

EINSATZMÖGLICHKEITEN VON KLEINSATELLITEN ZUR ERFORSCHUNG VON ERDNAHEN ASTEROIDEN AM BEISPIEL VON (99942) APOPHIS

J. Männel[#], F. Ali[#], A. Amza[#], T. Herbst[#], H. Kayal[#], T. Neumann[#], C. Riegler[#]

[#]JMU Würzburg, Institut für Informatik VIII Raumfahrttechnik, Würzburg, Deutschland

Zusammenfassung

Bei der Erforschung von Asteroiden kommen zunehmend auch Kleinsatelliten zum Einsatz. Sie werden sowohl als eigenständige Missionen aber auch zur Missionsunterstützung eingesetzt. In Vorbereitung auf den erdnahe Vorbeiflug des Asteroiden (99942) Apophis am 13.04.2029 wurden zahlreiche Missionskonzepte vorgeschlagen, welche den Einsatz von Kleinsatelliten vorsehen. Im Rahmen des laufenden Vorhabens NEAlight (FKZ 50002413) werden drei verschiedene Optionen für eine nationale Kleinsatellitenmission zur Erforschung von Apophis (99942) Apophis erarbeitet und deren Machbarkeit analysiert. Die Szenarien umfassen dabei einen CubeSat als Ergänzung zur europäischen RAMSES Mission, Kleinsatelliten zur Demonstration von Flyby Untersuchungen und eine eigenständige Rendezvous Mission.

Stichworte

Apophis; Kleinsatelliten

1. EINFÜHRUNG

Die Bedeutung von Kleinsatelliten (KS)¹ hat in den letzten Jahren erheblich zugenommen. Bereits 2019 hob eine Roadmap des Committee on Space Research (COSPAR) die wissenschaftlichen Potenziale hervor, die durch die zunehmende Leistungsfähigkeit von Kleinsatelliten ermöglicht werden [2]. Die Vorteile des Einsatzes von Kleinsatelliten in der extraterrestrischen Forschung liegen insbesondere in ihren flexiblen Einsatzmöglichkeiten, der vergleichsweise schnellen Umsetzung von Missionen sowie den geringeren Kosten im Vergleich zu herkömmlichen Raumsonden.

In den letzten Jahren wurde die Leistungsfähigkeit von Kleinsatelliten auch im Rahmen interplanetarer Missionen erfolgreich demonstriert [3]. Zu den herausragenden Beispielen zählen die beiden MarCO-CubeSats, die 2018 als Kommunikationsrelais während der Mars-InSight-Mission dienten [4], sowie die 2022 gestartete CAPSTONE-Mission, die zur Technologieerprobung im cislunaren Raum eingesetzt wird [5]. Auch in der Erforschung von kleinen Körpern im Sonnensystem gewinnen Kleinsatelliten zunehmend an Bedeutung, wie u.a. in SATEX²

Untersuchung gezeigt werden konnte [6]. Ein bemerkenswertes Beispiel ist der CubeSat *LICIACube*, der Piggyback mit der DART-Mission gestartet wurde und die von dem DART-Einschlag auf dem Mond Dimorphos erzeugte Staubwolke im Vorbeiflug dokumentierte. Die CubeSats Milani und Juventas, die im Rahmen der HERA-Mission eingesetzt werden, verdeutlichen ebenfalls die Leistungsfähigkeit von Kleinsatelliten in der Erforschung von Asteroiden. Die Rendezvous Mission soll ebenfalls das binäre Asteroidensystem (65803) Didymos untersuchen. Die beiden Kleinsatelliten sollen dabei eigenständige, verteilte Messungen durchführen, einschließlich eines Landungsversuchs auf der Oberfläche von Dimorphos [7].

Zur Erforschung von Asteroiden mittels Satellitenmissionen lassen sich im Wesentlichen zwei Missionstypen unterscheiden, die sich vor allem durch ihre Verweildauer und Komplexität unterscheiden. Im Folgenden werden beide Missionstypen näher beschrieben.

- **Flyby-Missionen** bezeichnen Missionen, bei denen eine Raumsonde den Asteroiden während eines kurzen Vorbeiflugs mit hoher Relativgeschwindigkeit, typischerweise über 1 km/s, passiert. Es erfolgt keine Anpassung der Bahnparameter an die Umlaufbahn des Asteroiden. Aufgrund der kurzen Verweildauer dienen Flyby-Missionen primär einer ersten, groben Charakterisierung des Himmelskörpers. Die gewonnenen Daten ermöglichen Einblicke in grundlegende Eigenschaften wie Form, Dynamik und Zusammensetzung die mit erdgebundenen Beobachtungen nicht erfasst werden können.
- **Rendezvous-Missionen** hingegen verbleiben über einen längeren Zeitraum – oft mehrere Monate – in

¹Im Rahmen der **NEAlight-Untersuchung** werden Satelliten bis zu einer Masse von 54kg als Kleinsatelliten bezeichnet. Diese Definition bietet eine gute Abgrenzung gegenüber traditionellen Missionen in der Extraterrestrik mit deutlich höheren Massen und fokussiert sich zugleich auf tatsächlich miniaturisierte Satelliten, welche auch mit Microlaunchern direkt zu Cislunar / interplanetar (CL/IP) Trajektorien gestartet werden können. Mit der Massendefinition von 54 kg wird der bisher größte CubeSat Standard mit 27U unterstützt [1]. Besonders im Rahmen von zukünftigen Missionsdesigns ist diese Grenze aber als weiche Grenze zu verstehen.

²Projektzeitraum: 01.10.2022 - 30.04.2024, FKZ 50002222

der Nähe eines Asteroiden. Diese Raumsonden führen kontinuierliche und detaillierte Untersuchungen durch. Solche Missionen ermöglichen es, den Asteroiden umfassend zu kartieren, seine Oberflächenstruktur und Zusammensetzung zu analysieren und, im Fall von Apophis, mögliche dynamische Veränderungen präzise zu erfassen. Aufgrund der notwendigen Bahnanpassungen und der höheren Komplexität sind Rendezvous-Missionen technisch anspruchsvoller und kostenintensiver, ermöglichen es aber ein breiteres Spektrum an Forschungsfragen zu beantworten, einschließlich des Aufbaus, Ursprungs und der potenziellen Risiken des Asteroiden.

Kleinsatelliten bieten in diesem Zusammenhang zwei entscheidende Vorteile. Erstens ermöglichen ihre geringen Kosten eigenständige Flyby-Missionen zur ersten Charakterisierung von Asteroiden, wie es beispielsweise für die beiden Kleinsatelliten der *JANUS*-Mission vorgesehen war [8]. Zweitens können sie als sogenannte Piggyback-Nutzlasten bei Rendezvous-Missionen mitgeführt werden, um diese durch eigenständige sowie kooperative Messungen zu ergänzen wie u.a. am Beispiel der *HERA* Mission beschrieben.

Im Rahmen des Vorhabens NEALight³ werden verschiedene Einsatzmöglichkeiten von Kleinsatelliten zur Erforschung des erdnahen Asteroiden (99942) Apophis untersucht. In dieser Arbeit wird zunächst der Asteroid selbst, sowie geplante Missionen zu seiner Erforschung vorgestellt. Im Anschluss werden die erarbeiteten Kleinsatellitenkonzepte im Kapitel Abschnitt 3 ausführlich erläutert.

2. (99942) APOPHIS

Der Asteroid (99942) Apophis / 2004 MN4 ist ein Near Earth Asteroid (NEA) der Aten-Klasse, der im Jahr 2004 entdeckt wurde. Aufgrund seiner Bahn zählt er gleichzeitig zu der Klasse der Potentially Hazardous Asteroids (PHA). Mit Hilfe von Radar- und Lichtkurvenbeobachtungen wurden unterschiedliche Formmodelle abgeleitet. In BILD 1 sind zwei aktuelle Modelle vergleichsweise dargestellt. Das konvexe Formmodell von P. Pravec *u. a.*, [9] wurde 2014 auf Basis von Lichtkurvenbeobachtungen vorgeschlagen und 2022 nochmals verbessert. Das zweite Formmodell wurde 2018 von M. Brozović *u. a.*, [10] auf Basis des konvexen Modells und zusätzlichen Radarbeobachtungen von 2012-2013 erstellt. Der Asteroid hat eine längliche Form mit einem durchschnittlichen Durchmesser von $340 \pm 40\text{m}$ [10]. Detailliertere Eigenschaften, die für die weiteren Analysen verwendet wurden, sind in TAB. 1 aufgelistet.

Pravec et al. (2014)



Brozović et al. (2018)

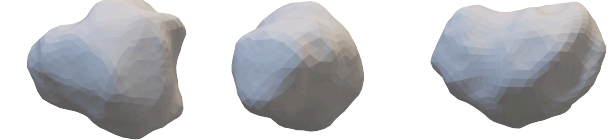


BILD 1: Seiten- Front- und Draufsicht der Formmodelle für Apophis von P. Pravec *u. a.* (oben) und M. Brozović *u. a.* (unten)

Eigenschaften	Wert	Quelle
Triaxial-Ellipsoid	458x318x280m	[11]
Gravitational Parameter	$3.2m^3s^{-2}$	[11]
Mass	$4.79e10R_g$	[11]
reference Distance ($\hat{=}$ average Radius)	170m	[11]
J2 harmonic	$8.37e-3$	[11]
Rotation rate (long-axis mode)	30.56h/rev	[12]

TAB. 1: Kernparameter des Asteroiden (99942) Apophis

2.1. Earth Closest Approach

Aufgrund seiner Flugbahn wird Apophis am 13. April um etwa 21:46 (UTC) in einer Entfernung von ca. 31.641 km über der Oberfläche an der Erde vorbeifliegen. Dabei wird er für ca. 2 Milliarden Menschen auf der Welt, hauptsächlich in Afrika und Westeuropa, mit bloßem Auge sichtbar sein [13]. Die relative Geschwindigkeit des Vorbeiflugs wird etwa 7.42km/s [14] betragen, wo er bei einer Inklination von etwa 140.6° und einer Deklination (Erd-Eklptik) von etwa 9.3° vorbeifliegen wird. Insgesamt wird (99942) Apophis nur etwa 34,26 Stunden weniger als eine Mondentfernung von der Erde entfernt sein. Die Flugbahn während dem Earth Closest Approach (ECA) ist in BILD 2 dargestellt. Der kleine Himmelskörper wird von der Aten in die Apoloklasse wechseln und seine große Halbachse über 1AU anheben [15]. Aufgrund des sehr geringen Vorbeiflugabstandes werden durch die Gezeitenkräfte der Erde beobachtbare geophysikalische Prozesse auf der Asteroidenoberfläche erwartet. Das Formmodell und der Rotationszustand von Apophis sind dabei die grundlegendsten Parameter für die Vorhersage des Veränderungsprozesses, der durch die Gezeitenwirkung der Erde verursacht wird.

³Projektzeitraum: 01.05.2024 - 30.04.2025, Förderkennzeichen 500O2413

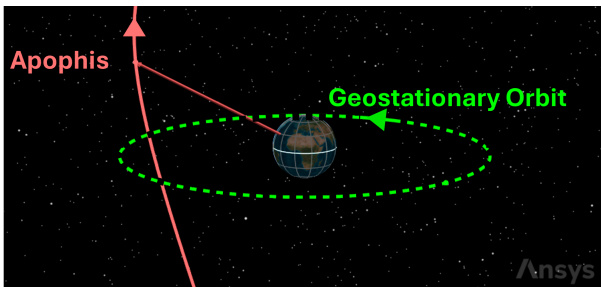


BILD 2: Vereinfachte Darstellung der Flugbahn von (99942) Apophis während dem Vorbeiflug an der Erde am 13.04.2029, erstellt mit ANSYS STK.

2.2. Wissenschaftliche Untersuchungsziele

Das primäre wissenschaftliche Interesse an der Untersuchung von (99942) Apophis während des Erdvorbeiflugs 2029 gilt dem Einfluss der Gezeitenkräfte während dem ECA. Während dieser Phase wird erwartet, dass es zu einer Veränderung des dynamischen Zustands des Asteroiden, besonders bei dem Rotationszustand, kommt. Lokale Hangrutschungen an der Oberfläche oder auch kleine Bewegungen von Felsbrocken könnten beobachtbar sein, da die Gezeitenkräfte die Oberflächenneigung voraussichtlich um mehrere Grad verändern könnte, wie aktuelle Studien zeigen [16]. Für die präzise Bestimmung der langfristigen Bahnveränderungen von Apophis ist die exakte Vermessung seines Rotationszustandes nach dem ECA von entscheidender Bedeutung. Gleichzeitig können die auftretenden Oberflächenveränderungen durch die YORP- und Yarkovsky-Effekte⁴ zu einer langfristigen Veränderung des Rotationszustands und der Bahnparameter des Asteroiden führen.

Eine weitere zentrale Fragestellung betrifft die innere Massenverteilung und die Festigkeit von Apophis, was sowohl für die Planetenforschung als auch für die planetare Verteidigung von großer Relevanz [17]. Die innere Struktur eines Asteroiden ermöglicht es Erkenntnisse über seine Entstehung und Entwicklung, beispielsweise Kollisionen, abzuleiten. Gleichzeitig ist die innere Struktur eine Quelle erheblicher Unsicherheiten bezüglich der Vorhersage des Verhaltens bei dem Eintritt eines Asteroiden in die Erdatmosphäre oder bei potentiellen Abwehrmaßnahmen gegen zukünftige, gefährliche Asteroiden.

2.3. Missionen zu (99942) Apophis

Aufgrund der wissenschaftlichen Bedeutung des Vorbeiflugs von Apophis gibt es seit seiner Entdeckung zahlreiche Missionsideen zu dessen Untersuchung. Bei ungefähr

⁴Der YORP-Effekt beschreibt die Änderung der Rotationsgeschwindigkeit eines Asteroiden durch ungleichmäßige Wärmeabstrahlung unter dem Einfluss der Sonnenstrahlung, während der Yarkovsky-Effekt die Bahn eines Asteroiden aufgrund der asymmetrischen Wärmeabgabe infolge uneinheitlicher Oberflächenerwärmung beeinflusst.

der Hälfte der untersuchten Missionsideen sind Kleinsatelliten ein Bestandteil des Konzepts. Die größte Herausforderung für alle Missionskonzepte, die (99942) Apophis untersuchen, besteht allerdings aktuell darin, die Finanzierung zu sichern und den engen Zeitplan für die Durchführung einzuhalten. So liegt bisher nur für die OSIRIS-APEX Mission, welche eine Verlängerung der OSIRIS-REx Mission ist eine belastbare Finanzierungszusage vor. Im Anhang A.1 befindet sich eine Übersicht über die relevantesten internationalen Missionskonzepte.

Da im Rahmen der Untersuchung die *RAMSES* Mission eine besondere Stellung einnimmt, wird auf diese nachfolgend kurz genauer eingegangen. Die *RAMSES* Mission zielt auf ein Rendezvous mit dem Asteroiden (99942) Apophis zwei Monate vor seiner nahen Begegnung mit der Erde im April 2029. Der Start der Mission ist für April 2028 geplant. Um den engen Zeitplan einzuhalten und die Kosten gering zu halten wird *RAMSES* auf der *HERA* Architektur basieren. Einige Anpassungen, u.a. eine Vergrößerung der Treibstofftanks sind jedoch erforderlich. Die Mission wird eine umfassende Kampagne zur Charakterisierung von (99942) Apophis durchführen, einschließlich hochauflösender Bilder und detaillierter Beobachtungen seiner physikalischen und dynamischen Veränderungen während der nahen Begegnung. *RAMSES* wird mindestens eine Kamera, sowie weitere wissenschaftliche Nutzlasten, welche aber noch nicht ausgewählt wurden, mitführen. Weiterhin werden bis zu zwei 6U-XL CubeSats in der Nähe von (99942) Apophis ausgesetzt werden können, die unabhängig voneinander arbeiten können. Trotz einer bestätigten Vorabfinanzierung, kann die Finanzierung der *RAMSES* Mission erst final zur European Space Agency (ESA) Ministerratskonferenz im Jahr 2025 beschlossen werden [18].

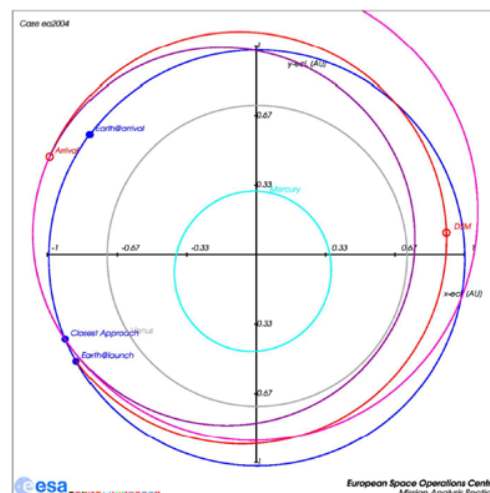


BILD 3: Geplante Trajektorie der *RAMSES* Mission (rot) im Solarsystem-Baryzentrischem Intertialsystem, Quelle: [18]

3. SZENARIEN FÜR KLEINSATELLITENMISSIONEN ZU APOPHIS

Nachfolgend werden die drei, im Rahmen des Vorhabens untersuchten, Szenarien für den Einsatz von Kleinsatelliten diskutiert. Die Szenarien sind dabei so konzipiert, dass sie unterschiedliche Missionskomplexitäten und Kostenbeschränkungen abdecken und die Nutzung verschiedener Startoptionen ermöglichen, so dass unterschiedliche Realisierungszeiträume möglich sind.

3.1. RAMSES CubeSat

Das erste Szenario ist die Unterstützung der europäischen RAMSES-Mission durch die Entwicklung eines CubeSats, der die wissenschaftlichen Ziele der RAMSES-Mission ergänzen soll. Die Arbeiten an dem Konzept wurden bereits im Rahmen des SATEX Vorhaben begonnen und 2024 zu dem Apophis T-5 Workshop präsentiert [19]. Das grundlegende Missionsziel ist nachfolgend in angegeben:

Mission Statement

The **RASMES CubeSat** aims to support the science objectives of the *RAMSES* mission by providing valuable insights into the physical characteristics and possible changes in pre- and post- Earth Closest Approach (ECA) phase of (99942) Apophis. In addition, it aims to characterize the magnetization of (99942) Apophis and the plasma interactions as it passes through the Earth's magnetosphere.

3.1.1. Experimentbeschreibung

Im Gegensatz zu dem *RAMSES* S/C soll sich der CubeSat Apophis auf eine Entfernung von mehreren hundert Metern nähern, was in etwa der Länge der großen Halbachse des Asteroiden entspricht. Dadurch ergeben sich einzigartige wissenschaftliche Möglichkeiten, die die Ziele der *RAMSES*-Mission direkt unterstützen. Folgende Untersuchungen sind geplant:

- **Beobachtungen im opt. Bereich** als ergänzende Beobachtungen aus verschiedenen Blickwinkeln zusätzlich zu den *RAMSES*-Beobachtungen zur Erstellung eines globalen Form- und Oberflächenmodells.
- **Radar Messungen** als direkter Beitrag zu den wissenschaftlichen Zielen von *RAMSES* zur Erstellung eines tomografischen Modells. Abhängig von der finalen Missionsarchitektur sollen entweder monostatische- oder bistatische Messungen in Kombination mit dem *RAMSES* Spacecraft (S/C) durchgeführt werden.
- **Magnetometer Messungen:** Eigenständige Messungen, die über die wissenschaftlichen Ziele von *RAMSES* hinausgehen und auch nicht von OSIRIS-APEX abgedeckt werden zur Charakterisierung der Magnetisie-

rung von (99942) Apophis und der Interaktion mit der Magnetosphäre der Erde.

Zusätzlich zu den hier skizzierten primären Messungen sind sekundäre Radio-Science Messungen über den Inter-Satellite Link (ISL) zwischen dem CubeSat und *RAMSES* möglich, ähnlich wie bei den Messungen zwischen *Juventas* und *Hera* um die Massenverteilung von Apophis zu untersuchen [7].

Zur Durchführung der Messungen wurden im Betriebskonzept zwei Phasen (*Science Phase I*, *Science Phase II*) für die wissenschaftlichen Untersuchungen vor und nach dem ECA eingeplant. Die beiden wissenschaftlichen Phasen sind jeweils in drei Abschnitte aufgeteilt, welche primär durch unterschiedliche Entfernungen zu Apophis charakterisiert sind.

- **Far Range Phase (FRP):** In einem Abstand > 4km sollen primär Radarmessungen im BPSK-Modus durchgeführt werden.
- **Medium Range Phase (MRP):** In einem Abstand von ca. 1km zur Oberfläche sollen primär Aufnahmen der Oberfläche erstellt werden. Weiterhin sind in diesem Abstand Radio-Science Experimente geplant.
- **Close Range Phase (CRP):** In einem Abstand von bis zu 0.4 km über der Oberfläche sollen primär Magnetometermessungen durchgeführt werden. Zusätzlich sind Aufnahmen von ausgewählten Oberflächendetails möglich, sowie Radarmessungen im Nahbereich.

3.1.2. Nutzlasten

Für die geplanten Untersuchungen sind drei unterschiedliche wissenschaftliche Instrumente erforderlich. Aufgrund des engen Zeitplans bis zum Start der Mission müssen diese Instrumente bereits entwickelt sein und Flugeraufbau aufweisen, sowie an die Limitierungen von CubeSats angepasst sein. Die drei ausgewählten Nutzlasten werden nachfolgend genauer beschrieben und sind in BILD 4 dargestellt.

Optische Nutzlast. Für die optische Beobachtung und Kartierung der Asteroidenoberfläche wird eine wissenschaftliche Kamera auf der Grundlage eines MASCAM-Derivats verwendet. Zusätzlich soll die Kamera auch die optische Navigation des S/C ermöglichen. Das Instrument wurde vom Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Institut für Planetenforschung im Rahmen der *MASCOT* Mission an Bord der *Hayabusa2*-Mission zum Asteroiden (162173) *Ryugu* entwickelt und erfolgreich eingesetzt [20].

Radar Instrument. Für die Radarmessungen wird ein Low Frequency Radar (LFR) auf der Basis des JuRa-Instruments eingesetzt. Das Instrument wurde als Kooperation zwischen der TU Dresden und dem IPAG der Universität

Grenoble Alpes entwickelt und soll auf dem *JUVENTAS* CubeSat als Teil der *HERA* Mission [7] eingesetzt werden⁵. Das LFR besteht aus einer ausfahrbaren Kreuzdipolantenne und einer Elektronikbox.

3.1.3. Magnetometer

Als Magnetometer soll ein vektor-kompensiertes drei-Achsen-Fluxgate-Magnetometer auf Basis des *MAS-MAG* eingesetzt werden. Das Instrument wurde an der TU Braunschweig entwickelt und ebenfalls erfolgreich auf dem *MASCOT*-Lander betrieben [21]. Das Magnetometer besteht aus einem Sensorkopf und einer Elektronikbox. Um Störungen durch den Satellitenbus zu reduzieren sollte das Magnetometer auf einer ausfahrbaren Struktur wie einem Ausleger montiert werden.



BILD 4: Wissenschaftliche Instrumente als Basis für die Nutzlasten der RAMSES CubeSat Mission. Links: *MASCAM*; Source:[20], Mitte: *LFR JuRA* Quelle: [22], Rechts: *MAS-MAG* Quelle: [21]

3.1.4. Betriebskonzept

Ein zeitlicher Überblick über das grundlegende Betriebskonzept ist in BILD 5 dargestellt. Direkt nach dem Auswurf aus dem *RAMSES* S/C⁶ schließt sich zunächst die *Commissioning Phase* an, in welcher alle Subsysteme des Satelliten in Betrieb genommen werden und die Instrumente kalibriert werden. Im Anschluss führt der CubeSat die erste wissenschaftliche Untersuchungsphase, die *Science Phase I* durch. Aufgrund der unbekannten Eigenschaften des Asteroiden, wie z.B. seine detaillierte Massenverteilung, sollte die Annäherung an den Asteroiden sehr langsam erfolgen, und die Modelle müssen mit den gesammelten wissenschaftlichen Daten aktualisiert werden. Während des Vorbeiflugs an der Erde, in der *ECA Phase* werden primär Magnetometermessungen durchgeführt, um die Wechselwirkung mit der Erdmagnetosphäre aus großer oder mittlerer Entfernung zu charakterisieren. Zusätzlich sind Aufnahmen des Asteroiden beim Vorbeiflug an der Erde geplant⁷. Nach dem Vorbeiflug an der Erde erfolgt ab Mitte April 2029 die zweite Untersuchungsphase, die *Science Phase II*, in welcher die Änderungen charakterisiert werden. Für die Außerbetriebnahme des CubeSat

ist ein Aufsetzen auf der Oberfläche von Apophis vorgesehen. Aufgrund der geringen Relativgeschwindigkeit und der vergleichsweise geringen Masse des Satelliten wird kein Risiko durch das Aufsetzen auf diesen Himmelskörper erwartet [17].

Apophis RAMSES CubeSat Mission Timeline

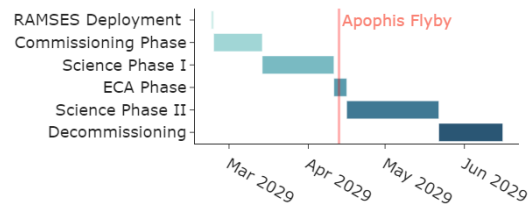


BILD 5: Initialer Zeitplan für die RAMSES CubeSat Mission

3.1.5. Satellitenbus

Ein geeigneter CubeSat-Bus muss für den Betrieb im interplanetaren Raum ausgelegt sein und Operationen in der Nähe eines Asteroiden ermöglichen. An dieser Stelle dient der 6U+ *SONATE-2* Bus, der an der Universität Würzburg entwickelt und gebaut wird, als Designgrundlage. Dieser Bus wird im Rahmen der *SONATE-2* Mission erfolgreich im Orbit betrieben und wurde mit Blick auf den zukünftigen Einsatz in interplanetaren Missionen konzipiert, wobei ein besonderer Schwerpunkt auf der Missionsautonomie und dem Betrieb von KI und fortschrittlicher Bildverarbeitungshardware in Weltraumumgebung liegt [23], [24].

Aufgrund der veränderten Umgebungsbedingungen bei interplanetaren Missionen und einem abweichenden Betriebskonzept sind an dem *SONATE-2* Bus einige Änderungen notwendig. Das *Antriebssystem* von *SONATE-2* muss durch ein leistungsfähigeres elektrisches Antriebssystem ersetzt werden, um alle geplanten Manöver über die Lebensdauer zu ermöglichen. Für das *Lageregelungssystem* muss der Einsatz von miniaturisierten RCS-Triebwerke, sowie ein optisches Navigationssystem implementiert werden. Bisher verwendete Magnet-Torquer können aufgrund des fehlenden externen Magnetfeldes entfernt werden. Für die Kommunikation mit *RAMSES* über den Inter-Satellite Link (ISL) muss das *Kommunikationssystem* von *SONATE-2* durch den *Hera CubeSat ISL Transceiver* ersetzt und an den On-Board Computer (OBC) angepasst werden. Aufgrund des höheren Energiebedarfs der wissenschaftlichen Instrumente und Bus-Subsysteme im Vergleich zu *SONATE-2* müssen die Solarpanele angepasst werden, gleichzeitig ist eine Aktualisierung der Power Distribution Unit (PDU) erforderlich um den Spitzenstromverbrauch des Antriebs und des Radarinstruments zu gewährleisten. Um die beschriebenen Modifikationen des Bussystems vornehmen zu können ist die Redukti-

⁵Der Start der *HERA* Mission ist für Okt. 2024 vorgesehen

⁶Das exakte Auswurfdatum ist noch nicht bekannt, daher wurde im Betriebskonzept ein Datum Ende Feb. 2029 angenommen

⁷Der genaue Ablauf während der *ECA Phase* hängt jedoch vom Operationsplan der *RAMSES* Mission ab

on auf eine Single-String-Architektur erforderlich. Hierbei sind werden nur noch der OBC und das Kommunikationssystem redundant ausgelegt. Ein entscheidender Nachteil hierbei ist, dass das Risiko für Systemfehler stark ansteigt. Abschließend müssen noch erweiterte Strahlungstests durchgeführt werden um die korrekte Funktionalität der elektrischen Komponenten während der gesamten Lebensdauer im interplanetaren Raum sicherzustellen. Dies gilt insbesondere für den PDU und den OBC. Ein beispielhaftes Konzept des Satelliten ist in BILD 6 dargestellt.

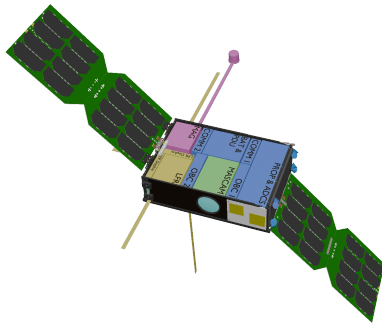


BILD 6: Beispielhaftes Akkomodationskonzept für einen CubeSat für die RAMSES Mission auf Basis von SONATE-2

3.2. Interceptor Szenario

Im Kontrast zu dem RAMSES CubeSat Szenario, bietet der erdnahe Vorbeiflug von (99942) Apophis auch die Gelegenheit Missionen mit geringerer technischer Komplexität und geringerem Budget durchzuführen. Im Rahmen des Interceptor Szenarios wurde hierfür eine Mission zur Demonstration von Technologien zur Flyby-Untersuchung von Asteroiden analysiert. Ein Vorteil des Szenarios ist hingegen die Flexibilität des Startfenster, einschließlich der Startoption bis ins Jahr 2029 hinein. Ein entscheidender Nachteil ist allerdings, dass der wissenschaftliche Beitrag einer solchen Mission im Vergleich zu einer mehrmonatigen Rendezvous-Mission signifikant geringer ausfällt. Das Missionsziel ist nachfolgend angegeben:

Mission Statement

The **Apophis Interceptor** mission aims to demonstrate the technologies required for flyby-type investigations of NEAs based on small satellites during the Earth Closest Approach in 2029 of (99942) Apophis.

Aus dem Missionsziel leiten sich technische und wissenschaftliche Zielstellungen ab. Die technischen Ziele umfassen primär die Demonstration des Kleinsatellitenbusses für zukünftige interplanetare Missionen zur Asteroidenforschung, u.a. durch die Demonstration des autonomen Nutzlastbetriebs, aber auch durch die Bereitschaft zu grö-

ßeren Missionsrisiken durch den Verzicht auf zahlreiche Redundanzsysteme. Im Kontext des Interceptor Szenarios werden nur der Bordcomputer und das Kommunikationssystem redundant ausgelegt. Um die damit einhergehenden Missionsrisiken zu minimieren sollen zwei identische Kleinsatelliten zum Einsatz kommen. Der Einsatz von zwei Satelliten bietet aber auch zahlreiche Möglichkeiten für erweiterte wissenschaftliche Untersuchungen.

3.2.1. Experiment Beschreibung

Flyby-Untersuchungen. Da für die Interceptor-Mission zwei Satelliten geplant sind, ist es von Vorteil, diese während des Vorbeiflugs so anzuordnen, dass der wissenschaftliche Ertrag maximiert wird. Im Rahmen der Interceptor-Mission wird der Schwerpunkt daher auf Beobachtungen aus verschiedenen Blickwinkeln und Entfernungen liegen. Diese ermöglichen eine umfassendere Charakterisierung der Oberflächeneigenschaften, da sie die Messung der Albedo und der Topographie ermöglichen. Außerdem kann (99942) Apophis fast gleichzeitig aus zwei verschiedenen Blickwinkeln aufgenommen werden, was die Geometrie- und Volumenschätzung verbessert. BILD 7 zeigt eine mögliche Anordnung der beiden Satelliten.

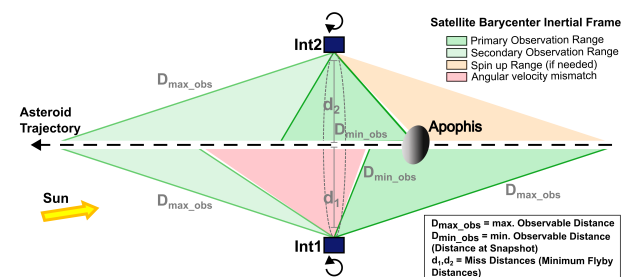


BILD 7: Mögliche Anordnung der beiden Satelliten, um (99942) Apophis während des Vorbeiflugs zu untersuchen

Int1 ist der erste der beiden Satelliten und soll (99942) Apophis aus einem niedrigen Phasenwinkel beobachten, um allgemeine Erkenntnisse über die Albedo und die grundlegende Form des Asteroiden zu gewinnen. Abhängig vom Attitude and Orbit Control System (AOCS)-System ist es möglich, dass *Int1* nicht in der Lage ist, die notwendige Winkelbeschleunigung und damit die erforderliche Winkelrate zu liefern, um den Asteroiden während der gesamten Beobachtungszeit zu verfolgen (rot markierte Bereiche). *Int2* hingegen wird (99942) Apophis unter einem hohen Phasenwinkel beobachten, um Oberflächendetails und die Topographie zu erfassen. Aufgrund von Systembeschränkungen kann es notwendig sein, *Int2* vorher anzudrehen, um die benötigte Winkelgeschwindigkeit mit einer geringeren Beschleunigung zu erreichen.

Zusätzlich sollen während des Vorbeiflugs Radio-Science Messungen durchgeführt werden um die Masse des Aste-

roiden zu untersuchen. Da die Satelliten während des Vorbeiflugs dauerhaft Kontakt zur Bodenstation haben werden, ist dies mit minimalen Anforderungen an das Kommunikationssystem möglich. Aufgrund der Entfernung zum Asteroiden und der Vorbeifluggeschwindigkeit sind jedoch erhebliche Unsicherheiten bei der Massenschätzung zu erwarten.

GTO Untersuchungen. Die GTO-Wissenschaftsphase ist Teil der *Downlink & Experiment Phase* im Betriebskonzept und zeichnet sich durch die primäre Nutzung des Raumfahrzeugs für die Erfassung wissenschaftlicher Daten in der hochelliptischen Umlaufbahn durch das sekundäre Nutzlastinstrument aus. Während kontinuierliche Langzeitmessungen im gesamten Missionsverlauf theoretisch möglich sind, hängt ihre Durchführung von den verfügbaren Leistungsressourcen ab. Während der vorgesehenen 70-tägigen Untersuchungsphase haben diese Messungen Priorität und sollen mit hoher Frequenz durchgeführt werden. Zusätzliche Experimente, einschließlich Radio-Science Experimenten unter Verwendung des Kommunikationssystems, sind ebenfalls denkbar. Je nach dem verbleibenden Delta-V-Budget sind auch zusätzliche Bahnanpassungen denkbar, um verschiedene Satellitenkonfigurationen zu erreichen.

3.2.2. Nutzlasten

Primäre Nutzlast. Als primäre Nutzlast wird eine Kamera basierend auf der MASCAM des DLR Instituts für Planetenforschung eingesetzt. Für dieses Missionskonzept soll eine 2U-Variante dieser flugerprobten Kamera verwendet werden. Abhängig von der endgültigen Konfiguration ist Mono- oder RGB-Abbildung im sichtbaren Spektrum möglich [25].

Sekundäre Nutzlast. Als sekundäres Instrument wird ein Fluxgate-Magnetometer eingesetzt, um die Magnetfeldeigenschaften innerhalb der Van-Allen-Gürtel während der gesamten Dauer der Mission zu messen. Aufgrund der frühen Phase dieser Analyse wurde noch keine endgültige Auswahl für die Instrumentenhardware getroffen. Für die weitere Untersuchung wird zunächst als Referenzinstrument analog zu dem RAMSES CubeSat das MASCOT-Magnetometer verwendet. Aufgrund der geringen Systemanforderungen und der signifikant verbesserten Messergebnisse sind zunächst zwei Magnetometer je Satellit vorgesehen.

3.2.3. Orbitanalyse

Ausgangspunkt der Orbitanalyse ist eine Fallunterscheidung je nach Startgelegenheit.

- Im ersten Fall, nachfolgend *Case 1*, wird angenommen, dass ein Startanbieter die Satelliten in einen optimalen Orbit transportiert. Optimal bedeutet in diesem Fal-

le, dass (99942) Apophis an dem Punkt *im Raum & in der Zeit* seines ECA abzufangen, während die Relativgeschwindigkeit zwischen Apophis und den Satelliten minimiert wird durch die Nutzung eines Retrograden Orbits.

- Im zweiten Fall, nachfolgend *Case 2*, wird angenommen, dass die Satelliten im Rahmen einer kommerziellen GEO Transfer-Orbit (GTO)-Rideshare Mission gestartet werden. Hierbei ist ein Prograder Orbit zu erwarten, weshalb die Vorbeifluggeschwindigkeit signifikant höher sein wird. Die minimale Bahnänderung für ein Flyby Manöver an Apophis besteht darin, das Apogäum anzuheben, bis sich die Flugbahn von (99942) Apophis und die der Satelliten in der Äquatorialebene schneiden. In der Analyse wurden hierfür vor allem die Ellipsenanomalie und der Right-Ascension of the Ascending Node (RAAN) angepasst.

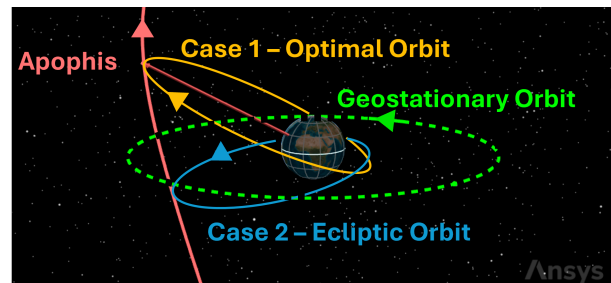


BILD 8: Vereinfachte Darstellung der Flugbahn für Case 1 und Case 2 zur Untersuchung von (99942) Apophis während dem Vorbeiflug an der Erde am 13.04.2029, erstellt mit ANSYS STK.

Beide Fälle sind in BILD 8 visualisiert. Ein weiterer Aspekt der Orbitanalyse ist die Langzeitstabilität des Orbits. Hierzu wurden verschiedene Störmomente, wie die Gravitationsanomalien, der solare Strahlungsdruck, die Restatmosphäre und der Einfluss anderer Himmelskörper auf die Bahn der Satelliten ausgewertet. Für beide Fälle sind signifikante Änderungen bei den Bahnparametern RAAN und dem Argument des Perigäums zu erwarten. Da erste Analysen gezeigt haben, dass eine Bahnkorrektur aufgrund des hohen erforderlichen ΔV (über 12,6 m/s pro Orbit) nicht praktikabel ist, muss bereits beim Start ein entsprechend vorjustierter Orbit gewählt werden. Dank des linearen Drifts der Bahnparameter lässt sich dieser vor dem Start hinreichend präzise bestimmen.

Zur Vermeidung von Weltraummüll ist es von besonderer Relevanz eine nachhaltige Entsorgung der Satelliten vorzunehmen. Aufgrund der hochelliptischen Bahn ist hierbei ein aktiver Wiedereintritt notwendig. Im Rahmen dieser Analysen wurde zunächst hierfür nur eine grobe Abschätzung getroffen um den zusätzlichen Treibstoffbedarf zu ermitteln. In einer detaillierteren Untersuchung sind

hierzu weitere Optimierungen und Analysen zu dem benötigten Eintrittswinkel erforderlich.

Benötigte Antriebsleistungen. Die auf Basis der Analyse ermittelten minimalen Werte für die benötigte Geschwindigkeitsänderung sind in TAB. 2 angegeben. Wichtig ist hierbei zu beachten, dass hierfür noch keine weiteren Sicherheitsmargen in die Berechnung eingeflossen sind.

Manöver	Case 1 [m/s]	Case 2 [m/s]
Anheben des Apogäums	—	149,5
$\sum$ Flyby Satellitenmanöver	9,69	6,54
Dekommissionierung ⁸	56,69	43,33
Total	66,38	199,37

TAB. 2: Minimal benötigtes ΔV für Case 1 & 2

Experimentanforderungen. In TAB. 3 sind zusammenfassend die Anforderungen, welche sich aus der Bahnanalyse und dem Experimentszenario ergeben, dargestellt.

Anforderung	Case 1	Case 2
Beobachtungsbereich (min/max) [km]	25 / 325	25 / 325
Vorbeifluggeschwindigkeit [km/s]	5	10
Beobachtungsdauer [s]	130	65
Max. Drehrate [°/s]	9,1	12,8
Max. Winkelbeschleunigung [°/s ²]	0,95	1,85

TAB. 3: Beobachtungsparameter für die Flyby-Untersuchungen für Case 1 & 2

3.2.4. Betriebskonzept

Die gesamte Missionsdauer beträgt ungefähr ein Jahr, ein zeitlicher Überblick über das grundlegende Betriebskonzept ist in BILD 9 dargestellt.

Apophis Interceptor Mission Timeline

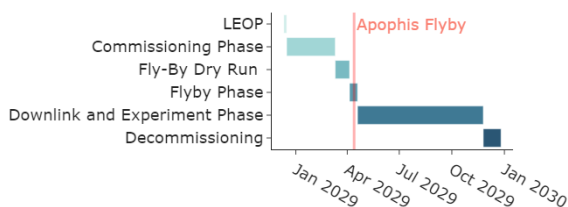


BILD 9: Grober Zeitplan für den Ablauf der Interceptor Mission

Abhängig von der genutzt Startoption ergibt sich eine unterschiedliche Schwerpunktsetzung während der anschließenden *Commissioning Phase*. Neben den Vorbereitungen für den nominalen Satellitenbetrieb und der Kalibration der Instrumente ist eine Anpassung des Orbits, besonders bei einem GTO Rideshare Start (*Case 2*) erforderlich. Anschließend soll in der *Flyby Dry Run Phase* der Vorbeiflug an (99942) Apophis simuliert, um die Betriebsabläufe im Orbit zu verifizieren. Die *Flyby-Phase* umfasst dann den eigentlichen Vorbeiflug an (99942) Apophis, einschließlich der notwendigen Vorbereitungen und Aktivitäten nach dem Vorbeiflug wie die Übertragung von ‚First-Look‘-Bildern. Während der *Downlink- und Experiment-Phase* werden zunächst alle während des Vorbeiflugs gewonnenen wissenschaftlichen Daten an die Bodenstation übertragen, gefolgt von den wissenschaftlichen Messungen mit der sekundären Nutzlast und Experimenten zum autonomen Nutzlastbetrieb, sowie potentielle Radio-Science Messungen. Zum Abschluss der *Decommissioning Phase* sollen die beiden Satelliten kontrolliert in der Erdatmosphäre verglühen.

3.2.5. Satellitenbus

Der Bus für den beiden Interceptorsatelliten soll identisch aufgebaut sein und eine Single-String Architektur vorsehen. Im Rahmen von initialen Analysen wurde eine Busgröße von 16U als geeignet identifiziert. Die wichtigsten Kernparameter des Satelliten sind in TAB. 4 aufgeführt. Die Auswahl der Subsysteme orientiert sich dabei an dem SONATE-2 Bus und ergänzt diese, wo es erforderlich ist. Die größte Änderung ergibt sich in dem *Antriebssystem*. Hierfür ist in dem aktuellen Design ein Xenon-basierter Hall-Effekt Thruster vorgesehen. Für das *Attitude and Orbit Control System* ergeben sich aufgrund der für den Flyby erforderlichen Drehraten sehr hohe Anforderungen an die erreichbaren Drehgeschwindigkeiten und -Beschleunigungen. Zusätzlich ist die Integration eines optischen Navigationssystems erforderlich. Ein potientiell Beispiel für die Auslegung des AOCS Systems bildet der CubeSat *LICIACube* der *DART Mission* [26]. Das *Kommunikationssystem* wird auf dem SONATE-2 System basieren und primär im S-Band kommunizieren. Ein wichtiger Aspekt ist die Unterstützung von adaptiven Datenraten durch den Transceiver um eine effiziente Übertragung zu gewährleisten. Für das Energieversorgungssystem werden ausklappbare Solarpaneele benötigt um die benötigte Energiemenge bereitzustellen. Zusätzlich wird eine verhältnismäßig hohe Batteriekapazität benötigt um den Betrieb aller Subsysteme in der Flyby-Phase zu gewährleisten. Für den Betrieb in dem hochelliptischen Erdborbit sind zusätzliche Maßnahmen gegen die hohe Strahlungsbelastung erforderlich. Hierfür wurden bereits initiale Analysen durchge-

⁸Nicht optimiert, Annahme Perigäumshöhe auf 0km

führt, welche die Notwendigkeit von punktueller Abschirmung für besonders empfindliche Komponenten zeigt.

Parameter	Wert
Größenklasse	16 U
Masse	20 kg
Leistungsaufnahme (peak)	124 W
Leistungsaufnahme (avg.)	18 W

TAB. 4: Wichtigste Parameter des Satellitenbusses für die Interceptor Satelliten

3.3. Encounter Szenario

Das dritte Szenario, welches im Rahmen des Vorhabens untersucht wird, beschäftigt sich mit Optionen für einen unabhängigen deutschen Kleinsatellit zur Erforschung von (99942) Apophis. Hierbei steht besonders die Nutzung von Ridesharemöglichkeiten oder auch kommerzieller Startanbieter zu Apophis im Fokus. Der Satellit soll so konzipiert sein, dass er als Vorlage für weitere Missionen zu Near Earth Asteroids im cislunaren Raum und darüber hinaus dienen kann. Eine der Hauptaufgaben ist die Auswahl der Flugbahn und des Antriebssystems für die eigenständige Abbremsung bei (99942) Apophis, falls kein Transferfahrzeug verwendet werden kann. Der Start soll spätestens im Jahr 2028 erfolgen sein, da sonst die Treibstoff- oder Zeitvorgaben nicht eingehalten werden können. Im Gegensatz zur SATIS-Mission, geht es hier jedoch um einen Kleinsatelliten in der Größenklasse von ca. 27U. Abhängig von der endgültigen der Flugbahn wird ein Beobachtungszeitraum von bis zu zwei Monaten vor der ECA für möglich gehalten. Das Szenario wird im Verlauf des NEAlight Vorhabens vorraussichtlich in Q4 2024 näher untersucht.

4. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Anhand der zwei ausführlich vorgestellten Konzepte, konnten zwei komplementäre Einsatzmöglichkeiten zur Erforschung von erdnahen Asteroiden mit Kleinsatelliten aufgezeigt werden. Während der RAMSES CubeSat im Rahmen der Missionsunterstützung vielfältige wissenschaftliche Ergebnisse ermöglicht, liegt der Fokus bei dem Szenario für die Interceptor Mission auf der Demonstration von Schlüsseltechnologien für spätere kostengünstige Flyby Untersuchungen mehrerer Asteroiden. Insgesamt ist in den kommenden Jahren nicht nur im Kontext der Untersuchung von Apophis mit einer Zunahme von Kleinsatellitenmissionen zur Erforschung des Weltraums zu rechnen. Auch wenn dies ein wichtiger Schritt ist um die Leistungsfähigkeit der Kleinsatelliten weiter zu demonstrieren, ist besonders durch zahlreiche angekündigte Startgelegenheiten in den cislunaren Raum, u.a. im Rahmen der

Artemis Missionen, mit einer signifikanten Zunahme von Kleinsatelliten jenseits des Erdborbits zu rechnen. Dennoch bleiben die Herausforderungen der interplanetaren Umgebung, der Trajektorienplanung und der Kommunikation für alle interplanetaren Missionen unabhängig von der Größenklasse konstant. Diese Aspekte müssen stets in der Missionsplanung, besonders im Vergleich zu Missionen im niedrigen Erdborbit, berücksichtigt werden.

Danksagung

Diese Arbeit ist Teil des vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) über das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) geförderten Projekts NEAlight aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages (Förderkennzeichen 500O2413).

Kontaktadresse:

jonathan.maennel@uni-wuerzburg.de

Literatur

- [1] H. J. Kramer, „CubeSat Concept - Deployer Standards for an Enlarged CubeSat Family“. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/cubesat-deployer-standards#payload-specification-for-6u-12-u-and-27u-configurations>
- [2] R. M. Millan u. a., „Small satellites for space scienceA COSPAR scientific roadmap“, *Advances in Space Research*, Bd. 64, Nr. 8, S. 1466–1517, Okt. 2019, doi: [10.1016/j.asr.2019.07.035](https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.07.035).
- [3] B. K. Malphrus, A. Freeman, R. Staehle, A. T. Klesh, und R. Walker, „4 - Interplanetary CubeSat missions“, *Cubesat Handbook*. Academic Press, S. 85–121, 2021. doi: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817884-3.00004-7>.
- [4] A. Klesh u. a., „MarCO: Early Operations of the First CubeSats to Mars“, *32nd Annual AIAA/USUConference on Small Satellites*, 2018, [Online]. Verfügbar unter: <https://core.ac.uk/download/pdf/220135851.pdf>
- [5] T. Gardner u. a., „CAPSTONE: A Summary of a Highly Successful Mission in the Cislunar Environment“, *DigitalCommons@USU*, 2023, Zugegriffen: 20. September 2024. [Online]. Verfügbar unter: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/69>
- [6] J. Männel, E. Borschinsky, H. Kayal, T. Neumann, und C. Riegler, „Trends und Forschungswünsche in der Extraterrestrik und Ideen für eine na-

- tionale Kleinsatellitenmission: Analyse einer Umfrage unter Wissenschaftlern in Deutschland im Rahmen des Satexprojekts“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 2023*, Nov. 2023, doi: [10.25967/610212](https://doi.org/10.25967/610212).
- [7] H. Goldberg u. a., „The Juventas CubeSat in Support of ESA's Hera Mission to the Asteroid Didymos“, in *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2019.
- [8] J. Shoer u. a., „Janus: Launch of a NASA SmallSat Mission to Near-Earth Binary Asteroids“, in *36th Annual Small Satellite Conference*, 2022.
- [9] P. Pravec u. a., „The tumbling spin state of (99942) Apophis“, *Icarus*, Bd. 233, S. 48–60, 2014, doi: <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2014.01.026>.
- [10] M. Brozović u. a., „Goldstone and Arecibo radar observations of (99942) Apophis in 2012–2013“, *Icarus*, Bd. 300, S. 115–128, Jan. 2018, doi: [10.1016/j.icarus.2017.08.032](https://doi.org/10.1016/j.icarus.2017.08.032).
- [11] G. Valvano, O. C. Winter, R. Sfair, R. Machado Oliveira, G. Borderes-Motta, und T. S. Moura, „APOPHIS - effects of the 2029 Earth's encounter on the surface and nearby dynamics“, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, Bd. 510, Nr. 1, S. 95–109, Nov. 2021, doi: [10.1093/mnras/stab3299](https://doi.org/10.1093/mnras/stab3299).
- [12] Lee, H.-J. u. a., „Refinement of the convex shape model and tumbling spin state of (99942) Apophis using the 2020–2021 apparition data“, *A&A*, Bd. 661, S. L3, 2022, doi: [10.1051/0004-6361/202243442](https://doi.org/10.1051/0004-6361/202243442).
- [13] A. Foundation, „Letter of Support for the RAMSES Mission to the Asteroid Apophis“. Zugegriffen: 19. Februar 2024. [Online]. Verfügbar unter: <https://asteroidday.org/news-updates/letter-of-support-for-the-ramses-mission-to-the-asteroid-apophis/>
- [14] JPL Solar System Dynamics, „Small-Body Database Lookup - 99942 Apophis (2004 MN4)“. [Online]. Verfügbar unter: https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb_lookup.html#/?sstr=99942
- [15] JPL Horizons System, „Horizons Batch for Apophis Orbital Elements for 2029-01-01 and 2030-01-01“. [Online]. Verfügbar unter: https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons_batch.cgi?batch=1&COMMAND=%27Apophis%27&TABLE_TYPE=%27ELEMENTS%27&START_TIME=%272029-01-01%27&STOP_TIME=%272030-01-01%27&STEP_SIZE=%271%20year%27&CENTER=%27@Sun%27&OUT_UNITS=%27AU-D%27
- [16] Y. Kim, J. V. DeMartini, D. C. Richardson, und M. Hirabayashi, „Tidal resurfacing model for (99942) Apophis during the 2029 close approach with Earth“, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, Bd. 520, Nr. 3, S. 3405–3415, 2023, doi: [10.1093/mnras/stad351](https://doi.org/10.1093/mnras/stad351).
- [17] J. L. Dotson u. a., „Apophis specific action team report“, 2022. [Online]. Verfügbar unter: <https://pubs.usgs.gov/publication/70238398>
- [18] P. Martino, „RAMSES - ESA Rapid Apophis Mission“, in *Hera community meeting*, European Space Agency, Okt. 2023.
- [19] J. Männel u. a., „Poster Contribution: A possible German CubeSat Contribution to RAMSES“, in *Apophis T-5 Workshop*, Noordwijk, The Netherlands: Lunar, Planetary Institute, 2024.
- [20] R. Jaumann u. a., „The Camera of the MASCOT Asteroid Lander on Board Hayabusa 2“, *Space Science Reviews*, Bd. 208, Nr. 1, S. 375–400, Juli 2017, doi: [10.1007/s11214-016-0263-2](https://doi.org/10.1007/s11214-016-0263-2).
- [21] D. Herik u. a., „The MASCOT Magnetometer“, *Space Science Reviews*, Bd. 208, Nr. 1–4, S. 433–449, Jan. 2016, doi: [10.1007/s11214-016-0236-5](https://doi.org/10.1007/s11214-016-0236-5).
- [22] A. Herique, D. Plettemeier, W. Kofman, und JuRa Team, „JuRa: The Juventas Radar on Hera to fathom Didymoon“. April 2023.
- [23] A. Maurer u. a., „Novel On-Board Data Processing Strategies on Nanosatellite SONATE-2“, in *The 45 Symposium 2024*, 2024.
- [24] T. Greiner u. a., „SONATE-2 – Using Artificial Intelligence for In-Orbit Image Processing and Anomaly Detection“, in *14th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, 2024.
- [25] N. Schmitz u. a., „Multi-Scale Imaging of (99942) Apophis“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, 2024.
- [26] E. Dotto u. a., „The Dimorphos ejecta plume properties revealed by LICIAcube“, *Nature*, Bd. 627, S. 505–509, März 2024, doi: [10.1038/s41586-023-06998-2](https://doi.org/10.1038/s41586-023-06998-2).
- [27] D. N. DellaGiustina u. a., „OSIRIS-APEX: An OSIRIS-REx Extended Mission to Asteroid Apophis“, *The Planetary Science Journal*, Bd. 4, Nr. 10, S. 198–199, Okt. 2023, doi: [10.3847/psj/acf75e](https://doi.org/10.3847/psj/acf75e).
- [28] M. M. Kelley, „NASA gives green light for OSIRIS-REx spacecraft to visit another asteroid“. [Online]. Verfügbar unter: <https://news.arizona.edu/story/nasa-gives-green-light-osiris-rex-spacecraft-visit-another-asteroid>

- [29] M. Kueppers, P. Martino, I. Carnelli, und P. Michel, „Ramses - ESAs Study for a Small Mission to Apophis“, *Bulletin of the AAS*, Bd. 55, Nr. 8, Okt. 2023.
- [30] European Space Agency, „A SATIS MISSION STUDY FOR TWO PHASE A STUDIES“. [Online]. Verfügbar unter: <https://esastar-publication-ext.sso.esa.int/ESATenderActions/details/62557>
- [31] R. Walker, „Overview of ESA Lunar and Interplanetary CubeSat Missions“, in *Inter-Planetary Small Satellite Conference 2023*, Mai 2023. [Online]. Verfügbar unter: <http://www.intersmallsatconference.com/past/2023/>
- [32] R. B. Amini u. a., „DROID: Accompanying and Characterizing Apophis Through Its 2029 Earth Closest Approach“, Bd. 2681, S. 2012–2013, Mai 2022, Zugegriffen: 8. Februar 2024. [Online]. Verfügbar unter: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2022LPICo2681.2012A>
- [33] A. Herique u. a., „Probing The Interior Of 99942 Apophis In 2029 With The 2 Cubesats Of The Droid Mission“, *Bulletin of the AAS*, Okt. 2023, [Online]. Verfügbar unter: <https://baas.aas.org/pub/2023n8i405p12/release/1>
- [34] M. Pascual, K. Nakamura-Messenger, D. Djuran, T. Cooley, M. Schmidgall, und B. Grantham, „Exploration of Asteroid Apophis with the ExLabs Arachne Spacecraft“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, Apr. 2024.
- [35] G. Saita u. a., „APOPHIS 2029, ATENA Concept: Mission Design and Satellite Architecture“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, Apr. 2024.
- [36] J. Foust, „NASA cancels Janus asteroid smallsat mission“, *SpaceNews*, Juli 2023, [Online]. Verfügbar unter: <https://spacenews.com/nasa-cancels-janus-asteroid-smallsat-mission>
- [37] S. Squyres, T. Randolph, und T. Sanford, „Blue Origin’s Blue Ring Spacecraft Enables Detailed Investigation of Apophis Before, During, and After Its Earth Encounter.“, in *Apophis T-5 Years*, Apr. 2024.
- [38] D. Werner, „ExLabs plans mission to rendezvous with asteroid Apophis“. [Online]. Verfügbar unter: <https://spacenews.com/exlabs-plans-mission-to-rendezvous-with-asteroid-apophis>
- [39] R. L. Ballouz u. a., „Flyby Asteroid Reconnaissance (FLARE) Mission to Apophis: A Mission Concept to Apophis Before Its Earth Encounter to Demonstrate Flyby Reconnaissance for Planetary Defense“, in *Apophis T-5 Years*, Apr. 2024.
- [40] N. Golovich u. a., „RA’s CATS: Rapid Apophis Characterization with Two Satellites“, in *Apophis T-5 Years*, Apr. 2024.
- [41] A. Doumitt u. a., „Multiple CubeSats Provide Close Apophis Imagery During Earth Passage“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, Apr. 2024.
- [42] A. Meginnis, J. Acain, C. Helms, und D. Lantukh, „Rendezvous Mission Profile to Asteroid Apophis Prior to 2029 Earth Close Approach“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, Apr. 2024.
- [43] J. Plescia u. a., „The Asteroid Probe Experiment (APEX) Mission“, *DigitalCommons@USU*, 2017, [Online]. Verfügbar unter: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/107>
- [44] Y. Liao, E. Chu, C. Huang, und I. Lai, „PHACE: Potentially Hazardous Asteroid CubeSat Exploration Mission“, 2020.
- [45] A. Morelli, A. Mannocchi, C. Giordano, F. Ferrari, und F. Toppo, „Initial Trajectory Assessment of the RAMSES Mission to (99942) Apophis“, Sep. 2023.
- [46] R. Moissl, „ESA Mission and options to Asteroid and Apophis during the and Close Approach and with Earth and – Programmatic and Strategic perspective“, in *Apophis T-5 Years (2024)*, Apr. 2024.
- [47] S.-S. Park, „South Korea cancels Apophis probe“, *SpaceNews*, Feb. 2023, [Online]. Verfügbar unter: <https://spacenews.com/south-korea-cancels-apophis-probe>
- [48] H.-K. Moon u. a., „Apophis Rendezvous Mission for Scientific Investigation and Planetary Defense“, *Apophis T-9 Years: Knowledge Opportunities for the Science of Planetary Defense*, Bd. 2242, S. 2065–2066, Nov. 2020, [Online]. Verfügbar unter: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2020LPICo2242.2065M/abstract>

Anhang

Proposed Missions to (99942) Apophis

Mission Name	Agency/ Company	Description (short)	Launch Date and Staus	Ref
OSIRIS-APEX	NASA	Extension of the <i>OSIRIS-REx</i> mission to investigate (99942) Apophis in the post-encounter phase	Mission launched, funding approved	[27], [28]
RAMSES	ESA	Satellite bus of >1000kg class, based on the <i>HERA</i> mission with up to 2 CubeSats for pre- and post-encounter investigations	Apr. 2028, Prefunding approved but final decision dep. on ESA MC 2025	[18], [29]
SATIS	ESA	12U-XL CubeSat for standalone (99942) Apophis mission with electric propulsion system	May 2027, Phase-A study carried out	[18], [30], [31]
DROID	NASA/ CNES/ Exlabs	Mother S/C (likely Exlabs S/C) with 2 CubeSats for bistatic radar measurements, additional payload capacity	Q1/2 2028, Ongoing investigation, ExLabs S/C Phase A	[32], [33], [34]
ATENA	ASI / NASA / ARGOTEC	Stand-alone mission based on Hawk Platform, total mass < 70 kg, instrument suite consists of optical imager and IR spectrometer	Q4 2027, proposed concept	[35]
JANUS	NASA	Utilization of the <i>JANUS</i> small satellites (< 50kg class) to study (99942) Apophis	–, Spacecraft fully integrated, options for flight opportunities currently being explored	[36]
Blue Ring Spacecraft	Blue Origin	Proposal for a mission based on the Blue Ring spacecraft, no payloads selected yet	2027, proposed concept	[37]
Exlabs Apophis Mission 2028	Exlabs/ NASA/ CalTec	Based on Exlabs SERCV S/C to host payload instruments and CubeSats from customers, prob. Incl. DROID mission	Apr. 2028, ExLabs S/ C Phase A; PDR Mar. 2025	[34] [38]
FLARE	Johns Hopkins University (US)	Demonstration of a rapid asteroid flyby reconnaissance mission based on a 6U CubeSat bus	2028, proposed concept	[39]

RA's Cats	Lawrence Livermore National Lab. (US)	Two SmallSats on highly eccentric orbit (one GTO) to approach Apophis during ECA with 25cm aperture telescopes	2028, proposed concept for Earth orbit satellites	[40]
—	The Aerospace Corporation	Concept for 20 CubeSats (6-12U) to make sequential optical observations during ECA	2028, proposed concept	[41]
—	AstroForge	Commercial, payload agnostic spacecraft design with rendezvous mission profile	2028, proposed concept	[42]
APEX	NASA	200-400kg class, investigation of the structure of (99942) Apophis and changes due to tidal forces	—, Paper status 2017, few publications	[43]
PHACE	Taiwan (Main-contributor)	6U CubeSat, study of the physical properties of (99942) Apophis at post-encounter, focus on high-res. optical imager and NIR spectrometer	Apr. 2029, Paper status 2020, few publications	[44]
RAMSES II.	ESA / ASI	500kg class, electric propulsion system, standalone mission	SRR level in Q1 2024, Presumably Cancelled	[18], [45], [46]
[South Korea Apophis Mission]	South Korea	Independent mission to (99942) Apophis, including imager, laser altimeter, particle detector, magnetometer, based on KAIST's small satellite bus	Launch 2026/2027; Cancelled	[47], [48]

TAB. 5: Übersicht über aktuelle und wichtige ehemals geplante Missionen zu (99942) Apophis (Stand: Aug 2024)