

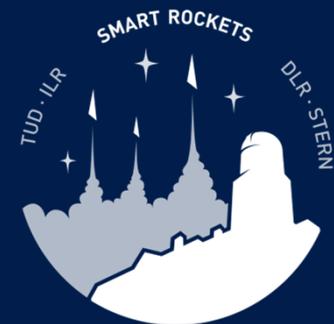
SMART Rockets

Flüssigkeitsraketentechnik an der TU Dresden

Christian Bach, Jan Sieder



Dresden, 29.04.2016

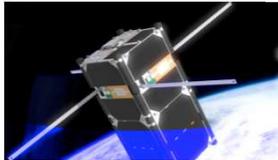




Luftfahrzeugtechnik
(Prof. Dr. Klaus Wolf)



Raumfahrtsysteme
(Prof. Dr. Martin Tajmar)



Institut für Luft- und Raumfahrttechnik



Campus Johannstadt

AG Exp. Aerodynamik
(Dr. Veit Hildebrandt)



■ **Struktur**

- ▶ Zwei Lehrstühle
- ▶ AG Aerodynamik
- ▶ Groß-Laboranlagen
Windkanal

■ **Personal**

- ▶ ca. 44 Mitarbeiter
- ▶ davon 25 an Prof.
Raumfahrtsysteme

■ **Drittmittel**

- ▶ ca. 1,5 M€ (Progn. 2014)

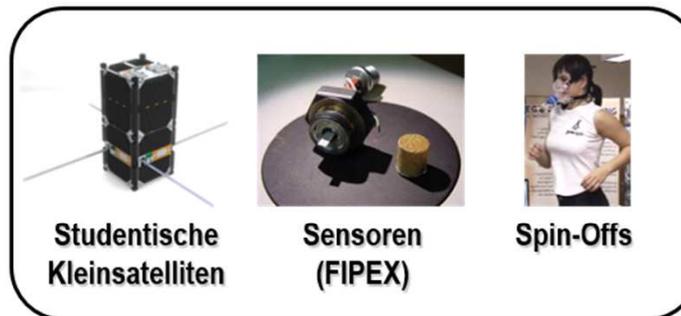
■ **Studenten**

- ▶ ca. 230 Studienrichtung
Luft- und Raumfahrt
(5.-10. Semester)

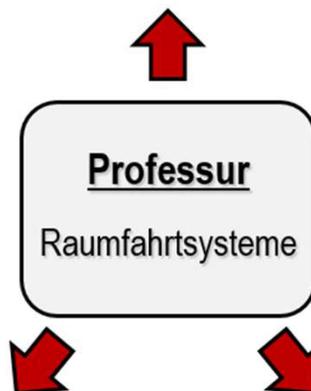
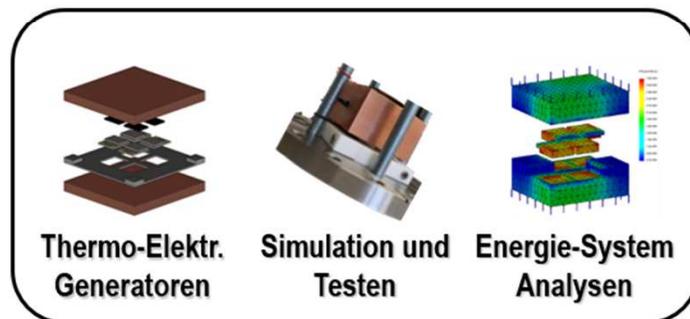
Raumfahrt als Technologietreiber für High-Tech Produkte und Forschung

3 Arbeitsgruppen / Schwerpunkte

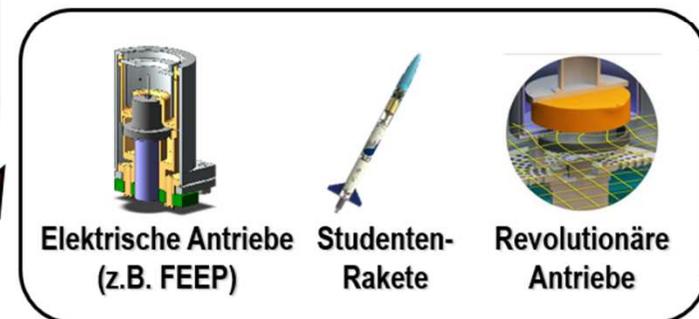
Kleinsatelliten und Spin-Off Technologien



Energiesysteme für die Raumfahrt und mobile Anwendungen

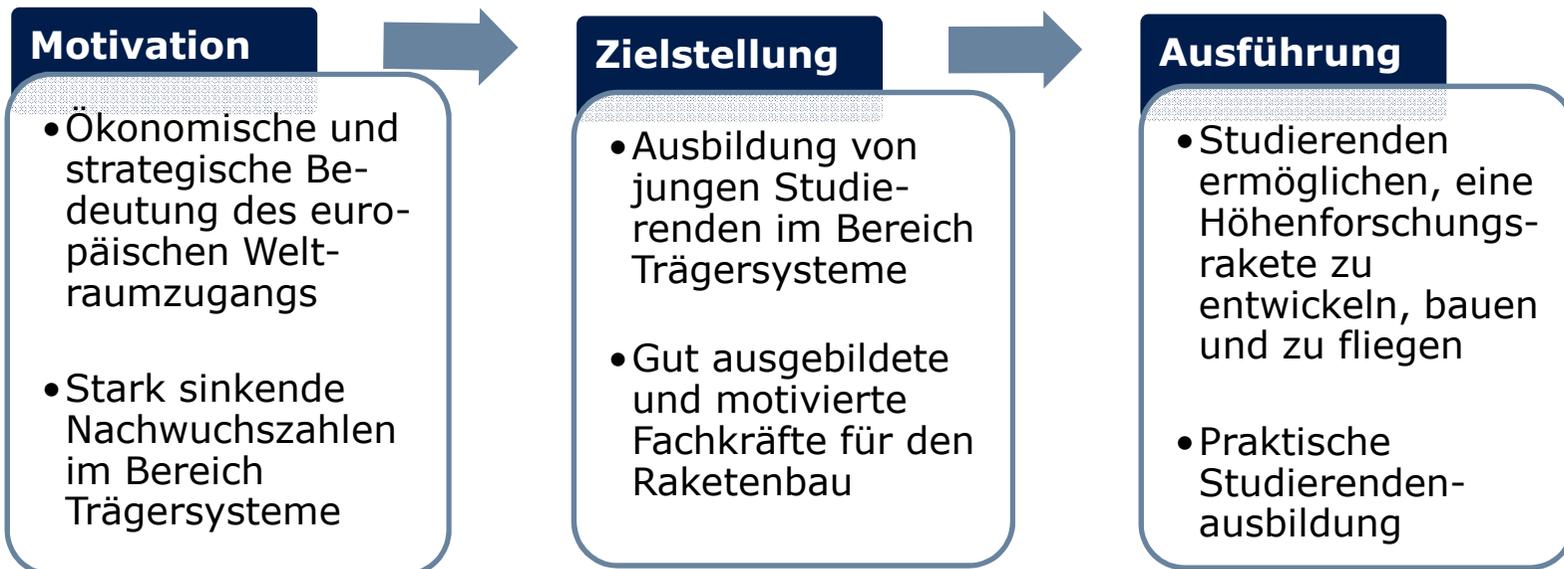


Raumfahrtantriebe und neue Konzepte



2. STERN – Studentische Experimentalraketen

- Initiiert und geleitet durch DLR (2012 – 2016)
- Finanziert über das BMWI



Teams

Universität	Motor	Treibstoffe	Schub (N)	Apogäum (m)
Augsburg	Hybrid	HTPB + N ₂ O	1.000	5.000
Bremen	Hybrid	PE + N ₂ O	1.000	6.000
Bremen (ZARM)	Hybrid	Paraffin + LOX	1.800	10.800
Berlin	Feststoff	AL + APCP	3.000	7.500
Braunschweig	Hybrid	HTPB + N ₂ O	1.300	5.400
Dresden	Flüssig	Ethanol + LOX	500	4.100
München	Hybrid	HTPB + LOX	8.000	15.000
Stuttgart	Hybrid	Paraffin + N ₂ O	10.000	46.000

Raketensubsysteme

Abmessungen:

Durchmesser: 120 mm

Länge: 3,6 m

Leermasse: 17,6 kg

GLOW: 23,2 kg



Einbindung verschiedener Institute

- Leichtbau und Kunststofftechnik
- Holz- und Faserwerkstofftechnik
- Energietechnik (Kryotechnik)
- Werkstoffwissenschaft
- ...



Raketentriebwerk

Auslegungsparameter	Wert
Schub F	500 N
Brennkammerdruck p_c	15 bar
Massendurchsatz	250 g/s
Spezifischer Impuls I_{sp}	205 s
Brenndauer	20 s
Massenverhältnis LOX / Eth.	1:1
Brennkammertemperatur T_c	2757 K
Charakteristische Geschw. c^*	1535 m/s
Flächenverhältnis ϵ	3



Aufbau des Teststands

- Vollständiges Funktionsmodell des geplanten Antriebssystems
- Arbeitsdruck bis zu 25 bar
- Massenströme bis zu 0,5 kg/s pro Medienstrecke messbar
- Schubgerüst
- Steuerung und Datenaufnahme via LabVIEW



Triebwerkstests

Vorversuche Q4/2012 – Q4/2013

- Gasdichtigkeit bei Raumtemperatur
→ System als dicht eingestuft
- Erste Wasserdurchflusstests
 - Druckstöße führten zur Änderung der Ventilanordnung
- Befüllen der Tanks mit Kryogenen
 - Befüllen von oben zeigte sich als kaum realisierbar
→ Betankung unten und Entlüftung oben
 - Undichtigkeiten durch stark **Unterschiedliche Wärmedehnung von PTFE-Dichtung und Metall**
→ Umbau auf Kupferdichtungen



Injektor-Sprüh- u. Vermischungstests Q1/2 2013

- Einzelne Sprühtests mit Wasser
- Sprühtest mit Ethanol
- Sprühtest mit LN2
- Vermischungstest mit Wasser und LN2 → vereist; mit Ethanol nicht



Zünderversuche bei offener Verbrennung

- Ziel: Passendes Zündsystem
- Versuchte Varianten:
 - Zündkerze (Modellauto)
 - Zünder für Modellraketen
 - Modellraketenmotor
 - Brenner
 - Elektrischer Heizer
 - Wunderkerze
- Automatische Zündung erhöht Zündzuverlässigkeit (Zündzeitpunkt, mehr Zündenergie)



Dichtungen...

- Untersuchung verschiedenster Dichtungskonzepte und –materialien
- Immer mit Undichtigkeiten rechnen, auch nach vorhergehender Prüfung



Letzter Brennkammertest 24.11.2015



SMART ROCKETS

Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit!

Kontakt:  SmartRockets@mailbox.tu-dresden.de
Weitere Infos:  www.stard-online.de
YouTube:  SMART Rockets @ TU Dresden
News:  www.facebook.com/smartrockets