



Markus Schlotterer (Autor)

# **Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wieder verwendbaren Raumtransportern**

Markus Schlotterer

**Robuste Schätzung und Sensorfusion  
zur Navigation von  
wiederverwendbaren Raumtransportern**



 Cuvillier Verlag Göttingen

<https://cuvillier.de/de/shop/publications/1525>

Copyright:

Cuvillier Verlag, Inhaberin Annette Jentsch-Cuvillier, Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen,  
Germany

Telefon: +49 (0)551 54724-0, E-Mail: [info@cuvillier.de](mailto:info@cuvillier.de), Website: <https://cuvillier.de>

# 1 Einleitung

**B**EI der Entwicklung zukünftiger Raumtransportsysteme sind die Kosten ein entscheidender Faktor. Eine Möglichkeit Transportkosten zu senken, ist die Wiederverwendbarkeit des kompletten Transportsystems oder Teilen davon.

Unter einem *Reusable Launch Vehicle* (RLV, Wiederverwendbares Raumtransportfahrzeug) versteht man ein rückkehrfähiges, wiederverwendbares Fahrzeug, welches durch seine Vielseitigkeit, durch die Wiederverwendbarkeit und durch geringe Wiederverwendungskosten den Transport von der Erdoberfläche in eine Umlaufbahn wirtschaftlicher und kostengünstiger machen soll.

Die Forderung nach der Wiederverwendbarkeit stellt besondere Anforderungen an alle Subsysteme, insbesondere auch an die Flugführung, Navigation und Regelung (*Guidance, Navigation and Control*, GNC). Diese muss so ausgelegt sein, dass die Anforderungen sämtlicher Missionsphasen wie Start, Aufstieg, Orbitalflug, Wiedereintritt und Landung erfüllt werden. Abbildung 1.1 zeigt die verschiedenen Flugphasen am Beispiel des Hopper-Konzepts, einem geplanten, unbemannten Raumtransportsystem der ESA (European Space Agency).

Die meisten dieser Phasen stellen hohe Anforderungen an das GNC-System. Diese sind zum einen eine weitgehend autonome Rückführung des RLVs auch bei wechselnden Missionsbedingungen (Start- und Landeziele, Zielorbit, Masse und Schwerpunktslage). Zum anderen werden schnelle und präzise Flugführungs-, Flugregelungs- und Navigationssysteme benötigt. Das Problem der hohen Dynamik während der aerodynamischen Flugphasen wurde bisher vor allem durch das Festlegen auf bestimmte Missionsprofile gelöst. Dies steht jedoch im Widerspruch zu der geforderten Flexibilität bezüglich der wechselnden Missionsbedingungen. Aus diesem Grund müssen neue Verfahren zur Flugregelung und Navigation entwickelt werden, welche den Forderungen nach mehr Flexibilität und größerer Leistungsfähigkeit gerecht werden.

Insbesondere die aerodynamischen Flugphasen Wiedereintritt, TAEM (Terminal Area Energy Management) und Landung haben großen Einfluss auf die Geometrie und Ausrüstung eines RLVs. Die auf Wiedereintrittsfähigkeit ausgelegte Geometrie eines solchen Fahrzeugs führt zu einer hohen, bzw. instabilen Dynamik, welche nur durch ein schnelles und präzises GNC-System beherrscht werden kann.

## 1.1 Verschiedene RLV-Konzepte

Untersucht man bestehende Raumtransportsysteme bzw. existierende Experimentalträger, so erkennt man, dass keines sämtliche Anforderungen nach Wiederverwendbarkeit, Rückkehrfähigkeit, Wirtschaftlichkeit und Vielseitigkeit erfüllt. Aus diesen Anforderungen er-

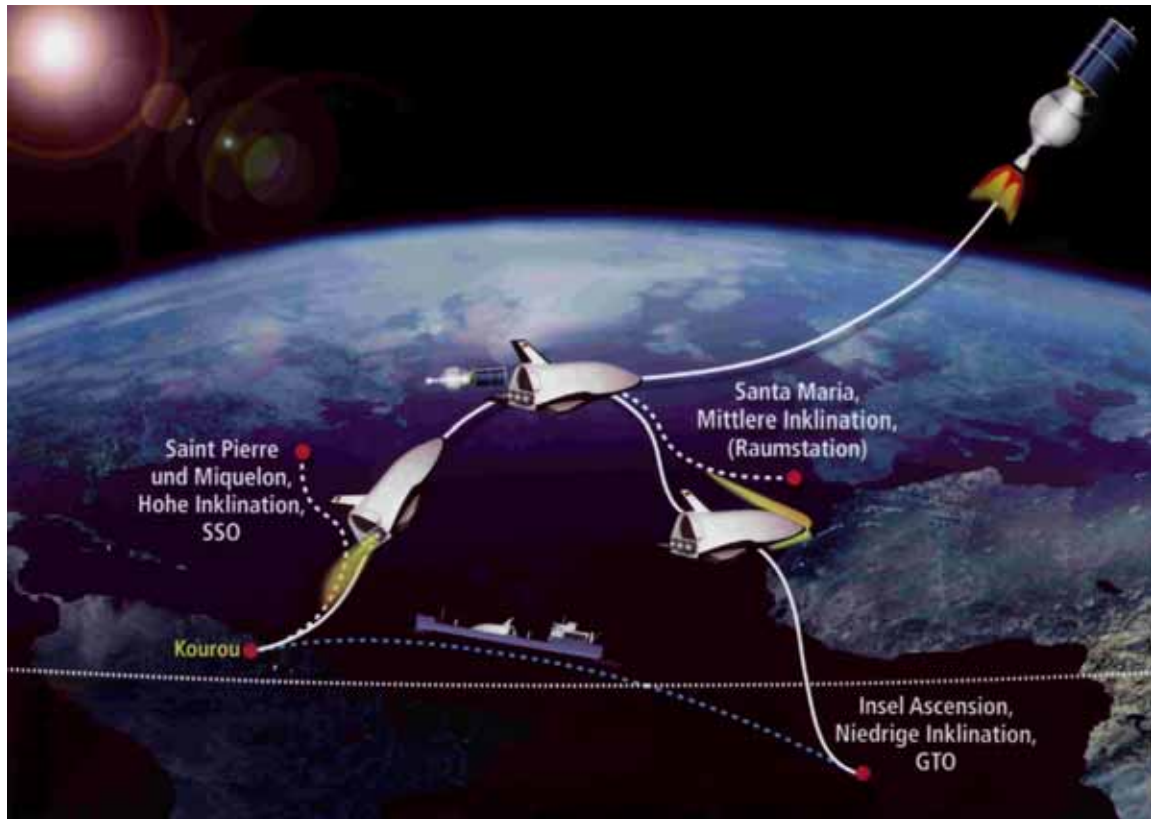


Abbildung 1.1: Missionsphasen des Hopper-Konzepts: Start in Kourou, Absetzen der Nutzlast während der Orbitalphase, automatische Landung und Rücktransport per Schiff (Quelle: <http://www.irs.uni-stuttgart.de>)

wachsen ebenso die Forderungen nach unbemannten Systemen, automatischem Missionsablauf und automatischer Landung, sowie der Unabhängigkeit des Start- und Landeplatzes. Viele Systeme bzw. Experimentalträger kommen diesen Anforderungen jedoch sehr nahe.

Das *Space Shuttle* ist ein bemannter Raumfährentyp der NASA [17, 64]. Das System besteht aus einem Orbiter, einem Außentank und Feststoffraketen, wobei der Orbiter und die Feststoffraketen wiederverwendbar sind. Die ehemals 5 Orbiter haben seit 1981 bis zum Juni 2007 117 Missionen geflogen [46]. Für die Navigation der Raumfähre werden folgende Sensoren benutzt: eine Inertialplattform, zwei Radaraltimeter, zwei Sternsensoren und verschiedene Funknavigationssysteme [45]. Sowohl der Start, als auch der Wiedereintritt erfolgen vollautomatisch. Die Landung wird jedoch vom Kommandanten des *Shuttle* durchgeführt. Es besteht zwar die Möglichkeit einer ferngesteuerten Landung, was aber noch nie im realen Einsatz getestet wurde. Die Möglichkeit einer vollautomatischen Landung besteht nicht.

Die russische Raumfähre *Buran* ähnelte äußerlich sehr dem amerikanischen *Space Shuttle*, kam aber nie zum Einsatz [17]. Im Gegensatz zum *Space Shuttle* war der *Buran* als Nutzlast der *Energija*-Rakete konzipiert, welche nicht wiederverwendbar war. Am 15.

November 1988 führte der Buran einen unbemannten, vollautomatischen Experimentalflug inklusive mehrerer Erdumkreisungen und einer automatischen Landung durch. Dieser Flug war gleichzeitig der letzte Flug des Buran. Zur Navigation der Raumfähre wurden eine Kreiselplattform und Funknavigationssysteme verwendet [16, 64]. Somit war auch der *Buran* von der Infrastruktur der Landebahn abhängig.

Das *Boeing X-40 Space Maneuver Vehicle* war Teil des X-37 Projekts zur Entwicklung eines wiederverwendbaren Raumfahrzeugs im Auftrag der NASA. Am 14. März 2001 fand die erste erfolgreiche, automatische Landung einer X-40, nach Abwurf von einem Hubschrauber, statt [48, 53]. Zur Navigation wurde ein *Space Integrated GPS/INS* (SIGI) verwendet [66]. Dieses von der Firma *Honeywell* hergestellte Navigationssystem unterliegt den Ausführbestimmungen für rüstungsrelevante Artikel der USA (*International Traffic in Arms Regulations*, ITAR). Damit ist es für nicht-amerikanische Institutionen sehr schwierig, wenn nicht gar unmöglich, solch ein Gerät, bzw. Informationen über Funktionsweise und Aufbau dieses Gerätes und insbesondere über die verwendeten Algorithmen zu bekommen. Um die Unabhängigkeit zu wahren ist es also bei der Planung eines europäischen RLVs notwendig, ein Navigationssystem und ein Navigationsfilter zu entwickeln, bei welchem sowohl das Know-How, als auch die Komponenten frei zugänglich sind.

*Hope X* ist ein Raumgleiterprojekt der japanische Raumfahrtagentur JAXA (*Japan Aerospace Exploration Agency*) [25, 30, 49]. In Phase I Ende 2002 wurden mit einem Modell des Raumgliebers im Maßstab 1:4 insgesamt 3 Testflüge unternommen, bei denen der Experimentalträger bis auf 5000 m selbstständig aufstieg und danach automatisch landete [33]. In Phase II wurde das Fahrzeug mit einem Stratosphärenballon auf 21 km gehoben und ausgeklüftet. Beim anschließenden Flug erreichte der Träger eine Geschwindigkeit von Mach 0.8. Das Fahrzeug sollte an einem Fallschirm landen, welcher jedoch nicht wie erwartet funktionierte, so dass das Fahrzeug beim Aufschlag stark beschädigt wurde [59].

Das *X-38 Crew Return Vehicle* (CRV) war ein Prototyp eines wiedereintrittsfähigen Gleiters der NASA, welcher in der Lage sein sollte im Notfall die Besatzung der internationalen Raumstation zu evakuieren. Während verschiedener Flugtests wurde das Fahrzeug von einer Boeing B-52 aus Höhen bis zu 13.7 km abgeworfen. Nach einer anfänglichen Gleitphase wurde ein Gleitschirm entfaltet, an dem das Fahrzeug zu Boden sank. Eine horizontale Landung fand nicht statt [12, 44].

## 1.2 Der PHOENIX Technologiedemonstrator

Das Experimentalfahrzeug PHOENIX ist ein im Maßstab 1:7 verkleinertes Modell des Hopper-Konzeptes (Abbildung 1.2). PHOENIX wurde entworfen um die Fähigkeit eines RLVs zur automatischen Landung zu demonstrieren. Das Fahrzeug wurde in Zusammenarbeit von *EADS Space Transportation*, *OHB* und dem *ZARM* (Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation) in Bremen entwickelt und gebaut.

Die Gesamtlänge des PHOENIX beträgt 6.775 m. Da das Fahrzeug auch für den Wiedereintritt entworfen wurde sind die Flügel relativ klein, es hat eine Spannweite von 3.84 m. Die Gesamtmasse ist 1200 kg, der Schwerpunkt liegt bei 67-70 % der Referenzlänge. Das Verhältnis von Auftrieb  $L$  zu Widerstand  $D$  beträgt maximal  $L/D_{max} = 5.5$ .



Abbildung 1.2: PHOENIX während der Rolltests in Lemwerder

Der erste Flug des Experimentalträgers war am 8. Mai 2004 in Vidsel, Nordschweden (Abbildung 1.3). PHOENIX wurde von einem Hubschrauber auf eine Abwurfhöhe von 2400 m geschleppt, zur Landebahn ausgerichtet und in einem Abstand von ca. 6200 m vom geplanten Aufsetzpunkt vom Hubschrauber abgeworfen. Dabei hatte das Fahrzeug eine Anfangsgeschwindigkeit von ca. 40 m/s. Diese Geschwindigkeit war für eine stabile Fluglage nicht ausreichend und so beschleunigte PHOENIX auf eine Bahngeschwindigkeit von bis zu 125 m/s und ging in den stationären Sinkflug über. Der Bahnneigungswinkel betrug dabei ca.  $-26^\circ$ .

In einer Höhe von ungefähr 500 m wurde das Abfangmanöver eingeleitet. Der Anstellwinkel wurde vergrößert, wodurch sich die Geschwindigkeit verringerte und der Bahnneigungswinkel flacher wurde. Bei einer Geschwindigkeit von 72 m/s setzte PHOENIX nach einer Flugzeit von annähernd 70 s auf der Landbahn auf.

### 1.3 Das PHOENIX Navigationssystem

Da das Fahrzeug auch für den Wiedereintritt entworfen wurde, ist die natürliche Stabilität dieser Konfiguration sehr schwach. Dies bedeutet wiederum, dass das komplette Regelungssystem inklusive Sensorik, Navigation, Regler und Aktuatoren sehr schnell und präzise reagieren muss. Insbesondere für die Lageregelung wird eine Abtastrate von 50 Hz gefordert.

Ebenso anspruchsvoll sind die Genauigkeitsanforderung an das Navigationssystem. So



Abbildung 1.3: PHOENIX im freien Flug, 8. Mai 2004

muss die Lage mit einer Genauigkeit von  $0.3^\circ$  ( $3\sigma$ ) gemessen bzw. geschätzt werden. Um die Landebahn sicher zu treffen, wird für die horizontale Position eine Genauigkeit von 10 m ( $3\sigma$ ) gefordert. Die Höhe muss mit einer Genauigkeit von 3% der Höhe über Grund, für Höhen kleiner als 200 m mit einer Genauigkeit von 0.6 m ( $3\sigma$ ) gemessen oder geschätzt werden.

Diese hohen Anforderungen können von einem Sensor allein nicht erfüllt werden. Es bedarf mehrerer Sensoren, die erst durch ihre Kombination den geforderten Ansprüchen gerecht werden. Für die PHOENIX Mission wurden dabei die folgenden Sensoren verwendet:

- Embedded GPS/INS (EGI),
- Differential GPS (DGPS),
- Radarhöhenmesser,
- Laserdistanzmesser.

## 1.4 Problemstellung und Motivation

PHOENIX ist das erste europäische Fahrzeug mit einer wiedereintrittsfähigen Geometrie welches vollautomatisch und mit Hilfe landebahnunabhängiger Sensoren horizontal

gelandet ist. Um die dafür notwendigen Anforderungen zu erfüllen, die Messwerte der verschiedenen Sensoren zu kombinieren und für jede Größe eine optimale Navigationslösung zu berechnen, bedurfte es der Entwicklung eines Navigationsfilters. Die wesentlichen Aufgaben eines solchen Filters sind:

- Berechnung der Navigationslösung für Lage und Drehrate mit einer Abtastrate von 50 Hz
- Berechnung der Navigationslösung für Position und Geschwindigkeit mit einer Abtastrate von 25 Hz
- Schätzung nicht direkt gemessener Größen (Lage, Geschwindigkeit)
- Berechnung von Zustandsgrößen zwischen den Messzeitpunkten, wenn eine höhere Abtastrate benötigt wird, als ein Sensor liefert
- Sensorfusion, d.h. Kombination mehrfach gemessener Größen und Berechnung der optimalen Lösung
- Bereitstellung einer Navigationslösung auch bei Ausfall eines oder mehrerer Sensoren

Die vorliegende Dissertation beschäftigt sich mit der Entwicklung und Verifikation der Algorithmen, welche im Navigationsfilter von PHOENIX verwendet wurden. Die Algorithmen sind jedoch generisch und lassen sich ebenso auf ähnliche Fahrzeuge anwenden und an weitere Sensoren anpassen.

## 1.5 Forschungsbeiträge

Im Rahmen dieser Arbeit wurden folgende Beiträge erbracht:

- Entwicklung eines Simulators eines RLV-Navigationssystems zur Verifikation des Navigationsfilters. Der Simulator wurde zur Überprüfung der in PHOENIX verwendeten Navigationsalgorithmen eingesetzt, er lässt sich jedoch auch für weitere Missionen verwenden.
- Auswahl eines Navigationsfilterkonzepts für zukünftige RLV-Missionen.
- Herleitung der Navigations- und Messgleichungen. Die im Navigationskoordinatensystem entwickelten Navigationsgleichungen sind generisch und für beliebige Missionen verwendbar. Die Messgleichungen wurden für die von PHOENIX verwendete Sensorkombination hergeleitet. Für weitere Sensoren bedarf es der Entwicklung entsprechender Gleichungen, die in das vorhandene System integriert werden können.
- Auswahl und Entwicklung der Filteralgorithmen.

- Analyse und Auswahl numerisch verbesserter Kalman-Filter-Algorithmen.
- Implementierung der Algorithmen und Verifikation im Simulator und durch Flugdaten.
- Nachweis der Möglichkeit einer automatischen Landung eines wiederverwendbaren Raumtransporters mit landebahnunabhängigen Sensoren.
- Auswertung der PHOENIX-Flugdaten und Vergleich mit der Simulation.
- Nachweis der Funktion des Navigationsfilters und Untersuchung der Genauigkeit der Navigationslösung bei Sensorausfällen.

## 1.6 Gliederung der Dissertation

Nach der Einleitung werden in Kapitel 2 Methoden zur Zustands- und Parameterschätzung für dynamische Systeme untersucht. Ein besonderes Augenmerk liegt dabei auf Kalman-Filtern. Es werden verschiedene Formen und Implementierungsarten untersucht wie z.B. kontinuierliche und diskrete Kalman-Filter, *Open-Loop* Kalman-Filter und numerisch verbesserte Kalman-Filter-Algorithmen.

In Kapitel 3 wird speziell auf die Anwendung für Navigationssysteme eingegangen. Das Konzept des PHOENIX-Navigationsfilters wird vorgestellt und die System- und Messgleichungen zur Zustands- und Parameterschätzung werden hergeleitet. Außerdem werden die verwendeten Sensor- und Umgebungsmodelle vorgestellt und es wird auf die Algorithmen zur Fehlererkennung und -behebung eingegangen.

Kapitel 4 schließlich beschäftigt sich mit der Auswertung der Flugdaten der PHOENIX-Flüge. Es wird untersucht inwieweit die Fehler der Messdaten den Erwartungen entsprechen und das Verhalten des Navigationsfilters während der Simulation und den Flügen wird verglichen. Anhand der echten Flugdaten wird untersucht, wie das Navigationsfilter auf Sensorausfälle reagiert und inwieweit die Anforderungen an die Navigationslösung bei Sensorausfällen noch erfüllt werden können.

Eine Zusammenfassung und ein Ausblick auf weitere Arbeiten findet sich in Kapitel 5.