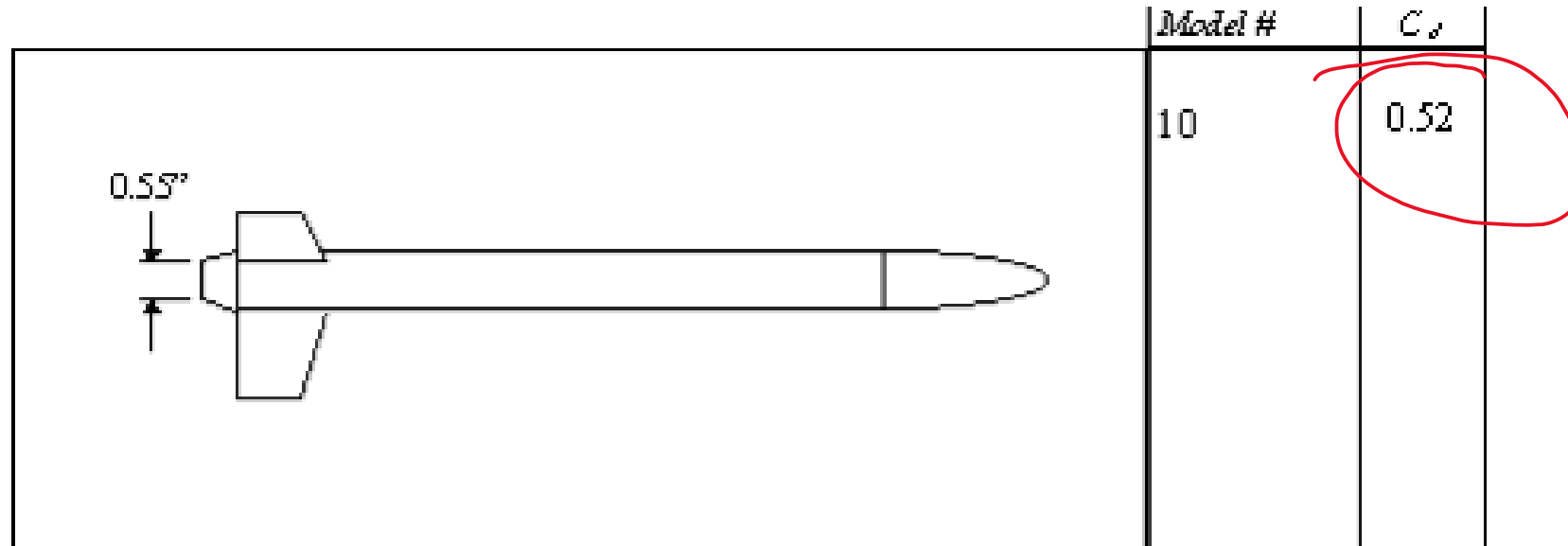
Glat overflade



Ru overflade



Test Model Drawings (con't)



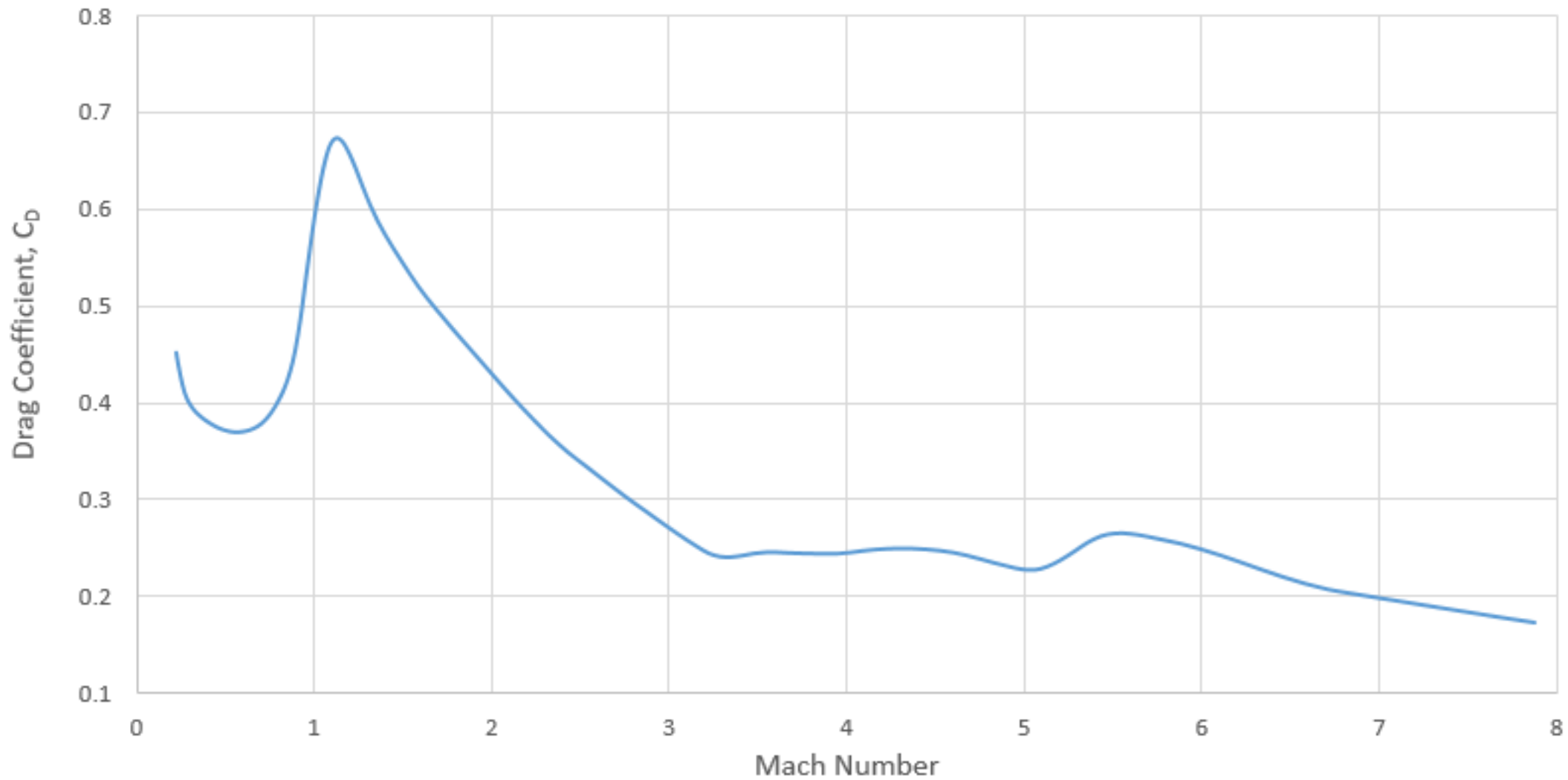
ALPHA DRAG ANALYSIS

Component	Drag Coefficient Symbol	A	B	C	Up-Rated
Nose Cone & Body Tube	$C_{DN} + C_{DBT}$	0.205	0.205	0.205	0.233
Base	C_{DB}	0.064	0.064	0.064	0.026
Fins	C_{DOF}	0.386	0.386	0.116	0.086
Interference	C_{Dint}	0.154	0.154	0.046	0.030
Launch Lug	C_{DLL}	0.017	0.017	0.017	0.017
Total Zero Lift	C_{DO}	1.03*	0.826	0.448	0.392

* Roughness factor applied as suggested in Chapter VII: C_{DO} for Type A = 1.25 times C_{DO} for Type B Alpha.

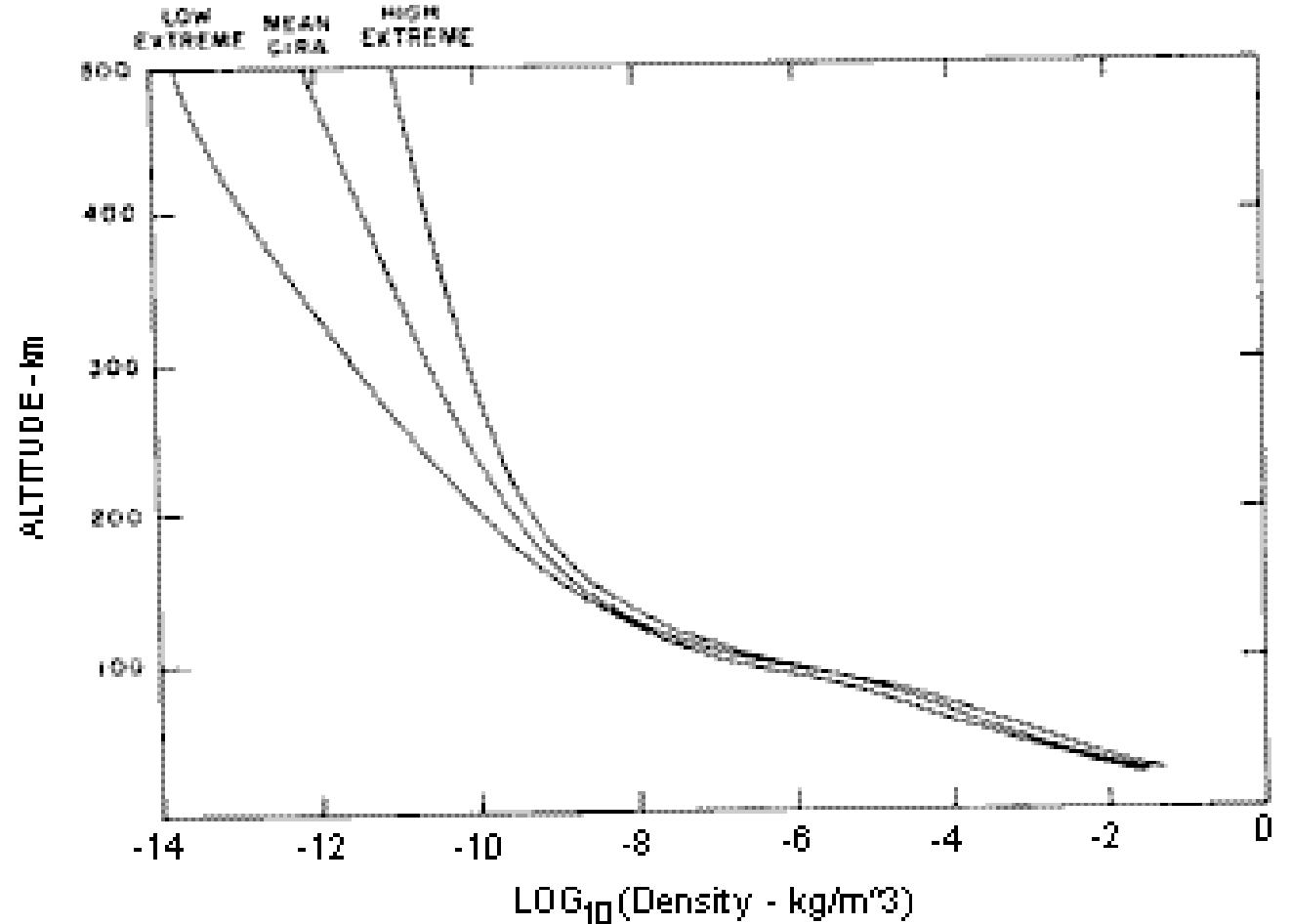
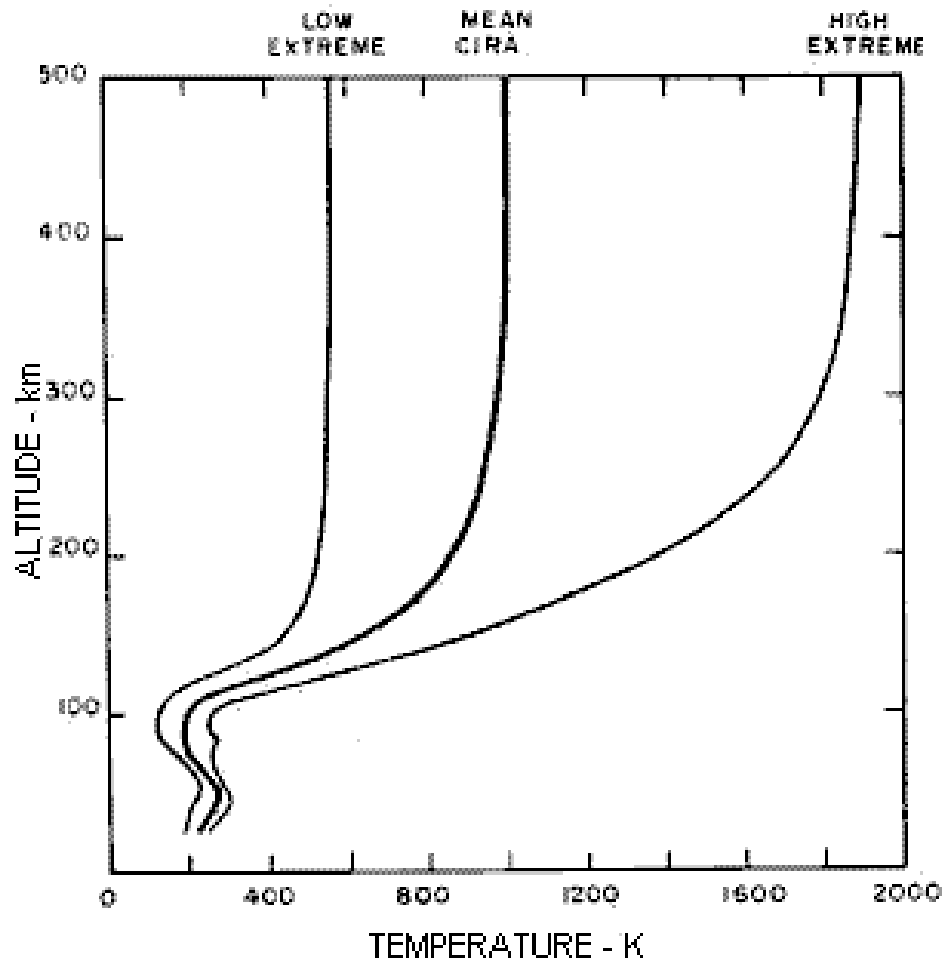
Apollo-Saturn

Cdrag ændrer sig med hastighedsregime



Regime	Subsonic	Transonic	Sonic	Supersonic	Hypersonic	High-hypersonic	Reentry speeds
Mach	<0.8	0.8-1.2	1.0	1.2-5	5-10	10-25	>25

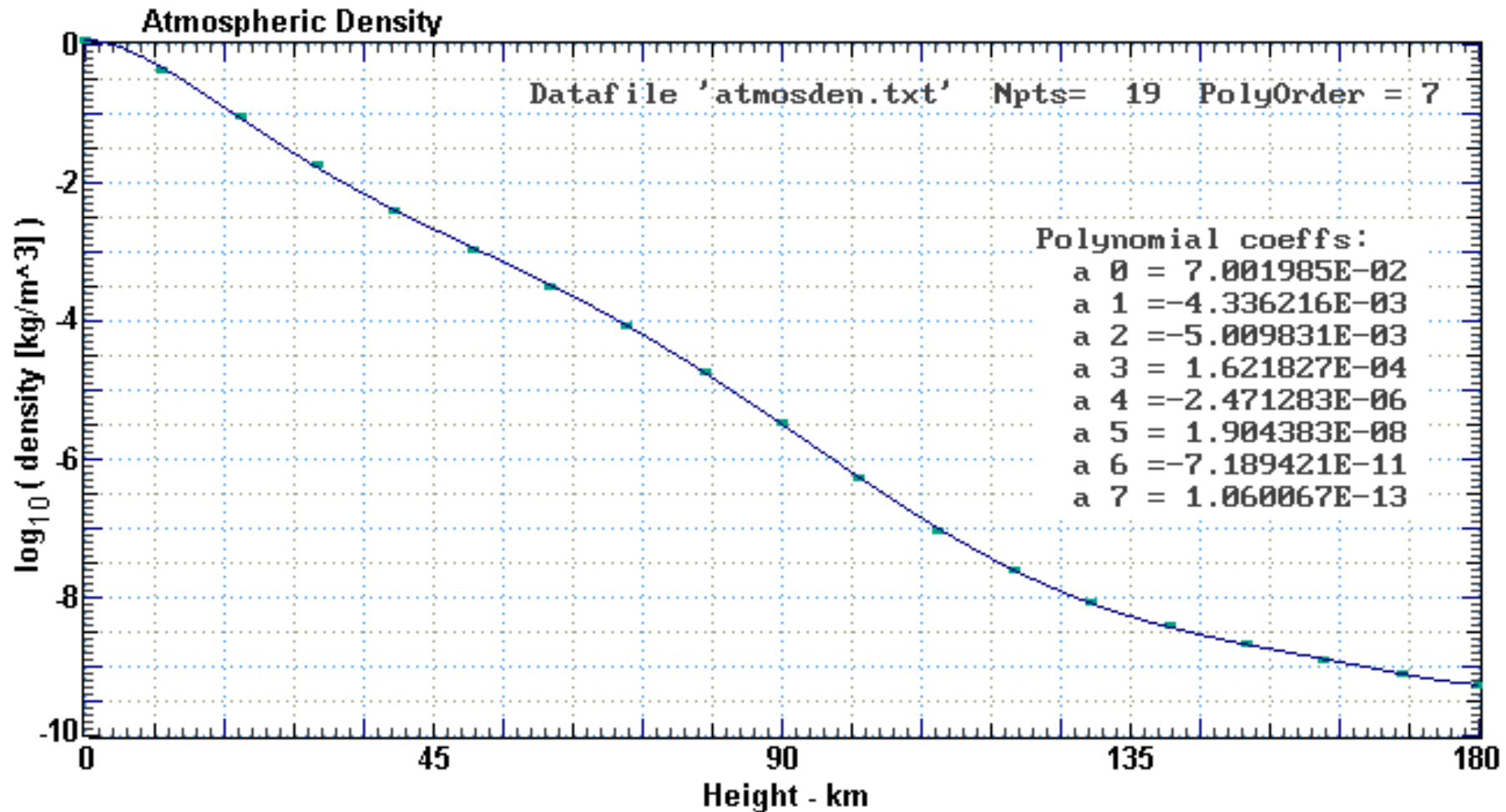
Større raketter – hvad med atmosfærens densitet...



- <https://www.spaceacademy.net.au/watch/debris/atmosmod.htm>

Atmosfærens densitet

$$\rho(h) = a_0 + a_1 \cdot h + a_2 \cdot h^2 + a_3 \cdot h^3 + a_4 \cdot h^4 + a_5 \cdot h^5 + a_6 \cdot h^6 + a_7 \cdot h^7 \quad \text{for } 0 \leq h \leq 180 \text{ km}$$



En model for atmosfærens densitet i højder over 180 km

$$\rho(h) = 6 \cdot 10^{-10} e^{-\frac{h-175}{H}} \quad \text{for } 180 \leq h \leq 500 \text{ km}$$

$$\text{hvor } H = \frac{T}{\mu}$$

$$\mu = 27 - 0,012 \cdot (h - 200)$$

$$T = 900 + 2,5 \cdot (F10 - 70) + 1,5 \cdot A_p$$

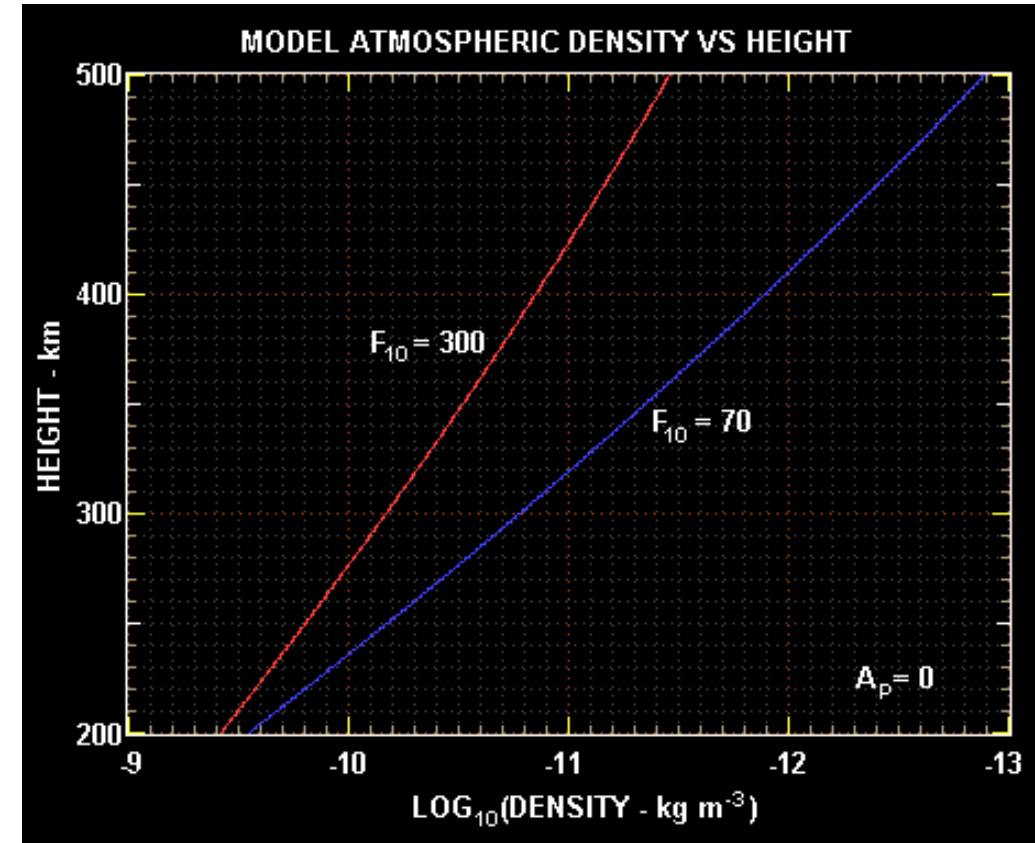
F10: Fluxen fra 10 cm stråling fra Solen som ligger mellem 70 og 300.
A_p: Geomagnetisk indeks for at korrigerer for geomagnetisk aktivitet.

Hvis vi antager F10 = 200 og A_p = 0, får vi følgende model for densiteten:

$$\rho(h) = 6 \cdot 10^{-10} e^{-\frac{h-175}{\frac{1225}{27-0,012 \cdot (h-200)}}} \quad \text{for } 180 \leq h \leq 500 \text{ km}$$

Som kan forkortes til:

$$\rho(h) = 6 \cdot 10^{-10} \cdot e^{9.95918 \cdot 10^{-6} \cdot (h-2413.11) \cdot (h-175)} \quad \text{for } 180 \leq h \leq 500 \text{ km, med F10 = 200 og } A_p = 0.$$



Det generelle tilfælde

$$F_{res} = F_{motor} - F_G - F_{drag}$$

”At gøre vanskelige observationer simple”

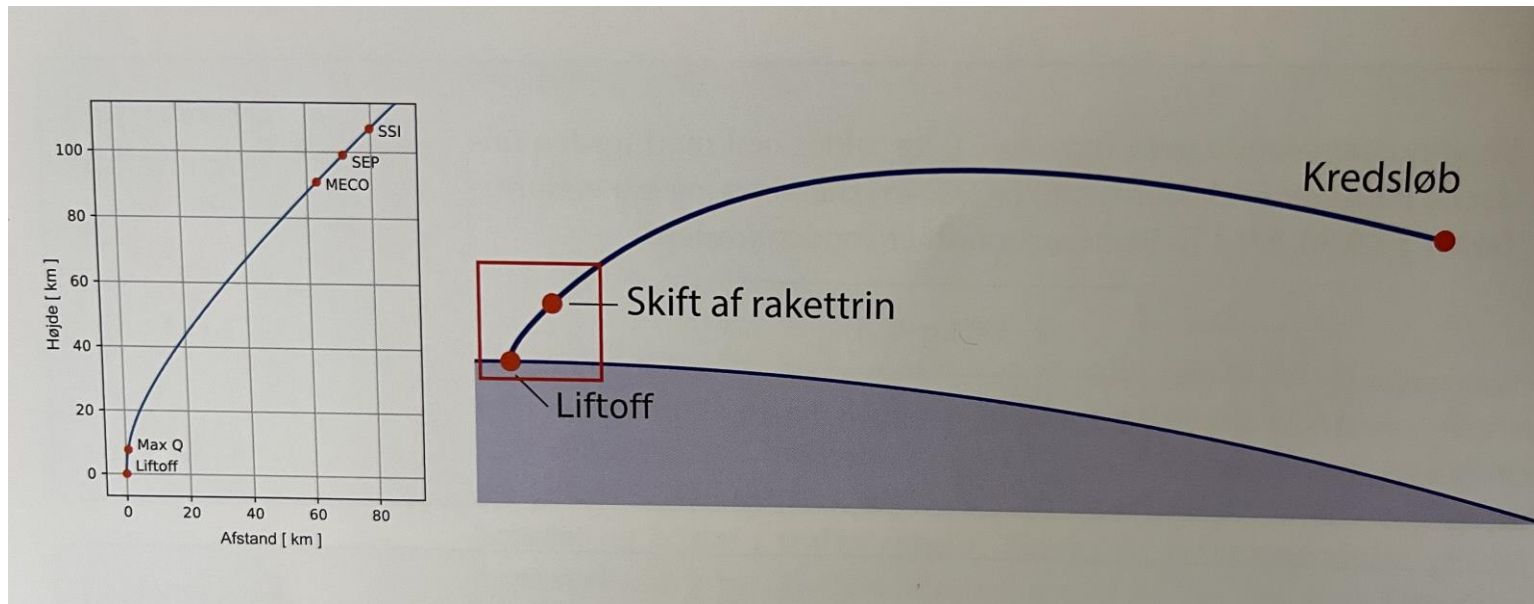
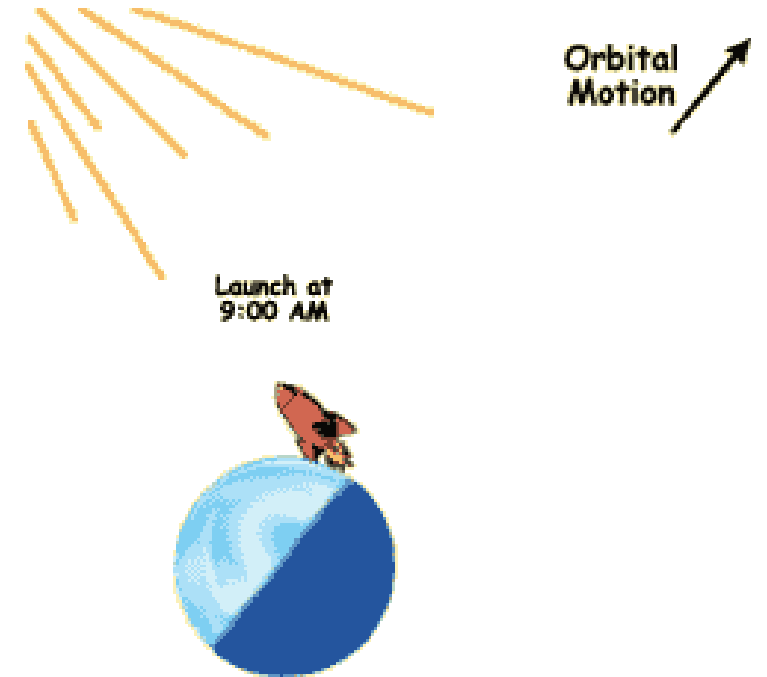


It ændrer sig per tidsk



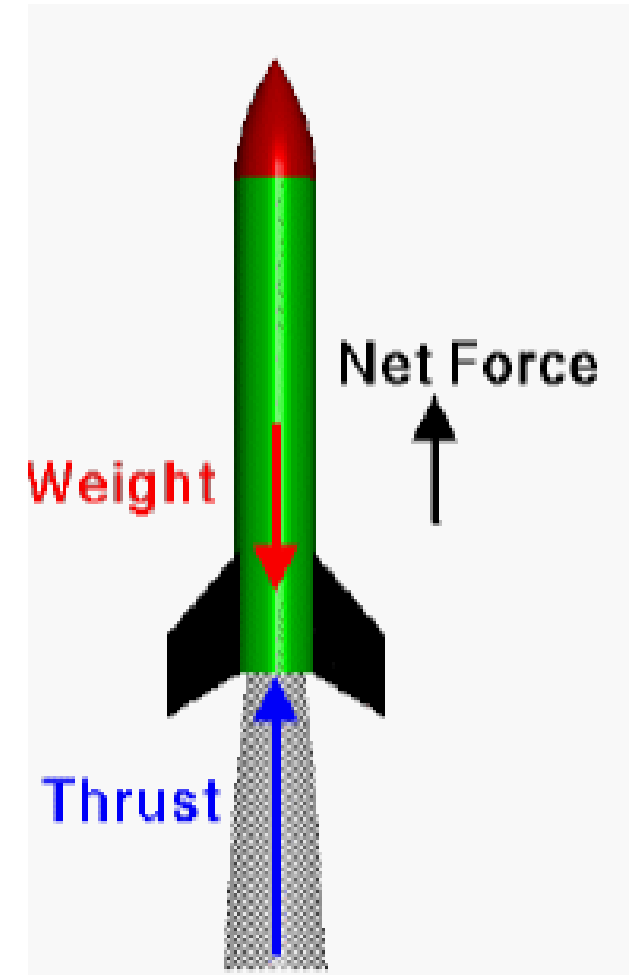
”Rigtige rumraketter” udnytter Jordens roterende ca. 1700 km/t ved ækvator.

- a) 8 km op.
- b) Og så mod øst.

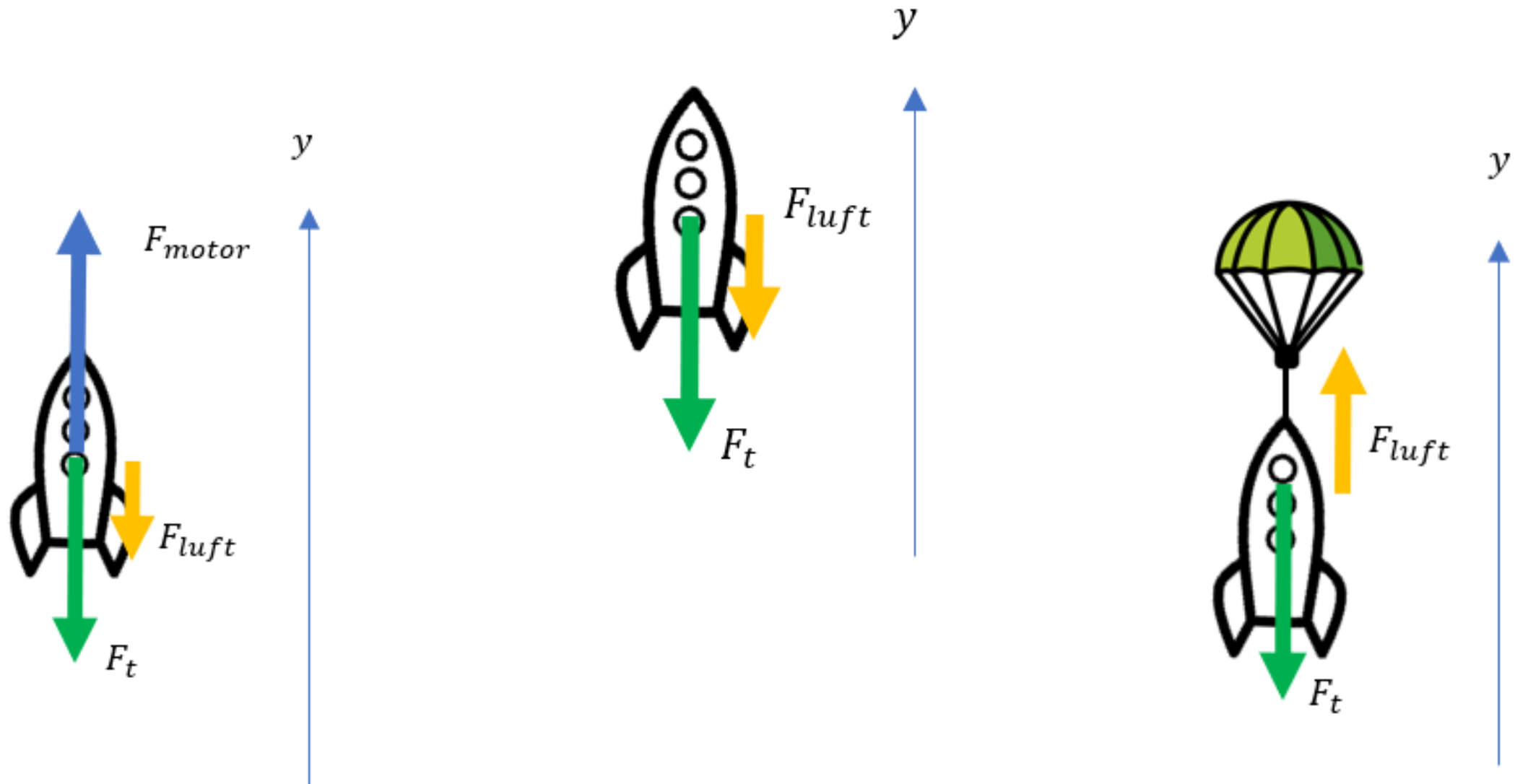


Vores lille modelraket er derfor lidt nemmere...

- Vi er tæt på jordoverfladen
- Motoren leverer en rimelig konstant motorkraft

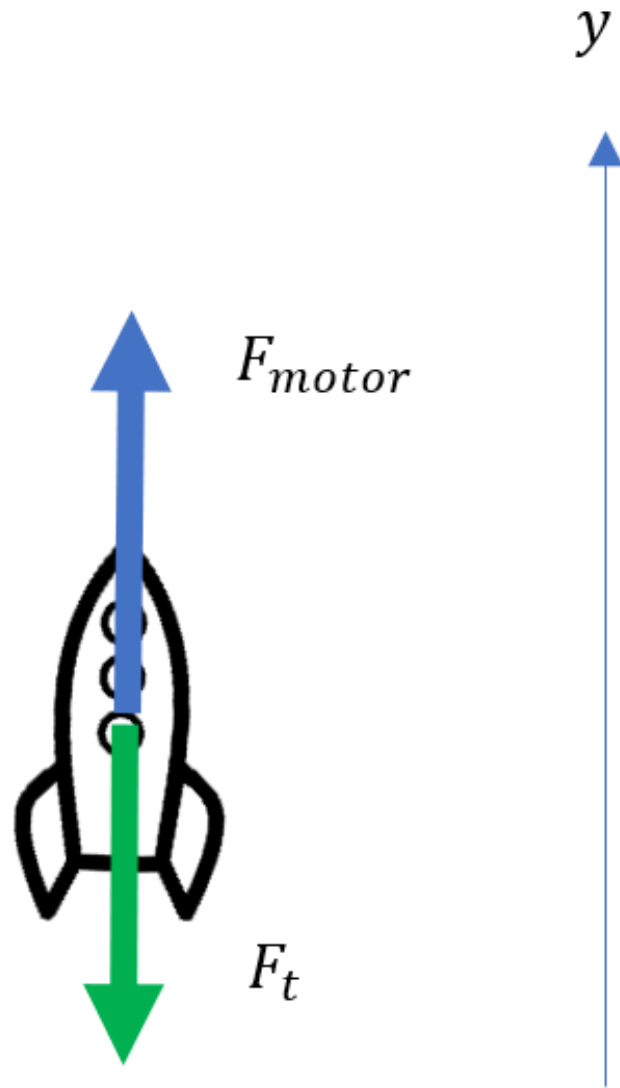


FPro3 - Vi har følgende situationer...



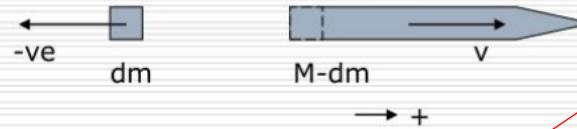
FPro3 – Opdeler opgaven i 5 niveauer

- 1) få en model som virker med tyngdekraft og opadrettet motorkraft.
- 2) få en model som tager højde for at massen af raketten ændrer sig.
- 3) få en model som tager højde for raketten's luftmodstand.
- 4) få en model som tager højde for faldskærm udløses i toppen.
- 5) få modellen til at beregne det dynamiske tryk og vurder Max Q.



Lige her bruger vi ikke selve raketligningen direkte...

Ideal Rocket Equation



$$m \cdot dv = -v_e \cdot dm$$

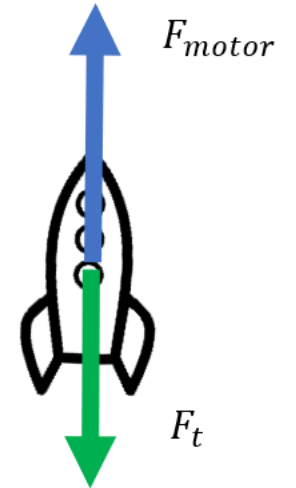
$$dv = -v_e \cdot \frac{dm}{m}$$

Vi gør det numerisk i simuleringen, hvor vi tager højde for ændring af masse per tidskridt...

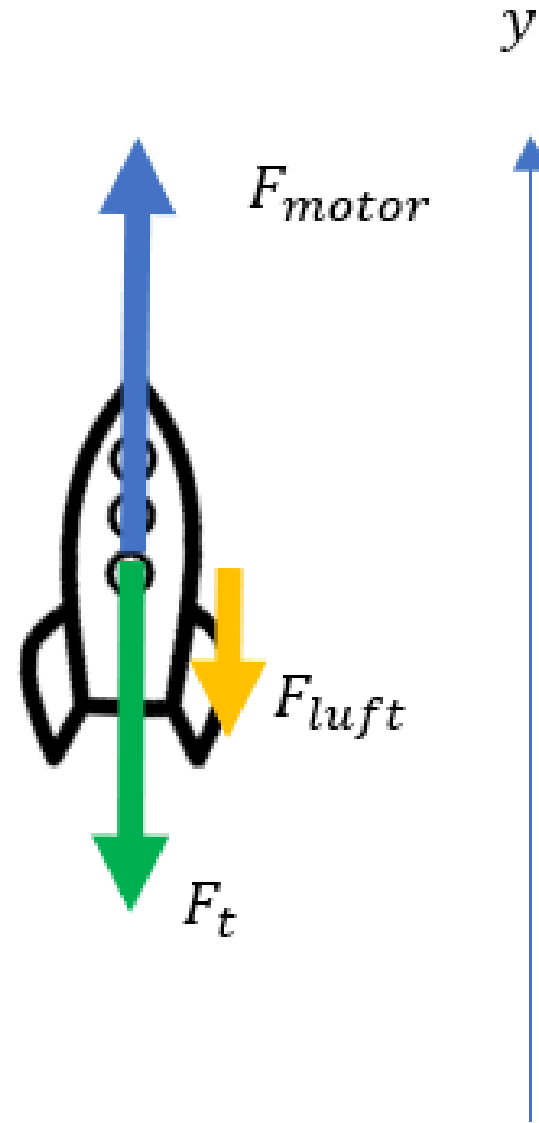
$$v_{\max} = -v_e \cdot (\ln m_b - \ln M)$$

$$v_{\max} = -v_e \cdot \ln\left(\frac{m_b}{M}\right) = -v_e \cdot \ln(M_f)$$

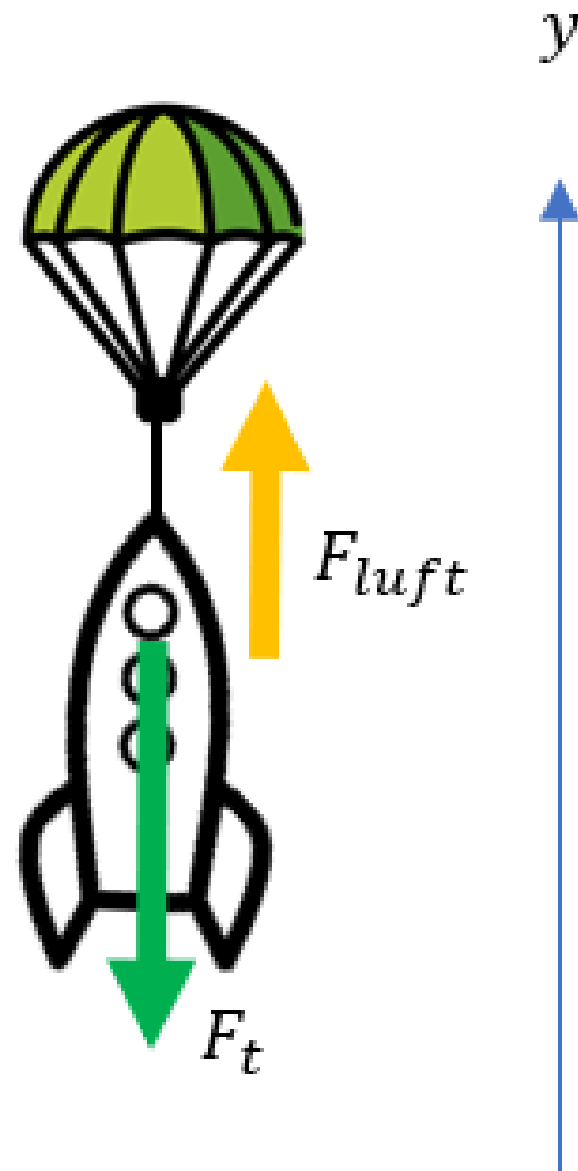
Level 2



I simuleringen regner massen ud skridt for skridt... Vi skal lodret op i tyngdefeltet. Antager også at vi er tæt på overfladen, så tyngdeaccelerationen er konstant g .

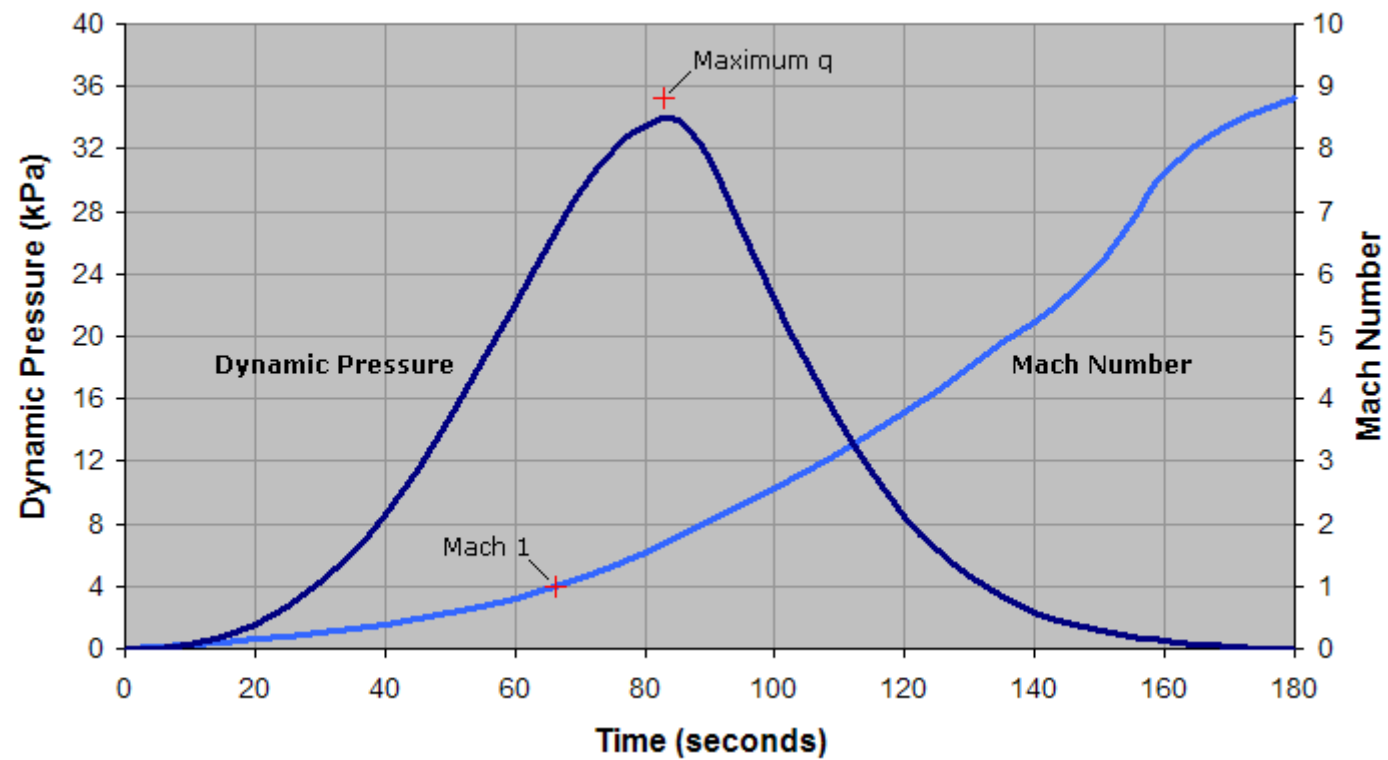


Tilføjer raketts egen luftmodstand



Tilføjer faldskærmens luftmodstand fra maksimal højde af.

Level 5



Benytter simuleringen til at bestemme grafen for det dynamiske tryk og MaxQ.

Prøv selv at lave simuleringen:

kortlink.dk/2dftc

Affyring!



Man kunne tilføre: Højdemåler.



Altimeter Two

750,00 DKK

Beskrivelse

Smart højdemåler med mange funktioner.
Særlig velegnet til raketopsendelse.
Måler 10 forskellige størrelser pr opsendelse.

Højdemåler

Thrust time

Tophastighed

Topacceleration

Gennemsnitsacceleration fra start til motorburnout

Tid fra motorburnout til max. højde

Tid fra max højde til faldskærmsudløsning

Højde for faldskærmsudløsning

Gennemsnits lodret hastighed for descent i m/s eller ft/s

Samlet tid fra start til landing

<https://modelraket.dk/shop/11-dataopsamling/58-altimeter-two/>

Måling af højde med arduino



```
double pressure; //Variabel til tryk i Pascal (Pa)
double startpressure; //Variabel til tryk i Pascal (Pa)
double tempC; //Variabel til temperatur i grader Celcius
//double starttempC; //Variabel til temperatur i grader Celcius
double hojde; // variabel til højden i meter over havet
double tempK; //Variabel til temperaturen i Kelvin

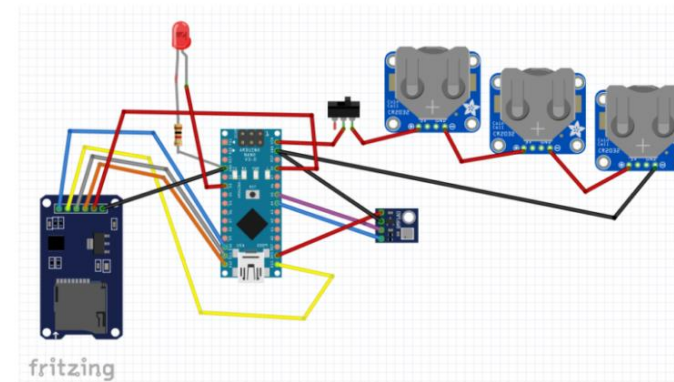
const double gaskonstant = 8.31; // gaskonstanten i N*m/mol*K
const double tyngdeacceleration = 9.807; //tyngdeaccelerationen i m/s
const double molarmasse = 0.02896; //Molarmassen af luft i kg/mol

#include <SD.h> // åbner biblioteker for at tale med SD-kortlæser og
#include <SPI.h>
#include "Wire.h"
#include "Adafruit_BMP085.h"
Adafruit_BMP085 mySensor; // laver et objekt kaldet mySensor

int chipSelect = 4; // Pin til SD kortlæser?? Skal det være 10?
File mySensorData; // laver et fil-objekt, som kan gemme data

void setup(){
  Serial.begin(9600); //åbner forbindelse til serial monitor
  mySensor.begin(); // starter tryk-sensoren mySensor
  //tempC = mySensor.readTemperature(); // Måler STARTtemperaturen i C
  for (int i=1; i <= 10; i++){
    pressure += mySensor.readPressure(); // Måler STARTtrykket i Pa
    // Serial.println(i);
    // Serial.println(pressure);
    delay(100);
  }
  startpressure= pressure/10;
  //Serial.println(startpressure);
  //tempK = tempC + 273; // temperaturen i Kelvin

  pinMode(3, OUTPUT); // Pin reserveres til LED.
  pinMode(10, OUTPUT); // Pin 10 reserveres til SD kortlæseren.
  SD.begin(10); // starter SD kortlæseren
  if (SD.exists("Hojde.txt")) // hvis filen "Hojde.txt" allerede findes
  {
    //
  }
}
```



- SD kortlæseren (Catalex) – Arduino:
 - VCC – 5V
 - GND – GND (ground)
 - MISO – Pin 12
 - MOSI – Pin 11
 - SCK – Pin 13
 - CS – Pin 10
- BMP180 – Arduino:
 - SDA – A4
 - SCL – A5
 - VCC – 3.3V
 - GND – GND

Rasmus Kragh Wendelbo



Cand.scient. i biokemi fra KU år 1999.

<http://gymmlab.dk/2016/10/hojdemaaaler-til-faststof-raket/>