Lehrerhandreichung

Tobias Schüttler (tobias.schuettler@lmu.de)

Simone Zepp

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wird mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

Gefördert durch:

Bundesministerium für Wirtschaft und Energie

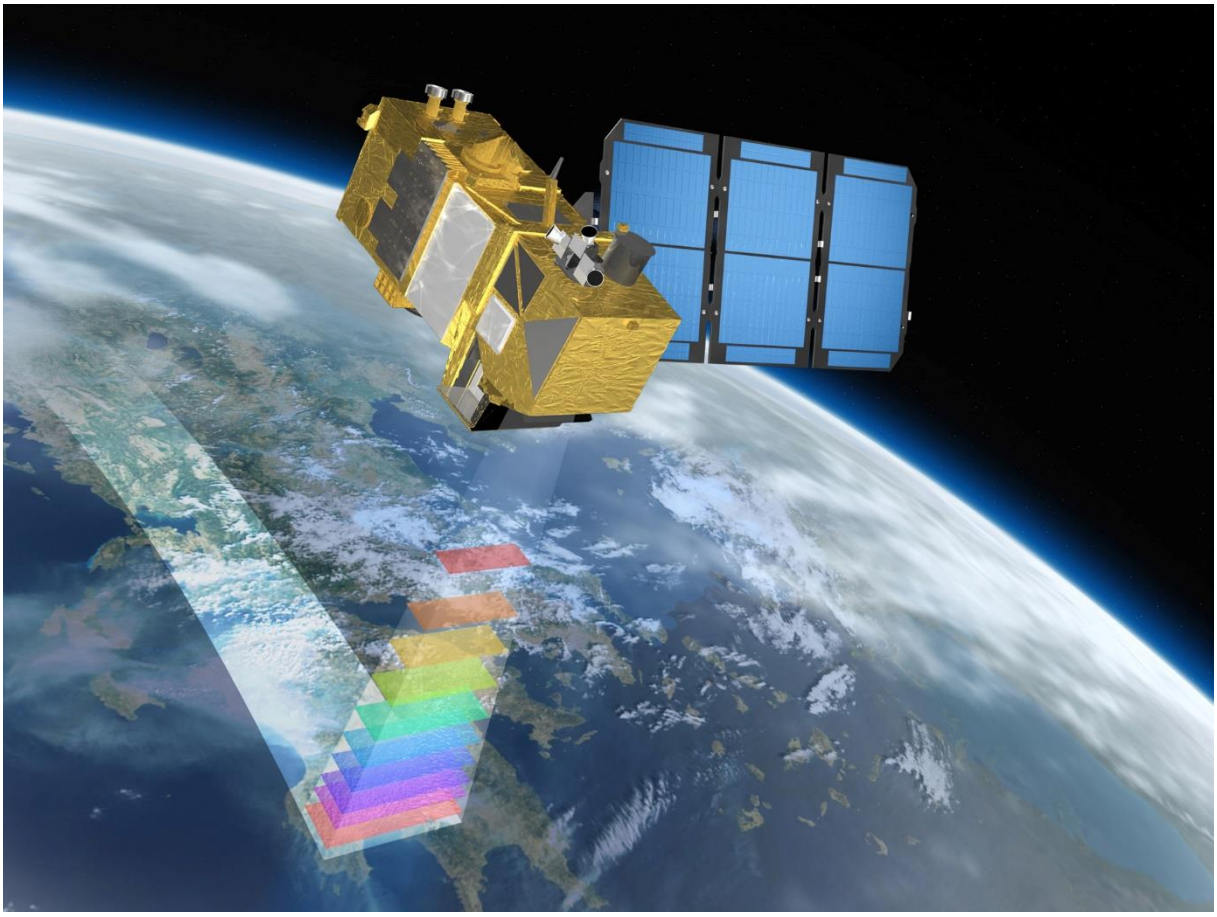
aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

LMU LUDWIG-MAXIMILIANS-UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DLR

Einführung in die Satellitenfernerkundung

Simone Zepp und Tobias Schüttler



Quelle: ESA 2012

Gefördert durch:

Bundesministerium für Wirtschaft und Energie

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

LMU LUDWIG-MAXIMILIANS-UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DLR

Inhalt

Inhalt ... 2
Abbildungsverzeichnis ... 3
Tabellenverzeichnis ... 5
Abkürzungsverzeichnis ... 5
1 Einführung ... 7
2 Physikalische Grundlagen ... 12
2.1 Elektromagnetische Strahlung ... 12
2.2 Atmosphärische Beeinflussung der Strahlung ... 13
2.3 Spektraleigenschaften des Lichts ... 15
3 Sensoreigenschaften ... 16
3.1 Geometrische Auflösung ... 16
3.2 Spektrale Auflösung ... 17
3.3 Radiometrie ... 18
3.4 Satellitenumlaufbahnen ... 19
4 Aktuelle Missionen ... 19
4.1 Struktur einer Satellitenmission ... 20
4.1.1 Space Segment ... 20
4.1.2 Ground Segment ... 21
4.2 Aktuelle Missionen ... 23
4.2.1 Sentinel ... 23
4.2.2 Landsat ... 24
4.2.3 TerraSAR-X / TanDEM-X ... 26
5 Auswertung von Fernerkundungsaufnahmen ... 27
5.1 Vegetationsanalysen ... 27
5.2 Analysen mittels Indizes ... 29
5.2.1 Normalized Difference Snow Index - NDSI ... 29
5.2.2 Normalized Burn Ratio – NBR ... 30
5.3 Klimaforschung ... 32
5.4 LEOWorks ... 34
6 Fernerkundung der Atmosphäre ... 36
6.1 Satellitengestützte Atmosphärenforschung ... 36
6.2 Sentinel-5P ... 37
6.2.1 TROPOMI ... 38

6.2.2 Erste Ergebnisse 39
Literaturverzeichnis 41
Bildnachweis 44

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Prinzip der Fernerkundung. Die reflektierte oder emittierte Energie der Landoberfläche wird von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen und in regelmäßigen Abständen an global verteilte Bodenstationen gesendet (verändert nach Richards 2013) 7
Abbildung 2: Unterschied zwischen passiven und aktiven Fernerkundungssensoren. Während passive Systeme (links / Mitte) die von der Erdoberfläche reflektierte Sonnenstrahlung oder emittierte thermale Strahlung aufnehmen, fungieren aktive Systeme (rechts) zugleich als Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E) (verändert nach Albertz 1991). 8
Abbildung 3: spekulare Reflexion einer glatten Oberfläche (links), diffuse Reflexion einer Oberfläche mit hoher Rauigkeit (rechts). 9
Abbildung 4: Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1 eines Küstenbereichs um die Stadt Wilmington in Florida, USA am 11.10.2016 (Datengrundlage: Sentinel-1, ESA 2016). 10
Abbildung 5: Vergleich der gängigsten Aufnahmeprinzipien der Fernerkundung. Während beim sogenannten Pushbroom-Prinzip (links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfasst werden, erfolgt beim Whiskbroom-Prinzip (rechts) die Pixelaufnahme einer Abtastlinie durch einen rotierenden Spiegel nacheinander. 12
Abbildung 6: Wellenlängen der Strahlungsarten des elektromagnetischen Spektrums. Im oberen Bildbereich der Abbildung ist stark vereinfacht die von der Sonne emittierte Strahlung dargestellt (verändert nach Albertz 1991). 13
Abbildung 7: Darstellung der atmosphärischen Fenster, bzw. der atmosphärischen Absorptionsbanden für einen Ausschnitt des elektromagnetischen Spektrums (NASA 2012). 13
Abbildung 8: Mosaik zusammengesetzt aus vier Aufnahmen von unterschiedlichen Überflugdaten. Das linke Mosaik zeigt die Szenen unkorrigiert mit szenenspezifischen, unterschiedlichen atmosphärischen Einflüssen. Das rechte Mosaik zeigt die Szenen nach der Bereinigung dieser Einflüsse. Das Bild ist homogener und genaue quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich (DLR 2017 b) 15
Abbildung 9: Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze durch typische Pflanzenbestandteile im optisch sichtbaren (VIS), im nahen Infraroten (NIR) und im kurzwelligen infraroten (SWIR) Wellenlängenbereich. 15
Abbildung 10: Vergleich verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine räumliche Auflösung zwischen 30 und 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von 1 m Kantenlänge und weniger pro Pixel aufnehmen. Der Informationsgewinn einer hohen geometrischen Auflösung im Vergleich zu einer geringen ist deutlich erkennbar (links, Mitte: Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017; rechts: Landesamt für Digitalisierung, Breitband und Vermessung 2013). 16

Abbildung 11: spektrale Auflösung eines passiven multispektralen Sensors mit sechs Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 µm. Der Sensor detektiert Reflexionen im optisch sichtbaren (VIS), nahen Infraroten (NIR) und kurzwellig Infraroten Wellenlängenbereich (SWIR). 17
Abbildung 12: Verschiedene Graustufenauflösungen in Abhängigkeit der zugrunde liegenden Bildspeicherung (verändert nach DLR 2016). 18
Abbildung 13: Ein Echtfarbenbild entsteht durch die Überlagerung der Reflexionen im roten, grünen und blauen Wellenlängenbereich. 19
Abbildung 14: Prozessierungslevel und Produkte von Rohdaten (Level-0) zu geokodierten Top-of-Atmosphere-Reflektanzen (Level-1c). Die Prozessierung wird noch vor der Datenbereitstellung an den Endnutzer durch das Ground Segment durchgeführt. 22
Abbildung 15: Sentinel-1 (links) (ESA 2017) und Sentinel-2 (rechts) (ESA 2017 b). 24
Abbildung 16: Abbildung 12: Landsat 8 (NASA 2014). 25
Abbildung 17: Formationsflug der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind die Satelliten horizontal und über den Polen vertikal versetzt (DLR 2014). 26
Abbildung 18: Aufnahmemodi der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (DLR 2012). 27
Abbildung 20: Spektren verschiedener Landoberflächen. Lediglich das Vegetationsspektrum ist von einem deutlichen Reflektanzunterschied zwischen dem roten Wellenlängenbereich (niedrige Reflektanzen) und dem NIR (sehr hohe Reflektanzen) gekennzeichnet. 28
Abbildung 21: Vegetationsspektren verschiedener Vitalitätsstufen. Sehr vitale Vegetation (dunkelgrünes Spektrum) zeichnet sich im Vergleich zu Vegetation mit geringerer Vitalität (hellgrüne Spektren) vor allem durch eine Abnahme im NIR aus. 29
Abbildung 22: NDSI-Werte für einen Ausschnitt einer Sentinel-2 Szene aufgenommen über den bayerischen Alpen. (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017). 30
Abbildung 23: RGB-Darstellung des Gebietes um Nurri (Sardinien) vor (lins) und nach (rechts) dem Waldbrand im Juli 2016. Die Brandfläche (Bildmitte) von ca. 17,5 km² geht deutlich aus der Satellitenbildszene hervor (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017). 30
Abbildung 24: Delta Normalized Burn Ratio (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017). 31
Abbildung 25: Rückgang der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1982 (links) und 2012 (rechts). . 32
Abbildung 26: Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1984 und 2017 basierend auf jeweils einer zum Großteil wolkenfreien Aufnahme im August der Satelliten Landsat-4-5-7 und -8 (Datengrundlage: Landsat4-5-7-8, USGS 2018; Natural Earth Data). 33
Abbildung 27: NDVI-Falschfarbenbild (rechts) basierend auf einer Sentinel-2-Szene vom 17.05.2017 südwestlich von München (RGB-Darstellung links). Hohe NDVI-Werte werden meist mit einem grünen Farbverlauf dargestellt. Vegetationslose Flächen werden üblicherweise in brauner oder weißer (NDVI<0) Farbe dargestellt (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017). 35
Abbildung 28: Im Ausschnitt der Sentinel-2 Szene vom 17.05.2017 um den DLR Standort Oberpfaffenhofen ist neben der Unterscheidung von Vegetation von allen anderen Landoberflächen auch eine Abstufung der Vitalität einzelner Vegetationsflächen zu erkennen. Während Waldflächen sehr hohe NDVIs besitzen, was für eine hohe Vitalität spricht, sind Felder in Abhängigkeit von der Vegetationsentwicklung von verschieden hohen, allerdings niedrigeren NDVIs gekennzeichnet (vgl. Tabelle 5) (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017). 35
Abbildung 29: Eine Revolution in der Atmosphärenforschung: Sentinel-5P (ESA 2017 c). 37
Abbildung 30: räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zu den bisherigen Atmosphärensatelliten, GOME-2, SCIAMACHY und OMI (Datengrundlage: Natural Earth Data 2018). 39

Abbildung 31: SO_2-Konzentrationen der Atmosphäre oberhalb der indonesischen Insel Bali am 27. November 2017, unmittelbar nach dem Ausbruch des Vulkans Agung. Die höhere räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zum Sensor GOME-2 ist deutlich zu erkennen. 39
Abbildung 32: Ausbreitung der durch den Waldband am 12.12.2017 in Kalifornien erzeugten Aerosole in der Atmosphäre über die Westküste der USA (ESA 2017 e). 40

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Klassische Frequenzbänder, zugehörige Frequenzen und Wellenlängen der Mikrowellenfernerkundung sowie ausgewählte Satelliten. 11
Tabelle 2: Übersicht über die sechs im europäischen Copernicus-Programm enthaltenen Sentinel-Satelliten (DLR 2017). 23
Tabelle 3: Überblick über die Lebensdauer, die technischen Nutzlasten und die räumlichen Auflösungen der neun Landsatmissionen (USGS 2013). 25
Tabelle 4: Mittlere NDVI-Werte verschiedener Landbedeckungsarten. 28
Tabelle 5: Klassifikation der Schäden durch Brände basierend auf dem ΔNBR. 31
Tabelle 6: mittlere NDVIs von vegetationsbedeckten Oberflächen verschiedener photosynthetischer Aktivität. 36
Tabelle 7: Eigenschaften von TROPOMI bezüglich der optischen Kanäle und der damit ermittelten Produkte (KNMI 2008). 38

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AOCS	Attitude and Orbit Control System
BOA	Bottom of Atmosphere
CCD	Charge Couple Device
CMOS	Complementary metal oxide
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
ERTS	Earth Resources Technology Satellite
ESA	European Space Agency
ESOC	European Space Operations Centre
ETM	Enhanced Thematic Mapper
FOCC	Flight Operations Control Center
FOS	Flight and Operations Segment
FOV	Field of View
GNSS	Global Navigation Satellite System
GOME	Global Ozone Monitoring Experiment
IR	Infrarot
Lidar	Light Detection and Ranging
MIR	Mittleres Infrarot
MSI	Multispectral Instrument
MSS	Multispektrale Kameras
MTC	Mercury Cadmium Telluride
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NBR	Normalized Burn Ratio
NDSI	Normalized Difference Snow Index
NDVI	Normalized Difference Reflectance Index

NIR	Nahes Infrarot
OLI	Land and Ocean Imager
Radar	Radio and Detection and Ranging
RED	roter Wellenlängenbereich
SAR	Synthetic Aperture Radar
SCIAMACHY	Scanning Imaging Absorption Spectrometer for Atmospheric Cartography
TET	Technologieerprobungsträger
TIRS	Thermal Infrared Sensor
TM	Thematic Mapper
TROPOMI	TROPOsperic Monitoring Instrument
TOA	Top of Atmosphere
USGS	United States Geological Survey
UV	Ultraviolett
VNIR	Wellenlängenbereich des sichtbaren Lichts und nahen Infrarots
VIS	sichtbares Licht
ZAMG	Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Einführung

Die satellitengestützte Fernerkundung der Erde (Erdbeobachtung) dient der berührungsfreien Analyse unserer Erdoberfläche und –atmosphäre und gestattet dem Menschen einen möglichst großen Ausschnitt der Erde zu beobachten. Die Fernerkundung ist dabei „die Gesamtheit der Verfahren zur Gewinnung von Informationen über die Erdoberfläche durch Messung und Interpretation der von ihr ausgesendeten (Energie-) Felder. Als Informationsträger dient die von der Erde reflektierte oder emittierte elektromagnetische Strahlung“ (DIN 18716/3).

Wie in Abbildung 1 dargestellt beschreibt die Fernerkundung ein Prinzip, in dem die reflektierte oder emittierte Energie der Erdoberfläche von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen wird. Diese Messung wird genutzt, um ein Abbild der beobachteten Landoberfläche zu erzeugen. Der Satellit sendet in regelmäßigen Abständen die aufgenommenen Informationen zu verschiedenen global verteilten Bodenstationen. Hier werden die Daten empfangen, entschlüsselt und in das Archiv der betreibenden Weltraumagentur eingespeist und von dort den Nutzern zur Verfügung gestellt.

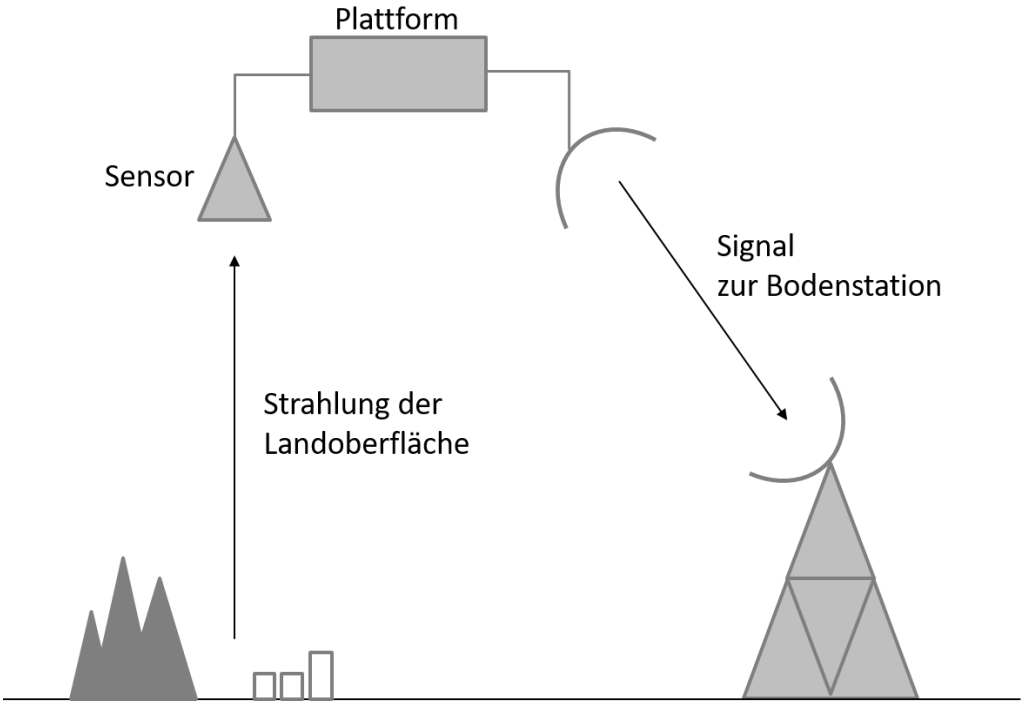


Abbildung 1: Prinzip der Fernerkundung. Die reflektierte oder emittierte Energie der Landoberfläche wird von einem satellitengestützten (oder flugzeuggetragenen) Sensor aufgenommen und in regelmäßigen Abständen an global verteilte Bodenstationen gesendet (verändert nach Richards 2013).

Die Fernerkundung funktioniert im Prinzip ähnlich wie das menschliche Sehen, mit dem Unterschied, dass bei Satelliten im All das Blickfeld größer ist und zusätzliche für das menschliche Auge unsichtbare Informationen aufgenommen werden können. Es ist auch möglich mittels Fernerkundungssystemen Aussagen über die Bestandteile unserer Atmosphäre zu sammeln. Die von einer Quelle auf die Erde gesendete elektromagnetische Strahlung unterliegt im Kontakt mit der Atmosphäre, und (oder) dem Erdboden, Interaktionsprozessen. Die Energie kann von einem Material entweder aufgenommen (Absorption), gerichtet bzw. diffus reflektiert werden (Reflexion) oder ohne Energieabgabe hindurch gehen (Transmission). Da die meisten Oberflächen optisch dichte Medien darstellen, kann von einer Vernachlässigung der Transmission ausgegangen werden. Das Verhältnis

aus reflektierter und absorbierter elektromagnetischer Strahlung ist daher Informationsträger über Materialzusammensetzung der Landbedeckungsart, bzw. der Atmosphäre. Jede Oberfläche absorbiert und reflektiert einen materialspezifischen Anteil des eingestrahlten Spektrums.

In der Fernerkundung werden zwei Sensorsysteme unterschieden (vgl. Abbildung 2). Während die sogenannten „passiven Sensoren“ die von der Erde reflektierte Sonnenstrahlung, bzw. die emittierte thermale Strahlung aufnehmen, sind „aktive Sensoren“ zugleich Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E).

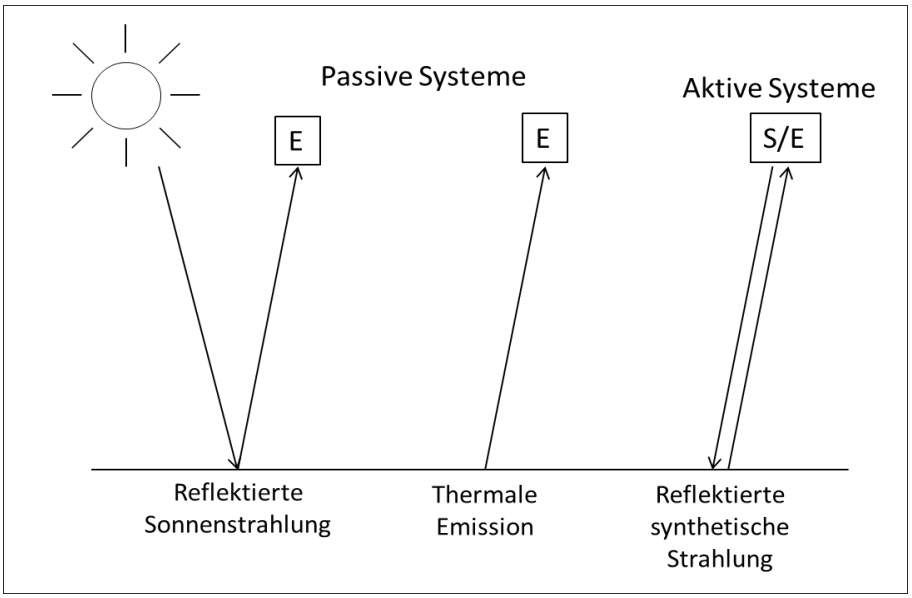


Abbildung 2: Unterschied zwischen passiven und aktiven Fernerkundungssensoren. Während passive Systeme (links / Mitte) die von der Erdoberfläche reflektierte Sonnenstrahlung oder emittierte thermale Strahlung aufnehmen, fungieren aktive Systeme (rechts) zugleich als Strahlungsquelle (S) und Empfänger (E) (verändert nach Albertz 1991).

Aktive Sensoren sind beispielsweise bei Radar- und Lidar-Systemen im Einsatz. Wie die meisten passiven Fernerkundungssensoren können auch Radar-Systeme (*Radio and Detection and Ranging*) bildgebende aktive Verfahren zur Ableitung von Eigenschaften der Erdoberfläche sein. Darüber hinaus dienen diese auch zur Bestimmung von Entfernungen. Lidar (*Light Detection and Ranging*) sind wiederum nichtbildgebende aktive Fernerkundungsverfahren. Beide Systeme sind zwar sehr ähnlich, unterscheiden sich jedoch im genutzten Wellenlängenbereich. Lidar nutzt den optischen Wellenlängenbereich (UV, VIS, Infrarot), während Radar-Verfahren in der Mikrowellenregion (1 mm bis 1 m Wellenlänge) arbeiten.

Da in den folgenden Kapiteln hauptsächlich die Eigenschaften von passiven Sensoren erläutert werden, wird in den nächsten Abschnitten nur ein kurzer Überblick über Radar- und Lidar-Systeme gegeben.

Radar

Ein großer Vorteil im Vergleich zu passiver Fernerkundung ist, dass aktive Verfahren auch bei Bewölkung oder nachts ohne natürliche Beleuchtungsquelle betrieben werden können. Die künstlich erzeugte Strahlung im Mikrowellenbereich (Zentimeterwelle) kann bezüglich ihrer großen Wellenlängen auch optisch dichte Medien wie beispielsweise Wolken durchdringen. Bildgebende Radarsatelliten senden meist kurze Impulse elektromagnetischer Wellen im Mikrowellenbereich aus

und registrieren die von der Erde reflektierte Strahlung über eine Antenne. Aus der Intensität der Signale können Informationen über Struktur und Feuchtigkeitsgehalt der Erdoberfläche abgeleitet werden (Löffler 2005). Es wird hauptsächlich die Stärke des zurückgestreuten Signals jedes Pixels gemessen. Der Grad der Streuung wird dabei von den Oberflächeneigenschaften, der geometrischen Form und der Feuchtigkeit bestimmt. Während optische, bildgebende Verfahren meist eher chemische Objektmerkmale erfassen, erlauben Radarsensoren vor allem eine Ableitung von physikalischen Größen.

Glatte Oberflächen (vgl. Abbildung 3 links) fungieren wie ein Spiegel als so genannte „spekulare Reflexionsoberflächen“ und erscheinen daher im Radarbild eher dunkel bis schwarz, da die Reflexion nicht zum Sensor zurück, sondern weg von ihm (unter gleichem Ausfallswinkel wie der Einfallswinkel) erfolgt. Raue Oberflächen (vgl. Abbildung 3 rechts) hingegen werden als diffuse Reflektoren bezeichnet. Sie streuen das einfallende Licht in alle Raumrichtungen, unter anderem auch zurück zur Plattform des Sensors. Diesbezüglich erscheinen sie im Bild eher hell. Grundlegend gilt, je höher die Rauigkeit des Geländes, desto intensiver das Radarecho. Neben der Objektgeometrie bestimmen vor allem die Leitfähigkeit des Materials (abhängig vom Wassergehalt) oder die Oberflächenrauhigkeit das gestreute Signal.

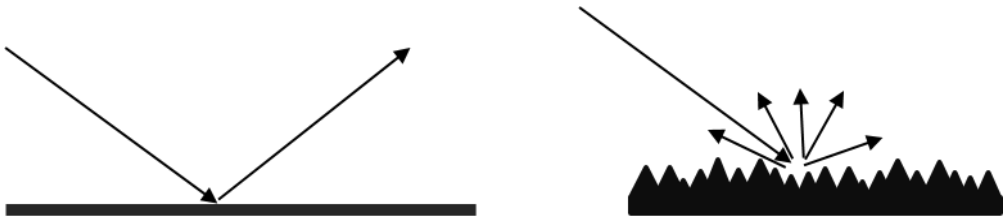


Abbildung 3: spekulare Reflexion einer glatten Oberfläche (links), diffuse Reflexion einer Oberfläche mit hoher Rauigkeit (rechts).

In der Radarfernerkundung unterscheidet man zwischen verschiedenen Systemen. Radiometer beispielsweise sind passive Messinstrumente, zur Bestimmung von Flüssigwasser und Dampfgehalt der Atmosphäre. Unter Altimetern versteht man aktive Instrumente, die kurze Impulse in Nadirrichtung (senkrecht nach unten) aussenden. Die Auswertung der Signallaufzeit ermöglicht eine Abstandsmessung zur Ableitung von Karten, beispielsweise der Verformung des Meeresspiegels hervorgerufen durch Schwankungen des Erdschwerefeldes oder durch Meeresströmungen. So genannte Scatterometer beleuchten aktiv die Meeresoberfläche in Schrägsicht. Da Wellen die Intensität des zurückgestreuten Signals beeinflussen, können so Windverhältnisse abgeleitet werden.

Abbildung 4 zeigt eine Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1. Die Aufnahme ist über einem Küstenbereich um die Stadt Wilmington an der Atlantikküste Floridas entstanden (Aufnahmedatum: 11.10.2016). Die schwarzen Bildbereiche zeigen Gewässerflächen. Auf Grund der dunklen Farbgebung kann vor allem im linken unteren Bildbereich auf eine sehr glatte Wasseroberfläche des Atlantiks mit wenig Strömung rückgeschlossen werden. Auch der Flusslauf auf dem Festland ist im Bild gut zu identifizieren. Wie die Meeresoberfläche erzeugt auch die glatte Wasseroberfläche der Flüsse eine spekulare Reflexion, was zu einem sehr geringen Radarecho führt. Vegetationsflächen und Siedlungsbereiche des Festlandes streuen das Radarsignal auf Grund ihrer höheren Rauigkeit deutlich mehr, sodass auch ein größerer Teil des Echos am Empfänger ankommt.

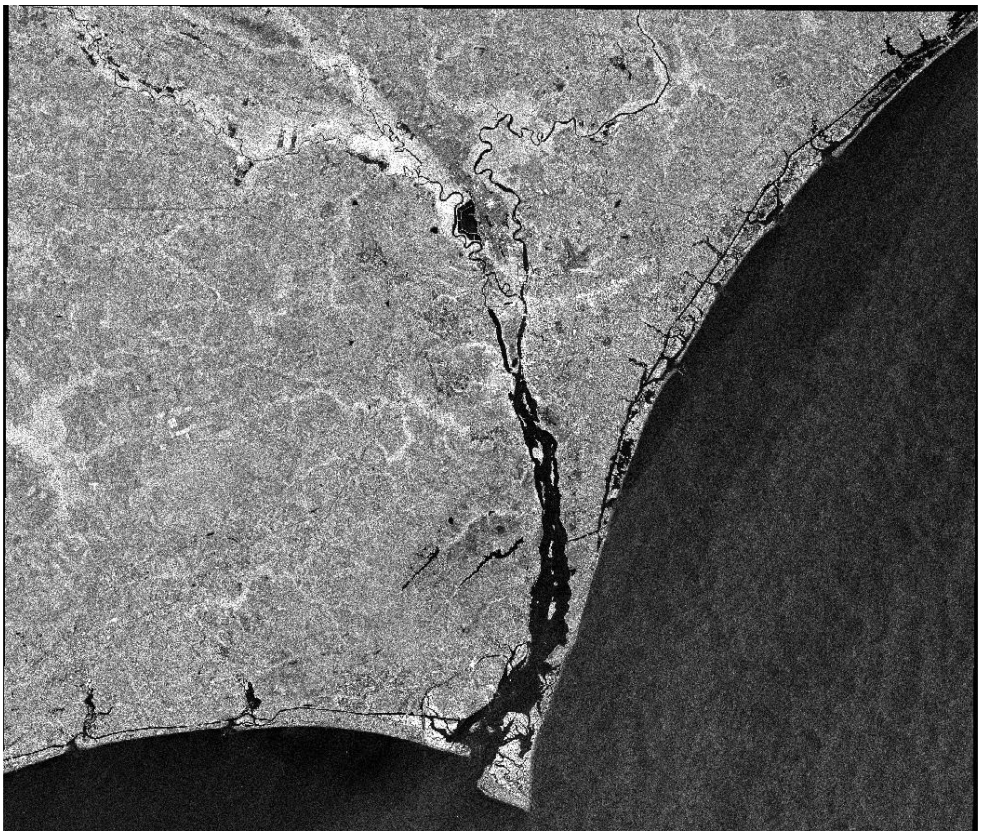


Abbildung 4: Aufnahme des Radar-Satelliten Sentinel-1 eines Küstenbereichs um die Stadt Wilmington in Florida, USA am 11.10.2016 (Datengrundlage: Sentinel-1, ESA 2016).

Neben den Materialeigenschaften haben auch die elektrischen Eigenschaften einer Oberfläche großen Einfluss auf das Reflexionsvermögen im Mikrowellenbereich. Die Feuchtigkeit einer Oberfläche wirkt sich auf die dielektrische Konstante des Materials aus. Feuchte Böden beispielsweise reflektieren Radarstrahlung deshalb sehr stark, da die Energie nur wenig in den Boden eindringt. Trockene Böden hingegen ermöglichen eine größere Eindringtiefe und erscheinen dunkler. Im oberen mittleren Bildbereich (Abbildung 4) sind vor allem um den Flusslauf helle Flächen zu erkennen. Da kurz vor der Aufnahme ein Hurricane auf die Küste traf und dementsprechend die Flüsse viel Wasser führten, können die sehr hellen Flächen im Bild als Überflutungsbereiche identifiziert werden.

Die Wechselwirkung mit der Erdoberfläche sowie die Frage, ob eine spekulare oder diffuse Reflexion vorliegt, hängt wesentlich von der genutzten Wellenlänge und vom Beobachtungswinkel des Sensors ab. Deshalb ist eine Klassifizierung der Radarsysteme in Abhängigkeit der benutzten Wellenlängen sinnvoll.

Während es auf Basis von passiven Fernerkundungsdaten nur möglich ist, Aussagen über die obersten Zentimeter der Erdoberfläche zu machen, können durch die Nutzung verschiedener Frequenzbänder der Radarsatelliten auch Aussagen über tiefere Schichten getroffen werden. Bei trockener Vegetation, bzw. bei trockenem Boden beträgt die Eindringtiefe etwa die halbe Wellenlänge. Während das X-Band meist direkt an der Oberfläche reflektiert wird, können Systeme, die das L-Band nutzen, teilweise auch dichte Vegetation durchdringen und beispielsweise Waldböden erfassen.

Tabelle 1 zeigt einen Überblick über die gängigsten Frequenzbänder der Radar-Fernerkundung. Der Satellit Sentinel-1 beispielsweise besitzt eine C-Band Antenne. Dieses Frequenzband ist eines der gebräuchlichsten für Fernerkundungssatelliten.

Während es auf Basis von passiven Fernerkundungsdaten nur möglich ist, Aussagen über die obersten Zentimeter der Erdoberfläche zu machen, können durch die Nutzung verschiedener Frequenzbänder der Radarsatelliten auch Aussagen über tiefere Schichten getroffen werden. Bei trockener Vegetation, bzw. bei trockenem Boden beträgt die Eindringtiefe etwa die halbe Wellenlänge. Während das X-Band meist direkt an der Oberfläche reflektiert wird, können Systeme, die das L-Band nutzen, teilweise auch dichte Vegetation durchdringen und beispielsweise Waldböden erfassen.

Tabelle 1: Klassische Frequenzbänder, zugehörige Frequenzen und Wellenlängen der Mikrowellenfernerkundung sowie ausgewählte Satelliten.

Band	Frequenz	Wellenlänge	Beispielsysteme
L-Band	1-2 GHz	150-300 mm	TanDEM-L
S-Band	2-4 GHz	150 – 75 mm	Quickbird, SPOT
C-Band	4-7 GHz	45-75 mm	Sentinel-1
X-Band	7-12 GHz	24-45 mm	TanDEM-X

Lidar

Ein klassisches Lidar-System enthält einen Sender, der aus einem gepulsten Hochleistungslaser besteht, sowie ein optisches Empfangssystem aus einem Teleskop und optischen Detektoren. Der reflektierte Lichtstrahl eines beobachteten Objektes wird nach Aufnahme mittels eines Spektrographen in seine einzelnen Bestandteile zerlegt und kann auf diese Weise analysiert werden. Lidar-Systeme werden meist für die Untersuchung der Atmosphäre verwendet. Über die Intensität und die spektralen Eigenschaften des reflektierten Lichts können Aussagen über eine Vielzahl von Parametern, welche die Erdatmosphäre kennzeichnen, getroffen werden. Dies sind beispielsweise Temperatur, Luftdichte oder auch Spurengaskonzentrationen.

Neben der Analyse der Bestandteile der Atmosphäre können mit Lidar-Systemen auch sehr präzise Entfernungen gemessen werden. Hierzu werden kurze Laserimpulse auf ein Zielobjekt geschickt. Aus der Laufzeitmessung zwischen Aussenden und Empfang des zurückgestreuten Lichts kann ein Entfernungsprofil abgeleitet werden, welches beispielsweise die Messung von Gelände- und Eis-Höhen oder auch die Bestimmung vertikaler Verteilungen von physikalischen Eigenschaften der Erdatmosphäre oder Wolken zulässt.

Lidar-Systeme können bodengebunden, flugzeuggetragen oder auch vom Satelliten aus betrieben werden.

Neben der Unterscheidung zwischen aktiven und passiven Systemen werden die Sensoren auch nach dem Aufnahmeprinzip unterschieden. Die gängigsten Fernerkundungssysteme folgen entweder dem sogenannten *Pushbroom*- oder dem *Whiskbroom*-Prinzip. Während Pushbroom-Sensoren (vgl. Abbildung 5 links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern (***C**harge **C**ouple **D**evice*) alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfassen, werden beim Whiskbroom-Prinzip (vgl. Abbildung 5 rechts) durch einen rotierenden Spiegel die Pixel einer Abtastlinie nacheinander aufgenommen. Durch Aneinanderfügen der unterschiedlich aufgenommenen Abtastzeilen wird eine flächenhafte Szene

erzeugt. Die Länge der Abtastzeile resultiert aus der Größe des Blickfeldes (***F**ield **o**f **V**iew, FOV*) des Satelliten. Dieses ist durch den Blickwinkel, bzw. die Detektorgeometrie des Sensors bestimmt.

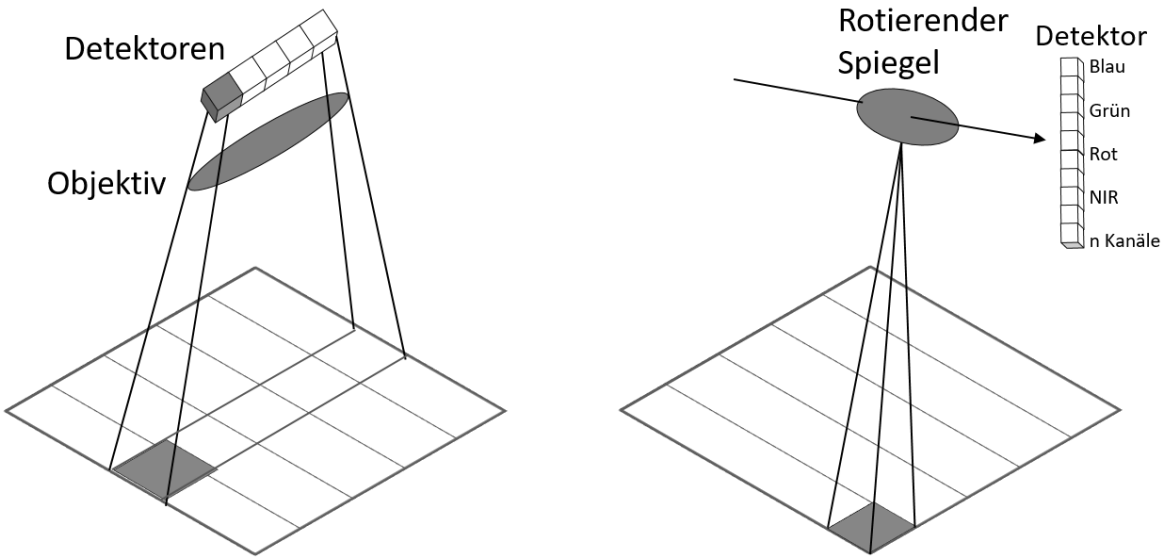


Abbildung 5: Vergleich der gängigsten Aufnahmeprinzipien der Fernerkundung. Während beim sogenannten Pushbroom-Prinzip (links) mit einem linearen Array von CCD-Scannern alle Pixel einer Abtastzeile gleichzeitig erfasst werden, erfolgt beim Whiskbroom-Prinzip (rechts) die Pixelaufnahme einer Abtastlinie durch einen rotierenden Spiegel nacheinander.

2 Physikalische Grundlagen

Wie beschrieben, beruhen alle Fernerkundungssysteme auf der Auswertung elektromagnetischer Strahlung, sodass die elektromagnetischen Wellen Träger der Informationen vom Objekt zum Aufnahmegerät sind. Daher sollen im Folgenden elementare Zusammenhänge der elektromagnetischen Strahlung zu beschrieben werden.

2.1 Elektromagnetische Strahlung

Elektromagnetische Wellen entstehen immer dann, wenn elektrische Ladungen beschleunigt werden. Zur Beschreibung von Wellen kann die Anzahl ihrer Wiederholungen pro Sekunde, die sogenannte Frequenz f, dienen. In der optischen Fernerkundung ist zur Charakterisierung der elektromagnetischen Wellen jedoch eher die Wellenlänge gebräuchlich. Abbildung 6 zeigt das elektromagnetische Spektrum und die enthaltenen Strahlungsarten. In Abhängigkeit der zu beobachtenden Oberflächen werden unterschiedliche Wellenlängenbereiche genutzt. Das sichtbare Licht (ca. 0,4 – 0,7 µm) dient hauptsächlich der Analyse von Landoberflächen, Wasser und Vegetation, das reflektierte Infrarot im kurzwelligen Bereich (0,7 -1,0 µm) dient der Informationsgewinnung über Vegetation, während im mittleren Infraroten Wellenlängenbereich (1,0 – 2,5 µm) Aussagen über chemische Zusammensetzungen getroffen werden können. Beispielsweise können in dieser Wellenlängenregion Wasserdampf in der Atmosphäre oder Minerale im Boden analysiert werden. Das Thermale Infrarot dient zur Informationsgewinnung über Wärmeemission von Land oder Gewässer und zur Analyse der Atmosphäre, beispielsweise von Wolkenstrukturen. Im Mikrowellenbereich, werden hauptsächlich Oberflächenrauigkeiten oder physikalische Oberflächenparameter wie Materialstrukturen untersucht (Albertz 1991).

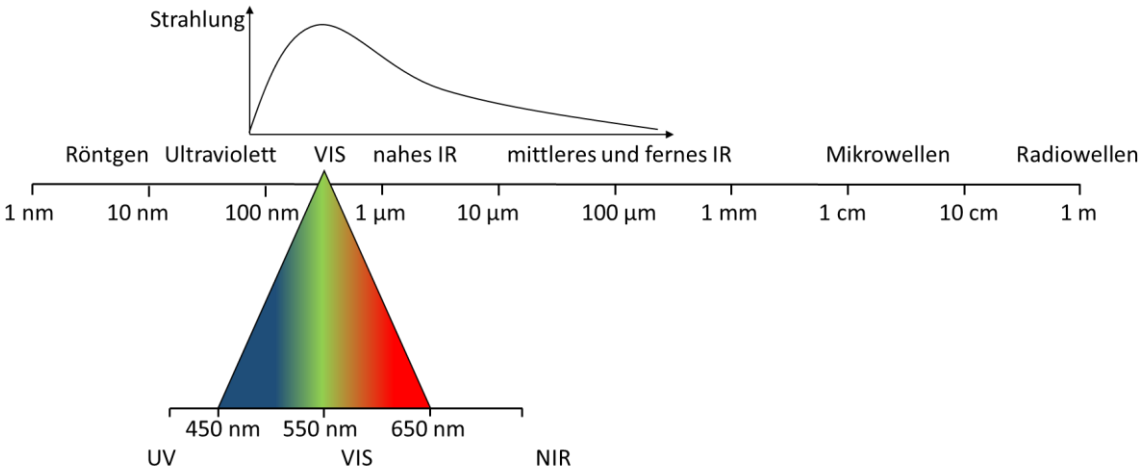


Abbildung 6: Wellenlängen der Strahlungsarten des elektromagnetischen Spektrums. Im oberen Bildbereich der Abbildung ist stark vereinfacht die von der Sonne emittierte Strahlung dargestellt (verändert nach Albertz 1991).

Der Großteil der passiven Fernerkundungssatelliten nutzt den von der Erde reflektierten Anteil der einfallenden Sonnenstrahlung, klassischerweise im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 µm oder die emittierte Strahlung im thermalen Infrarot. Die aktive Fernerkundung nutzt hauptsächlich Strahlung im Mikrowellenbereich. Diese können aufgrund ihrer großen Wellenlängen auch Wolken und Schnee durchdringen.

2.2 Atmosphärische Beeinflussung der Strahlung

Die Auswahl des jeweiligen Wellenlängenbereichs zur Fernerkundung hängt von einer Vielzahl von Faktoren ab. Einer der wichtigsten ist das Potential der Strahlung, die Atmosphäre zu durchdringen. Die Atmosphäre ist für einen Teil der elektromagnetischen Strahlung fast völlig durchlässig für andere Bereiche hingegen nahezu undurchlässig. Abbildung 7 gibt einen Überblick, welche Wellenlängenbereiche durch die Atmosphäre transmittieren und welche von der Atmosphäre (teilweise vollständig) absorbiert werden.

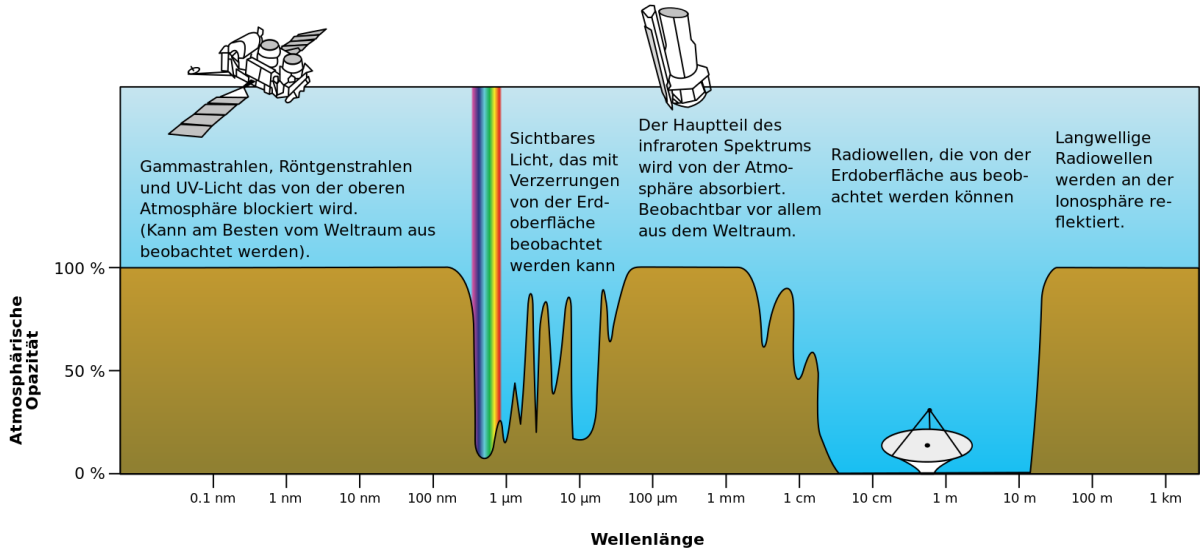


Abbildung 7: Darstellung der atmosphärischen Fenster, bzw. der atmosphärischen Absorptionsbanden für einen Ausschnitt des elektromagnetischen Spektrums (NASA 2012).

Die Wellenlängenbereiche, in welchen die Atmosphäre die solare Strahlung transmittieren lässt, werden als sogenannte atmosphärische Fenster bezeichnet. Eines der bedeutendsten Fenster liegt im optisch sichtbaren Wellenlängenbereich (0,4 bis 0,7 µm), in dem auch die stärkste Ausstrahlung der Sonne erfolgt. Strahlung kürzerer Wellenlängen, wie UV- oder Röntgenstrahlung werden von der Atmosphäre fast vollständig absorbiert und sind daher für die Fernerkundung ungeeignet. Die Transmission des infraroten Wellenlängenbereichs variiert stark. Während Strahlung mit Wellenlängen zwischen 2,5 und 3,5 µm oder 5,0 und 7,5 µm absorbiert wird, passiert die nahe Infrarotstrahlung zwischen 0,7 und 2,5 µm, das Infrarot zwischen 3,5 und 4,0 µm und der thermale infrarote Wellenlängenbereich zwischen 8 und 12 µm weitgehend die Atmosphäre. Diese Wellenlängen sind wie die Mikrowellen für die Fernerkundung geeignet. Letztere werden kaum durch die Atmosphäre gestört.

Anhand der Wellenlänge der in der Atmosphäre absorbierten Strahlung kann auf deren Bestandteile rückgeschlossen werden. Die in der Atmosphäre enthaltenen Moleküle und Gase absorbieren nur in wenigen charakteristischen Wellenlängen die elektromagnetische Strahlung, sodass das Signal, welches auf der Erde ankommt Analysen über die Bestandteile der Atmosphäre zulässt. Die Stärke der Absorption erlaubt unter Kenntnis von Druck und Temperatur sogar die Teilchenzahl einzelner Gase zu ermitteln.

Ein Nachteil der passiven Fernerkundung ist, dass die Atmosphäre das reflektierte Signal der Erdoberfläche teils stark verändert. Vor allem in den Wellenlängenbereichen um 1,4 und 1,9 µm sorgen die in der Atmosphäre enthaltenen Wasserdampfgase für eine deutliche Veränderung des Reflexionsspektrums. Aber auch andere Teile des Spektrums werden von Molekülen oder Gasen in der Atmosphäre beeinflusst. Bei der Analyse des aufgenommenen Spektrums können die veränderten Wellenlängenbereiche dann nicht mehr genutzt werden. Da die eigentlich im Interesse stehenden Signale der Erdoberfläche durch Signale der Atmosphäre überlagert sind, wie beispielsweise der blaue Wellenlängenbereich durch dünne Wolkenstrukturen, werden Methoden benötigt, um den Einfluss der Atmosphäre auf das Reflexionssignal der Landoberfläche nachträglich heraus zu rechnen. In den letzten Jahren wurde eine Vielzahl an Forschungsvorhaben zur Beeinflussung eines Reflexionsspektrums durch die Atmosphäre unternommen, sodass mittlerweile einige Methoden existieren, das am Sensor ankommende Signal von den atmosphärischen Einflüssen zu bereinigen. Erst durch diese Bereinigung werden räumliche und zeitliche Vergleiche möglich.

Das linke Mosaik aus vier zu unterschiedlichen Zeitpunkten aufgenommenen Satellitenbildern in Abbildung 8 zeigt den Einfluss der Atmosphäre deutlich. Die hier zusammengefügten Szenen wurden zu unterschiedlichen Zeitpunkten, unter variierenden atmosphärischen Bedingungen aufgenommenen. Die Bodenreflexionen der vier Bildelemente des Mosaiks unterscheiden sich scheinbar deutlich in der Helligkeit. Nach der Bereinigung der Atmosphäreneffekte (Abbildung 8 rechts) passen die Szenen optisch besser zusammen, da die Helligkeitsvariationen, welche auf unterschiedliche atmosphärische Bedingungen zurückzuführen sind, herausgerechnet wurden. Quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich.

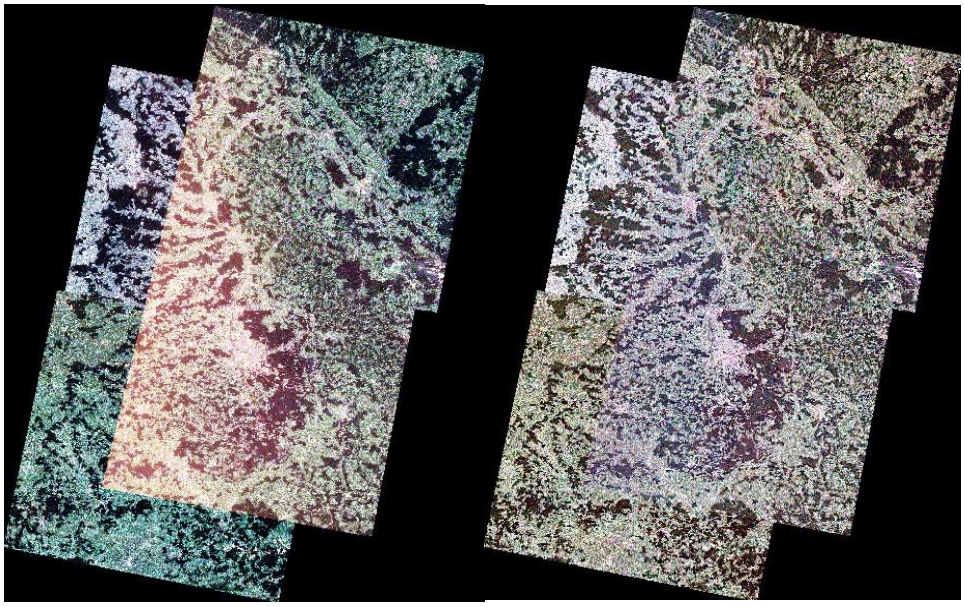


Abbildung 8: Mosaik zusammengesetzt aus vier Aufnahmen von unterschiedlichen Überflugdaten. Das linke Mosaik zeigt die Szenen unkorrigiert mit szenenspezifischen, unterschiedlichen atmosphärischen Einflüssen. Das rechte Mosaik zeigt die Szenen nach der Bereinigung dieser Einflüsse. Das Bild ist homogener und genaue quantitative Analysen des Gesamtgebietes sind erst so möglich (DLR 2017 b).

2.3 Spektraleigenschaften des reflektierten Lichts

Obwohl die Gesamtheit des eingestrahlten Lichts farblos (weiß) erscheint, sehen wir Menschen alle Gegenstände in unterschiedlichen Farben. Das Licht wird beim Auftreffen auf ein Objekt oder eine Oberfläche meist nicht vollständig reflektiert. Jede Oberfläche, bzw. jedes Material absorbiert einen spezifischen spektralen Anteil des Lichts, ein anderer wird reflektiert.

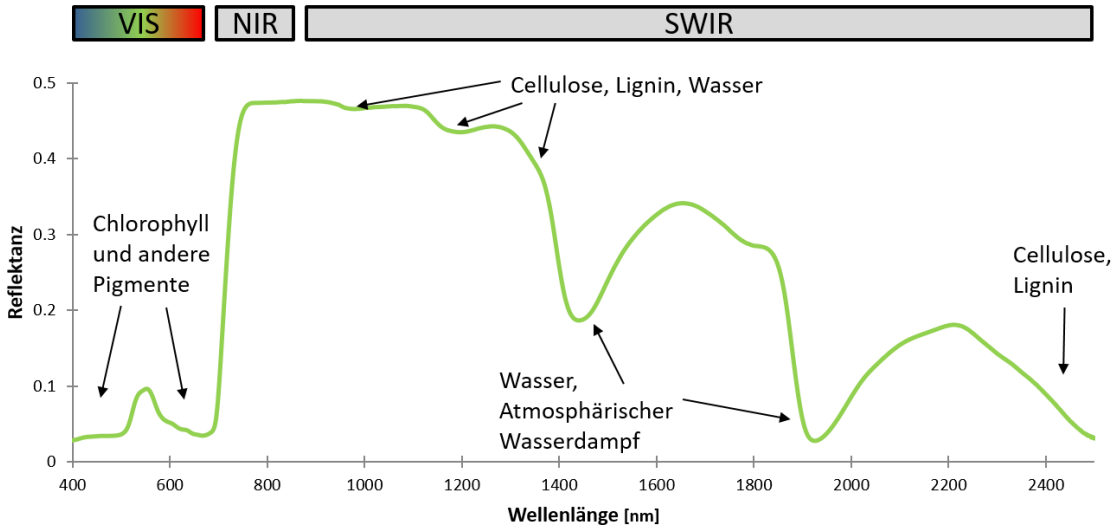


Abbildung 9: Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze durch typische Pflanzenbestandteile im optisch sichtbaren (VIS), im nahen Infraroten (NIR) und im kurzwelligen infraroten (SWIR) Wellenlängenbereich.

Wie Abbildung 9 zeigt, absorbiert ein grünes Blatt beispielsweise den roten und blauen Wellenlängenbereich des eingestrahlten sichtbaren Lichts, da Strahlung mit der zugehörigen Energie zur Photosynthese genutzt wird. Der grüne Wellenlängenbereich wird hingegen (stärker) reflektiert. Es werden allerdings nicht nur Teile des sichtbaren Lichts (VIS) reflektiert, sondern auch Strahlung im

infraroten Wellenlängenbereich (vgl. Löffler 2005). Vitale Vegetation beispielsweise reflektiert fast vollständig den nahen Infraroten Wellenlängenbereich (NIR), während eine nicht vitale Pflanze diesen fast vollständig absorbiert (Knipling 1970). Abbildung 9 zeigt weitere Absorptionsbanden einer vitalen Pflanze. Bei 1,4 und 1,9 µm absorbiert das in der Pflanze enthaltene Wasser große Teile der eingestrahlten Energie. Die in den Pflanzen enthaltenen Bestandteile Cellulose und Lignin absorbieren vor allem Strahlung im kurzwelligen Infrarot (engl. ***S**hort**w**ave **I**nfrared* - SWIR).

Erdböden beispielsweise besitzen einen kontinuierlichen, nahezu monotonen Anstieg der Reflexion von 0,4 bis 3 µm mit einzelnen Absorptionen bei 1,4, 1,9 und 2,7 µm, welche Informationen über den Feuchtigkeitsgehalt geben (Richards 2013). Je stärker diese Absorptionen, desto mehr Feuchtigkeit ist in dem betrachteten Boden enthalten. Das aufgenommene Spektrum verrät so auch, welche Oberfläche betrachtet wurde.

3 Sensoreigenschaften

Jeder Fernerkundungssensor ist unterschiedlich konfiguriert und weist individuelle Eigenschaften auf. Die wichtigsten Kriterien von Fernerkundungssensoren sind neben der bereits angesprochenen Art des Scannvorgangs, die geometrische (räumliche) Auflösung, welche durch die Pixelgröße angegeben wird, die spektrale Auflösung, d.h., welche und wie viele Spektralkanäle erfasst werden können und auch die radiometrische Auflösung. Im Folgenden werden die drei Eigenschaften erläutert.

3.1 Geometrische Auflösung

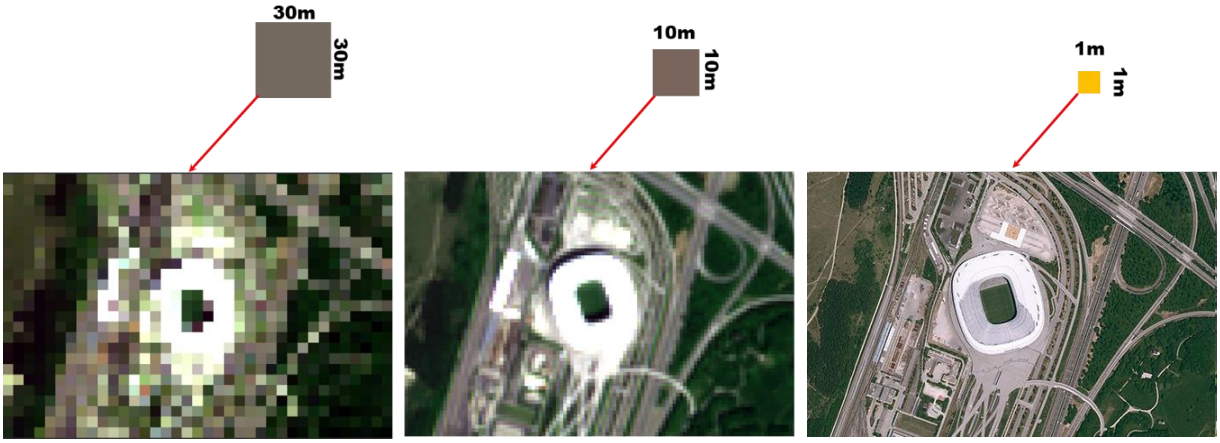


Abbildung 10: Vergleich verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine räumliche Auflösung zwischen 30 und 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von 1 m Kantenlänge und weniger pro Pixel aufnehmen. Der Informationsgewinn einer hohen geometrischen Auflösung im Vergleich zu einer geringen ist deutlich erkennbar (links, Mitte: Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017; rechts: Landesamt für Digitalisierung, Breitband und Vermessung 2013).

Die Geometrie bestimmt die räumliche Auflösung von Fernerkundungsaufnahmen. Die Aufnahmen der Sensoren liegen in der Regel als digitale Bilddaten im Rasterformat vor. Dieses Raster besteht aus quadratischen Bildelementen (Pixel). In der Fernerkundung gibt die geometrische Auflösung an, welcher Entfernung auf der Erdoberfläche die Kantenlänge eines solchen Pixels entspricht. Die geometrische Auflösung ergibt sich aus der Flughöhe und der Optik und der Größe des Sensors.

Je höher die geometrische Auflösung, also je geringer die Kantenlänge eines Pixels auf der Erdoberfläche ist, desto höher ist die Erkennbarkeit von Details. Abbildung 10 zeigt einen Vergleich

verschiedener geometrischer Auflösungen. Gängige satellitengestützte Fernerkundungssensoren besitzen eine geometrische Auflösung bis 10 m. Flugzeuggetragene Systeme, aber auch wenige satellitengestützte Sensoren (bspw. WorldView 3) können Bilder mit einer deutlich höheren Auflösung von unter 1 m aufnehmen.

3.2 Spektrale Auflösung

Die Spektrale Auflösung beschreibt, wie viele Wellenlängenbereiche der Sensor unterscheiden kann. Die gebündelt am Sensor ankommende Strahlung wird durch die Verwendung von Prismen oder Gittern spektral aufgespalten und unterschiedlichen Detektoren zugeleitet. Dadurch wird ermöglicht, dass Informationen in verschiedenen Wellenlängenbereichen separat voneinander erfasst werden können. Meist wird die Strahlung über einen unterschiedlich großen Wellenlängenbereich in verschiedenen Kanälen aufgenommen.

Die Wellenlängenbereiche werden auch als Bänder oder Kanäle bezeichnet. Je mehr Kanäle, oder Bänder ein Sensor besitzt, desto mehr spektrale Informationen der Strahlung können aufgenommen werden.

Abbildung 11 zeigt die spektrale Auflösung, bzw. die wellenlängenabhängige Verteilung der spektralen Kanäle eines sechskanaligen Sensors (Landsat 7). Neben drei Bändern im optisch sichtbaren Wellenlängenbereich (VIS), welche dem grünen, blauen und roten Spektralbereich entsprechen, besitzt der gezeigte Sensor ein weiteres Band im nahen Infrarot (NIR) sowie zwei im kurzwelligen Infrarot (SWIR). Die Verteilung der Kanäle ist so gewählt, dass möglichst viele der in Kapitel 2.3 beschriebenen spektralen Eigenschaften verschiedener Oberflächen vom Sensor aufgenommen werden.

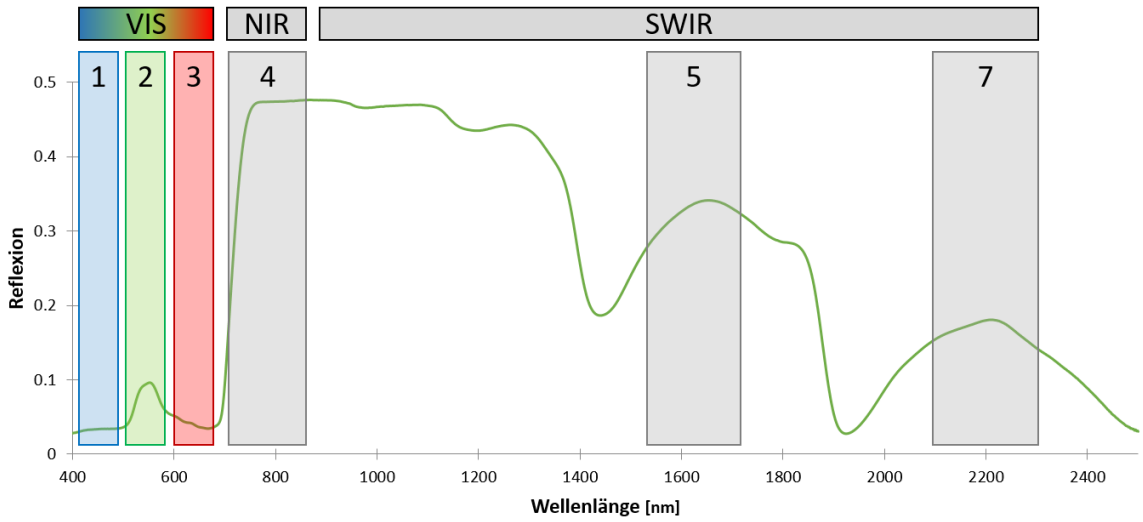


Abbildung 11: spektrale Auflösung eines passiven multispektralen Sensors mit sechs Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,4 und 2,5 µm. Der Sensor detektiert Reflexionen im optisch sichtbaren (VIS), nahen Infraroten (NIR) und kurzwellig Infraroten Wellenlängenbereich (SWIR).

Unterschieden wird in der Regel zwischen hyper-, multi- und monospektralen Systemen. Während hyperspektrale Systeme durch eine hohe Anzahl an Kanälen von bis zu mehreren hundert, sehr viele spektrale Informationen aufnehmen können, detektieren monospektrale Systeme nur eine Wellenlänge, bzw. einen Wellenlängenbereich. Die meisten satellitengestützten Systeme sind

multispektrale Sensoren. Diese nehmen Informationen in mehr als einem aber meist weniger als 20 Wellenlängen (-bereichen) auf.

3.3 Radiometrie

Die Oberflächenreflexionen werden pixelweise, kanalabhängig in sog. digitalen Werten (DN) gespeichert. Die verwendeten ganzzahligen positiven Werte repräsentieren die Helligkeit eines Bildpunktes im jeweiligen Spektralbereich. Mittels der DN wird jedem Pixel ein Wert proportional zur Intensität der vom Sensor aufgenommenen elektromagnetischen Strahlung zugewiesen. Bei den gängigen Sensoren (8-bit-Systeme) können die DN Werte zwischen 0 und 255 annehmen, wobei 0 die niedrigste und 255 die höchste Intensität darstellt.

Zur Visualisierung wird meist ein Graustufenfarbverlauf gewählt. Je mehr Grauwerte die Skala enthält, desto mehr Bildinformationen sind enthalten. Abbildung 12 zeigt den Satelliten TET-1 des DLR in zwei bis 256 Graustufen dargestellt.

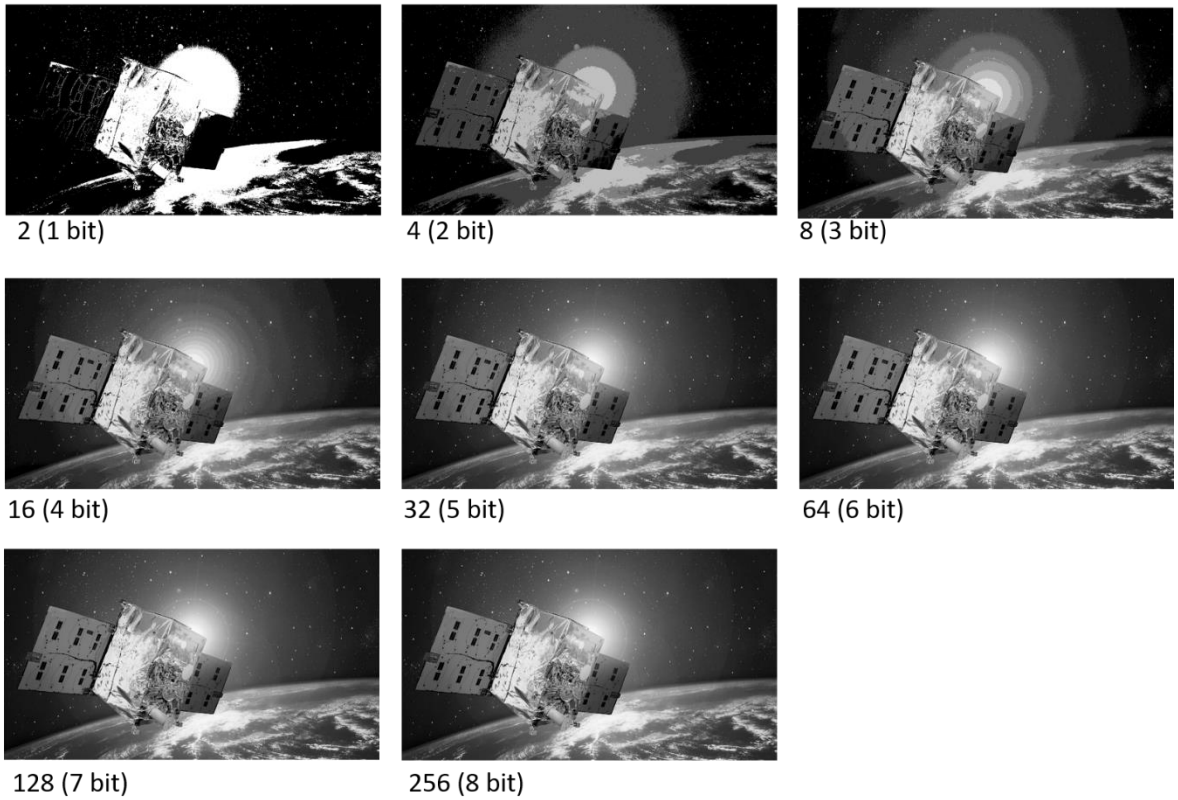


Abbildung 12: Verschiedene Graustufenauflösungen in Abhängigkeit der zugrunde liegenden Bildspeicherung (verändert nach DLR 2016).

Um ein Bild zu erzeugen, wie unser Auge die Erde vom Weltall sehen würde, müssen mehrere Kanäle überlagert und gleichzeitig abgebildet werden. Das additive Farbmodell ist hierzu das Gebräuchlichste. Darüber hinaus finden aber auch noch andere Farbmodelle in der Fernerkundung ihre Verwendung. Durch die Kombination der Reflexionen in den drei sichtbaren Kanälen (Rot, Grün und Blau) wird ein sogenanntes RGB-Echtfarbenbild erstellt (vgl. Abbildung 13).

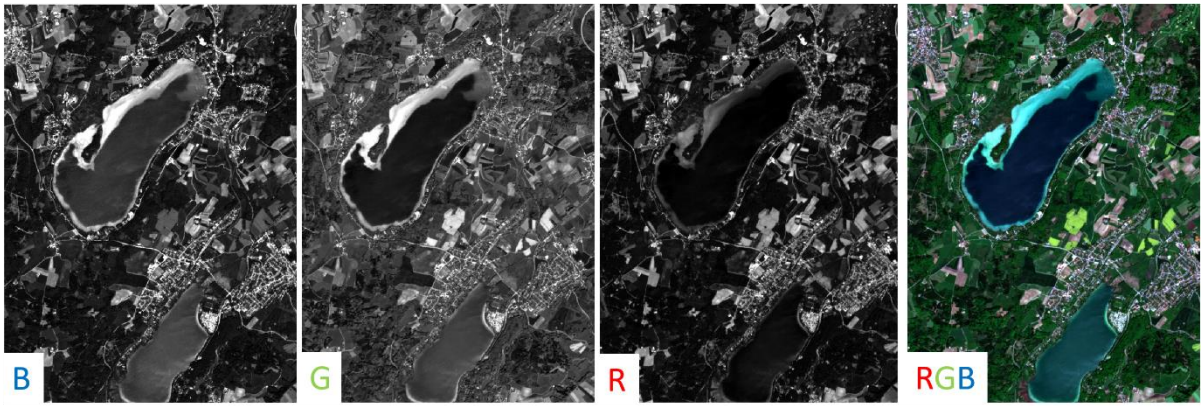


Abbildung 13: Ein Echtfarbenbild entsteht durch die Überlagerung der Reflexionen im roten, grünen und blauen Wellenlängenbereich.

3.4 Satellitenumlaufbahnen

Für Fernerkundungssatelliten werden typischerweise erdnahe Umlaufbahnen oder der geostationäre Orbit genutzt. Im geostationären Orbit befinden sich vor allem Wetter- und Klimasatelliten. Für meteorologische Beobachtungen eignet sich diese Umlaufbahn, da durch die permanente Beobachtung eines einzigen Ausschnitts der Erdoberfläche oder Atmosphäre auch kurzfristige, dynamische Prozesse, wie beispielsweise Wolkenformationen oder Wirbelstürme erfasst und beobachtet werden können.

Die meisten Satelliten befinden sich aber in Orbits mit deutlich geringerer Bahnhhöhe. Die sonnensynchronen, polaren, bzw. fast-polaren Umlaufbahnen sind dabei typisch bei der Fernerkundung. Während des Fluges von Pol zu Pol dreht sich die Erde unter dem Satelliten hinweg, sodass nur Streifen der Erdoberfläche beobachtet werden. Die Streifen haben je nach verwendeter Optik Breiten von bis zu mehreren tausend Kilometern. Sonnensynchron sind die Umlaufbahnen, wenn alle Gebiete unter der gleichen Sonnenbeleuchtung (der gleichen Ortszeit) aufgenommen werden. So sind die einzelnen Bildstreifen direkt miteinander vergleichbar.

Ein Vorteil der polaren Umlaufbahn ist, dass im Vergleich zu geostationären Satelliten die geometrische Auflösung deutlich höher ist und durch die geringen Umlaufzeiten von teilweise unter 100 Minuten in kurzer Zeit ein komplettes Abbild der Erde ermöglicht werden kann. Die Sensoren auf den Satelliten blicken meist senkrecht auf die Erde. Dabei wird der Fußpunkt auf dem Boden vertikal unter dem Beobachter, bzw. der Linse eines Sensorsystems als Nadir bezeichnet.

4 Aktuelle Missionen

Der Einsatz von Fernerkundungssensoren ist nicht zwingend an Satelliten gebunden. Es existieren eine Vielzahl an flugzeuggetragenen Systemen, welche meist sowohl eine höhere räumliche als auch spektrale Auflösung im Vergleich zu satellitengestützten Systemen besitzen. Allerdings ist die Durchführung einer flugzeuggestützten Datenakquise mit hohem logistischem und finanziellem Aufwand verbunden, weshalb mittlerweile eine Vielzahl an satellitengestützten Fernerkundungssystemen existieren, die durch die technischen Entwicklungen der vergangenen Jahre mit guten räumlichen und spektralen Auflösungen ausgestattet sind. Die für Europa derzeit bedeutsamste Fernerkundungssatellitenmission ist das Copernicus-Programm mit ihren Sentinel-Satelliten. Insgesamt sechs verschiedene Missionen sollen Daten zur Ableitung von Erdparametern und schnelle Informationen im Krisenfall liefern. Im folgenden Abschnitt wird am Beispiel des

Satelliten Sentinel-2 die Struktur einer Satellitenmission beschrieben. Außerdem werden auch andere aktuelle Fernerkundungsmissionen dargestellt.

4.1 Struktur einer Satellitenmission

Satellitenmissionen werden in einzelne Segmente unterteilt, die jeweils einen bestimmten Teil der Mission vom Start bis zum operationellen Betrieb übernehmen. Während das sogenannte *Space Segment* die Aufgaben von Instrumentplanung bis zum Bau des Satelliten und der Nutzlast übernimmt, kontrolliert das sog. *Ground Segment* den operationellen Betrieb des Satelliten im Orbit und betreibt die Datenaufnahme und -verarbeitung. Auch die Archivierung und langfristige Bereitstellung der Daten ist ein Teil der Aufgabe dieses Segments.

4.1.1 Space Segment

Die Planung und Entwicklung des Sentinel-2 Satelliten wurde durch ein industrielles Konsortium, geführt durch die Astrium GmbH (Deutschland), übernommen während Astrium SAS (Frankreich) verantwortlich für die Nutzlast und das multispektrale Kamerasystem ist (ESA 2012). Der Satellit basiert auf einer neuartigen Plattform, welche für die hohen Anforderungen der Erdbeobachtungsmission optimiert wurde.

Der Satellit Sentinel-2 ist charakterisiert durch eine modulare Bauweise, um die einzelnen Komponenten zeitoptimiert parallel entwickeln zu können:

- *Ein Aluminiumrahmen*, welcher den Satellit in ein unteres Antriebsmodul und in einen oberen Instrument- und Sensorteil separiert. Am Rahmen ist ein zylindrischer Launchadapter montiert. Der obere Teil des Satelliten enthält neben der multispektralen Kamera (MSI – ***M**ulti**S**pectral **I**nstrument*) auch einen Sensor, welcher die orbitale Position überwacht (AOCS - ***A**ttitude and **O**rbit **C**ontrol **S**ystem)*.
- *Die Satellitenkonfiguration*, welche eine Nadir-Blickrichtung der Kommunikations- und Positionierungsantennen erlaubt, ohne das Blickfeld der Kamera zu beeinträchtigen. Die optische Kommunikationsnutzlast ist seitlich am Satellit, nicht auf die Erde blickend, montiert, um eine bestmögliche Sichtbarkeit für einen geostationären Relay-Satelliten zu gewährleisten.
- *Die elektronische Versorgung* des Satelliten und der Instrumente. Das Energiesubsystem besteht aus hocheffizienten Lithiumionenbatterien.
- *Die Konzipierung der einzelnen Einheiten*, um eine optimale Wärmeableitung zu gewährleisten, und durch eine möglichst kompakte Bauweise den Satelliten stabil zu halten.
- *Das einzelne Solarpanel*, um die mechanischen Unruhen im Orbit zu minimieren.

Die Kommunikation zum Satelliten kann über zwei verschiedene Frequenzbänder im Mikrowellenbereich erfolgen. Während im X-Band mit 560 Mbit/s der Downlink der Daten zur Bodenstation erfolgt, werden Telemetrie und sog. Housekeeping-Informationen über kleinere Antennen im S-Band übermittelt. Weiter ist der Satellit mit einem optischen Kommunikationssystem zu Relay-Satelliten ausgestattet. Zu Sentinel-2 wird zwei Mal pro Tag Kontakt mit Missionsdaten aufgenommen. Bei Kontaktverlust kann der Satellit noch weitere 15 Tage operationell betrieben werden. Die Positionsbestimmung im Orbit wird durch ein Dual-Frequenz GNSS (***G**lobal **N**avigation **S**atellite **S**ystem*) und drei Sternentracker ermöglicht.

Das Hauptinstrument der Satelliten Sentinel-2 ist ein multispektraler optischer Sensor (MSI). Das Instrument wiegt ca. 290 kg und ist ein wie im Kapitel 1 beschriebener Pushbroom-Scanner. Durch die weite Blickwinkelöffnung sind Aufnahmen mit einer Breite von 290 km auf der Erde möglich. Bisher gibt es keinen anderen Satelliten, welcher mit einer vergleichbaren räumlichen und spektralen Auflösung ein ähnlich großes Blickfeld umfasst. Das von der Erde reflektierte Licht wird von einem Drei-Spiegel-Teleskop mit einem Linsendurchmesser von 150 mm gesammelt. Das Teleskop ist an der Plattform isostatisch befestigt, um thermoelastische Verzerrungen zu minimieren. Die Spiegel bestehen aus Siliziumkarbid, einem Hartmetall um ein optimales Verhältnis von hoher optischer Stabilität zu Masse und eine geringe thermoelastische Deformation zu gewährleisten. Das MSI verfügt über zwei Brennebenen, wobei die VNIR-Brennebene (sichtbares Licht und nahes Infrarot) aus einem CMOS-Detektor (***c**omplementary metal oxide*) und die SWIR-Brennebene (mittleres Infrarot) aus einem MTC-Detektor (***m**ercury-**c**admium-**t**elluride*) besteht. Die Detektoren sind gestaffelt angeordnet, um das gesamte Blickfeld abzudecken. Ein Strahlteiler trennt die einfallende Strahlung in den VNIR und SWIR-Teil. Die spektrale Teilung der 13 einzelnen Kanäle von Sentinel-2 wird durch einen Streifenfilter erzeugt.

Die aufgenommenen Daten werden auf 12 Bits digitalisiert und komprimiert, um das Datenvolumen zu reduzieren. Die Beobachtungszeit pro Orbit liegt zwischen 17 und 32 Minuten.

Ein Schließmechanismus gewährleistet, dass das Instrument vor direkter Sonneneinstrahlung geschützt wird und diente zugleich als Schutz vor Kontaminationen während dem Start. Derselbe Mechanismus wird im operationellen Betrieb zur Kalibration genutzt.

Ein weiterer Teil des Space Segments sind Einrichtungen, die funktionelle und operationelle Tests wie die Kalibrierung der Sensoren oder das Qualitätsmonitoring während der verschiedenen Fertigstellungsphasen des Satelliten durchführen.

4.1.2 Ground Segment

Das Ground Segment ist aufgeteilt in das sogenannte ***F**light **O**perations **S**egment* (FOS) und in das *Playload Data Ground Segment*.

Das FOS ist verantwortlich für alle Flugoperationen von Sentinel-2 sowie für die Kommandierung des Nutzlastzeitplans. Das Teilelement *Ground Station and Communication Network* wiederum übernimmt die Übermittelung der Telemetriedaten und der Kommandierungskommandos über das S-Band des Telekommunikationssubsystems des Satelliten. Die S-Band-Bodenstation, welche über alle Missionsphasen zum Satelliten Kontakt hält, ist die Station in Kiruna (Schweden - ESA). Als Backup-Stationen dienen Svalbard (Norwegen) und Troll (Norwegen).

Ein weiteres Element des FOS stellt das sog. ***F**light **O**perations **C**ontrol **C**enter* (FOCC) am ESOC (***E**uropean **S**pace **O**perations **C**entre*) in Darmstadt dar. Hier werden unter anderem Missionszeitplan und die Organisation der Telemetriekommandos übernommen.

Das *Playload Data Groundsegment* ist verantwortlich für die Nutzlast und die Downlinkplanung der aufgenommenen Multispektraldaten. Weiter wird hier auch die Datenaufnahme, die Prozessierung und die Archivierung der Daten geplant und durchgeführt. Die genauen Aufgaben sind dabei:

- Die automatisierte und wiederkehrende Planung von Satellitenaufnahmen und deren Datendownlink zu einer Bodenstation;

- Die systematische Aufnahme und die Sicherung aller Satellitenrelevanten Daten sowie deren Prozessierung zu höheren Produktleveln bei zeitgleicher Gewährleistung einer hohen Qualität;
- Die wiederkehrende Kalibration des Instruments nach strengen Qualitätsprotokollen;
- Die automatische Einspeisung der Daten in die Archive, um sicherzustellen, dass die Daten den Endnutzern zur Verfügung stehen;
- Die Langzeitarchivierung aller Missionsdaten mit integrierter Redundanz während der Missionslaufzeit und darüber hinaus.

Neben der Kommunikation mit dem Satelliten ist das Ground Segment auch für die Verteilung der Daten an den Endnutzer verantwortlich. Die Rohdaten, welche das MSI von Sentinel-2 generiert, sind allerdings für den Endnutzer meist nicht verwertbar. Diese Daten liegen weder georeferenziert (also ohne Verortung in ein Koordinatensystem und somit ohne Bezug zu anderen Daten) noch ohne physikalische Reflexionseinheit, lediglich als Digital Numbers vor. Es ist daher üblich die Rohdaten vor Bereitstellung an den Nutzer zu georeferenzieren und in physikalische Einheiten (Reflektanzen) umzuwandeln. Abbildung 14 zeigt die Prozessierungskette von Rohdaten (Level-0) bis zu Reflektanzen am Sensor (***T**op-**o**f-**A**tmosphere* TOA). Eliminiert man die Einflüsse der Atmosphäre und generiert aus den TOA-Reflektanzen sogenannte ***B**ottom-**o**f-**A**tmosphere*- (BOA) Reflektanzen spricht man von atmosphärenkorrigierten Level-2 Daten.

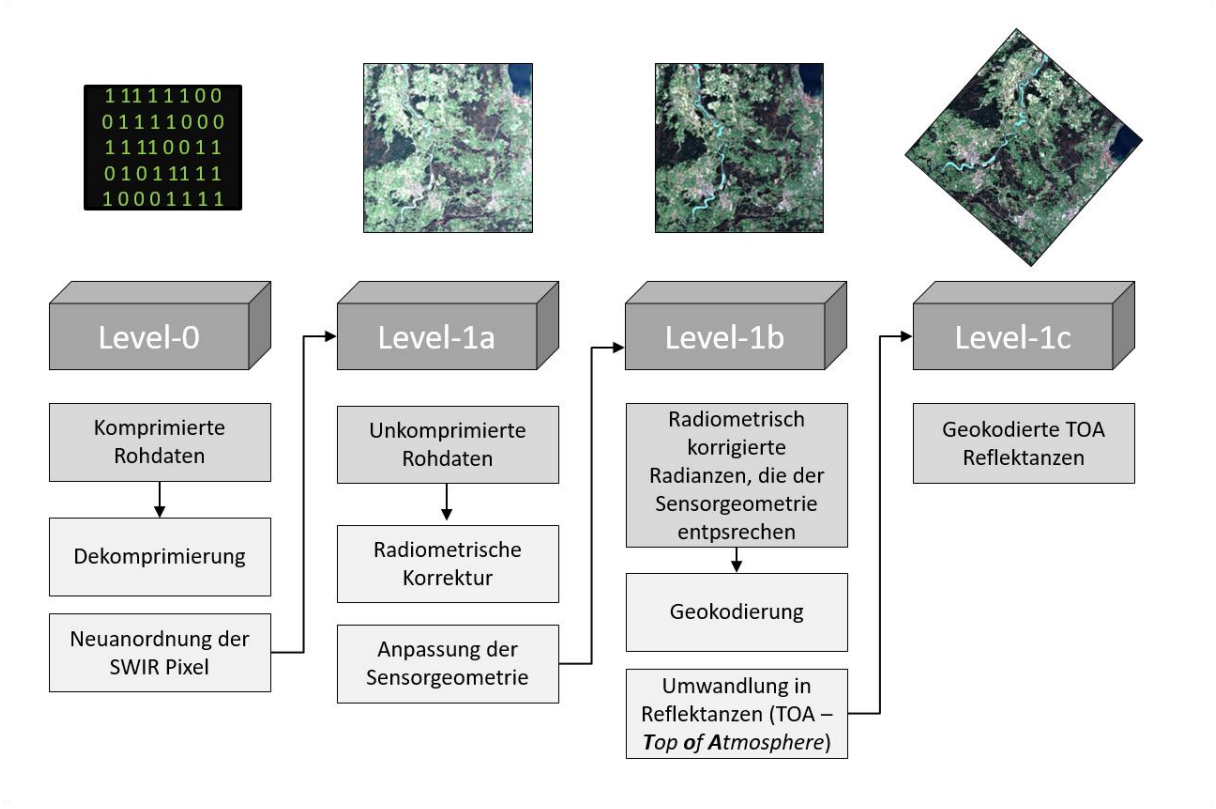


Abbildung 14: Prozessierungslevel und Produkte von Rohdaten (Level-0) zu geokodierten Top-of-Atmosphere-Reflektanzen (Level-1c). Die Prozessierung wird noch vor der Datenbereitstellung an den Endnutzer durch das Ground Segment durchgeführt.

4.2 Aktuelle Missionen

4.2.1 Sentinel

Sentinels heißen die neuen Erdbeobachtungssatelliten der Europäischen Weltraumagentur ESA (European Space Agency). Die unter dem Copernicus-Programm stehenden „Wächter“ der Erde umfassen sechs (04/2018) sich bereits im operationellen Einsatz befindende Satelliten. Das Programm soll die nächsten Jahre auf noch mehr Satelliten ausgebaut werden. Es schafft eine moderne und leistungsfähige Infrastruktur für Fernerkundung und Dienstleistung zahlreicher Geoinformationen. Alle Nutzer sollen von den europäischen Investitionen in Copernicus profitieren. Dienste, welche das Copernicusprogramm abdeckt sind:

- Landmonitoring
- Überwachung der Meeresumwelt
- Katastrophen- und Krisenmanagement
- Überwachung der Atmosphäre
- Monitoring des Klimawandels
- Sicherheit

Die Copernicus Beobachtungsinfrastruktur steht für langfristige Planung, nachhaltigen Betrieb und verlässliche Bereitstellung der Daten. In naher Zukunft soll das Programm auf sechs Missionen mit unterschiedlichen Zielen ausgebaut werden (vgl. Tabelle 2).

Tabelle 2: Übersicht über die sechs im europäischen Copernicus-Programm enthaltenen Sentinel-Satelliten (DLR 2017).

Satellit	Mission	Instrument	Startjahr
Sentinel-1A / 1B	Hochauflösende Radarbilder der Land- und Ozeanoberfläche	C-Band Radar	2014 / 2016
Sentinel-2A / 2B	Hochauflösende multispektrale VNIR/SWIR Bilder	VNIR / SWIR multispektrale Kamera (MSI)	2015 / 2017
Sentinel-3A / 3B	Großflächige Spektralbilder, Radarbilder und Temperaturmessungen (Land und Meer)	OLCI (Ocean and Land Cover Instrument) / SLTS (Sea and Land Surface Temperature) / SRAL (SAR Radar Altimeter) / WMR (Mikrowellen Radiometer)	2016 / 2017
Sentinel-4	Messung von Spurengasen in der Atmosphäre	UV-Spektrometer	2020
Sentinel-5 / 5P	Messung von Spurengasen und Aerosolen in der Atmosphäre	UV-, VNIR-, SWIR-Spektrometer	2020 / 2017
Sentinel-6	Messung des Meeresspiegels	Altimeter / Radiometer	2020

Sentinel-1 und Sentinel-2 (vgl. Abbildung 15) liefern bereits zuverlässige Daten der Erdoberfläche. Während Sentinel-1 (vgl. Abbildung 15 links) eine aktive Radar Mission darstellt, messen die Sentinel-2 Satelliten(vgl. Abbildung 15 rechts) mit passiven multispektralen Sensoren die reflektierte solare Strahlung in 13 Kanälen im Wellenlängenbereich zwischen 0,45 und 2,22 µm (ESA 2010). Beide Missionen bestehen aus jeweils zwei baugleichen Satelliten (A und B).

Abbildung 15: Sentinel-1 (links) (ESA 2017) und Sentinel-2 (rechts) (ESA 2017 b).

Mit dem Start von Sentinel-2B im März 2017 nehmen die beiden baugleichen Satelliten A und B gemeinsam auf einer sonnensynchronen, polaren Umlaufbahn in einer mittleren Höhe von 786 km alle zwei bis drei Tage denselben Punkt auf der Erde auf. In 13 Kanälen werden durch ein relativ großes Blickfeld von 290 km auf der Erdoberfläche Aufnahmen mit einer Pixelauflösung von bis zu 10 m erzeugt. Die Lebensdauer der Satelliten ist auf zwölf Jahre konzipiert, während der sie etwa sieben Jahre operationell Daten liefern sollen. Die beiden Satelliten liefern zusammen etwa 1,6 Terrabytes pro Tag, wobei 2,4 TB auf dem internen Speicher zwischengespeichert werden können. Der Downlink der Daten findet über verschiedenen Bodenantennen im X-Band mit 560 Mbit/s statt. Housekeeping und Telemetriekommandos werden wiederum über andere Bodenstationen mittels S-Band-Antennen an den Satelliten übermittelt.

Sentinel-1A und –B sind ausgestattet mit einer C-Band SAR (***S**ynthetic **A**perture **R**adar*) Antenne im Frequenzbereich von 5,405 GHz und liefern in unterschiedlichen Modi Bilder der Erdoberfläche mit einer geometrischen Auflösung von bis zu 5 m (ESA 2013). Auch Sentinel-1 befinden sich auf einer sonnensynchronen, polaren Umlaufbahn in etwa 693 km Höhe und passieren in Kombination alle sechs Tage denselben Punkt auf der Erdoberfläche.

4.2.2 Landsat

Ähnlich zu den Sentinel-2 Satelliten der ESA betreibt auch die NASA Satelliten, welche multispektrale Aufnahmen der Erdoberfläche erzeugen. Bereits 1972 wurde der erste Satellit der Landsat-Reihe gestartet. Der aktuellste, 2013 gestartete Satellit Landsat-8 (vgl. Abbildung 16) ist ausgestattet mit zwei Sensoren – einer Multispektralkamera und einem thermalen Infrarotsensor. Landsat-8 misst in elf Kanälen Reflexionen der Erdoberfläche (Wellenlängenbereich von 0,43 – 1,38 µm) und die thermalen Emissionen (Wellenlängenbereich von 10,6 – 12,51 µm) mit einer Pixelauflösung von 30m im sichtbaren und Infrarot, bzw. 100 m im thermalen Wellenlängenbereich (USGS 2013).

Die seit 1972 betriebenen Landsatsatelliten können in Abhängigkeit der Nutzlast und Plattformcharakterisika in vier Gruppen unterteilt werden (vgl. Tabelle 3):

- LT 1 / LT 2 / LT3: Multispektrale Kameras (MSS)
- LT 4 / LT 5: Thematic Mapper (TM) & Thermale Kamera
- LE 6 / LE7 : Enhanced Thematic Mapper (ETM) & Thermal Infrared Sensor (TIRS)
- LC8: Land and Ocean Imager (OLI) & Thermal Infrared Sensor (TIRS)

Abbildung 16: Abbildung 12: Landsat 8 (NASA 2014).

Mitte der 1960er Jahre wurde der erste Landsat-Satellit entwickelt, nachdem erste unbemannte Satellitenmissionen Bilder von der Erde aufgenommen hatten. Man wollte weitere Daten über die Erde sammeln, um Landnutzungsänderungen und den globalen Wandel zu analysieren. Seit dem Start der ersten Satelliten des Programms *Earth Resources Technology Satellite* (ERST-1), welcher später zu Landsat-1 umbenannt wurde, konnten kontinuierlich Daten der Erdoberfläche gesammelt werden. Die sehr langlebigen und zuverlässigen Satelliten (lediglich Landsat-6 konnte durch Kontaktverlust nach dem Start nie operationell betrieben werden) gelten als das am längsten operationell betriebene Erdbeobachtungsprogramm. Durch die ähnliche Kanalverteilung und eine vergleichbare räumliche Auflösung können die Daten der Landsat-Satelliten gut miteinander verglichen werden.

Tabelle 3: Überblick über die Lebensdauer, die technischen Nutzlasten und die räumlichen Auflösungen der neun Landsatmissionen (USGS 2013).

Satellit	Start und Lebzeit der Mission	Sensor (Spektrale Abdeckung)	Auflösung
Landsat 1	07/1972 – 01/1978	Multispektralkamera (MSS) (RG + 0,65 µm + 0,95 µm)	60 m
Landsat 2	01/1975 – 07/1983	MSS (RG + 0,65 µm + 0,95 µm)	60 m
Landsat 3	03/1978 – 09/1983	MSS (RG + 0,65 µm + 0,95 µm)	60 m
Landsat 4	07/1982 – 12/1993	Thematic Mapper TM (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 5	03/1984-01/2013	TM (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 6	10/1993		
Landsat 7	07/1997 – heute	Enhanced Thematic Mapper (RGB + NIR + 2 SWIR) / Thermale Kamera	30 m / 120 m
Landsat 8	02/2013 - heute	Operational Land Imager (OLI) (0.43 µm + RGB + 2 NIR + 1.37 µm + 2 SWIR) / Thermal Infrared Sensor (TIRS) (2 Bänder)	30 m / 100 m
Landsat 9	Start 2020		

4.2.3 TerraSAR-X / TanDEM-X

Ein aktuelles Beispiel für eine Fernerkundungsmission mit aktivem Sensor (Radar) sind die Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (*TerraSAR-X addon for digital Elevation Measurement*) (vgl. Abbildung 17). Die 2007, bzw. 2010 gestarteten Erdbeobachtungssatelliten sind ausgestatten mit hochfrequenten X-Band SAR Sensoren (***S**ynthetic **A**perture **R**adar*), welche in unterschiedlichen Modi betrieben werden können. Die beiden Satelliten kreisen in einer verschränkten Helixbahn im gegenseitigen Abstand von nur 120 m bis 500 m Metern um die Erde. Erst die kombinierten Aufnahmen beider Sensoren ermöglichen die Ableitung eines hochaufgelösten, digitalen Höhenmodells der Erdoberfläche. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind sie horizontal und über den Polen vertikal versetzt. Die Bahnen kreuzen sich so niemals und die Satelliten können in Flugrichtung beliebig gegeneinander verschoben werden. Die Daten der beiden Satelliten werden über ein Netz aus drei Bodenstationen in Kiruna (Schweden), Inuvik (Kanda) und O'Higgins (Antarktis) empfangen.

Unmittelbar nach einer kurzen Qualitätsprüfung werden die Daten zur Verarbeitung und Archivierung an das Deutsche Fernerkundungsdatenzentrum (DFD) des DLR gesendet. Der Missionskontakt und die Übermittelung von Telemetriedaten erfolgt über die Satellitenbodenstation in Weilheim.

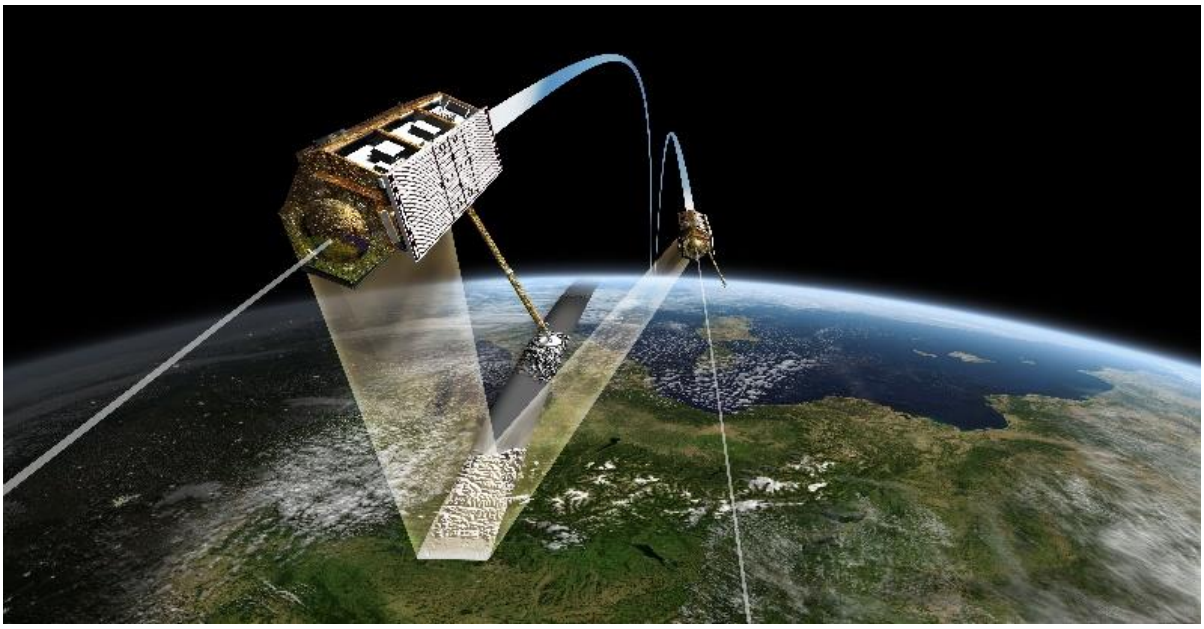


Abbildung 17: Formationsflug der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X. Die Umlaufbahnen sind wie die Stränge einer Doppelhelix gegeneinander verdreht. Über dem Äquator sind die Satelliten horizontal und über den Polen vertikal versetzt (DLR 2014).

TerraSAR-X arbeitet in verschiedenen Modi (vgl. Abbildung 18):

- *Spotlight-Modus*: in diesem Modus wird ein 10 km x 10 km großes Gebiet mit einer Auflösung von 1 bis 2 m aufgezeichnet;
- *Stripmap*-Modus: Aufnahme eines 30 km breiten Streifens mit einer Auflösung zwischen 3 und 6 m;
- *Scan-SAR*: Erfassung eines 100 km breiter Streifens mit einer Auflösung von 16 m.

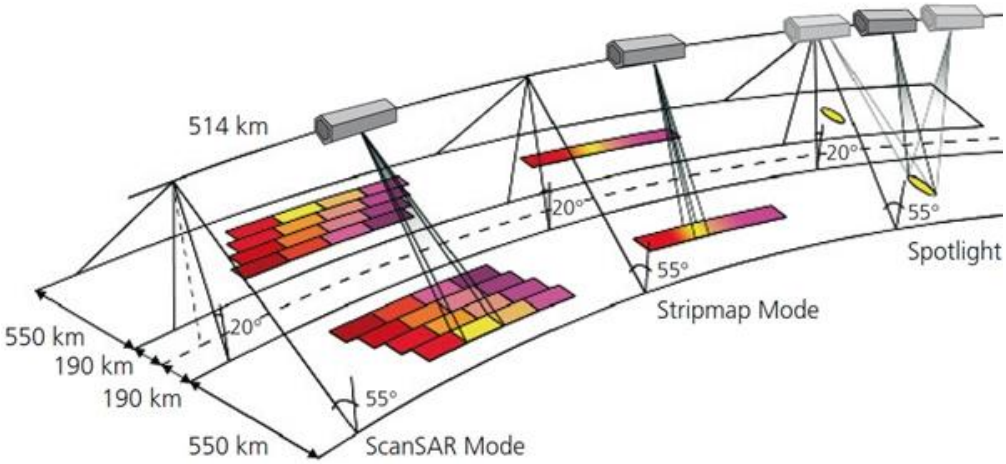


Abbildung 18: Aufnahmemodi der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X (DLR 2012).

5 Auswertung von Fernerkundungsaufnahmen

Sowohl die Daten der Sentinel-, als auch der Landsat-Satelliten stehen jedermann kostenfrei zur Verfügung. Die Daten der Sentinel-Satelliten werden dabei über die Plattform *Copernicus Open Access Hub* der ESA (https://scihub.copernicus.eu), die Daten der Landsat-Satelliten über verschiedene Archive des U.S. Geological Surveys zur Verfügung gestellt. Beispielsweise über das Portal Earth Explorer (https://earthexplorer.usgs.gov/) können sämtliche Landsat-Daten (LT4, LT5, LE7 & LC8) heruntergeladen werden[1].

5.1 Vegetationsanalysen

Eine wichtige und nicht allzu komplexe Analyse von Erdbeobachtungsdaten ist die Identifikation von Vegetation und deren Klassifikation in Bezug auf Vitalität. Vegetation zeichnet sich vor allem im Vergleich zu anderen natürlichen Oberflächen (vgl. Abbildung 19) wie Gewässer, Böden oder auch anthropogen geformten Siedlungen durch eine sehr niedrige Reflektanz im roten Wellenlängenbereich (RED) und eine hohe Reflektanz im nahen Infrarot (NIR) aus. Keine andere Oberfläche weist einen derartigen Reflektanzunterschied in den erwähnten Wellenlängenbereichen auf.

Um Flächen, welche von Vegetation bedeckt sind, zu klassifizieren, nutzt man neben der visuellen Bildanalyse durch Menschen verschiedene Indices, also Kennzahlen, welche das spezifische Reflexionsverhalten von Pflanzen berücksichtigen. Der sogenannte **N**ormalisierte-**D**ifferenzierte-**V**egetations**i**ndex (NDVI) ist eine solche Kennzahl und nutzt den Umstand, dass sich das Reflexionsspektrum vitaler Vegetation von nicht mehr lebendiger Vegetation, bzw. allen anderen Landoberflächen deutlich vor allem im nahen Infrarot (NIR) und im sichtbar roten Bildkanal (RED) stark unterscheidet (vgl. Abbildung 19 und Abbildung 20).

[1] Der Download von Sentinel-2-Daten ist ein einem Manual unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/diy-fernerkundung/sentinel_2_esa_hub.pdf näher beschrieben, der Download von Landsat Daten unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/diy-fernerkundung/landsat_earth_explorer.pdf). Der Download der Sentinel-2-Daten erfolgt im Format JPEG2000. Die Umwandlung in ein gängiges Datenformat ist unter http://www.sattec.org/unterrichtsmaterial/inhalte_sattec_lfbs/umwandlung_von_rohdaten.pdf beschrieben.

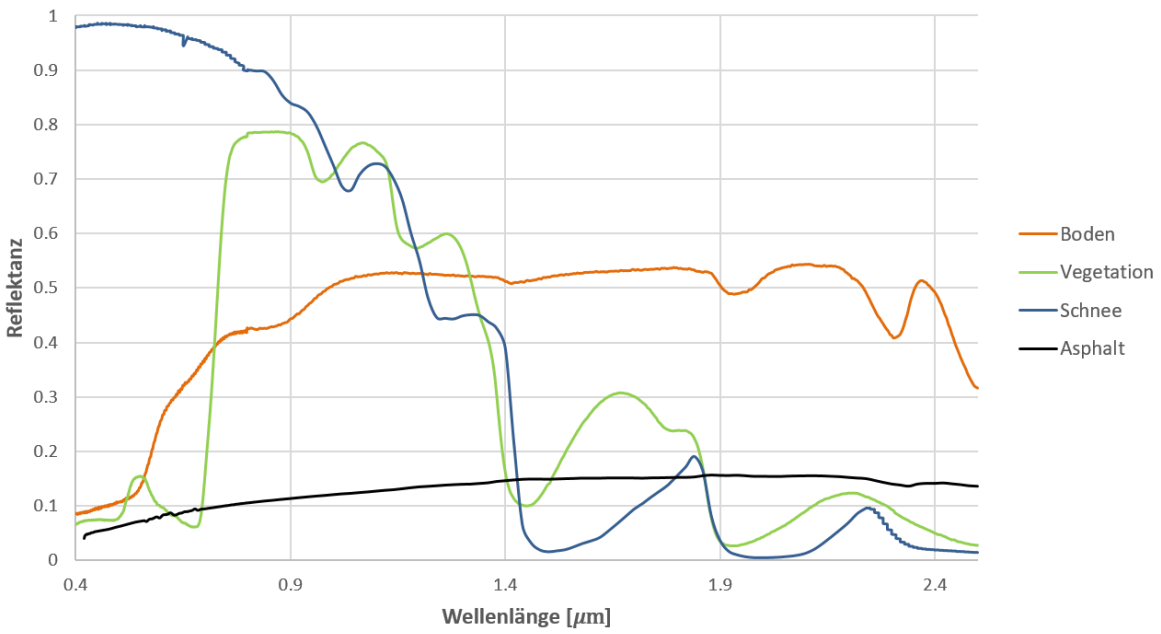


Abbildung 19: Spektren verschiedener Landoberflächen. Lediglich das Vegetationsspektrum ist von einem deutlichen Reflektanzunterschied zwischen dem roten Wellenlängenbereich (niedrige Reflektanzen) und dem NIR (sehr hohe Reflektanzen) gekennzeichnet.

Der Reflektanzunterschied im Roten und nahen Infraroten wird durch den NDVI erfasst:

$$NDVI = \frac{\rho_{NIR} - \rho_{RED}}{\rho_{NIR} + \rho_{RED}} \tag{4}$$

Dabei steht ρ für die Reflektanz einer Oberfläche im nahen infraroten bzw. im roten Wellenlängenbereich (ρ_{NIR}: ca. 800 nm - 900 nm; ρ_{RED}: ca. 600 nm - 700 nm, je nach Satellit/ Sensor). Die Reflektanz einer Oberfläche gibt an, wie stark diese Strahlung einer bestimmten Wellenlänge reflektiert und ist das Verhältnis (vgl. Gleichung 5) aus reflektierter Leistung P_r zu einfallender Leistung P_0:

$$\rho = \frac{P_r}{P_0} \tag{5}$$

Durch die Quotientenbildung wird der NDVI auf Werte zwischen +1 und -1 normiert, wobei das Kriterium, welches Vegetation von anderen Landoberflächen abgrenzt, bei ca. 0,38 liegt. Während also Werte (vgl. Tabelle 4) größer 0,4 Pflanzen zuzuordnen sind, werden Oberflächen wie Städte, offene Böden, Gewässer oder Schnee von Werten geringer 0,4 repräsentiert.

Tabelle 4: Mittlere NDVI-Werte verschiedener Landbedeckungsarten.

NDVI	Landbedeckungsart
< 0,1	Gewässer, Böden, Gestein, Sand oder Schnee
0,2 bis 0,3	Photosynthetisch nicht aktive Vegetation
0,3 bis 0,6	Mittlere bis dichte Vegetationsbedeckung
> 0,6	Sehr dichte Vegetation hoher Vitalität

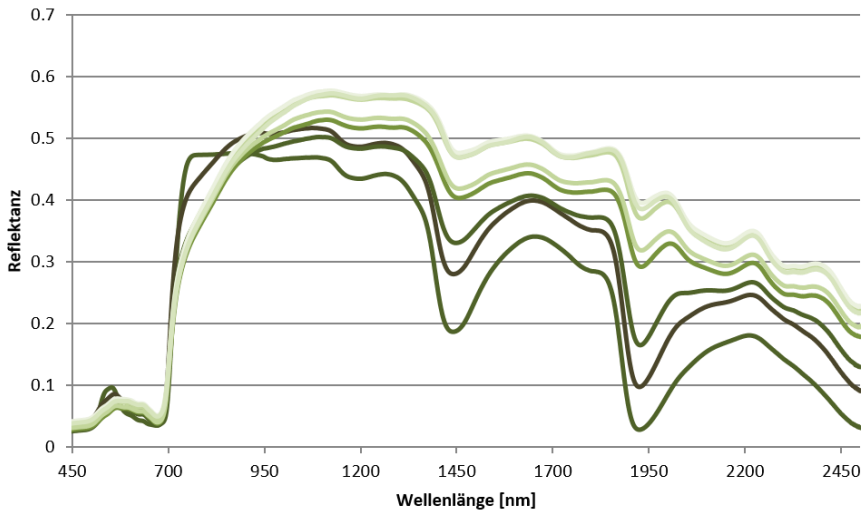


Abbildung 20: Vegetationsspektren verschiedener Vitalitätsstufen. Sehr vitale Vegetation (dunkelgrünes Spektrum) zeichnet sich im Vergleich zu Vegetation mit geringerer Vitalität (hellgrüne Spektren) vor allem durch eine Abnahme im NIR aus.

Damit ermöglicht die Klassifizierung von Oberflächen mittels NDVI nicht nur die Separation von mit Vegetation bedeckten Landoberflächen von anderen, sondern auch eine Abschätzung der Vitalität von Vegetation. Da bei abnehmender Vitalität zugleich die Reflektanz im NIR sinkt und im RED leicht ansteigt (vgl. Abbildung 20).

5.2 Analysen mittels Indizes

Neben dem NDVI existieren in der Fernerkundung zahlreiche weitere Indices, um bestimmte Oberflächen mittels einfacher Berechnungen zu identifizieren und zu charakterisieren. Im Folgenden werden einige ausgewählte Indices vorgestellt.

5.2.1 Normalized Difference Snow Index - NDSI

Vor allem im Rahmen des Klimawandels und des damit verbundenen Rückgangs der Schnee- und Eismassen beispielsweise in den europäischen Alpen ist die Identifizierung von unterschiedlichen Schnee- und Gletscheroberflächen Gegenstand vieler Forschungsaktivitäten. Schnee ist durch eine sehr hohe Reflektanz (nahe 100%) im sichtbaren Wellenlängenbereich und eine sehr niedrige Reflektanz im NIR, mittleren Infrarot (MIR) und SWIR (vgl. Abbildung 19) gekennzeichnet. Die spektrale Reflexion von Eis zeigt ähnliche Verläufe. Zur Kartierung von Schnee und Eis aus Fernerkundungsdaten wird der sogenannte NDSI (***N**ormalized **D**ifference **S**now **I**ndex*) verwendet. Dieser nutzt die (auf Werte zwischen -1 und 1 normierte) Differenz der Reflektanzen der Wellenlängen, in denen die Reflexion von Schnee und Eis maximal (sichtbar, beispielsweise grün), bzw. minimal (MIR) ist:

$$NDSI = \frac{\rho_{green} - \rho_{MIR}}{\rho_{green} + \rho_{MIR}} \tag{6}$$

Der Grenzwert für die Trennung von Schnee und Eis von allen anderen Oberflächen liegt etwa bei 0,4. Werte, die größer sind, weisen auf schneebedeckte Oberflächen, niedrigere Werte auf schneefreie Oberflächen hin.

Abbildung 21: NDSI-Werte für einen Ausschnitt einer Sentinel-2 Szene aufgenommen über den bayerischen Alpen. (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Wie aus Abbildung 21 hervorgeht, erfasst der NDSI auch Gewässer (Flusslauf in der Bildmitte) als Schnee- oder Eisflächen. Da allerdings die Reflektanz im NIR bei Gewässern niedriger ist, als bei Schnee und Eis, könnte dies als zusätzliche Bedingung in die Klassifikation einbezogen werden um die Problematik zu umgehen und die Identifizierung von Eis und Schnee zu optimieren.

5.2.2 Normalized Burn Ratio – NBR

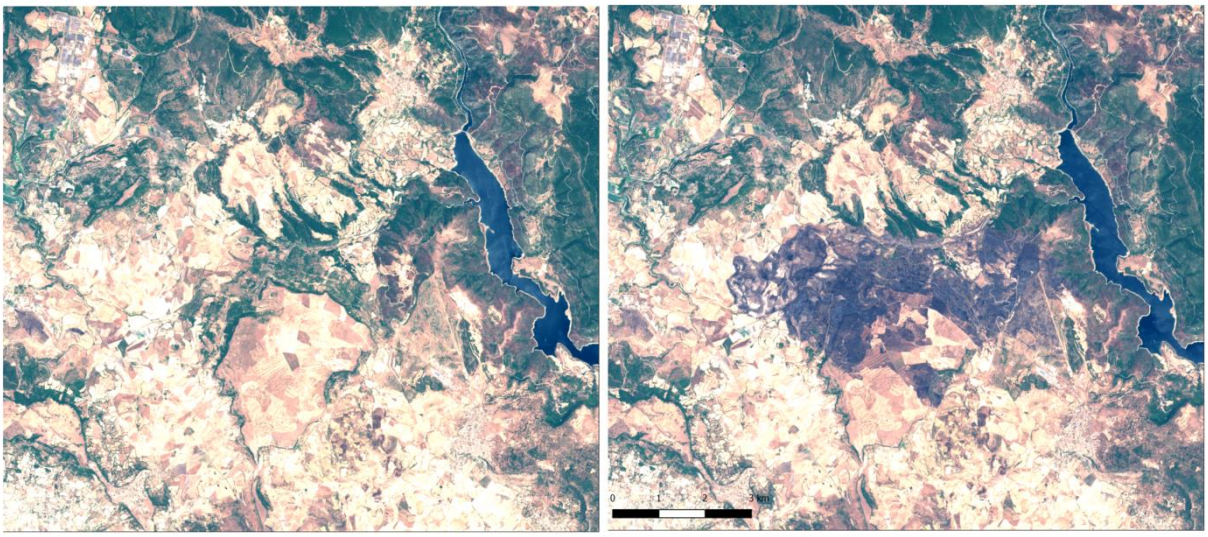


Abbildung 22: RGB-Darstellung des Gebietes um Nurri (Sardinien) vor (lins) und nach (rechts) dem Waldbrand im Juli 2016. Die Brandfläche (Bildmitte) von ca. 17,5 km² geht deutlich aus der Satellitenbildszene hervor (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Unter Verwendung des sogenannten ***N**ormalized **B**urn **R**atios* (NBR) können aus dem All von Großfeuern veränderte Flächen identifiziert und deren Schwere quantifiziert werden. Der NBR ist dabei ähnlich zum NDVI, nur dass statt der Reflektanz im roten Wellenlängenbereich die Reflektanz im SWIR (2,08 – 2,35 µm) genutzt wird:

$$NBR = \left(\frac{\rho_{NIR} - \rho_{SWIR}}{\rho_{NIR} + \rho_{SWIR}}\right) \quad (7)$$

Die verwendeten Wellenlängen zeigen die größten Veränderungen bei von Feuer betroffenen Oberflächen. Während durch die Information im NIR Aussagen über die Veränderung in Bezug auf die Vitalität von Vegetation ermöglicht werden, lässt die Reflektanz im SWIR Rückschlüsse auf den Wassergehalt von Oberflächen zu. Durch Kombination der beiden Informationen können so verbrannte Flächen identifiziert werden. Der Waldbrand am 26.07.2016 bei Nurri auf der Insel Sardinien ist mit einer Fläche von ca. 17,5 km² deutlich auf Aufnahmen des Satelliten Sentinel-2 zu erkennen (vgl. Abbildung 22 rechts). Sollen nun Aussagen über die Schwere des Brandes getroffen werden, um Beispielsweise direkt nach einem Brand Ersthelfer schnell vor Ort zu unterstützen, dient der Vergleich des NBR vor (pre) und nach (post) dem Brand. Der sogenannte Delta NBR wird wie folgt berechnet:

$$\Delta NBR = \left(\frac{\rho_{NIR}-\rho_{SWIR}}{\rho_{NIR}+\rho_{SWIR}}\right)_{pre} - \left(\frac{\rho_{NIR}-\rho_{SWIR}}{\rho_{NIR}+\rho_{SWIR}}\right)_{post} \tag{8}$$

Der Wert ermöglicht eine Abschätzung der Schwere der Auswirkungen eines Brandes (vgl. Tabelle 5).

Tabelle 5: Klassifikation der Schäden durch Brände basierend auf dem ΔNBR.

ΔNBR	Brandschwere
< -0,25	Hohes Wachstum nach Feuer
-0,25 - -0,1	Geringes Wachstum nach Feuer
-0,1 – 0,1	Unverbrannte Flächen
0,1 – 0,27	Geringe Schäden durch den Brand
0,27 – 0,44	Moderat-geringe Schäden durch den Brand
0,44 – 0,66	Moderat-hohe Schäden durch den Brand
> 0,66	Hohe Schäden durch den Brand

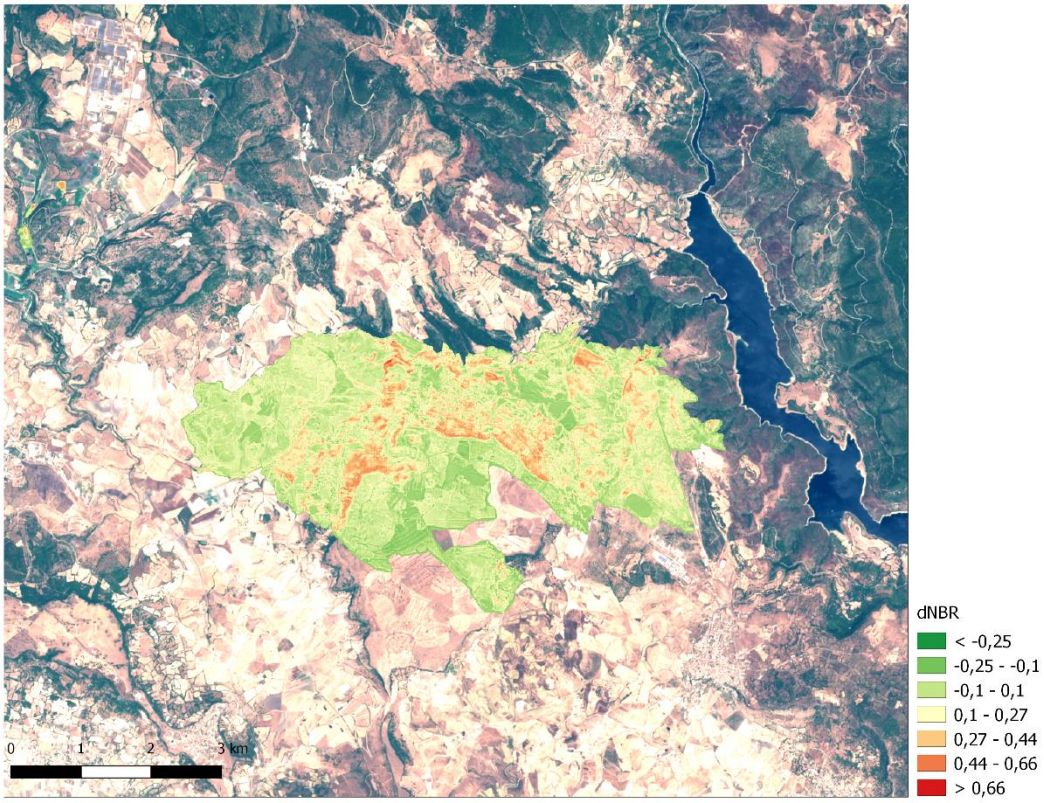


Abbildung 23: Delta Normalized Burn Ratio (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Abbildung 23 zeigt den ΔNBR berechnet aus dem NBR vor und nach dem Brand am 26.07.2016 bei Nurri. Der Großteil der Fläche war von keinen bis geringen Schäden durch das Feuer betroffen: Während ca. 4 km² kaum von dem Brand betroffen waren, zeigen 9,35 km² geringe Schäden durch das Feuer. Allerdings sind 3,21 km² von moderat-geringen und knapp 1 km² von moderat-hohen Schäden durch das Feuer betroffen. Derartige Einschätzungen der Brandauswirkungen können helfen etwaige Entschädigungszahlungen oder Renaturierungspläne zu veranlassen.

5.3 Klimaforschung

Die US-amerikanischen Landsatsatelliten sammeln seit den frühen 1980er Jahren kontinuierlich vergleichbare Daten von unserer Erde. Auf deren Basis können mit Methoden der Fernerkundung nicht nur aktuelle Entwicklungen sondern auch länger andauernde Prozesse und Veränderungen auf der Erde analysiert werden. Die Klimaforschung nutzt Fernerkundungsdaten zur Ergänzung von Klimamodellierungen. Vor allem eher langsam ablaufende Prozesse können mittels Fernerkundungsaufnahmen quantifiziert werden. Beispielsweise kann der Rückgang von Gletschermassen in den europäischen Alpen, welcher durch die globale Klimaänderung hervorgerufen wird, sowie dessen Auswirkungen auf die angrenzenden Ökosysteme erfasst werden. Durch optische Verfahren ist es möglich, die Oberfläche von Gletschern zu erfassen und deren Größe zu bestimmen, mit Radartechnik können zudem Aussagen über die Dicke der Gletschermassen getroffen werden.

Der Pasterze-Gletscher am Großglockner ist Zeuge des Gletscherrückgangs in den Alpen der letzten Jahrzehnte und ist Gegenstand zahlreicher Klimastudien. Der Gletscher im Nationalpark Hohe Tauern gilt mit einer Länge von knapp 7 km (2017) und einer Fläche von 17 km² (2015) als der größte Gletscher Österreichs. Die hochgelegenen Firnmulden fungieren als Nährgebiet. Der Gletscher teilt sich in zwei Teilmulden, den Schneewinkel im Süden und den Riffwinkel im Norden. Seit den 80er Jahren des 20. Jahrhunderts zeigen zunehmend größer werdende apere Stellen, dass der Eisnachschub aus den Firnmulden geringer wird. Seit 1850 ist abgesehen von wenigen Einzeljahren eine Schwundtendenz des Pasterze-Gletschers zu verzeichnen (vgl. Abbildung 24). Diesen Schwund bilanzieren zahlreiche Studien, welche von Forschungseinrichtungen, wie der österreichischen **Z**entral**a**nstalt für **M**eteorologie und **G**eodynamik (ZAMG) durchgeführt werden.

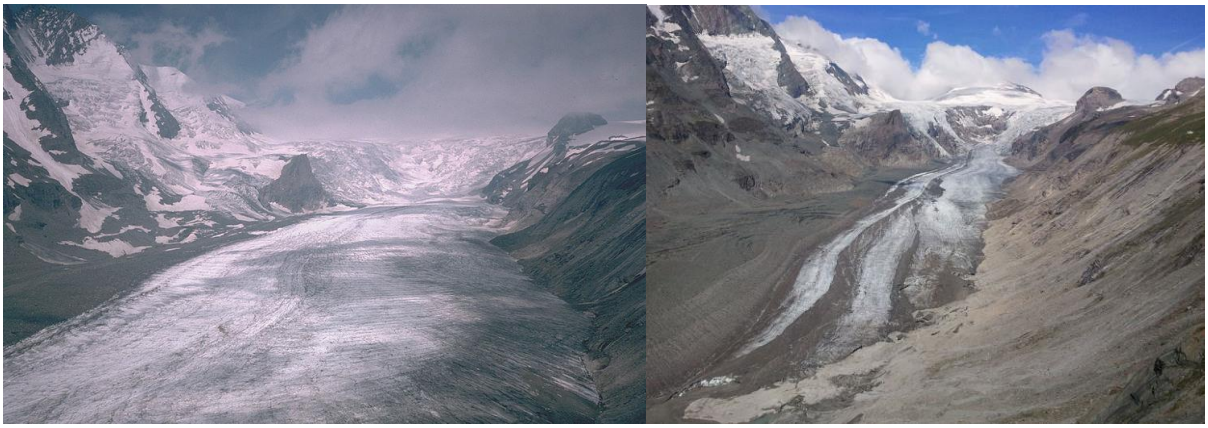


Abbildung 24: Rückgang der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1982 (links) und 2012 (rechts).

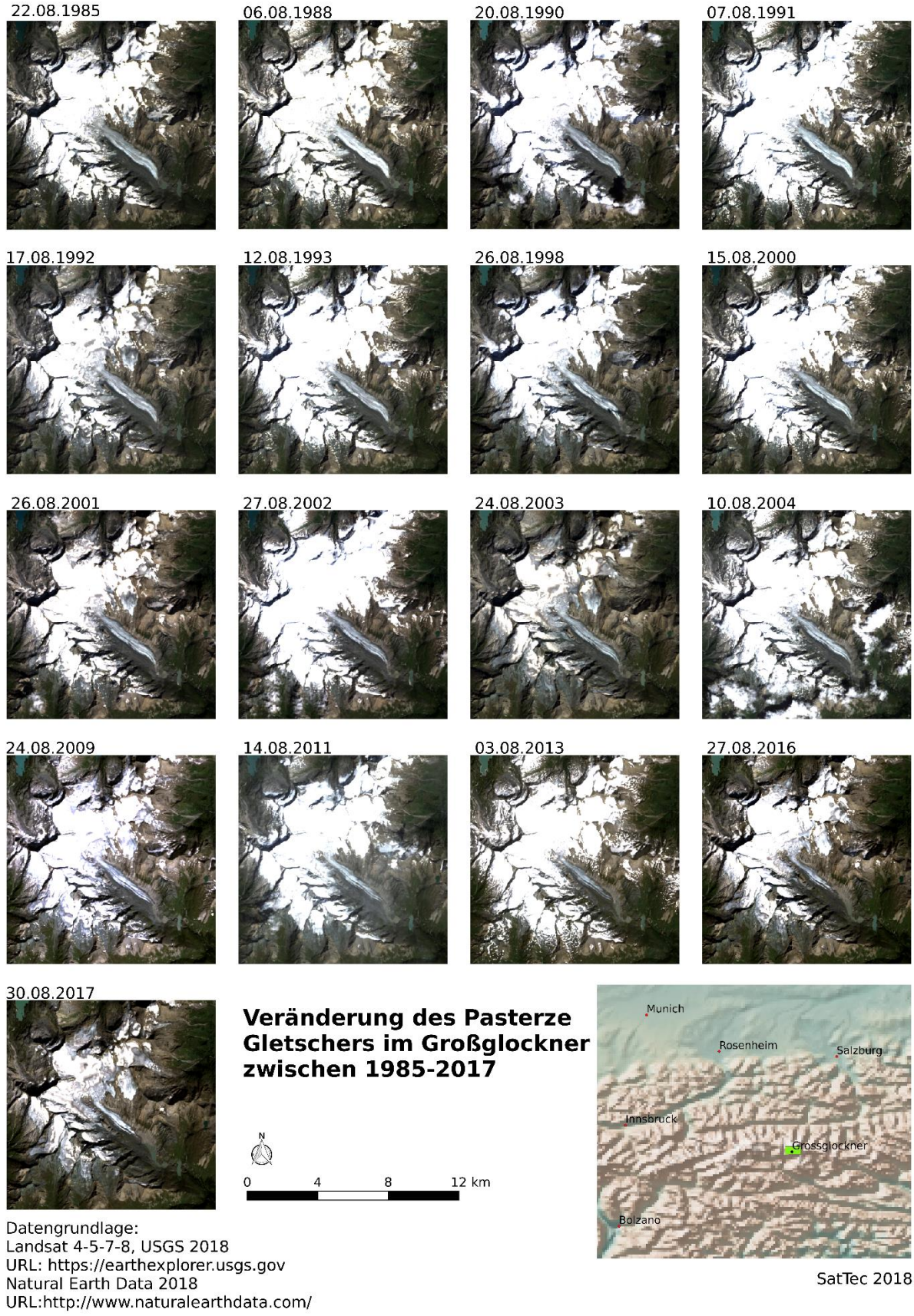


Abbildung 25: Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze zwischen 1984 und 2017 basierend auf jeweils einer zum Großteil wolkenfreien Aufnahme im August der Satelliten Landsat-4-5-7 und -8 (Datengrundlage: Landsat4-5-7-8, USGS 2018; Natural Earth Data).

Auf Grund der zahlreichen, teils kontinuierlich seit Jahrzehnten durchgeführten Untersuchungen und Studien im europäischen Alpenraum und besonders zur Pasterze ist der Gletscherrückgang ausführlich dokumentiert. Im unteren Bereich der Pasterze sind die Temperaturen mittlerweile so hoch, dass der Gletscher in den schuttfreien Flächen jedes Jahr rund zehn Meter an Eisdicke verliert. Laut aktuellen Studien liegt die maximale Eisdicke derzeit bei lediglich rund 230 m. Hochrechnungen zeigen, dass die Pasterzenzunge bereits in 40 Jahren nahezu verschwunden sein wird.

Die vollständigen Ausmaße der Pasterze zu bestimmen ist vom Boden aus mit erheblichen Schwierigkeiten verbunden. Satellitengestützt, aus dem All, kann eine Vermessung hingegen wesentlich einfacher und damit auch häufiger erfolgen. Hier kann gewissermaßen auf einen Blick das gesamte Ausmaß des Gletschers ermittelt werden. Auf Grund der vergleichsweise langen Zeitreihe, welche die Landsat-Satelliten ermöglichen, eignen sich diese besonders zur Untersuchung längerfristiger Veränderungen auf der Erde.

Abbildung 25 Zeigt den zeitlichen Verlauf der Gletscherzunge der Pasterze seit 1985, jeweils durch eine zum Großteil wolkenfreie Landsat-Szenen (LT4/LT5) im August. Der Rückgang der Gletscherzunge bis 2017 ist deutlich aus der Zeitreihe zu erkennen.

5.4 LEOWorks

Möchte man nun selbst den großen Datenschatz an frei zugänglichen Satellitendaten nutzen, existieren zum Betrachte und Auswerten der Aufnahmen eine Vielzahl zum Großteil kostenloser Programme. Die von der ESA zur Verfügung gestellte, betriebssystemunabhängige Software LEOWorks (http://leoworks.terrasigna.com) ist eine speziell für SchülerInnen entwickelte Freeware zur Analyse von Fernerkundungsdaten. Damit können SchülerInnen grundlegende und komplexere Bildbearbeitungsfunktionen von Erdbeobachtungsdaten, wie geometrische Korrekturen, Panschärfung oder Bildklassifizierungen durchführen. Auf der Seite http://www.sattec.org ist ein einführendes Manual zu finden, welches den Start mit der Software erleichtert.

Mit Satellitendaten (der Datendownload von Sentinel-2 Daten ist ebenfalls auf www.sattec.org beschrieben) können beispielsweise einfache Vegetationsanalysen mit LEOWorks durchgeführt werden. Dabei erlaubt ein in LEOWorks implementiertes Tool (*compute NDVI*) eine automatische, pixelweise Berechnung des NDVI. Auf Basis einer automatisch erzeugten, passenden Farbskalierung erstellt die Software ein Falschfarbenbild, welches einfach zu interpretieren ist. Die Skala sieht für hohe NDVI-Werte grüne Farbverläufe, für NDVI geringer als 0,38 einen braunen und für negative Werte weiße Einfärbung vor, da hier keine Vegetation mehr vorliegt.

Abbildung 26 zeigt eine Gegenüberstellung eines RGB-Echtfarbenbildes einer Sentinel-2 Szene südwestlich der Stadt München (linker oberer Bildbereich) und die pixelweise berechneten NDVI-Werte (rechts). Aus der Abbildung geht hervor, dass sowohl Wälder, Felder mit Vegetationsbedeckung als auch Wiesen im Gegensatz zu Gewässern, Siedlungsbereichen und abgeernteten Feldern durch einen hohen NDVI gekennzeichnet sind.

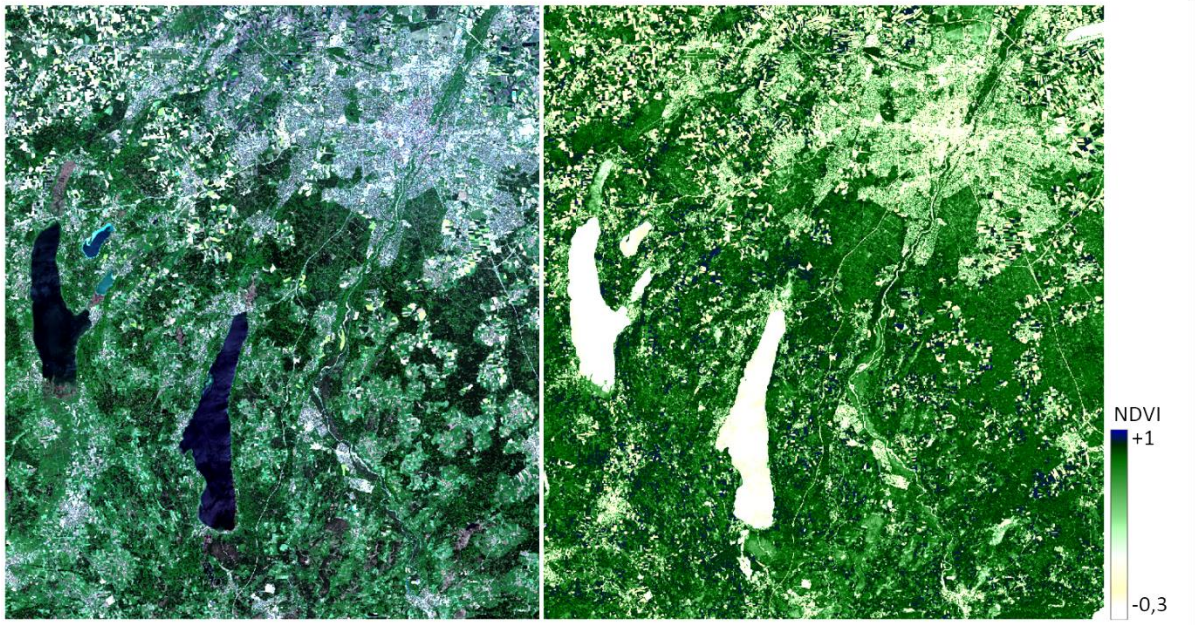


Abbildung 26: NDVI-Falschfarbenbild (rechts) basierend auf einer Sentinel-2-Szene vom 17.05.2017 südwestlich von München (RGB-Darstellung links). Hohe NDVI-Werte werden meist mit einem grünen Farbverlauf dargestellt. Vegetationslose Flächen werden üblicherweise in brauner oder weißer (NDVI<0) Farbe dargestellt (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Abbildung 27 zeigt einen Ausschnitt des Satellitenbildes um den DLR-Standort Oberpfaffenhofen in höherer Auflösung. Im Detail geht hervor, dass durch den NDVI Vegetation gut von anderen Landoberflächen unterschieden werden kann. Zudem ist es möglich, auch die in Kapitel 5.1 angesprochenen Vitalitätsabstufungen anhand des NDVI zu ermitteln. Während Waldflächen sehr hohe NDVI-Werte (vgl. Tabelle 6) haben, was einer hohen Vitalität entspricht, besitzen Felder, in Abhängigkeit von der lokalen Vegetationsentwicklung unterschiedlich hohe NDVIs (vgl. Tabelle 6). Hier sind durch den NDVI Unterschiede in der Vitalität der Vegetation ableitbar.

Abbildung 27: Im Ausschnitt der Sentinel-2 Szene vom 17.05.2017 um den DLR Standort Oberpfaffenhofen ist neben der Unterscheidung von Vegetation von allen anderen Landoberflächen auch eine Abstufung der

Vitalität einzelner Vegetationsflächen zu erkennen. Während Waldflächen sehr hohe NDVIs besitzen, was für eine hohe Vitalität spricht, sind Felder in Abhängigkeit von der Vegetationsentwicklung von verschieden hohen, allerdings niedrigeren NDVIs gekennzeichnet (vgl. Tabelle 6) (Datengrundlage: Sentinel-2, ESA 2017).

Tabelle 6: mittlere NDVIs von vegetationsbedeckten Oberflächen verschiedener photosynthetischer Aktivität.

Landoberfläche	mittlerer NDVI
A) Wald	0,94
B) Feld mit dichter Vegetationsbedeckung	0,93
C) Feld mit Vegetationsbedeckung mittlerer photosynthetischer Aktivität	0,87
D) Feld mit geringer Vegetationsbedeckung	0,52
E) Feld mit keiner photosynthetisch aktiver Vegetationsbedeckung	0,19

6 Fernerkundung der Atmosphäre

Ein weiterer wichtiger Forschungsbereich der Satellitenfernerkundung ist die Atmosphärenbeobachtung. Hier kommen verschiedene Fernerkundungstechniken zum Einsatz. Neben den in Kapitel 1 beschriebenen teils nicht bildgebenden Radar- und Lidarverfahren existieren auch bildgebende optische Sensoren, welche Aussagen über die Zusammensetzung der Atmosphäre ermöglichen. Hierbei ist ähnlich wie bei der Erkundung der Erdoberfläche die aufgenommene Strahlung Informationsträger. Etablierte Systeme in der Atmosphärenforschung sind beispielsweise der Sensor SCIAMACHY (***Sc**anning **I**maging **A**bsorption Spectro**m**eter for **A**tmospheric **Ch**artograph**y***) auf dem europäischen Umweltsatelliten Envisat sowie der Sensor GOME-2 (***G**lobal **O**zone **M**onitoring **E**xperiment*) auf dem Satelliten MetOp oder das Instrument OMI (***O**zone **M**onitoring **I**nstrument*) auf der Plattform Aura.

Um diese erfolgreichen Missionen fortzusetzen, sind für 2019 bzw. 2020 im Copernicus-Programm die Satelliten Sentinel-4 und Sentinel-5 geplant. Beide sind mit Instrumenten mit deutlich höherer räumlicher und spektraler Auflösung als bei Vorgängermissionen versehen. Der im Oktober 2017 gestartete Satellit Sentinel-5P (P: *Precursor*, engl.: Vorläufer) soll die Lücke zwischen SCIAMACHY, GOME-2 den zukünftigen Missionen Sentinel-4 und -5 schließen.

6.1 Satellitengestützte Atmosphärenforschung

Die Vermessung der Erdatmosphäre, insbesondere die räumliche und zeitliche Veränderung der dort enthaltenen Gase, ist in den letzten Jahren nicht nur im Hinblick auf bekannte Phänomene wie das Ozonloch immer mehr in den Fokus der Wissenschaft gerückt. Bis jetzt ist der Kenntnisstand, welche Auswirkungen anthropogen erzeugte (Treibhausgas-) Emissionen auf die Atmosphäre und das Leben auf der Erde haben, noch lückenhaft. Für ein besseres Verständnis ist es unerlässlich, Aufschluss über die globale Verteilung von Spurengasen in der Atmosphäre zu erlangen. Dabei werden die kostenaufwendigen und nur punktuell durchführbaren Flugzeug- oder Ballonmessungen zunehmend von satellitengestützten Sensoren abgelöst. Diese haben dabei nicht nur eine höhere zeitliche Auflösung, sondern können dank ihrer hohen Flugbahn auch größere Bereiche erfassen.

Etablierte satellitengestützte Atmosphärenmissionen analysieren das von der Erde reflektierte Sonnenlicht. Auf dem Weg zum Satelliten passiert dieses die Atmosphäre und wird durch die darin enthaltenen Bestandteile verändert. Trifft die Strahlung auf Moleküle der Atmosphäre, werden verschiedene quantenphysikalische Prozesse angeregt. Jedes Molekül kann dabei nur Strahlung mit ganz bestimmten Energien, in einem dafür charakteristischen Wellenlängenbereiche aufnehmen. Im

vom Sensor aufgenommenen Spektrum sind dann bei Wellenlängen, in denen die in der Atmosphäre enthaltenen Moleküle Strahlung absorbieren, sogenannte Absorptionsbanden zu erkennen. Diese können zum Nachweis bestimmter Moleküle genutzt werden. Unter Kenntnis von Druck und Temperatur, kann zudem die Teilchenzahl einzelner Gase ermittelt werden (Schanda 1986). Von Vorteil ist, dass die Hauptbestandteil der Atmosphäre, Stickstoff und Sauerstoff, im Infrarotspektrum nahezu unsichtbar sind und so die mehr im Interesse liegenden Spurengase im Spektrum leichter separiert und identifiziert werden können, da sie nicht überdeckt werden.

6.2 Sentinel-5P

Der 2017 im Copernicus-Programm gestartete Satellit Sentinel-5P kann aufgrund seiner besonderen Eigenschaften als kleine Revolution der Fernerkundung der Atmosphäre betrachtet werden (vgl. Abbildung 28). Er liefert schon jetzt in der sogenannten *Early in Orbit Operation* Phase Aufnahmen von Atmosphärenparametern auf einem noch nie dagewesenen Niveau. Mittels des in den Niederlanden gebauten Spektrometers *TROPOMI* (***TROPO****speric* ***M****onitoring* ***I****nstrument*) können in den Wellenlängenbereichen UV bis SWIR zahlreiche Gase, wie Ozon, NO_2, CO oder das Treibhausgas Methan quantifiziert werden. Durch die sehr hohe mittlere räumliche Auflösung von 7 km x 7 km ist es damit erstmals möglich sogar die Luftverschmutzung einzelner Städte oder gar von Stadtteilen zu ermitteln. Zusätzlich wird die Mission einen Beitrag beispielsweise zum Monitoring der Ausbreitung von Vulkanasche für die Flugsicherheit oder zur schnelleren Warnung vor zu hoher UV-Belastung leisten. Auch Fragen, wie beispielsweise die Verteilung von Wolken die Luftqualität und das Klima beeinflusst, können damit untersucht werden.

Abbildung 28: Eine Revolution in der Atmosphärenforschung: Sentinel-5P (ESA 2017 c).

Durch die sonnensynchrone Umlaufbahn und die Bahnhöhe von 824 km passiert der Satellit nach fünf Tagen immer denselben Punt auf der Erdoberfläche. Der Kontakt zum Satelliten findet über Stationen in Norwegen, Finnland und Schweden statt. Die Prozessierung der Daten übernimmt das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Oberpfaffenhofen. Sentinel-5P ist als Vorläufer (*Precursor*) für die Mission Sentinel-5 mit einer operationellen Laufzeit von sieben Jahren konzipiert.

6.2.1 TROPOMI

Die Aufgabe von TROPOMI als multispektrales Instrument ist, die größten troposphärischen Luftverschmutzungsgase (Stickstoffdioxid - NO_2, Kohlenstoffmonoxid - CO, Formaldehyd -HCHO und Schwefeldioxid - SO_2) sowie die beiden Treibhausgase (troposphärisches Ozon - O_3 und Methan - CH_4) zu messen. Zusätzlich werden bestimmte Parameter von Aerosolen (Streuung, Absorption und Typisierung) erhoben. Aerosole spielen vor allem für den Klimawandel eine bedeutende Rolle.

TROPOMI ist der Nachfolger der langjährig sehr erfolgreichen Sensoren SCIAMACHY, GOME-2 (ESA) und OMI und zeichnet sich im Vergleich zu diesen durch zahlreiche technische Verbesserungen aus. Beispielsweise besitzt TROPOMI im Vergleich zu GOME-2 zusätzliche Kapazitäten im SWIR, was u.a. die Messung von Methan ermöglicht. SCHIAMACHY umfasst zwar dieselben Wellenlängenbereiche wie TROPOMI ist allerdings durch die geringe räumliche Auflösung von 80 km x 40 km für differenzierte Ableitungen von Luftqualitäten über Städten nicht geeignet.

Das Spektrometer misst sowohl die Reflektanz der Erdoberfläche als auch das solare Spektrum, welches Informationen zur Ableitung der atmosphärischen Spurengase enthält. Das Teleskop besitzt einen großen Blickwinkel (2600 km), welcher eine tägliche globale Abdeckung ermöglicht. TROPOMI ist in den Wellenlängenbereichen UV (270 – 495 nm), VNIR (360 – 775 nm) und SWIR (2305 – 2385 nm) sensitiv (Tabelle 7).

Tabelle 7: Eigenschaften von TROPOMI bezüglich der optischen Kanäle und der damit ermittelten Produkte (KNMI 2008).

Optischer Kanal	Spektrale Breite [nm]	Spektrale Auflösung [nm]	Räumliche Auflösung [km²]	Produkte
UV 1	270 – 320	1,1	7 x 28	O_3
UV 2	295 – 380	0,45	7 x 3,5	O_3, SO_2, HCHO, BrO, OCIO
VIS	360 – 495	0,52	7 x 3,5	NO_2, Aerosoleigenschaften, O_2, Wolken, CHOCHO
NIR	710 – 775	0,45	7 x 3,5	Wolken, optische Dicke und Druck, H_2O, Aerosolhöhe
SWIR	2305 – 2385	0,25	7 x 7	CO, CH_4

Die am Instrument ankommende Strahlung wird mit einem optischen System in vier Wellenlängenbereiche aufgespalten und unterschiedlichen Detektoren mit abgestimmter Sensitivität zugeführt.

Eine der wesentlichen Verbesserungen im Vergleich zu allen bisherigen satellitengestützten Atmosphärenspektrometern ist die sehr hohe räumliche Auflösung (vgl. Abbildung 29). Hauptsächlich werden die Verbesserungen durch optimierte CCD und CMOS Detektoren, durch die Trennung des UV-Wellenlängenbereichs sowie durch die Nutzung der Pushbroom Aufnahmetechniken (gleichzeitige Messung des gesamten Blickfeldes pro Abtastzeile) des SWIR-Kanals anstatt des noch

bei SCIAMACHY verwendeten Konzeptes der singulären Messung jedes Pixels pro Abtastzeile durch einen schwenkbaren Spiegel erreicht (KNMI 2008).

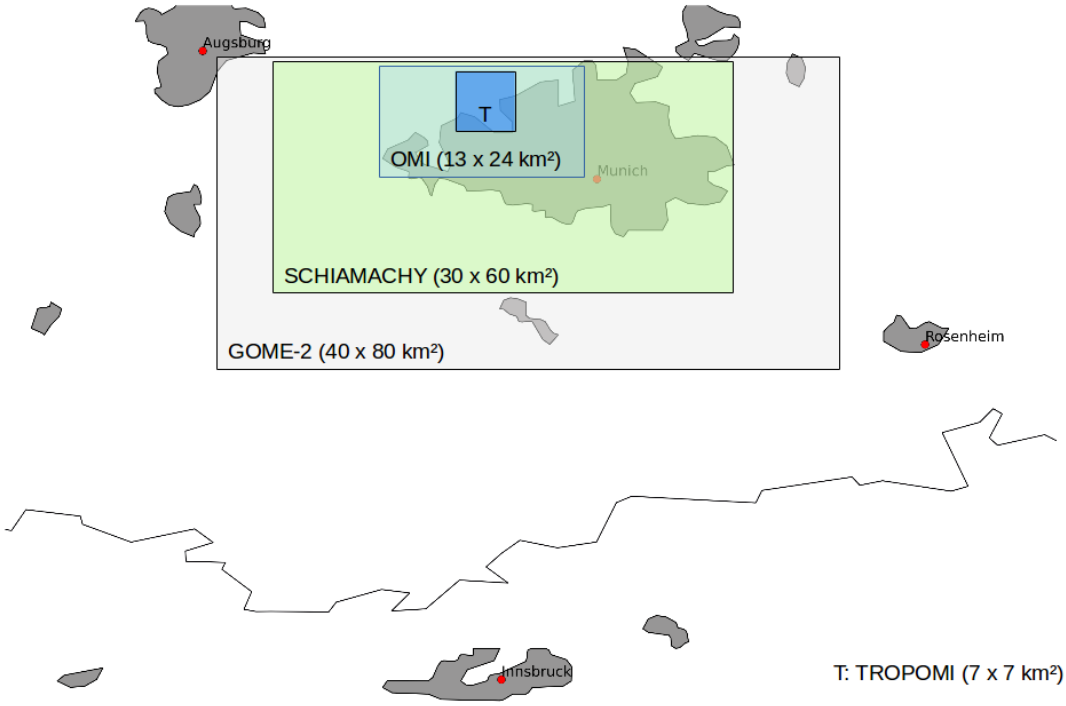


Abbildung 29: räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zu den bisherigen Atmosphärensatelliten, GOME-2, SCIAMACHY und OMI (Datengrundlage: Natural Earth Data 2018).

6.2.2 Erste Ergebnisse

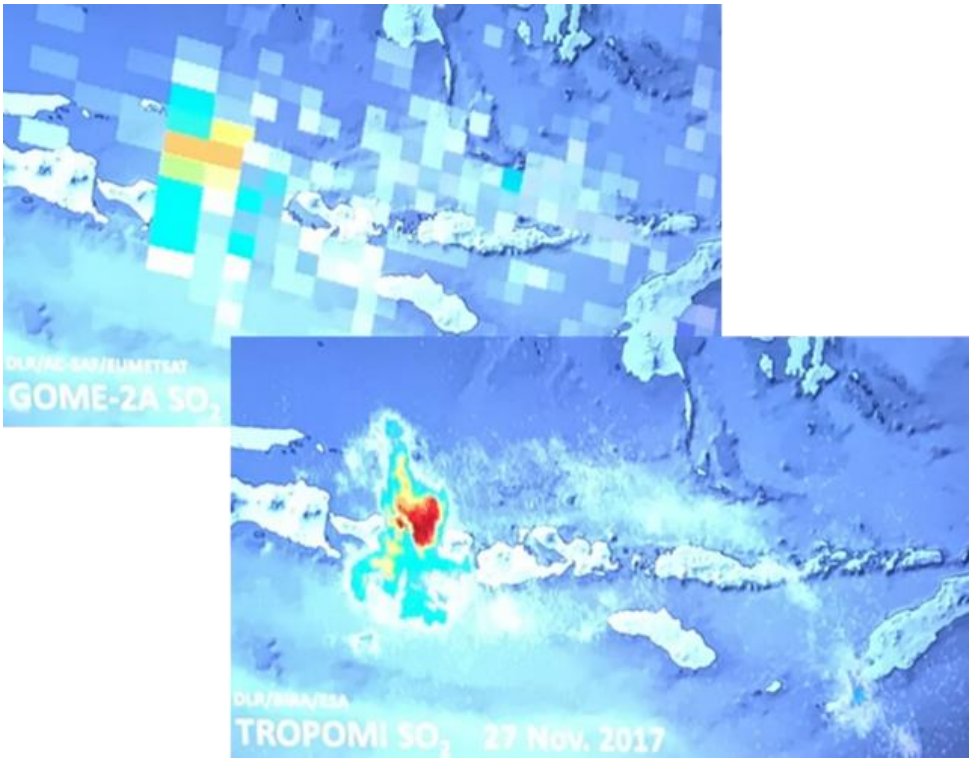


Abbildung 30: SO_2-Konzentrationen der Atmosphäre oberhalb der indonesischen Insel Bali am 27. November 2017, unmittelbar nach dem Ausbruch des Vulkans Agung. Die höhere räumliche Auflösung von TROPOMI im Vergleich zum Sensor GOME-2 ist deutlich zu erkennen.

Da sich der Satellit 2018 noch immer in der Testphase befindet, stehen den Nutzern noch keine umfassenden Daten und Messungen zur Verfügung. Alle Daten des Sensors werden allerdings im Rahmen des Copernicus Programms über die Science-Hub (https://scihub.copernicus.eu) der ESA nach abgeschlossener Kalibrationsphase im Orbit zur Verfügung gestellt.

Erste Veröffentlichungen der ESA lassen die hohe Qualität der Messungen erkennen. Kurz nach dem Start von Sentinel-5P brach am 27.11.2017 der Vulkan Agung auf der indonesischen Insel Bali aus und erzeugte eine große Wolke von Vulkanasche. Das darin enthaltene SO_2 wurde bei einem der ersten Überflüge von Sentinel-5P aufgenommen. Abbildung 30 zeigt die von TROPOMI aufgenommene SO_2-Konzentration über Bali unmittelbar nach dem Ausbruch. Im Vergleich dazu zeigt die Abbildung auch die durch den Sensor GOME-2 gemessenen Werte. Die deutlich höhere Auflösung von Sentinel-5P ist deutlich zu erkennen.

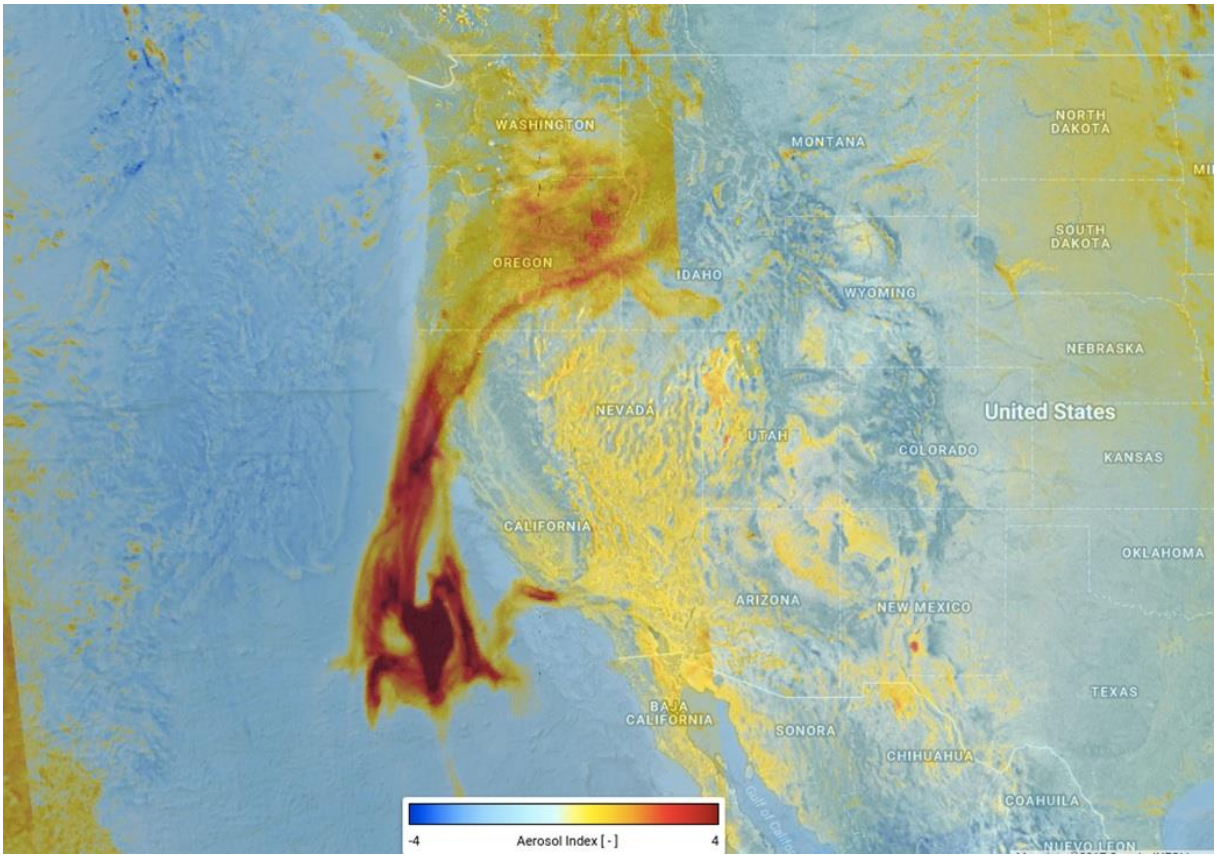


Abbildung 31: Ausbreitung der durch den Waldband am 12.12.2017 in Kalifornien erzeugten Aerosole in der Atmosphäre über die Westküste der USA (ESA 2017 e).

Die Ende 2017 vor allem in Kalifornien wütenden Waldbrände konnte Sentinel-5P mit Aufnahmen in bisher nicht erreichter Detailschärfe erfassen und präzise Daten von der stark verschmutzten Atmosphäre liefern. Abbildung 31 zeigt in hoher Auflösung die Aerosolgehalte, welche durch die am 12.12.2017 ausgelösten Waldbrände an der Westküste der USA in die Atmosphäre gelangten. Durch Aufnahmen mit solch hoher räumlicher können unter anderem Aussagen zur gesundheitlichen Gefährdung der Bevölkerung getroffen werden. Bisher war dies in so großem Umfang aus dem Weltall noch nicht möglich.

Laut dem kalifornischen Department für Forst und Feuerschutz sind die Ende 2017 erfassten Waldbrände die heftigsten seit Aufzeichnungsbeginn. Daten, wie sie die Sentinel Satelliten liefern,

helfen dabei, die Auswirkungen zu identifizieren und Maßnahmen abzuleiten, wie derartige Naturkatastrophen künftig besser eingedämmt oder gar verhindert werden können. Die Satellitenfernerkundung leistet damit einen wichtigen Beitrag, um aktuelle Herausforderungen wie den Klimawandel und die damit verbundenen Folgen nicht nur zu verstehen sondern auch damit umzugehen.

Literaturverzeichnis

AIRBUS 2014
AIRBUS Defence and Space (2014). TerraSAR-X Image Product Guide. Basic and Enhanced Radar Satellite Imagery. https://www.intelligence-airbusds.com/files/pmedia/public/r459_9_20171004_tsxx-airbusds-ma-0009_tsx-productguide_i2.01.pdf (zuletzt eingesehen am 30.06.2017).

Albertz 1991
Albertz, J. (1991). Grundlagen der Interpretation von Luft- und Satellitenbildern: eine Einführung in die Fernerkundung. Wissenschaftliche Buchgesellschaft, Auflage 1.

Butz et al. 2012
Butz, A., A. Galli, O. Hasekamp, J. Landgraf, P. Tol, I. Aben (2012). TROPOMI aboard Sentinel-5 Precursor: Prospective performance of CH_4 retrievals for aerosol and cirrus loaded atmospheres. Remote Sensing of Environment, 120, 267-276.

DIN 18716/3
DIN 18716/3:199707, Photogrammetrie und Fernerkundung – Teil 3: Begriffe der Fernerkundung.

DLR 2009
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – DLR (2009). TanDEM-X – Die Erde in drei Dimensionen. http://www.dlr.de/dlr/Portaldata/1/Resources/documents/TanDEM-X_web.pdf (zuletzt eingesehen am 3.06.2017).

DLR 2012
DLR (2012). Synthetic Aperture Radar. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10382/570_read-431/#/gallery/356 (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

DLR 2014
DLR (2014). TanDEM-X und TerraSAR-X im Formationsflug. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10378/566_read-426/#/gallery/345 (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

DLR 2016
DLR (2016). TET-1. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10890/1595_read-17975/#/gallery/23104 (zuletzt eingesehen am 26.07.2017).

DLR 2017
DLR (2015). Lidar. www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-5626/9178_read-17527/ (zuletzt eingesehen am 30.06.2017).

DLR 2017 b
DLR (2017) b. Atmosphärenkorrektur. http://www.dlr.de/eoc/de/desktopdefault.aspx/tabid-5450/10028_read-20715/ (zuletzt eingesehen am 20.07.2017).

DLR 2017 c
DLR 2017 c. Europas Blick auf die Erde. Nationales Forum für Fernerkundung und Copernicus 2017. http://www.d-copernicus.de/ (zuletzt eingesehen am 12.11.2017).

Drusch et al. 2012
Drusch, M., U. Del Bello, S. Calier, O. Colin, V. Fernandez, F. Gascon, B. Hoersch, C. Isola, P. Laberinti, P. Martimort, A. Meygret, F. Spoto, O. Sy, F. Marchese, P. Bargellini (2012). Sentinel-2: ESA's Optical High-Resolution Mission for GMES Operational Services. Remote Sensing of Environment, 120, 25-36; DOI: 10.1016/j.rse.2011.11.026.

ESA 2010
European Space Agency – ESA (2010). Sentinel-2 – The Operational GMES Optical High Resolution Land Mission. http://esamultimedia.esa.int/docs/S2-Data_Sheet.pdf (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

ESA 2012
European Space Agency – ESA (2012). Sentinel-2 – ESA's Optical High-Resolution Mission for GMES Operational Services. (ESA SP-1322/2 March 2012). https://sentinel.esa.int/documents/247904/349490/S2_SP-1322_2.pdf (zuletzt eingesehen am 23.11.2017).

ESA 2012 b
ESA (2012). Sentinel-2. http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2012/02/Sentinel-2 (zuletzt eingesehen am 19.09.2017).

ESA 2013
European Space Agency – ESA (2013). Sentinel-1 – Radar Vision for Copernicus. http://esamultimedia.esa.int/docs/EarthObservation/Sentinel-1_sheet_170321.pdf (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

ESA 2015
European Space Agency – ESA (2015). Sentinel-2 User Handbook. ESA Standard Document. https://sentinels.copernicus.eu/documents/247904/685211/Sentinel-2_User_Handbook (zuletzt eingesehen am 23.11.2017).

ESA 2017
ESA (2017). Sentinel-1, facts and figures. http://www.esa.int/Our_Activities/Observing_the_Earth/Copernicus/Sentinel-1/Facts_and_figures (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

ESA 2017 b
ESA (2017) b. Sentinel-2 hat die Erde im Blick.

http://www.esa.int/ger/ESA_in_your_country/Germany/Sentinel-2_hat_die_Erdoberflaeche_im_Blick (zuletzt eingesehen am 08.06.2017).

ESA 2017 c
ESA (2017) c. Sentinel-5P.
http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2017/06/Sentinel-5P (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2017 d
ESA (2017) d. Sentinel-5P – Global Air Monitoring for Copernicus.
https://esamultimedia.esa.int/docs/EarthObservation/Sentinel-5p_factsheet_171211.pdf (zuletzt eingesehen am: 04.04.2018).

ESA 2017 e
ESA (2017) e: Tracking Aerosols from California's Wildfires.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/12/Tracking_aerosols_from_California_s_fires (zuletzt eingesehen am: 18.06.2018).

Hall & Martinec 1985
Hall, D.K., J. Martinec (1985). Remote Sensing of Ice and Snow. Chapman and Hall, 189 S.

Jones & Vaughan 2010
Jones, H.G., R.A. Vaughan (2010). Remote Sensing of Vegetation: Principles, Techniques and Applications. Oxford University Press.

Knipling 1970
Knipling, E.B. (1970). Reflectance of Visible and Near-Infrared Radiation from Vegetation. Remote Sensing of Environment 1, 155-159.

KNMI 2008
KNMI (2008): Report TROPOMI User Workshop.
http://projects.knmi.nl/omi/research/project/meetings/tropomi/workshop2008/TROPOMI_Workshop_Report_Final_Version_22April2008.pdf (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

Löffler 2005
Löffler, E. (2005): Geographie und Fernerkundung.

Kaiser et al. 2009
Kaiser, G., W. Schneider, F. Suppan, M. Vollmann (2009). Methoden der optischen Fernerkundung zur Erfassung von Bedeckungsmustern der Schneedecke als Eingangsdaten für hydrologische Eis- und Schneeschmelzmodelle. Österreichische Wasser- und Abfallwirtschaft – Originalarbeit, S. 25-33.

Krieger et al. 2007
Zink, M., G. Krieger, H. Fiedler, A. Moreira (2007). The TanDEM-X Mission: Overview and Status. IEEE 2007.

Miller & Thode 2006
Miller, J.D., A.E. Thode (2006). Quantifying burn severity in a heterogeneous landscape with a relative version of the delta Normalized Burn Ratio (dNBR). Remote Sensing of Environment, 109, 66-80.

NASA 2012
NASA (2012). Atmospheric transmittance, or opacity, of Earth's atmosphere; https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Atmospheric_electromagnetic_opacity-de.svg (zuletzt eingesehen am: 14.07.2017).

NASA 2014
NASA (2014). Landsat 8. NASA/Goddard Space Flight Center (per http://svs.gsfc.nasa.gov/vis/a010000/a011400/a011415/index_svs.html) - https://www.orbital.com/Multimedia/Images/SatelliteSpaceSystems/#science, Gemeinfrei, https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=33234850, (zuletzt eingesehen am: 30.06.2017).

Richards 2013
Richards, J.A. (2013). Remote Sensing Digital Image Analysis. Springer Verlag Berlin, 5. Auflage.

Richards & Jia 2006
Richards, J.A., X. Jia (2006). Remote Sensing Digital Image Analysis. Springer Verlag, Berlin.

Schanda 1986
Schanda, E. (1986). Physical Fundamentals of Remote Sensing. Springer-Verlag, Berlin.

Sörgel 2006
Sörgel, U. (2006). Stand der Technik und Trends der Radarfernerkundung. IPI Hannover.

USGS (2013)
U.S. Geological Survey (2013). Landsat – A Global Land-Imaging Mission. https://pubs.usgs.gov/fs/2012/3072/fs2012-3072.pdf (zuletzt eingesehen am: 29.06.2017).

Veefkind et al. 2012
Veefkind, J.P., I. Aben, K. McMullan, H. Förster, J. de Vries, G. Otter, J. Claas, H.J. Eskes, J.F. de Hann, Q. Kleipool, M. van Weele, O. Hasekamp, R. Hoogeveen, J. Landgraf, R. Snel, P. Tol, P. Ingmann, R. Voors, B. Kruizinga, R. Vink, H. Visser, P.F. Levelt (2012): TROPOMI on ESA Sentinel-5 Precursor: A GMES mission for global observations of the atmospheric composition for climate, air quality and ozone layer applications. Remote Sensing of Environment, 120, 70-83.

ZAMG 2017
Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik (ZAMK) (2017). Gletscher heuer extrem stark geschmolzen. URL: https://www.zamg.ac.at/cms/de/klima/news/gletscher-heuer-extrem-stark-geschmolzen (zuletzt eingesehen am: 04.04.2018).

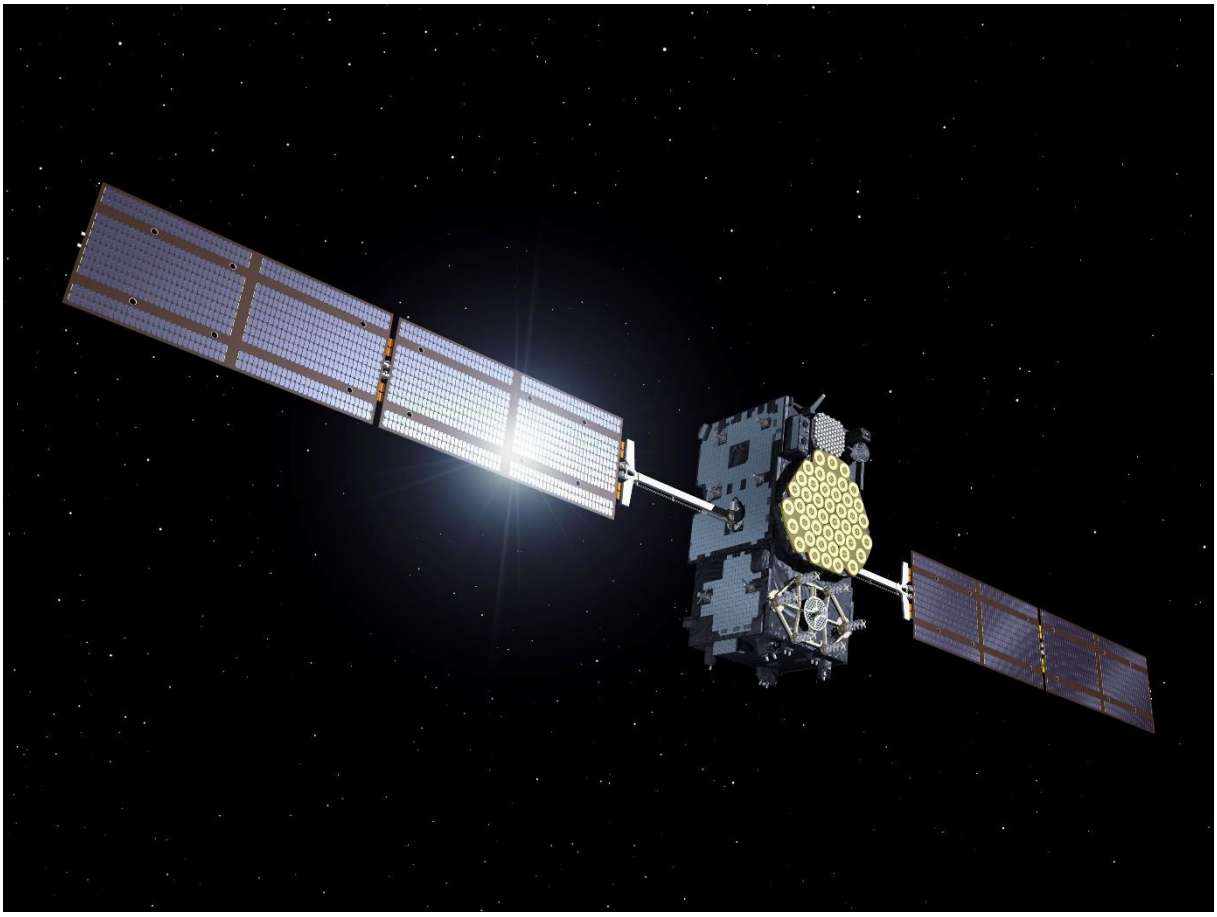
Bildnachweis

Abbildung 24 links: Wikimedia Commons, lizensiert unter CreativeCommons-Lizenz Attribution 2.0. Generic. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pasterze,_1982.jpg (zuletzt eingesehen am: 03.04.2018)

Abbildung 24 rechts: Wikimedia Commons, lizensiert unter CreativeCommons-Lizenz Attribution-Share Alike 3.0. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pasterze_2012.jpg (zuletzt eingesehen am: 03.04.2018)

Einführung in die Satellitennavigation

Simone Zepp und Tobias Schüttler



Quelle: DLR 2011

Gefördert durch:

Bundesministerium für Wirtschaft und Energie

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

LMU LUDWIG-MAXIMILIANS-UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DLR

Inhalt

Inhalt ... 2
Abbildungsverzeichnis ... 3
Tabellenverzeichnis ... 4
Abkürzungsverzeichnis ... 4
1 Satellitennavigation - Galileo ... 6
1.1 Galileo ... 7
1.2 Das Navigationssystem ... 9
1.2.1 Galileo-Raumsegment ... 10
1.2.2 Bodensegment ... 14
1.2.3 Nutzersegment ... 16
1.3 Anatomie eines Navigationssatelliten ... 17
2 Funktionsprinzip der Satellitennavigation ... 18
2.1 Grundprinzip der Satellitenortung ... 19
2.2 Positionsbestimmung durch Laufzeitmessung ... 21
2.3 Fehlerquellen ... 23
2.3.1 Fehler bei Angabe der Satellitenposition ... 23
2.3.2 Atmosphärenbedingte Fehler ... 24
2.3.3 Uhrenungenauigkeiten der Satelliten ... 25
2.3.4 Einfluss der Satellitengeometrie ... 25
2.3.5 Fehler durch Mehrwegeeffekte ... 26
3 Technische Umsetzung ... 27
3.1 Codierte Signalübertragung ... 27
3.2 Die Atomuhren der Galileo-Satelliten ... 29
4 Weitere Navigationssysteme ... 30
4.1 NAVSTAR GPS ... 31
4.2 GLONASS ... 33
4.3 BEIDOU ... 33
5 Anwendungen ... 34
5.1 Anwendungen im Straßenverkehr ... 34
5.2 Anwendungen in der zivilen Luftfahrt ... 35
5.3 Ghosthunter ... 37
5.4 Precision Farming ... 38
5.5 Galileo Online: Go! ... 39

5.6 Weitere Anwendungen 39
Literaturverzeichnis 40
Bildnachweis 42

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: frühe Meilensteine der Navigation. 6
Abbildung 2: internationale Meilensteine der modernen Navigation. 7
Abbildung 3: Galileo. 7
Abbildung 4: Überblick über die einzelnen Teilelemente des Satellitennavigationssystems Galileo. Während das Spacesegment für den Bau und den Transport der Satelliten in die Erdumlaufbahn verantwortlich ist, ermöglicht die permanente Überwachung des Groundsegments durch das dichte Netz an Bodenstationen den Erhalt des Systems. Dem Nutzer stehen so weltweit exakte qualitativ hochwertige Signale zur Positionierung zur Verfügung. 9
Abbildung 5: Konstellation der 30 Galileo-Satelliten auf drei Bahnebenen (ESA 2007). 10
Abbildung 6: Starts und Namen der bisher 28 gestarteten Galileo-Satelliten der Testsatelliten, der IOV- und der FOC-Phase. Jeder Satellit wird nach einem Kind benannt, welches als Landesgewinner aus einem Malwettbewerb der Europäischen Kommission ermittelt wurde. 11
Abbildung 7: geplante (weiße Kreise) und tatsächliche Position der Galileo-Satelliten Doresa und Milena nach dem Start 2014 (verändert nach Schmidt 2018). 12
Abbildung 8: Paarweiser Transport der Galileo-FOC Satelliten mittels einer Sojus-Rakete (links). Seit dem sechsten Start der FOC-Phase erfolgt der Transport mit einer Ariane 5 SE VA233 von je vier Satelliten (Mitte, rechts) (links: ESA 2015, Mitte ESA 2017 b, rechts: ESA 2017 c). 12
Abbildung 9: Transfer der Galileo-Satelliten im Orbit nach dem Start mit einer Ariane Rakete (ESA 2016 b). 13
Abbildung 10: Galileo Satelliten der drei bisherigen Phasen: Testphase (GIOVE-A und GIOVE-B, links), IOV (Mitte) und FOC (rechts) (links: ESA 2005, Mitte: ESA 2011, rechts: ESA 2014). 14
Abbildung 11: Verteilung der bereits bestehenden Infrastruktur des Galileo Bodensegments: Galileo Kontrollzentren (GCC), die Galileo Sensor Stationen (GSS), die Uplink-Stationen (ULS) und die Telemetry, Tracking & Commanding Stations (verändert nach Bartholomé et al. 2015; Natural Earth Data 2018). 15
Abbildung 12: Anatomie eines Navigationssatelliten mit den Subsystemen 1) L-Band-Antenne; 2) Such- und Rettungsantenne; 3) C-Band-Antenne; 4) S-Band-Antenne; 5) Infrarot-Erdsensor; 6) Sonnensensor; 7) Laser-Reflektor; 8) Weltraum-Radiatoren (verändert nach ESA 2011). 17
Abbildung 13: Prinzip der Satellitenortung in einer Ebene. Bei bekanntem Abstand von drei Satelliten ergibt sich der Standpunkt des Empfängers aus dem eindeutigen Schnittpunkt der Positionskreise der drei Satelliten. 19
Abbildung 14: Prinzip der Satellitenortung im dreidimensionalen Raum. Analog zur Ortung in einer Ebene ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers bei bekanntem Abstand von vier Satelliten aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen der vier Satelliten. 20
Abbildung 15: Schematische Darstellung der Satellitenortung. Das Navigationssignal enthält die Bahndaten des Satelliten sowie ein Zeitsignal. 21
Abbildung 17: Stark überzeichnete, schematische Darstellung der Abweichung der durch das Geoid beeinflussten tatsächlichen Umlaufbahn und der idealen gleichmäßigen Ellipsenbahn. 23

Abbildung 18: Einfluss der Atmosphäre auf das Navigationssignal. Vor allem die Ionosphäre bricht die elektromagnetischen Wellen, was zu einer Veränderung des Weges und so zu Genauigkeitsfehlern bei der Positionierung führen kann. 24
Abbildung 19: Einfluss der Satellitengeometrie auf die Positionsgenauigkeit des Empfängers. Während durch eine ungünstige Satellitengeometrie (links) die Positionsbestimmung ungenau erfolgen kann, ermöglicht eine günstige Geometrie eine wesentlich genauere Positionsbestimmung. 25
Abbildung 20: Schematische Darstellung unterschiedlicher Satellitenkonstellationen. Bei einer schlechten Satellitenkonstellation (vgl. links) sind die für die Positionierung genutzten Satelliten eng im Orbit aneinander. Im Falle einer guten Konstellation sind die genutzten Satelliten in großem Abstand verteilt. 26
Abbildung 21: Schematische Darstellung des sogenannten Mehrwegeeffektes. Vor allem in Großstädten kann das Satellitensignal durch Gebäudefassaden reflektiert werden, sodass es länger braucht um beim Empfänger anzukommen. Demnach wird die Positionsbestimmung negativ beeinflusst. 27
Abbildung 22: Frequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS. Für Galileo sind zudem die Frequenzen der verschiedenen Dienste angegeben. 28
Abbildung 22: Gegenüberstellung der Frequenzspektren der GNSS-Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Signale sind deutlich zu erkennen. 29
Abbildung 23: Passive Wasserstoff Maser Atomuhr eines Galileo-Satelliten. Die Atomuhr nutzt als Zeitbasis keine schwingende Masse, sondern die Übergänge von Atomen zwischen verschiedenen Energieniveaus. 30
Abbildung 25: GPS-Satellit der aktuellsten Block III Baureihe (NASA 2017). 32
Abbildung 26: schematische Darstellung eines Zielführungssystems im Straßenverkehr. 35
Abbildung 27: Ein durch DGPS unterstützter Landeanflug mittels am Flughafen stationierter Referenzstationen, welche Integritätsinformationen an das anfliegende Flugzeug übermitteln. 37
Abbildung 28: Precision Farming als Schnittstelle zwischen den beiden angewandten Weltraumdisziplinen Fernerkundung und Satellitennavigation. Mittels Fernerkundungsdaten werden die Zustände von landwirtschaftlichen Beständen analysiert und den Landwirten unter anderem Applikationskarten zur Düngerausbringung bereitgestellt. Diese Applikationskarten können mit Hilfe von moderner Navigationstechnik präzise auf dem Feld ausgebracht werden. 38

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Signalkanäle und Trägerfrequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS. 28
Tabelle 2: Überblick über die wichtigsten internationalen zivilen und militärischen Satellitennavigationssysteme. 30
Tabelle 3: Anforderungen an Genauigkeit und Integrität bei verschiedenen Flugzuständen. 36

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
BOC	Binary Offset Carrier
CDMA	Code Division Multiple Access

CNSA	China National Space Administration
CS	Kommerzieller Dienst
DGPS	Differentielles Globales Positionierungssystem
EADS	European Aeronautic Defence and Space
ELS	Ensemble de Lancement Soyouz
EMU	Environmental Monitoring Unit
ESA	European Space Agency
EU	Europäische Union
FDMA	Frequency Division Multiple Access
FOC	Full Operational Capability
GCC	Galileo Control Center - Galileo Kontrollzentrum
GCS	Ground Control Segment
GDOP	Geometric Dilution of Precision
GLONASS	Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema
GMS	Galileo Mission Control Segment
GNSS	global navigation satellite system
GPS	Global Positioning System
GSS	Galileo Sensor Stationen
GST	Galileo Systemzeit
IOV	In-Orbit Validation
LEO	Low Earth Orbit
MEO	Medium Earth Orbit
MSC	Master Controll Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAVSTAR GPS	Navigation Satellite Timing and Ranging Global Positioning System
NDVI	Normalized Navigation Index
OHB	Orbitale Hochtechnologie Bremen – System AG
OS	Offener Dienst
PPS	Precise Positioning Service
PRS	Öffentlich regulierter Dienst
RNP	Required Navigation Perdormance
SAR	Such und Rettungsdienst
SKZ	Systemkontrollzentrum
SOL	Sicherheitskritischer Dienst
SPS	Standard Positioning Service
TT&C	Telemetry Tracking & Commanding Station
ULS	Uplink Station
UTC	universal time coordinated
VHV	Very High Frequency

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Satellitennavigation - Galileo

Ein erster Meilenstein der Navigation geht zurück auf das Jahr 1119 n. Chr. Der chinesische Schreiber Zhu Yu erwähnt hier erstmals den Einsatz eines Kompasses zur nautischen Navigation. Mehr als drei Jahrhunderte später wird der Quadrant, welcher 1460 als Vorläufer des späteren Sextanten entwickelt wurde, erstmals in der Seefahrt zur genaueren Bestimmung des Breitengrades verwendet. 1610 entdeckte Galileo Galilei die vier Jupitermode und erkennt, dass ihre Bewegung sie zu einer Art Uhr machen, welche global zu erkennen ist. Die Monde können fortan zur genaueren Bestimmung der geographischen Länge beobachtet werden. John Harrison löst 1773 die Problematik der Messung der Längengrade auf See: Durch das Schiffschronometer erreicht die Genauigkeit der Navigation eine neue Ebene. 1817 konstruiert Johann von Bohenberger das erste Gyroskop. Seit 1908 letztlich werden die ersten Kreiselkompasse auf See eingesetzt. Stahlschiffe verringerten bisher noch die Genauigkeit der Magnetkompasse.

Abbildung 1: frühe Meilensteine der Navigation.

Die Entwicklung von Funknavigationssystemen für Luftangriffe während des zweiten Weltkriegs begann in den 1940-er Jahren. Nur etwa rund 15 Jahre später begann mit dem Start der ersten Satelliten Sputnik die Weltraumforschung, welche letztlich die Navigation revolutionierte. Sputnik kann als wichtiges Teilelement in der satellitengestützten Ortung und Navigation angesehen werden, obwohl er eher als eine Art Technologieerprobungsträger gestartet wurde. Die Analyse der von Sputnik gesendeten Signale zeigte, dass deren Dopplerverschiebung zur Bestimmung der Satellitenposition genutzt werden konnte. Durch die bekannten Positionen von drei Bodenstationen war es möglich, die Koordinaten der unbekannten Satellitenposition zu triangulieren. Im Umkehrschluss vermutete man, dass auch mittels drei Satelliten mit bekannten Bahndaten eine unbekannte Bodenposition auf der Erde bestimmt werden konnte. Diese Überlegungen sollten durch das US-amerikanische System Transit evaluiert werden. 1960 startete der erste einer Vielzahl von Satelliten des Systems Transit, welche mittels Dopplerverschiebung eine Ortung ermöglichten und damit die erste Generation „echter“ Navigationssatelliten darstellten.

1978 erfolgte ein weiterer bedeutender Meilenstein der Navigationshistorie. Am 22.02.1978 wurde der erste GPS-Satellit (***G**lobal **P**ositioning **S**ervice*), Navstar 1 gestartet. Bis 1993 erreichte GPS mit 24 Satelliten volle Einsatzbereitschaft. 2005 begann mit dem Start des europäischen Satelliten GIOVE-A der Aufbau des ersten rein zivilen Satellitennavigationssystems. Der Satellit sollte zum einen die Funkfrequenzen für die zukünftige Mission Galileo sichern, zum anderen das neu für Galileo entwickelte Verfahren der Nachrichtenkodierung testen. Drei Jahre später erfolgte der Start des Satelliten GIOVE-B, welcher die bisher präziseste Atomuhr (passiver Wasserstoffmaser und Rubidium) eines Satelliten an Bord hatte.

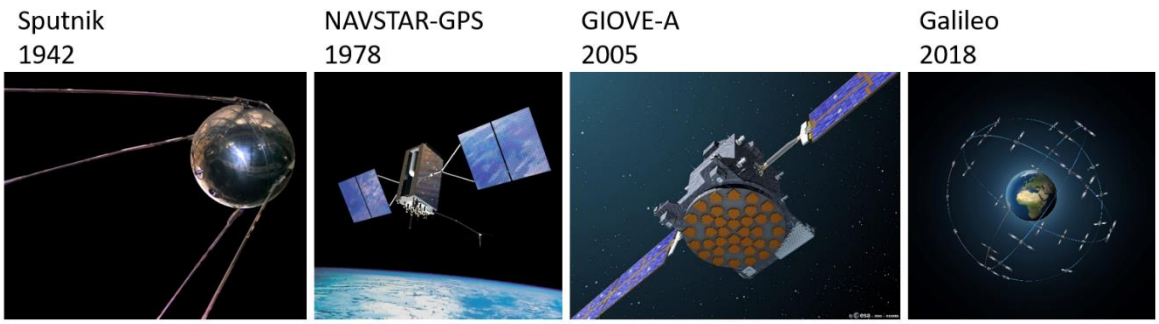


Abbildung 2: internationale Meilensteine der modernen Navigation.

Das Grundprinzip der Satellitenortung ist denkbar einfach, die technische Realisierung jedoch hoch komplex. Es werden wie bei der Ortung von Sputnik die Entfernungen zu Punkten mit bekannten Koordinaten, den Satelliten, gemessen, um so Rückschlüsse auf die eigene Position ziehen zu können. Diese Entfernungsbestimmung wird durch die Messung von Signallaufzeiten realisiert. Um eine eindeutige Ortung im dreidimensionalen Raum zu ermöglichen, müssen Signale von mindestens vier Satelliten empfangen werden.

Mittlerweile existieren mit dem amerikanischen GPS und dem russischen GLONASS zwei voll funktionsfähige Satellitennavigationssysteme, welche zur Ortung genutzt werden können. Das nicht nur für Europa zunehmend an Bedeutung gewinnende, nach Galileo Galilei benannte, Galileo-System befindet sich derzeit im Aufbau. Aktuell (2019) sind davon 26 Satelliten im All. Ende 2016 ist Galileo mit ersten Diensten in Betrieb genommen worden und steht nun weltweit zur Verfügung.

1.1 Galileo

Galileo Galilei (1564-1642) ist der Namensgeber des europäischen Satellitennavigationssystems Galileo. Der italienische Astronom entdeckte unter anderem mit einem Teleskop die vier größten Jupitermonde. Seine Entdeckung erwies sich für die damals bereits entwickelte Navigation als sehr wertvoll. Die Orbitalbewegungen der Monde konnten weltweit als sichtbare Himmelsuhr zur Orientierung hauptsächlich auf See genutzt werden – allerdings mit aus heutiger Sicht sehr geringer Genauigkeit.

Abbildung 3: Galileo.

Auch für die Satellitenortung ist die Präzision der Zeitmessung von entscheidender Bedeutung. Die ersten Entwicklungen des europäischen Satellitennavigationssystems gehen zurück in die frühen 1990er Jahre. Im Dezember 1994 rief die europäische Kommission ihre Mitgliedstaaten auf, bei der Realisierung eines unabhängigen europäischen Satellitennavigationssystems mitzuwirken. Die fünf damals vorgegebenen Leitlinien treffen noch heute auf das System zu.

1. Die Ortungssignale sollen weltweit für alle Verkehrsarten (Land, Wasser, Luft, Raumfahrt) zur Verfügung stehen.

2. Das geplante System soll kompatibel zu dem US-amerikanischen GPS sein.
3. Zeitgleich muss der Betrieb unabhängig zur USA erfolgen.
4. Im Gegensatz zu den militärischen Systemen GPS und GLONASS (Russland) soll Galileo ein zivil betriebenes System sein.
5. Die Kosten sollen zwischen der Öffentlichkeit und der Privatwirtschaft aufgeteilt werden.

In seinem derzeitigen Missionsstadium sind an Galileo neben den EU-Staaten auch Indien, China, Israel, Marokko, Saudi-Arabien, die Schweiz, Norwegen, Südkorea und die Ukraine beteiligt. Weitere Staaten verhandeln über eine Teilnahme.

Vor allem die Tatsache, dass Galileo im Vergleich zum US-amerikanischen System GPS unter ziviler Kontrolle steht und dass derart viele Nationen an der Entwicklung beteiligt sind, bedingt viele Institutionen und Einrichtungen, die bei der Konzeptionierung und dem Aufbau des Systems Mitspracherecht fordern. Da das Projekt von Anfang an als Gemeinschaftsaufgabe vorgesehen war, müssen viele Einrichtungen aller beteiligten Länder an den zahlreichen Entscheidungen, welche ein System dieser Dimension erfordert, beteiligt werden. Es ist daher zwingend nötig, dass alle Parteien kompromissbereit sind.

Zwar galt Galileo seit 1994 als Entwicklungsprojekt mit hoher Priorität, dennoch einigte man sich erst am 26.05.2003 auf die Finanzierung des Systems. Die damals geschätzten Entwicklungskosten von 1,1 Milliarden Euro sollten zu gleichen Teilen von der ESA (***E**uropean **S**pace **A**gency*) und der EU (**E**uropäische **U**nion) getragen werden. Die ESA-Mitglieder Deutschland, Italien, Frankreich und Großbritannien sollten für 70% der Kosten, Spanien für 10% und die übrigen ESA-Mitgliedstaaten für die restlichen 20% der Kosten aufkommen.

Das ursprünglich definierte Ziel, das System bis 2008 in einer so genannten Public-Private-Partnership also finanziert aus öffentlichen und privatwirtschaftlichen Mitteln, auszubauen, konnte durch zu hohe Kosten und Risiken für Investoren nicht realisiert werden. Im Jahr 2013 beschloss daher das Europäische Parlament die Finanzierung von Galileo bis ins Jahr 2020 zu gewährleisten.

Laut dem EU-Parlament werden sich die Kosten für die Entwicklung und Realisierung des Satellitennavigationsprojektes zwischen 2014 und 2020 auf etwa sieben Milliarden Euro belaufen. Bis 2020 werden die Gesamtkosten für Galileo auf bis zu 20 Milliarden Euro geschätzt. Allerdings muss zu den hohen Kosten erwähnt werden, dass über 30 Nationen an der Entwicklung von Galileo beteiligt sind. Zudem kommen die investierten Mittel der europäischen Wirtschaft zu Gute und vor allem werden diese durch nötige hochtechnologische Entwicklungen einen wirtschaftlichen und wissenschaftlich-technischen Mehrwert induzieren.

Neben den 1994 festgesetzten Leitlinien, wurden 1999 von der ESA in Hinblick auf die Erwartungen potentieller Nutzer weitere sogenannte „allgemeine technische Forderungen“ definiert, welche auch die angestrebte Genauigkeit der Entfernungs- und Positionsinformationen sowie Uhrzeitangaben enthalten. Unter der Verwendung einer Frequenz sollte die Genauigkeit in der Horizontalen mit einer Wahrscheinlichkeit von 95% von ±15 m und in der Vertikalen von ±35 m erreicht werden. Im Falle der Verwendung von zwei Frequenzen, sollen sich diese Werte auf ±4 m horizontal und ±7,7 m vertikal verbessern. Auch die Zeit sollte mit 95% eine maximale Abweichung von ±30 ns haben. Der Systemverfügbarkeit von 99,7% bedingt kann die Übertragung als quasi sicher angenommen werden. Eine weitere Besonderheit von Galileo stellt die Tatsache dar, dass unter Verwendung von zwei Frequenzen bei einer Abweichung von mehr als 12 m horizontal und 20 m vertikal innerhalb sechs

Sekunden ein Alarm ausgelöst wird und so die Integrität des Systems gewährleistet bleibt. Aktuelle Pläne sehen jedoch noch höhere Genauigkeiten in der Ortung mit Abweichungen von nur etwa 30 cm vor.

1.2 Das Navigationssystem

Galileo ist, ähnlich wie andere Raumfahrtmissionen, in drei Segmente unterteilt (vgl. Abbildung 4), um die Kompetenzen möglichst optimal aufzuteilen und die hohe Komplexität des Gesamtsystems zu gewährleisten. Das Raumsegment ist für die Konzipierung der Satelliten, bzw. für das Trägermodul und der eigentlichen Navigationsnutzlast, für den Start der Satelliten und die Positionierung im All verantwortlich. Das Bodensegment übernimmt den Kontakt im operationellen Betrieb sowie die Überwachung des Systems im All. Dem Nutzersegment schließlich dienen die von den Satelliten gesendeten Signale zur Positionsbestimmung. Die Segmente sind zwar inhaltlich getrennt müssen allerdings in stetem Austausch arbeiten um die einzelnen Anforderungen des Gesamtsystems bereitstellen zu können.

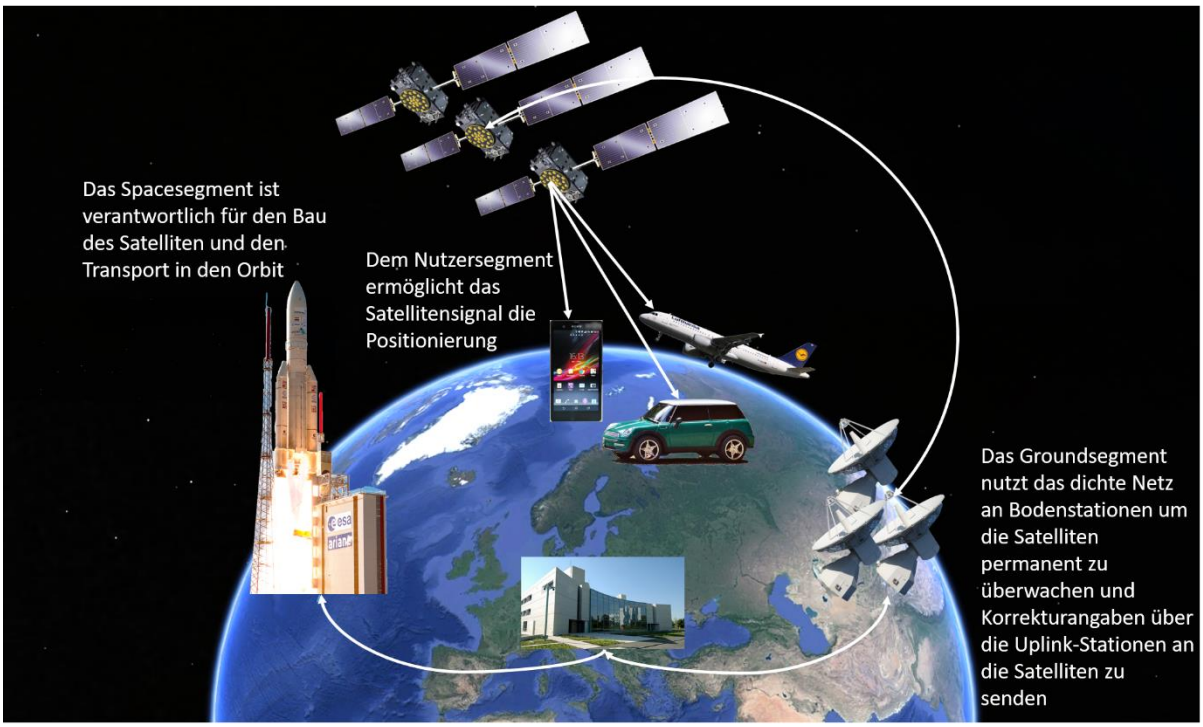


Abbildung 4: Überblick über die einzelnen Teilelemente des Satellitennavigationssystems Galileo. Während das Spacesegment für den Bau und den Transport der Satelliten in die Erdumlaufbahn verantwortlich ist, ermöglicht die permanente Überwachung des Groundsegments durch das dichte Netz an Bodenstationen den Erhalt des Systems. Dem Nutzer stehen so weltweit exakte qualitativ hochwertige Signale zur Positionierung zur Verfügung.

Die bisherige Laufzeit von Galileo kann in drei Phasen untergliedert werden:

- erste Testphase mit den beiden Erprobungssatelliten GIOVE-A und GIOVE-B,
- die ***I**n-**O**rbit **V**alidation* Phase (IOV) und
- die ***F**ull **O**perational **C**apability* Phase (FOC).

Während der ersten Testphase mit den Probesatelliten GIOVE-A und GIOVE-B wurden hauptsächlich systematische Experimente zur Verwendung von Rubidium- und Wasserstoff Maser Uhren sowie zum speziellen Galileo-Signal erfolgreich durchgeführt. Den Satelliten kamen dabei noch keine echten

Navigationsaufgaben zu. Hauptziel der sich anschließenden IOV-Phase war, die Validierung der Galileo-Services basierend auf einer Konstellation mit nur vier Satelliten und einem wenig umfangreichen Netz an Bodenstationen. An die erfolgreiche Testphase schließt sich die bis heute andauernde FOC Phase an. Ziel ist es hier die Konstellation aus 30 Satelliten zu vervollständigen und eine volle operationelle Funktionsfähigkeit zu erreichen.

Die Aufgaben der drei Segmente unterscheiden sich in den einzelnen Phasen nur wenig. Bereits in einem frühen Stadium einer Satellitenmission ist ein Kommunikationsaustausch zwischen Wissenschaft und Anwendung für eine erfolgreiche Mission zwingend notwendig. Im Folgenden werden die drei Segmente von Galileo näher erläutert.

1.2.1 Galileo-Raumsegment

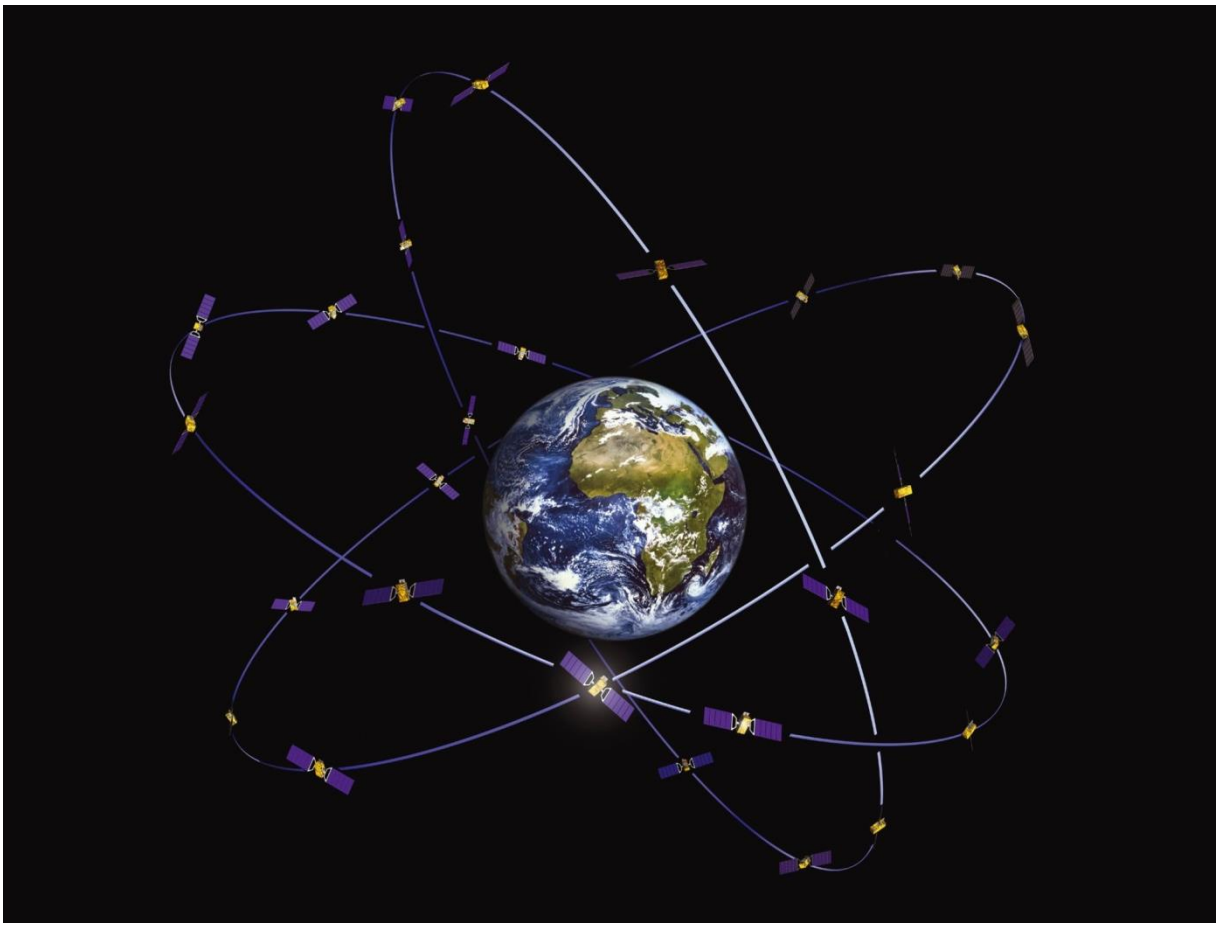


Abbildung 5: Konstellation der 30 Galileo-Satelliten auf drei Bahnebenen (ESA 2007).

Das vollständige Navigationssystem Galileo soll 30 Satelliten umfassen (27 operationelle + 3 Reserve). Die 30 Satelliten werden in einer sogenannten Walker-Konstellation in drei unterschiedlichen um 120° gegeneinander verschobenen Bahnebenen mit einer mittleren Bahnhöhe von 23.222 km um die Erde kreisen (vgl. Abbildung 5). Dieser Orbitbereich, in dem sich insbesondere Navigationssatelliten befinden, wird als MEO (***M**edium **E**arth **O**rbit*) bezeichnet. Der sich näher an der Erdoberfläche befindenden sogenannten LEO (***L**ow **E**arth **O**rbit* – bis 1.000 km Bahnhöhe) wird vor allem von Fernerkundungssatelliten genutzt, im noch weiter entfernten geostationären Orbit (GEO, ca. 36.000 km Bahnhöhe) findet man in erster Linie Kommunikationssatelliten. Bei einer Gesamtzahl von 27 operationell aktiven Galileo-Satelliten sind neun Satelliten (plus ein Reservesatellit) pro Umlaufbahn in gleichem Abstand zueinander verteilt. Der Neigungswinkel der Bahnen (Inklination) beträgt rund

56° zur Äquatorialebene. Die gewählten Bahnparameter bedingen eine Umlaufzeit von 14 Stunden und gewährleisten eine weltweit dichte Abdeckung mit sechs bis acht sichtbaren Satelliten.

Die meisten europäischen Raketenstarts erfolgen vom internationalen Weltraumbahnhof Kourou in Französisch-Guyana. Dieser Standort weist eine Vielzahl an positiven Standortkriterien auf. Raketenstartplätze sollten möglichst nah am Äquator liegen, da so durch die Erdrotation bereits eine höhere Grundgeschwindigkeit vorhanden ist, als bei einer Rakete welche in höheren geographischen Breiten startet. Kourou ist nur knapp 600 km vom Äquator entfernt. Zudem ist der Standort als ehemalige französische Kolonie europäisches Staatsgebiet und liegt in Küstennähe. Die in östlicher Richtung stattfindenden Starts erfolgen über den Atlantik und gefährden so keine Menschen. Darüber hinaus befindet sich der Standort in einem geologisch und meteorologisch ruhigen Gebiet, sodass weder Unwetter noch Erdbeben die Starts beeinflussen.

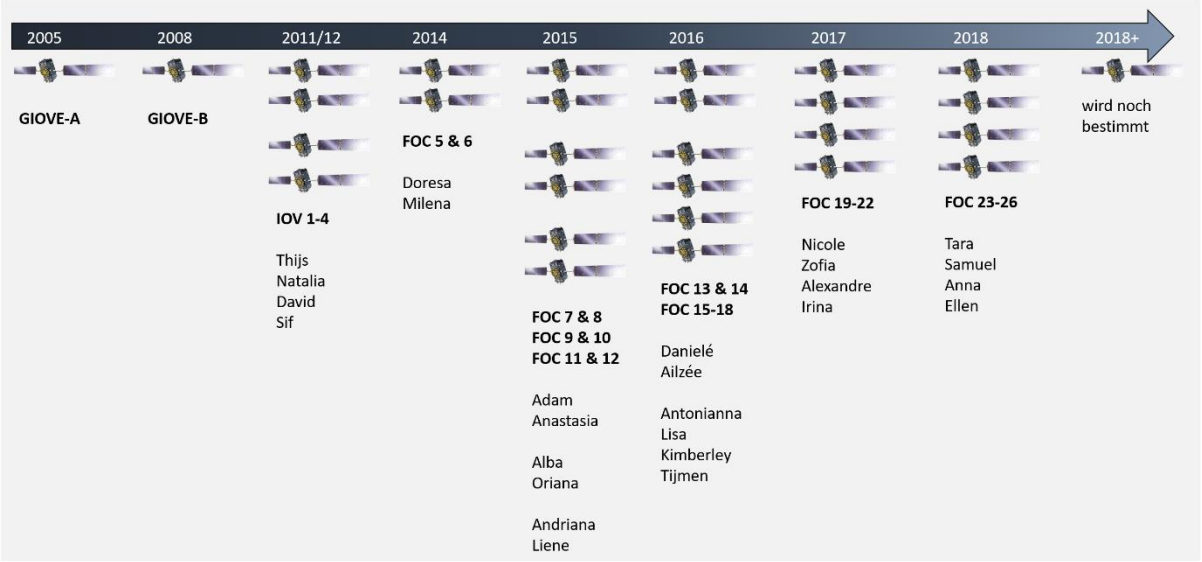


Abbildung 6: Starts und Namen der bisher 28 gestarteten Galileo-Satelliten der Testsatelliten, der IOV- und der FOC-Phase. Jeder Satellit wird nach einem Kind benannt, welches als Landesgewinner aus einem Malwettbewerb der Europäischen Kommission ermittelt wurde.

Mit dem Start, der nun ersten von der OHB (**O**rbitale **H**ochtechnologie **B**remen – System AG) gebauten FOC-Satelliten am 22.08.2014 wurde der erfolgreiche IOV-Abschnitt durch die FOC-Phase abgelöst. Allerdings stellte sich nach einem erfolgversprechenden Start von Kourou nach kurzer Zeit heraus, dass die Sojus-Rakete die Satelliten mit den Namen Doresa und Milena in einen falschen Orbit eingeschossen hatte. Anstatt der geplanten kreisförmigen Umlaufbahn in etwa 23.000 km Höhe, befanden sich die Satelliten nach dem Aussetzen der Raketenoberstufe in einem deutlich zu niedrigen, stark elliptischen Orbit (vgl. Abbildung 7 grüne Kreise). Die Satelliten sind allerdings trotz des nicht vorhergesehenen Orbits mittlerweile in Betrieb und ein Teil des Gesamtsystems.

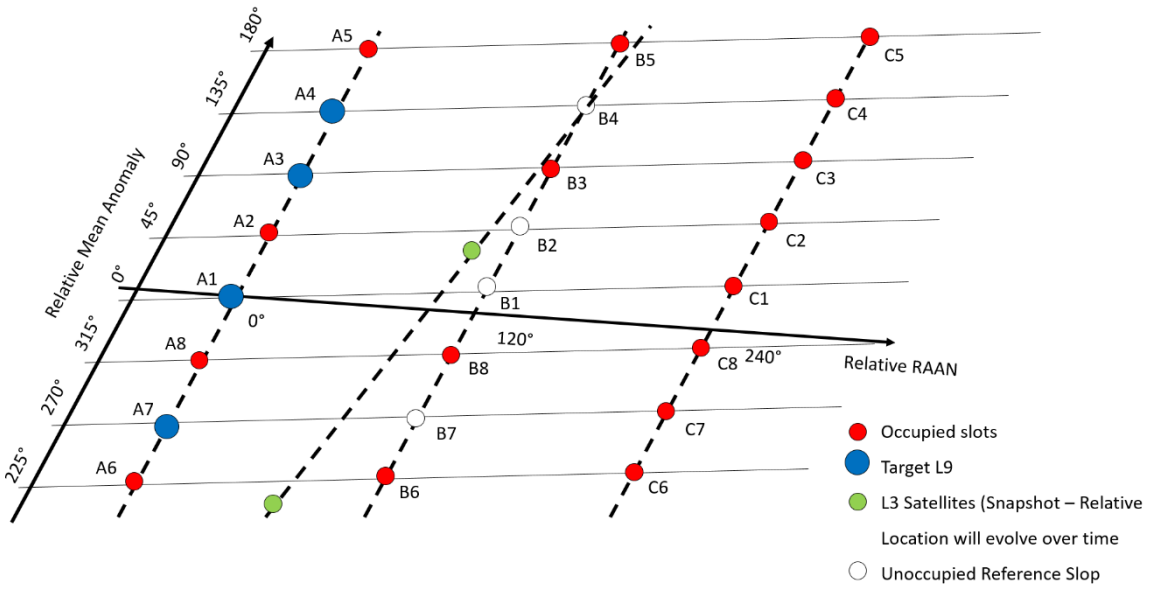


Abbildung 7: geplante (weiße Kreise) und tatsächliche Position der Galileo-Satelliten Doresa und Milena nach dem Start 2014 (verändert nach Schmidt 2018).

Die Satelliten 5 & 6 waren die beiden ersten von insgesamt 22 bei OHB für 800 Millionen Euro bestellten Galileo-FOC Satelliten. Sie haben eine Startmasse von 733 kg und eine geplante Lebensdauer von 12 Jahren. Nach den erfolgreichen Starts am 27.03.2015, 11.09.2015, 17.12.2015 und 24.05.2016 mittels einer von Kourou gestarteten Sojus-Rakete, erfolgte für die beiden letzten Starts eine Umstrukturierung des Transports ins All (vgl. Abbildung 8 Mitte und rechts). Der Transport ins All von nun vier Satelliten gleichzeitig ist durch die speziell weiterentwickelte, leistungsstärkere Ariane 5 ES VA233 möglich. Die knapp 60 m lange und 800 Tonnen schwere Rakete transportierte mit den Starts am 17.11.2016, 12.12.2017 und 25.07.2018 die Satelliten 15-18, 19-22 und 23-26 erneut vom Weltraumbahnhof in Kourou aus ins All. Bei den Starts wurden die Satelliten nacheinander, das erste Paar ca. 3,5 Stunden nach dem Start und das zweite ca. 20 Minuten später, von der Aussetzvorrichtung der Oberstufe des Ariane-Trägers in die Umlaufbahnen ausgesetzt (vgl. Abbildung 9).

Abbildung 8: Paarweiser Transport der Galileo-FOC Satelliten mittels einer Sojus-Rakete (links). Seit dem sechsten Start der FOC-Phase erfolgt der Transport mit einer Ariane 5 SE VA233 von je vier Satelliten (Mitte, rechts) (links: ESA 2015, Mitte ESA 2017 b, rechts: ESA 2017 c).

Nach jedem Start und der Platzierung in den Orbits durch die Aussetzvorrichtung der Oberstufe der Trägerrakete müssen die Satelliten in ihre endgültige Einsatzumlaufbahn manövriert werden. Abbildung 9 zeigt den typischen Transport der Nutzlast vom Start bis zur Positionierung im Orbit. Mittels einer Transfer-Ellipse gelangt der Satellit in den vorgesehenen Orbit. Dieser energetisch günstige Übergang zwischen zwei Bahnen wird Hohmann-Transfer genannt. Nach der finalen Positionierung werden die Solarpanels entfaltet, um so die Stromversorgung des Satelliten zu gewährleisten.

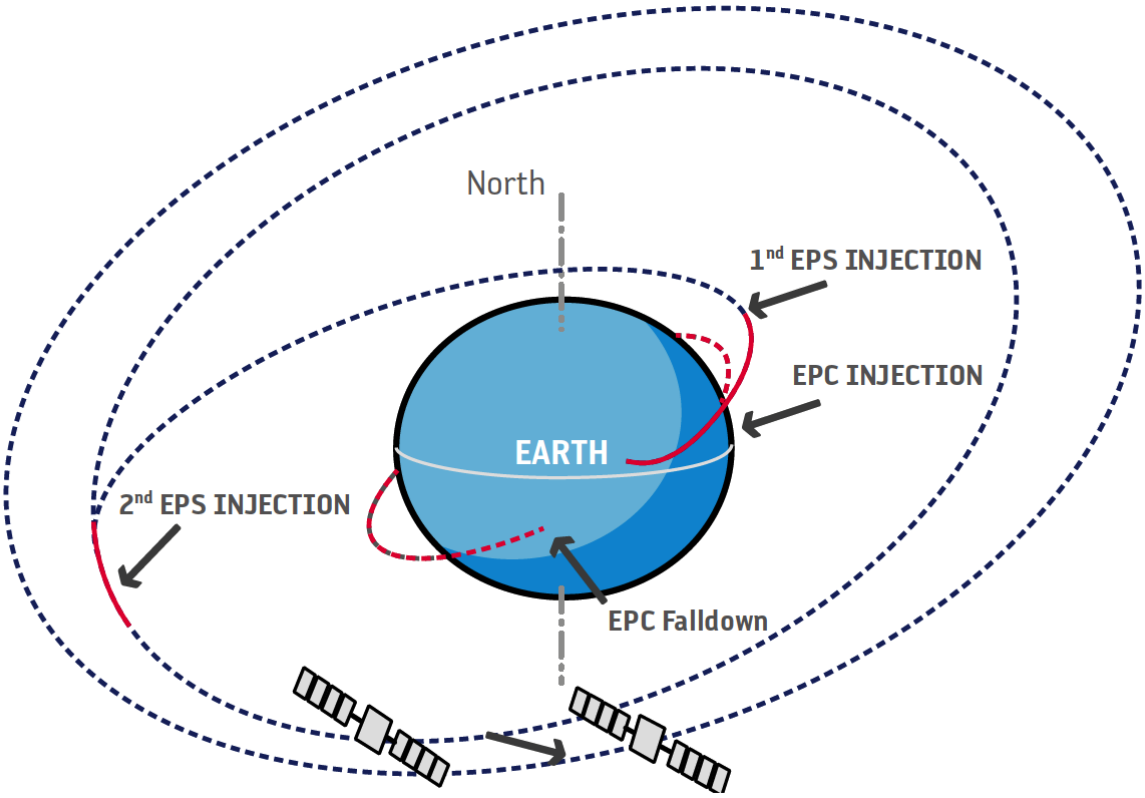


Abbildung 9: Transfer der Galileo-Satelliten im Orbit nach dem Start mit einer Ariane Rakete (ESA 2016 b).

In einer etwa sechs monatigen von der Agentur für das europäische Navigationssystem durchgeführten Testphase werden die neuen Satelliten auf volle Funktionsfähigkeit überprüft und in das Netz der bereits im Einsatz befindlichen Galileo-Satelliten integriert. Bis Anfang 2019 wurden alle Galileo-FOC Satelliten in das System übergeben. Das System soll durch weitere Starts zeitnah auf 30 Satelliten im All ausgebaut und komplementiert werden.

Jeder Galileo-Satellit besteht aus zwei Hauptbestandteilen: Der Plattform und der Nutzlast, welche weiter in einzelne Module aufgeteilt sind. Die Satelliten der Phasen IOV und FOC sind bis auf wenige Unterschiede vor allem in Funktionalität, Energiebilanz und Performance baugleich (vgl. Abbildung 10 Mitte und rechts).

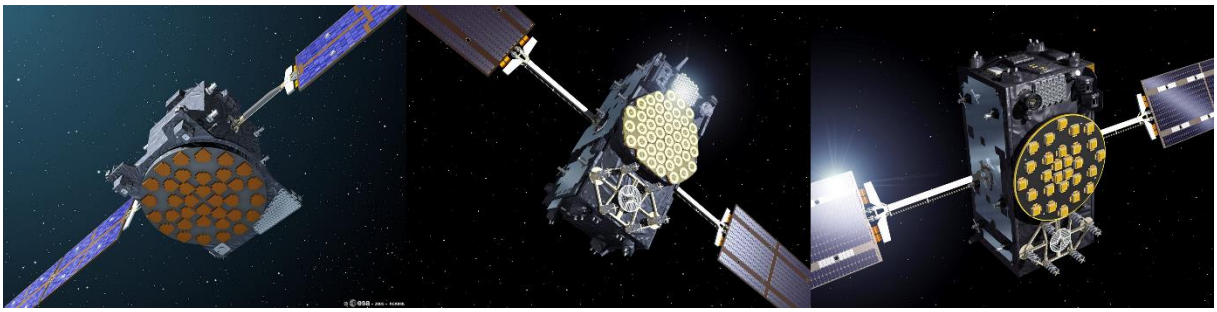


Abbildung 10: Galileo Satelliten der drei bisherigen Phasen: Testphase (GIOVE-A und GIOVE-B, links), IOV (Mitte) und FOC (rechts) (links: ESA 2005, Mitte: ESA 2011, rechts: ESA 2014).

1.2.2 Bodensegment

Galileo umfasst wie jede Raumfahrmission mehr als nur die Satelliten im All. Eine mindestens ebenso wichtige Rolle spielt das weltweite Netz an Bodenstationen, welche die Zuverlässigkeit der Positions- und Zeitinformationen durch intensives Monitoring der Satelliten gewährleisten. Das Bodensegment des Systems Galileo ist so umfangreich wie bei keiner anderen Satellitennavigationsmission. Da bei der Entwicklung von Galileo besonderen Wert auf die Systemintegrität gelegt wurde, ist das dichte Netz aus Boden- und Kontrollstationen erforderlich. Nur durch die enge weltweite Abdeckung an Stationen können fehlerhaft laufende Satelliten binnen weniger Sekunden identifiziert und vom Netz genommen werden. Mögliche potentielle Fehlerquellen sind neben technischen Defekten am Satelliten beispielsweise die Abweichung der an Bord befindlichen Atomuhren. Auch die Veränderung der Satellitenumlaufbahnen, hervorgerufen durch natürliche Prozesse im Weltall, müssen berücksichtigt werden. Weitere potentielle Fehlerquellen werden im Kapitel 2.3 näher erläutert.

Nutzer des Systems wollen mit einer sehr hohen Genauigkeit ihre Position im Raum zum Zeitpunkt der Übertragung des Signals ermitteln. Hierfür muss die vom Satelliten gesendete Zeit äußerst genau und präzise sein. Aber auch die Atomuhren an Bord eines Galileo-Satelliten können abweichen. Da bereits eine Abweichung von lediglich einer Milliardstel Sekunde, bei einer Signalausbreitungsgeschwindigkeit von 300.000.000 m/s, zu einem Positionsfehler von 30 cm führt (vgl. Gleichung 1), ist die ständige Überwachung des Systems zwingend erforderlich.

$$0{,}000000001\mathrm{s} \cdot 300.000.000\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}} = 0{,}3\mathrm{m} \tag{1}$$

Das Netz an Bodenstationen vergleicht unter anderem die Borduhren aller Satelliten kontinuierlich mit der Galileo-Systemzeit (GST), welche in der Bodenstation in Fucino, einem der beiden Galileo-Kontrollzentren, von der Einrichtung *Precise Timing Facility* generiert wird. Europäische Zeitlaboratorien synchronisieren wiederum diese Einrichtung mit der international überwachten Weltzeit (UTC - ***U**niversal **T**ime **C**oordinated*).

Neben den Ungenauigkeiten der Borduhren driften auch die Satellitenumlaufbahnen. Durch die Anziehungskraft von Mond und Sonne und der leichten äquatorialen Ausbuchtung der Erde und selbst durch den leichten aber steten Impuls des Sonnenlichts verändern sich die Umlaufbahnen der Satelliten und müssen korrigiert werden.

Die Informationen über die Genauigkeit der Borduhren und der Satellitenpositionen werden aufgezeichnet und analysiert, sodass bei geringen Abweichungen Korrekturparameter zum Satelliten gesendet werden können, die dieser wiederum mit den Satellitensignalen selbst an den Nutzer

weiterleitet. Bei großen Abweichungen können einzelne Satelliten zur weiteren Fehleranalyse vom Navigationsnetz genommen werden, ohne die Positionierung des Nutzers weiter negativ zu beeinflussen. Dieser in sich konsistente Kreislauf gewährleistet, dass die Systemleistung über lange Zeit auf höchstem Niveau gehalten wird.

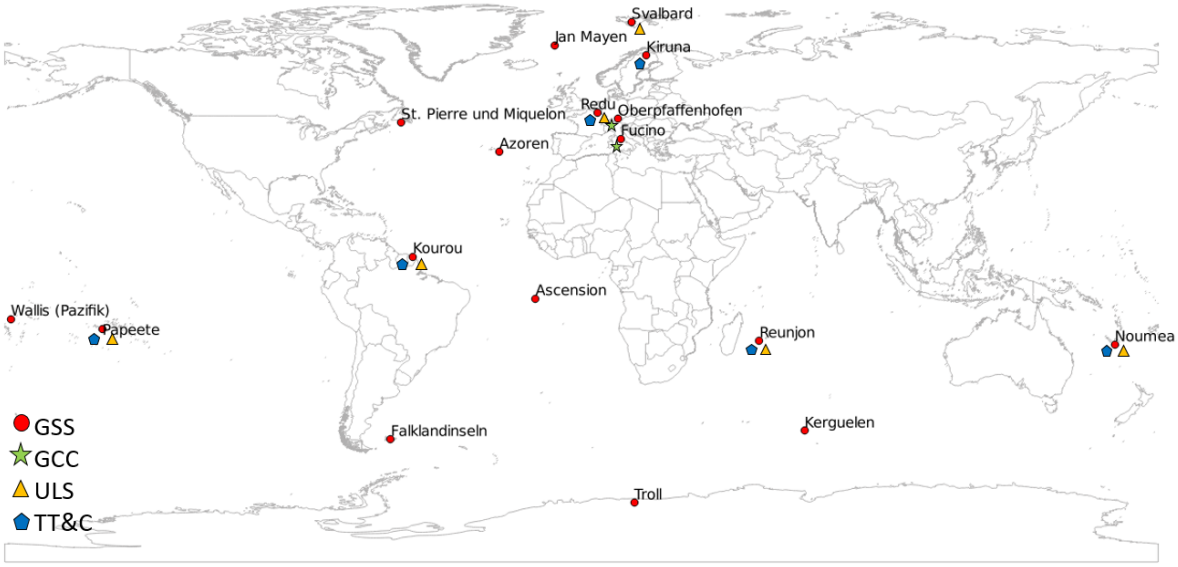


Abbildung 11: Verteilung der bereits bestehenden Infrastruktur des Galileo Bodensegments: Galileo Kontrollzentren (GCC), die Galileo Sensor Stationen (GSS), die Uplink-Stationen (ULS) und die Telemetry, Tracking & Commanding Stations (verändert nach Bartholomé et al. 2015; Natural Earth Data 2018).

Das System wird durch zahlreiche hierarchisch aufgebaute Einrichtungen analysiert und gesteuert. Das Bodensegment ist in die beiden Einrichtungen ***G**alileo **M**ission Control **S**egment* (GMS) und das ***G**round **C**ontol **S**egment* (GCS) aufgeteilt, um die diversen ineinander verknüpften Anforderungen an das System bestmöglich zu überwachen.

Beide Segmente werden von den beiden unabhängigen, redundanten Galileo Kontrollzentren (***G**alileo **C**ontrol **C**enter* - GCC) in Fucino (Italien) und Oberpfaffenhofen (bei München) koordiniert. Hier findet auch die Gesamtüberwachung des Systems statt. Das GMS besteht aus einem engen Netz an weltweit verteilten Bodenstationen, die permanent Kontakt zum Satelliten herstellen, den sogenannten ***G**alileo **S**ensor **S**tationen* (GSS). Hier werden automatisiert Signale der Satelliten empfangen und an das GCC zur Auswertung und Analyse weitergeleitet.

Möchte man die Satelliten mit Missionsdaten, Systemmonitoring oder Kontrollsignalen ansteuern, geschieht dies über das Netz an ***U**plink **S**tationen* (ULS). Jede ULS erhält vom GCC automatisiert Missionsdaten, welche individualisiert an die Satelliten weitergeleitet werden. Der Kontakt zu den GSS und von den ULS zum Satelliten geschieht im C-Band (4 – 8 GHz).

Das GCS ist verantwortlich für die Überwachung und das Management der Satellitenkonstellation im operationellen Betrieb des Systems. Hierfür werden, gesteuert vom GCC, über derzeit sechs sogenannte ***T**elemetry, **T**racking and **C**ommanding* (TT&C) Stationen Telemetriedaten der Satelliten aufgenommen und Kommandierungsdaten gesendet. Unter normalen Bedingungen arbeiten die Stationen völlig autonom. Manueller Eingriff ist nur nötig, wenn große Anomalien festgestellt werden oder Instandhaltungseingriffe erforderlich sind. Der Kontakt von und zu den TT&C Stationen geschieht im S-Band (2 – 4 GHz). Die Funktionen des GCS sind neben der Überwachung der

Telemetrie auch das Softwaremanagement der einzelnen Nutzlastkomponenten, das automatisierte Ausführen von Routineoperationen und die mittelfristige Archivierung der Operationshistorie.

Abbildung 11 zeigt die derzeitigen Empfangs- und Sendestationen des Galileo Bodensegments. Das umfangreiche Bodensegment ist auch verantwortlich für die Realisierung der angestrebten sehr hohen Genauigkeit des Systems. Durch die hohe Abdeckung an Monitorstationen, kann die Position der Satelliten wesentlich genauer erfasst werden und zudem etwa alle 100 Minuten die aktualisierten Satellitenpositionen an jeden einzelnen Satelliten gesendet werden. Nutzer können so direkt von der aufwendigen Überwachung des Systems profitieren.

1.2.3 Nutzersegment

Die Nutzergliederung bei Galileo muss im Gegensatz zu den Systemen GPS und GLONASS, bei denen eine Unterscheidung in militärische und zivile Nutzer getroffen wird, wesentlich differenzierter erfolgen. Es werden zwischen fünf Nutzergruppen, bzw. sogenannten Services oder Diensten unterschieden:

1. Offener Dienst (***O**pen **S**ervice*) OS,
2. Kommerzieller Dienst (***C**omercial **S**ervice*) CS,
3. Sicherheitskritischer Dienst (***S**afety-**o**f-**L**ife Service*) SoL,
4. Öffentlich regulierter Dienst (***P**ublic **R**egulated **S**ervice*) PRS und
5. Such und Rettungsdienst (***S**earch **a**nd **R**escue*) SAR.

Offener Dienst

Der Offene Dienst erlaubt jedem, auch privaten Nutzern, den kostenlosen Zugriff auf zwei unterschiedliche Ortungssignale. Hiermit können Positionsbestimmungen mit einer exakten Ortung mit vier Meter Genauigkeit erfolgen. Die hohe Genauigkeit wird erreicht durch die Nutzung von zwei Frequenzen um die Einflüsse der Ionosphäre herausrechnen zu können. Der OS ist für Anwendungen gedacht, bei denen keine Gefahr für menschliches Leben besteht.

Kommerzieller Dienst

Im kommerziellen Dienst stehen neben den beiden Signalen des offenen Dienstes zwei weitere zur Verfügung, welche allerdings speziell verschlüsselt und kostenpflichtig sind. Durch die insgesamt vier Signale wird eine höhere Genauigkeit (bis 1 Meter) der Positionsbestimmung sowie höhere Sicherheit erreicht. Zur Datenverarbeitung werden zusätzliche Informationen, wie der Zustand der Atmosphäre, ebenfalls übermittelt. Das Signal des kommerziellen Dienstes ist vor allem für professionelle Nutzer interessant.

Sicherheitskritischer Dienst

Auch im Sicherheitskritischen Dienst stehen die beiden Signale aus dem Offenen Dienst zur Verfügung. Darüber hinaus werden allerdings weitere Integritätsinformationen über den Systemstatus für sicherheitskritische Anwender wie die Luftfahrt übermittelt. Dies dient der Maximierung der Einschätzung über die Verlässlichkeit des Systems.

Öffentlich regulierter Dienst

Der öffentlich regulierte Dienst steht zivilen Nutzern nicht zur Verfügung. Dieser ist ausschließlich für autorisierte Anwender wie Polizei, Zivilschutzinstitutionen oder Geheimdienste vorbehalten. Durch die verschlüsselte Übermittlung spezieller, besonders störsicherer Signale und Navigationsdaten ist dieser Dienst zivilen Nutzern nicht zugänglich.

Such und Rettungsdienst

Eine Besonderheit von Galileo stellt der Such- und Rettungsdienst dar. Dieser unterstützt und erweitert den bereits bestehenden, von 34 Ländern unterstützten international gestützten Such- und Rettungsdienst COSPAS-SARSAT. Abgesetzte Notrufsignale können weltweit von Satelliten empfangen und an Bodenstationen weitergeleitet und somit an die Rettungsleitstelle übermittelt werden. Die Nutzer von Galileo werden zudem darüber informiert, dass ihre Situation erkannt wurde.

1.3 Anatomie eines Navigationssatelliten

Navigationssatelliten sind mit modernster, innovativer Nutzlast ausgestattet, um einen jahrelangen fehlerfreien Einsatz unter den widrigen Bedingungen im All zu gewährleisten. Die Satellitendimensionen liegen mit 2,7 m x 1,2 m x 1,1 m und einer Spannweite von 14,8 m in Größenordnungen von Minisatelliten.

Abbildung 12 zeigt einen Galileo-Satelliten der IOV-Generation und gibt Überblick über die Satellitenteilelemente die auch für FOC-Satelliten zutreffen.

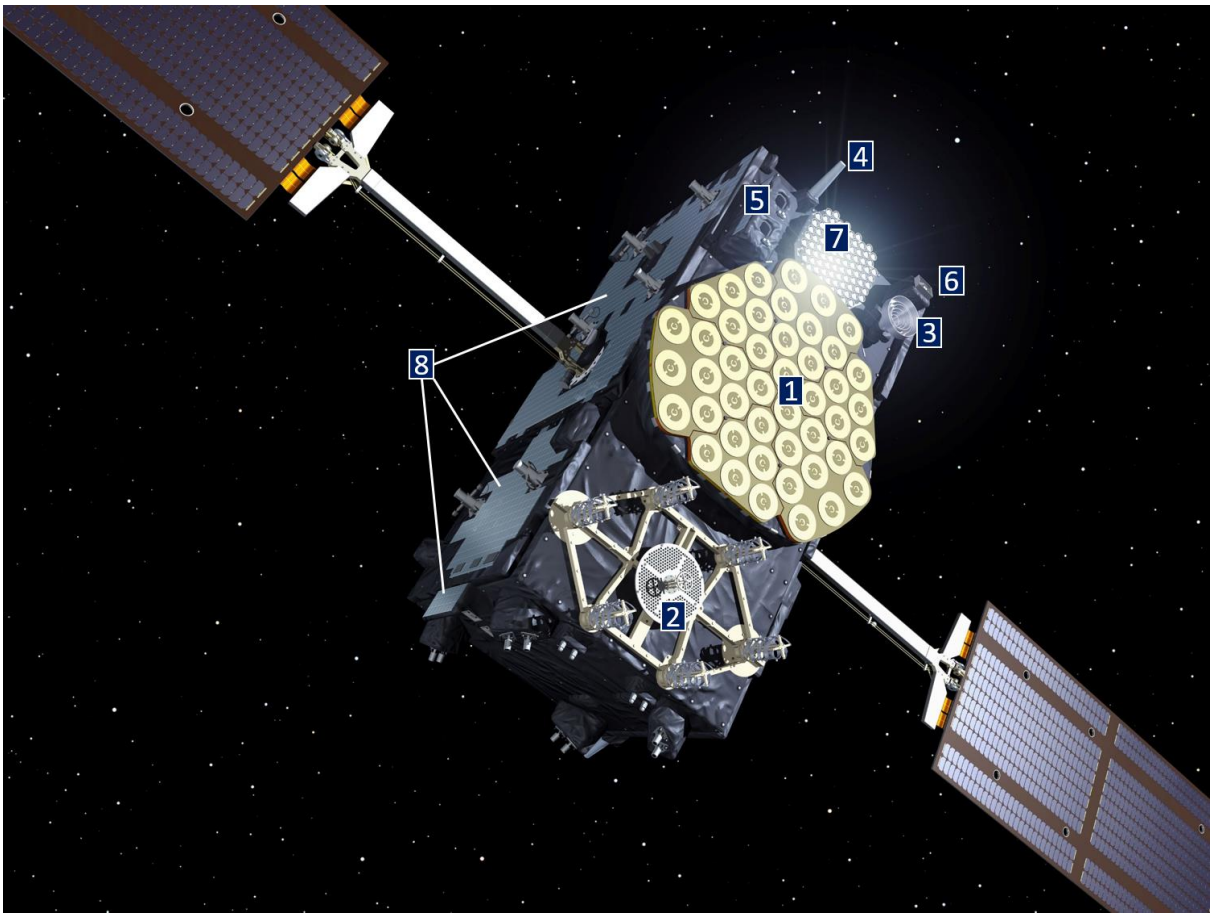


Abbildung 12: Anatomie eines Navigationssatelliten mit den Subsystemen 1) L-Band-Antenne; 2) Such- und Rettungsantenne; 3) C-Band-Antenne; 4) S-Band-Antenne; 5) Infrarot-Erdsensor; 6) Sonnensensor; 7) Laser-Reflektor; 8) Weltraum-Radiatoren (verändert nach ESA 2011).

Die Navigationsnutzlast eines Galileo-Satelliten setzt sich aus folgenden Teilelementen zusammen (ESA 2011):

- L-Band-Antenne (1): verantwortlich für die Übertragung des Navigationssignals im L-Band (1 – 2 GHz).
- Such- und Rettungsantenne (2): Die Antenne empfängt Notsignale von Notrufsendern und überträgt diese an eine Bodenstation zur Weiterleitung an lokale Rettungsdienste.
- C-Band-Antenne (3): Signalempfang von Missionsdaten der Uplink-Stationen. Diese Signale enthalten Daten zur Uhrensynchronisation der Satelliten mit einer Referenzuhr am Boden. Des Weiteren werden Integritätsdaten, welche Informationen enthalten, wie gut der einzelne Satellit funktioniert, übermittelt. Sie werden dazu in das Navigationssignal integriert.
- S-Band-Antennen (4): Diese sind Teile des Untersystems für Telemetrie, Bahnverfolgung und Satellitensteuerung. Die Antennen senden Housekeeping-Daten über die Satelliten-Plattform und Nutzlast zum Bodensegment und empfangen wiederum Befehle zur Steuerung der Satelliten und zur Nutzlast. Außerdem werden Ortungssignale empfangen, verarbeitet und gesendet, welche die Höhe des Satelliten bis auf wenige Meter genau messen.
- Infrarot-Erdsensor (5): Die Sensoren sind dafür verantwortlich, dass der Satellit zur Erde ausgerichtet bleibt. Mittels des Infrarot-Sensors erkennt das Subsystem den Kontrast zwischen der Kälte des Weltalls und der Wärme der Erdatmosphäre.
- Sonnensensor (6): Detektoren für den sichtbaren Spektralbereich dienen als Sonnensensoren, um den Sonnenwinkel zu messen.
- Laser-Retroreflektoren (7): Diese reflektieren den von einer Bodenstation ausgestrahlten Laserstrahl zur zentimetergenauen Messung der Satellitenentfernung. Der Reflektor wird allerdings nur jährlich genutzt, da meist Höhenmessungen per S-Band-Antenne hinreichend genau sind.
- Weltraum-Radiatoren (8): Die Radiatoren geben die überschüssige Wärme der Satelliten in den Weltraum ab, um eine Überhitzung der Bordelektronik zu vermeiden.

Neben der Navigationsnutzlast und der SAR-Antennen vervollständigt die sogenannte ***E**nvironmental **M**onitoring **U**nit* (EMU) das System. Die Hauptaufgabe davon ist, die Ionenzahl im MEO über die Dauer eines elf jährigen Sonnenzyklus zu messen.

Für die konstante Erhaltung der Umlaufbahn und der Lage der Satelliten im Orbit werden chemische Triebwerke verwendet. Über am Satelliten angebrachte Düsen kann so die Position und Ausrichtung verändert werden. Eine Entsorgung der Satelliten nach Betrieb, bzw. nach der operationellen Nutzung oder durch Kontaktverlust, ist, wie international noch üblich, nicht vorgesehen. Die ausgedienten Satelliten bleiben als Weltraumschrott in der Erdumlaufbahn.

2 Funktionsprinzip der Satellitennavigation

Die Satellitenortung, auch Satellitennavigation genannt, ermöglicht die Ortung eines Empfängers unter Verwendung der von den Satelliten gesendeten Signale. Derzeit existieren vier globale Satellitenortungssysteme (GNSS – ***G**lobal **N**avigation **S**atellite **S**ystem*), welche auf demselben Funktionsprinzip basieren und ähnliche technische Herausforderungen meistern müssen. Die Systeme GPS, GLONASS und das sich derzeit im Aufbau befindende europäische Satellitennavigationssystem Galileo sind aktuell die bedeutendsten GNSS. Hinzu kommt das chinesische Beidou, welches im asiatischen Raum bereits nutzbar ist. Im Folgenden soll das Grundprinzip der Satellitenortung, welches für alle genannten GNSS ähnlich ist, erläutert werden.

2.1 Grundprinzip der Satellitenortung

Satellitenortung basiert auf der Idee, die Position eines Empfängers relativ zu einer bestimmten Anzahl an Satelliten abzuleiten. Ist die Position der Satelliten im Raum bekannt, kann die gesuchte Position des Empfängers bestimmt werden.

Zum einfacheren Verständnis soll zunächst die Ortung in einer Ebene betrachtet werden (vgl. Abbildung 13). Ist der Abstand zu einem Satelliten von der gesuchten Position aus bekannt, reduziert sich der Aufenthaltsbereich des Empfängers auf einen Kreis (vgl. Abbildung 13 links). Ist auch der Abstand zu einem zweiten Satelliten bekannt, wird der zweite Positionskreis den ersten in zwei Punkten schneiden, sodass sich der Aufenthaltsort des Empfängers auf zwei Punkte reduziert (vgl. Abbildung 13 Mitte). Dies ist unter Umständen zur Positionsbestimmung schon ausreichend, wenn beispielsweise durch Geländemerkmale einer der beiden Punkte als Standort ausgeschlossen werden kann. Andernfalls wird die Information eines dritten Satelliten benötigt, um eine eindeutige Positionierung zu erreichen. Kennt man also auch den Abstand eines dritten Satelliten, haben die drei Positionskreise genau einen Schnittpunkt, welche die gesuchte Position des Empfängers angibt (vgl. Abbildung 13 rechts).

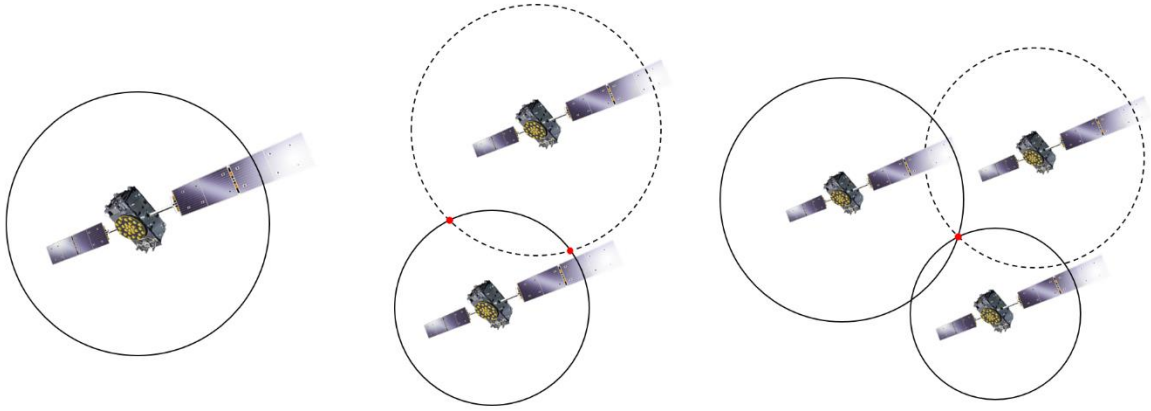


Abbildung 13: Prinzip der Satellitenortung in einer Ebene. Bei bekanntem Abstand von drei Satelliten ergibt sich der Standpunkt des Empfängers aus dem eindeutigen Schnittpunkt der Positionskreise der drei Satelliten.

Da allerdings GNSS auch Ortung über dem Erdboden, beispielsweise für die Luftfahrt, ermöglichen sollen, ist es nötig, für solche dreidimensionalen Ortungen die Entfernung zu einem vierten Satelliten zu kennen, um im dreidimensionalen Raum eine eindeutige Positionierung des Empfängers zu ermöglichen. Im Falle einer dreidimensionalen Ortung ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers analog zur Ortung in einer Ebene aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen von vier Satelliten (vgl. Abbildung 14).

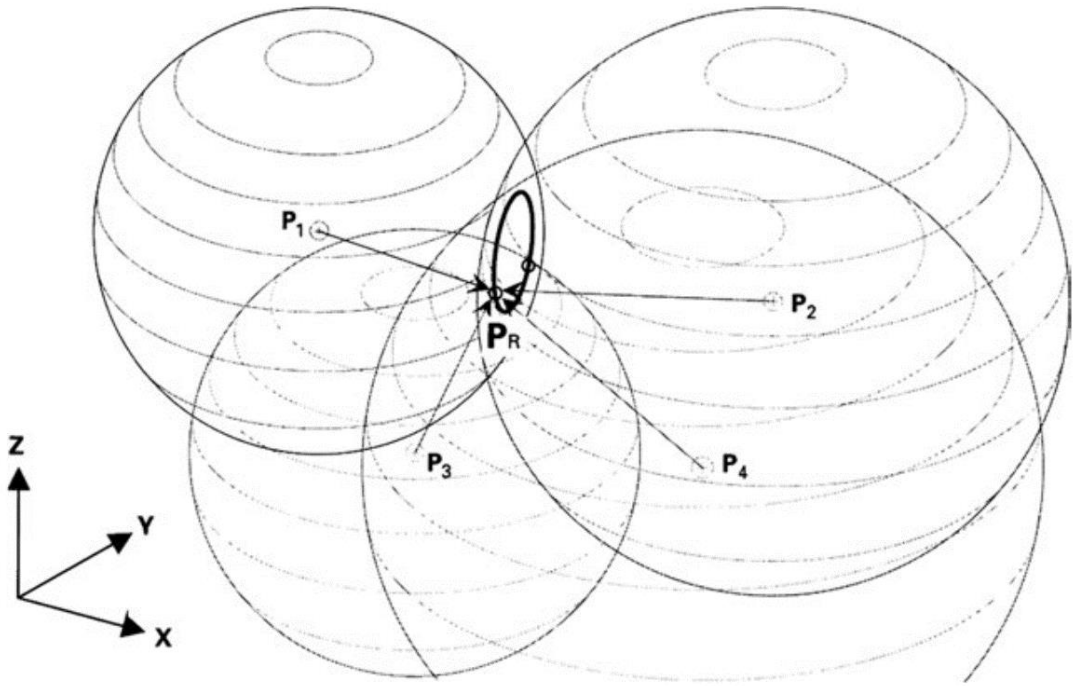


Abbildung 14: Prinzip der Satellitenortung im dreidimensionalen Raum. Analog zur Ortung in einer Ebene ergibt sich die gesuchte Position des Empfängers bei bekanntem Abstand von vier Satelliten aus dem Schnittpunkt der Kugelflächen der vier Satelliten.

Die Satelliten übertragen in ihrer Navigationsnachricht neben Korrekturparametern und Systeminformationen hauptsächlich zwei Informationen:

- ihre aktuellen Bahndaten (und auch die der anderen Satelliten) und
- ein Zeitsignal (vgl. Abbildung 15).

Die Bahndaten dienen der Lokalisierung der Satelliten bezüglich derer die Empfängerposition bestimmt wird, die Zeitsignale ermöglichen die Abstandsbestimmung durch die Messung der Signallaufzeit.

Das Prinzip der Laufzeitmessung zur Entfernungsbestimmung ist gut an einem Alltagsbeispiel nachzuvollziehen. Um die Entfernung eines Gewitters abzuschätzen, kann man die Sekunden, zwischen dem sichtbaren Blitz und dem -kurze Zeit- später folgenden hörbaren Donner zählen. Der Zeitversatz zwischen Blitz und Donner entsteht durch die deutlich langsamere Ausbreitungsgeschwindigkeit des Schalls (330 m/s) im Vergleich zum sich schneller ausbreitenden Licht (299.792.458 m/s). Der Blitz kommt im Gegensatz zum Donner somit nahezu ohne Zeitverzögerung beim Beobachter an.

Um die Entfernung des Gewitters abschätzen zu können, zählt man diesen Zeitversatz zwischen Blitz und Donner: Im übertragenen Sinne startet beim Sehen des Blitzes eine Stoppuhr. Vergehen zwischen dem Sehen des Blitzes und dem Hören des Donners beispielsweise sechs Sekunden, resultiert hieraus, dass das Gewitter, beziehungsweise der gesehene Blitz $6 \cdot 330$ m $\approx$ 2.000 m, also rund zwei Kilometer entfernt ist. Dieses Verfahren wird als Laufzeitmessung bezeichnet, da man die Zeit misst, welche ein Signal, bei einem Gewitter der akustisch wahrnehmbare Donner, benötigt, um eine Strecke zu einem Empfänger zurückzulegen.

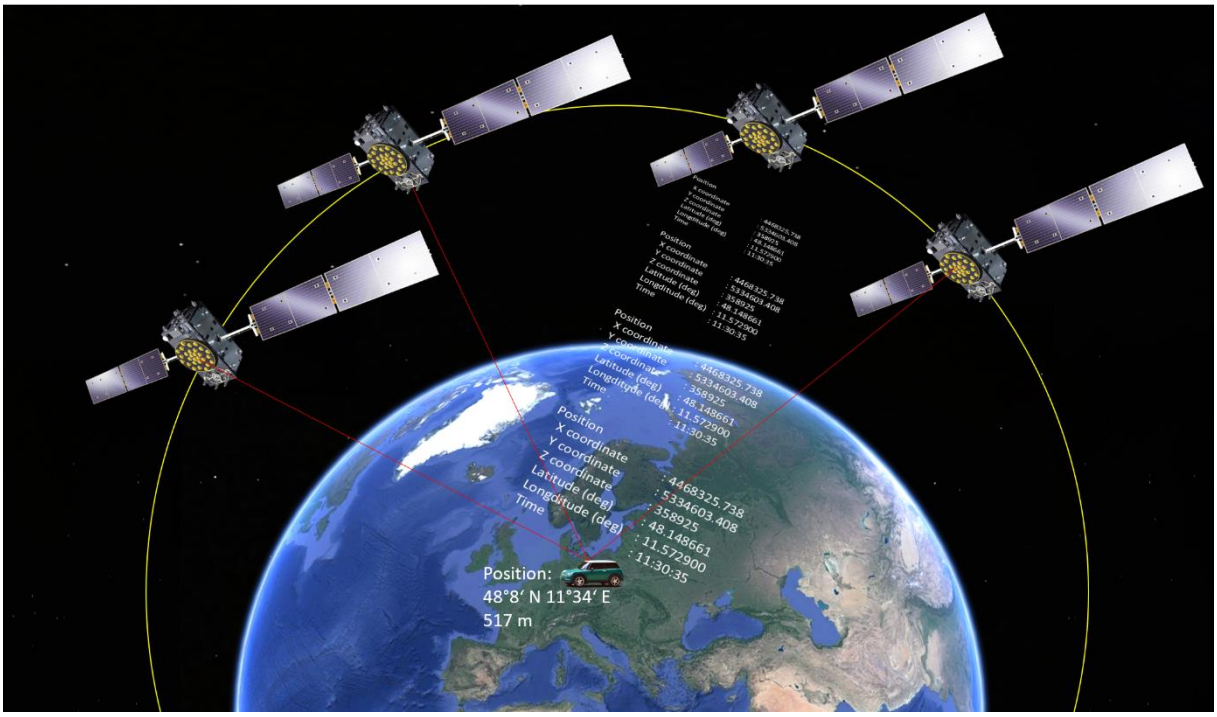


Abbildung 15: Schematische Darstellung der Satellitenortung. Das Navigationssignal enthält die Bahndaten des Satelliten sowie ein Zeitsignal.

Das eben beschriebene Prinzip der Laufzeitmessung findet auch bei der Satellitennavigation Anwendung. Es wird die Dauer gemessen, welche ein Satellitensignal benötigt, bis es beim Empfänger registriert wird. Da sich das Signal des Satelliten mit Lichtgeschwindigkeit ausbreitet, müssen die Messinstrumente sehr exakte Laufzeitmessungen ermöglichen. Beispielsweise würde bereits ein scheinbar geringer Messfehler von nur einer Millionstel Sekunde einen falschen Abstand von 300 m erzeugen (vgl. Gleichung 1), was für die Navigation ein völlig unannehmbarer Wert ist.

Eine sehr gute Quarzuhr in einem Monat beispielsweise ca. eine Sekunde falsch. Dies entspricht einem Fehler von einer Millionstel Sekunde pro Sekunde. Würde man nun Satellitennavigation mittels solcher Uhren betreiben, würde man pro Sekunde etwa einen Positionsfehler von rund 300 m erzeugen. Dies verdeutlicht den zwingenden Einsatz von hoch genauen Atomuhren für die Satellitennavigation.

2.2 Positionsbestimmung durch Laufzeitmessung

Das Navigationssignal eines Satelliten enthält hauptsächlich die folgenden Elemente:

- die Systemzeit und Zeitkorrekturparameter,
- hochpräzise eigene Bahndaten,
- angenäherte Bahndaten der anderen Satelliten und Informationen über den Systemzustand.

Wie beschrieben entnimmt der Empfänger hieraus die Daten von mindestens vier Satelliten und ermittelt seine Position durch die Messung der Signallaufzeiten. Zwar sind die gemessenen Laufzeiten fehlerhaft, da die Empfängeruhr nicht so exakt gehen kann, wie die Atomuhren der Satelliten, dennoch kann durch Uhrensynchronisation bis auf wenige Meter genau eine Positionierung erfolgen.

Um das Prinzip zu veranschaulichen, soll im Folgenden die Positionierung mittels vier Satelliten beschrieben werden. Die Positionierung mit Signalen von mehr als vier Satelliten ist im Wesentlichen identisch, es wird jedoch durch bessere Fehlerausgleichsrechnung ein exakteres Ergebnis ermöglicht.

Der Empfänger errechnet in einem ersten Schritt die Positionen der empfangenen vier Satelliten. Dies geschieht über die Bahndaten der Satelliten, die sogenannten Kepler Parameter der Bahnellipsen. Die errechneten Positionen der Satelliten werden im Folgenden durch die Koordinaten x_i, y_i, z_i beschrieben. Der Index i steht dabei für die jeweiligen Satelliten. Der Empfänger benötigt zudem die möglichst genaue Systemzeit, da sich die Satellitenpositionen laufend ändern. Nach der Berechnung der Satellitenpositionen wird aus der gemessenen, aber fehlerhaften Signallaufzeit Δt_i die Schrägentferung der Satelliten zum Empfänger abgeschätzt. Da diese auf Grund der fehlerhaften Signallaufzeiten ebenfalls nicht exakt korrekt sind, werden diese als Pseudoentfernungen r_i (engl. *pseudoranges*) bezeichnet. Die Pseudoentfernungen resultieren aus den fehlerhaften Pseudolaufzeiten Δt_i:

$$r_i = c \cdot \Delta t_i \tag{2}$$

Die so ermittelten Messergebnisse werden in folgender Gleichung zusammengefasst:

$$(x_E - x_i)^2 + (y_E - y_i)^2 + (z_E - z_i)^2 = (c \cdot \Delta t_i)^2 \tag{3}$$

Der Index i steht auch hier für die jeweiligen Satelliten und x_E, y_E, z_E beschreiben die gesuchten, unbekannten Empfängerkoordinaten. Bisher noch nicht erwähnt wurde, dass die Pseudolaufzeit Δt_i den Fehler der Empfängeruhr Δt_E als weitere Unbekannte enthält:

$$\Delta t_i = \Delta t_i + \Delta t_E \tag{4}$$

Geht die Empfängeruhr im Vergleich zur Systemzeit des Satellitennavigationssystems vor, ist dieser positiv, andernfalls negativ.

Erfolgt eine Positionierung auf Basis von vier Satelliten, mit unterschiedlichen Signallaufzeiten, muss dazu folgendes Gleichungssystem aufgestellt werden:

$$(x_E - x_1)^2 + (y_E - y_1)^2 + (z_E - z_1)^2 = c^2(\Delta t_E + \Delta t_1)^2$$

$$(x_E - x_2)^2 + (y_E - y_2)^2 + (z_E - z_2)^2 = c^2(\Delta t_E + \Delta t_2)^2$$

$$(x_E - x_3)^2 + (y_E - y_3)^2 + (z_E - z_3)^2 = c^2(\Delta t_E + \Delta t_3)^2$$

$$(x_E - x_4)^2 + (y_E - y_4)^2 + (z_E - z_4)^2 = c^2(\Delta t_E + \Delta t_4)^2$$

Das Gleichungssystem kann über verschiedene mathematische Methoden nach den vier gesuchten Unbekannten x_E, y_E, z_E und Δt_E aufgelöst werden. Da die Gleichungen quadratisch sind, ist die Lösung mehrdeutig. Allerdings kann die zweite, falsche Lösung, ausgeschlossen werden, da sie zu einer Empfangszeit führen würde, welche vor dem Sendezeitpunkt läge. Der Empfänger kann also aus der Navigationsnachricht der vier Satelliten seine Position bestimmen, die exakte Systemzeit ermitteln und seine interne Uhr synchronisieren.

2.3 Fehlerquellen

Bei der Satellitennavigation existieren verschiedene Störgrößen und Parameter, welche sich negativ auf die Genauigkeit der Ortung auswirken können. Im Falle von GPS kann eine mittlere Genauigkeit von 10 m angenommen werden, während dieser Wert bei Galileo bei etwa vier Metern liegt. Die Genauigkeit kann durch zahlreiche Einflussgrößen neben dem bereits beschriebenen Uhrenfehler variieren. Unterschieden wird dabei hauptsächlich in sogenannte systemimmanente Fehler und empfängerseitige Fehler unterteilt. Zu den systemimmanenten Fehlern zählt man unter anderem Fehler durch Ungenauigkeiten der Angabe der Satellitenpositionen auf deren Umlaufbahnen, atmosphärenbedingte Fehlern und Störungen der Satellitenuhren. Empfängerseitig sind vor allem Einflüsse der Satellitengeometrie und sogenannte Mehrwegeeffekte zu nennen.

2.3.1 Fehler bei Angabe der Satellitenposition

Durch die geringe Abweichung der gemessenen und der tatsächlichen Orbits müssen ständig neue Korrekturparameter berechnet werden, um eine hohe Präzision der Positionierung garantieren zu können. Die geringen Abweichungen der gemessenen und der tatsächlichen Positionen der Satelliten sind unter anderem bedingt durch die natürliche Form des Schwerefelds der Erde. Das so genannte Geoid weicht leicht von der Idealform eines Rotationsellipsoids ab. Da allerdings gerade die Erdanziehung die Satelliten auf ihrer Bahn hält, ist die Inhomogenität des Schwerefelds verantwortlich, dass die Satellitenbahnen keine idealen Ellipsenbahnen sind, sondern leichte Abweichungen hierzu haben (Abbildung 16).

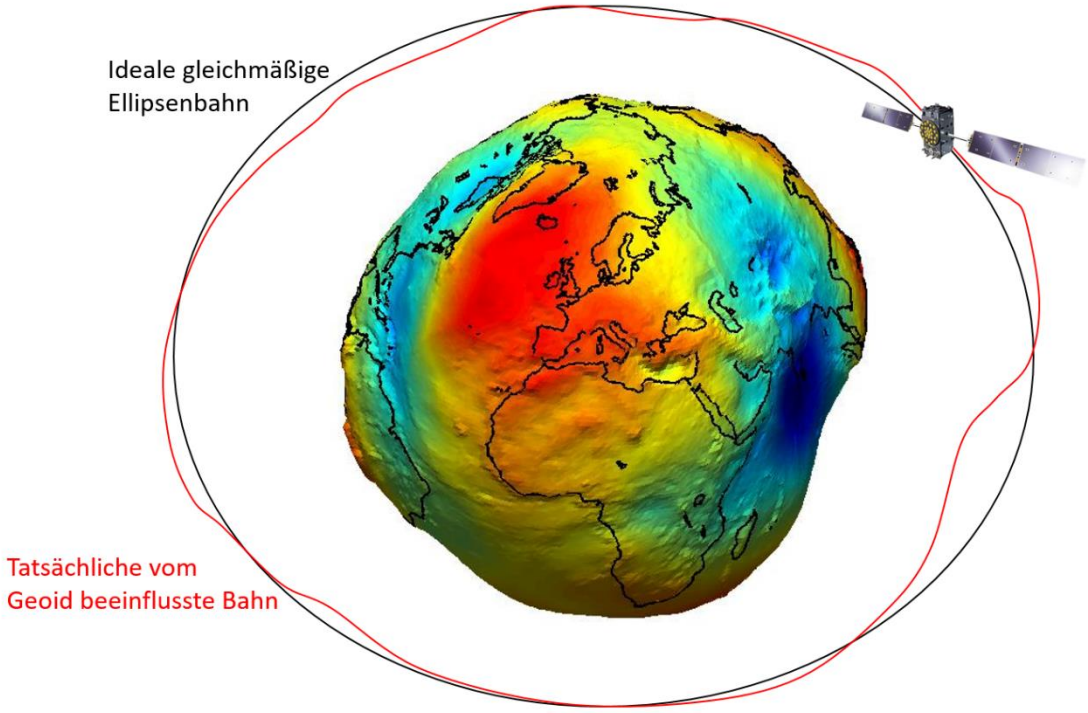


Abbildung 16: Stark überzeichnete, schematische Darstellung der Abweichung der durch das Geoid beeinflussten tatsächlichen Umlaufbahn und der idealen gleichmäßigen Ellipsenbahn.

Auch natürliche Prozesse im Weltall können zu geringen Abweichungen der vorausberechneten Satellitenbahnen führen. Teilchen, welche zwar in sehr geringer, aber dennoch messbarer Anzahl

auch im Weltall vorkommen und auch der Druck des Sonnenwindes, vor allem beim Verlassen des Erdschattens, können eine Abweichung der Satelliten von den berechneten Bahndaten induzieren und so zu Ungenauigkeiten in der Positionierung führen.

Im Falle von Galileo ist das dichte Netz an Bodenstationen besonders von Bedeutung, da diese die Satellitenbahnen permanent überwachen und vorausberechnen, um Abweichungen zu identifizieren und gegebenenfalls das Signal zu korrigieren, sodass die mit der Navigationsnachricht übermittelten Bahnparameter permanent bis auf wenige Meter genau sind.

2.3.2 Atmosphärenbedingte Fehler

Neben den systemimmanenten Fehlern verursacht auch der Weg des Satellitensignals durch die Atmosphäre Abweichungen und Ungenauigkeiten. Vor allem in der Ionosphäre (zwischen 60 km und 1.000 km) werden die elektromagnetischen Wellen gebrochen (vgl. Abbildung 17). Bei der Berechnung der Empfängerposition geht man davon aus, dass sich das Signal vom Satelliten geradlinig durch die Atmosphäre zum Empfänger ausbreitet. Die Ionosphäre allerdings verlängert den Weg, da die elektromagnetischen Signale gebrochen werden. Dies verschlechtert somit zwangsläufig die Genauigkeit der Positionierung um etwa 5 m bis 15 m.

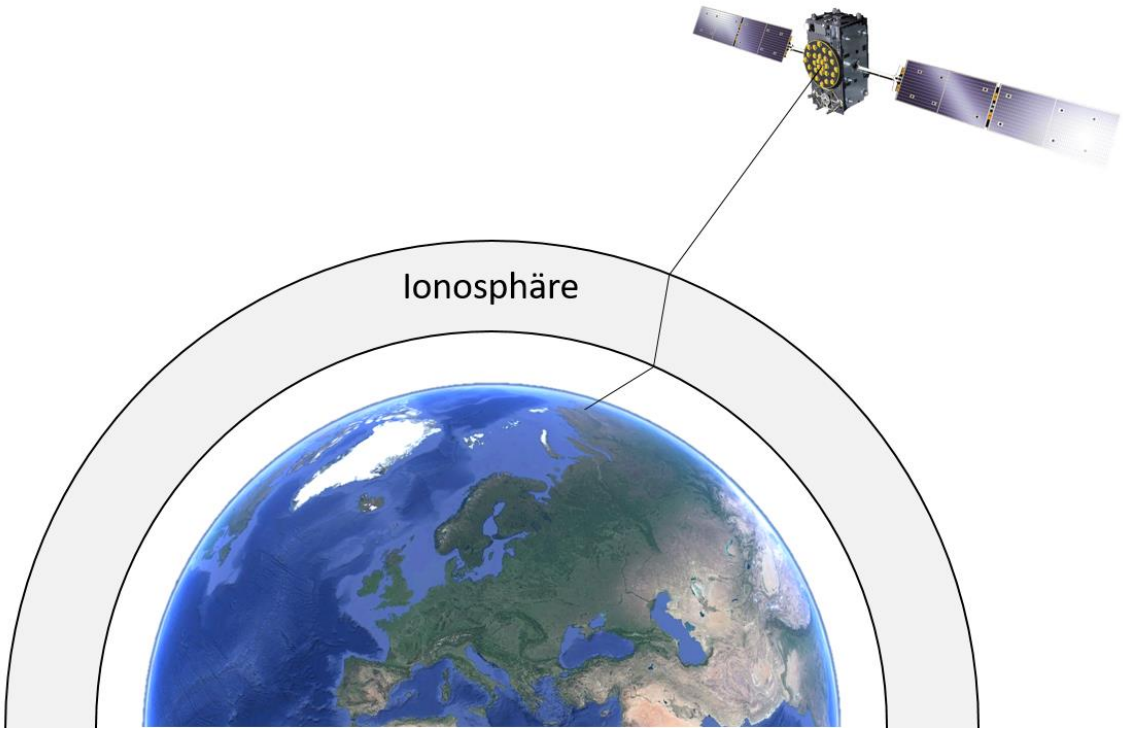


Abbildung 17: Einfluss der Atmosphäre auf das Navigationssignal. Vor allem die Ionosphäre bricht die elektromagnetischen Wellen, was zu einer Veränderung des Weges und so zu Genauigkeitsfehlern bei der Positionierung führen kann.

Die in der Atmosphäre induzierten Fehler werden größtenteils im Empfänger durch implementierte Berechnungen kompensiert. Dies ist möglich, da man die typischen Geschwindigkeitsabweichungen während einem Standardtag zu Standardbedingungen kennt und bei allen Entfernungsberechnungen über Korrekturparameter ausgleicht. Die Ionosphäre ist allerdings Schwankungen unterworfen, die eine Eliminierung des Fehlers über Standardbedingungen nur teilweise zulassen. Solche Schwankungen können beispielsweise durch die Sonnenaktivität entstehen.

Eine weitere Möglichkeit den Ionosphärenfehler zu reduzieren bietet die Tatsache, dass die Signale mit unterschiedlichen Frequenzen unterschiedlich stark gebrochen werden. Durch die meisten Materialien werden Wellen mit hohen Frequenzen stärker gebrochen als Wellen mit geringeren Frequenzen. Dies kann ausgenutzt werden, um den Ionosphärenfehler zu reduzieren. Ermittelt man die unterschiedlichen Ankunftszeiten der beiden Signale mit unterschiedlichen Frequenzen können so Rückschlüsse auf die Einflüsse der Ionosphäre erhoben werden, indem die ionosphärische Laufzeitverlängerung berechnet wird.

Auch die Troposphäre kann Einfluss auf die Positionierung haben. Hier kann es zu einer frequenzabhängigen Verzögerung der Laufzeit kommen, welche aus diversen meteorologischen Parametern, wie Lufttemperatur, -druck oder –feuchte resultiert. Da die Troposhphäre allerdings eine Dicke von maximal etwa 15 km hat, sind die Einflüsse auf das Signal nur bei sehr geringen Erhebungswinkeln der Satelliten von Bedeutung. Unter solch ungünstigen Bedingungen kann der durch die Troposphäre bedingte Positionsfehler allerdings bis 10 m betragen.

2.3.3 Uhrenungenauigkeiten der Satelliten

Auch im Satelliten selbst stecken potentielle Fehlerquellen. Die Atomuhren können nicht völlig genau gehen, sodass die Satellitenzeit etwas von der Systemzeit abweicht. Die Uhren müssen vom Bodensegment permanent überwacht werden. Wird eine Abweichung identifiziert, werden umgehend an die entsprechenden Satelliten Korrekturwerte gesendet, welche so in das ausgestrahlte Signal integriert werden, um eine präzise Positionierung zu ermöglichen. Dennoch ist eine Abweichung nicht auszuschließen.

2.3.4 Einfluss der Satellitengeometrie

Die Geometrie, bzw. die Lage der Satelliten im Raum, beeinflusst die Positionsgenauigkeit teils deutlich. Um den Einfluss nachvollziehen zu können, hilft die Betrachtung im zweidimensionalen Fall (Abbildung 18). Die grauen Bereiche um die Positionskreise veranschaulichen den bei jeder Einzelmessung auftretenden Messfehler. Die zu ermittelnde Position ist der Schnittpunkt der beiden Kreise. Angenommen die Satelliten befinden sich in einer ungünstigen Konstellation (vgl. Abbildung 18 links), beispielsweise vom Betrachter gesehen fast hintereinander so ergibt sich eine relativ große Schnittfläche der beiden Fehlerbereiche. Die Positionsbestimmung wird dementsprechend ungenau.

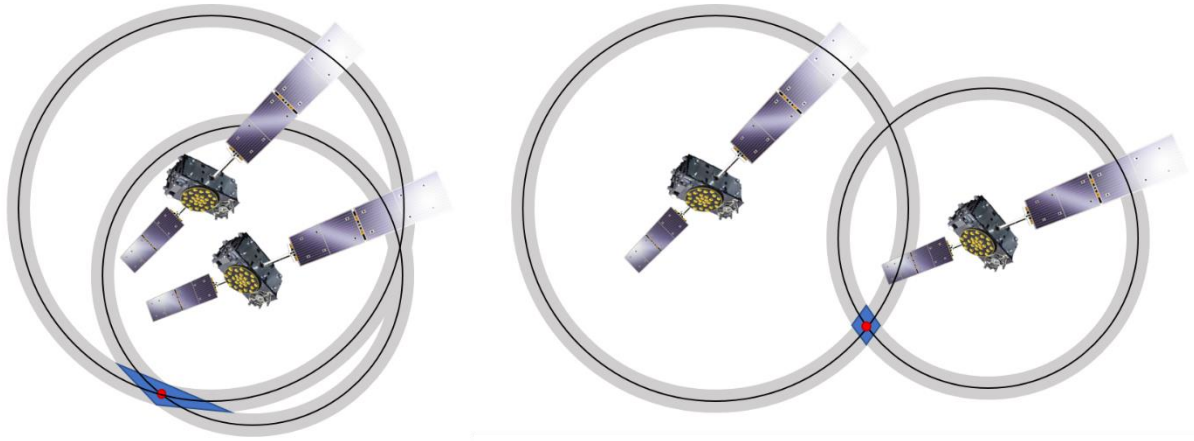


Abbildung 18: Einfluss der Satellitengeometrie auf die Positionsgenauigkeit des Empfängers. Während durch eine ungünstige Satellitengeometrie (links) die Positionsbestimmung ungenau erfolgen kann, ermöglicht eine günstige Geometrie eine wesentlich genauere Positionsbestimmung.

Befinden sich die Satelliten hingegen in einer günstigen Anordnung (vgl. Abbildung 18 rechts), ergibt die Schnittfläche der Fehlerbereiche eine relativ kleine Fläche. Die Positionsbestimmung ist so wesentlich genauer. Am günstigsten wäre es, wenn sich die Positionskreise möglichst senkrecht schneiden würden. Zur Ortung im dreidimensionalen Raum müssen mindestens vier Satelliten sichtbar sein. Die Satelliten spannen zusammen mit dem Empfänger einen pyramidenartigen Körper auf. Das Volumen des einem Tetraeder ähnlichen Körpers sollte möglichst groß sein, damit der Fehler so gering wie möglich wird (vgl. Abbildung 19 rechts).

Liegen die zur Positionierung verwendeten Satelliten im dreidimensionalen Raum zu eng zusammen, wenn sich beispielsweise alle nordwestlich vom Empfänger befinden, kann eine Positionsbestimmung mit größeren Fehlern behaftet sein (vgl. Abbildung 19 links). Im Falle einer „guten“ Verteilung der zur Ortung verwendeten Satelliten im Orbit sind diese vom Empfänger aus gesehen in allen vier Himmelsrichtungen verteilt (vgl. Abbildung 19 rechts). So wird die Positionsbestimmung wesentlich genauer.

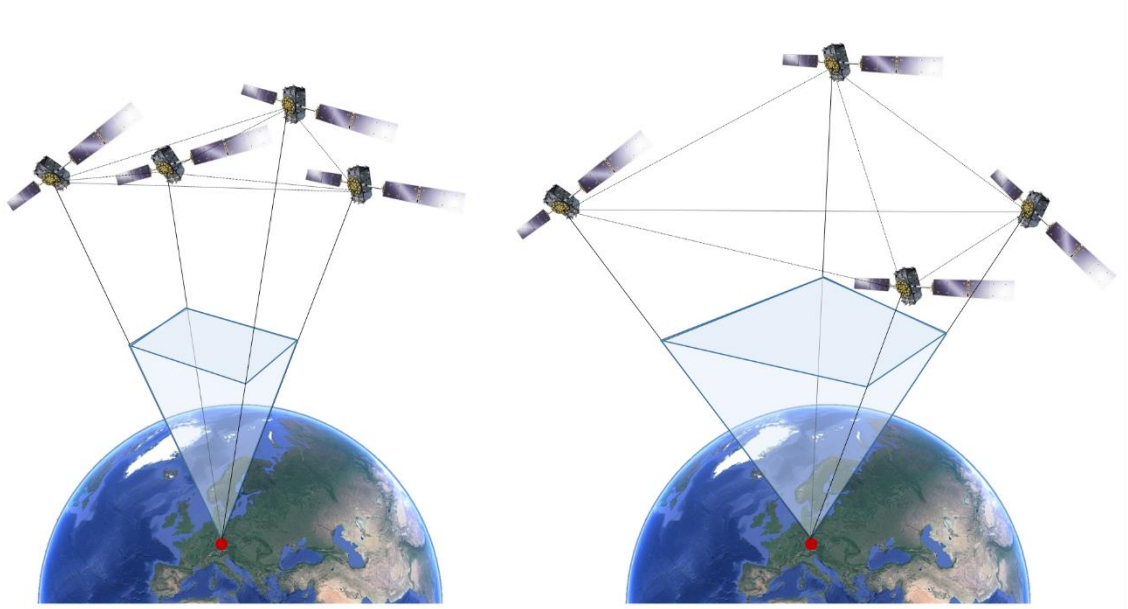


Abbildung 19: Schematische Darstellung unterschiedlicher Satellitenkonstellationen. Bei einer schlechten Satellitenkonstellation (vgl. links) sind die für die Positionierung genutzten Satelliten eng im Orbit aneinander. Im Falle einer guten Konstellation sind die genutzten Satelliten in großem Abstand verteilt.

2.3.5 Fehler durch Mehrwegeeffekte

Hohe Gebäude können nicht nur durch Abschirmung und eine ungünstige Satellitengeometrie die Positionsgenauigkeit beeinflussen, auch reflektieren vor allem glatte oder spiegelnde Gebäudefassaden von Hochhäusern das Satellitensignal und führen so zu einer weiteren Erhöhung der Positionierungsungenauigkeit. Der sogenannte Mehrwegeeffekt entsteht durch die Reflexion des Satellitensignals an glatten Oberflächen. Dieser Effekt tritt hauptsächlich in Großstädten auf. Durch die Reflexion des Signals beispielsweise an einer Gebäudefassade (vgl. Abbildung 20) kann dies zu Positionsfehlern zwischen 1 und 100 m führen, da das reflektierte Signal länger braucht, um beim Empfänger anzukommen, als das direkt vom Empfänger aufgenommene Signal.

Bei der Konstruktion von Antennen kann darauf geachtet werden, diese so zu bauen, dass der Mehrwegeeffekt im Signal identifiziert werden kann und eine Unterscheidung zwischen reinem Signal und reflektiertem Signal getroffen werden kann.

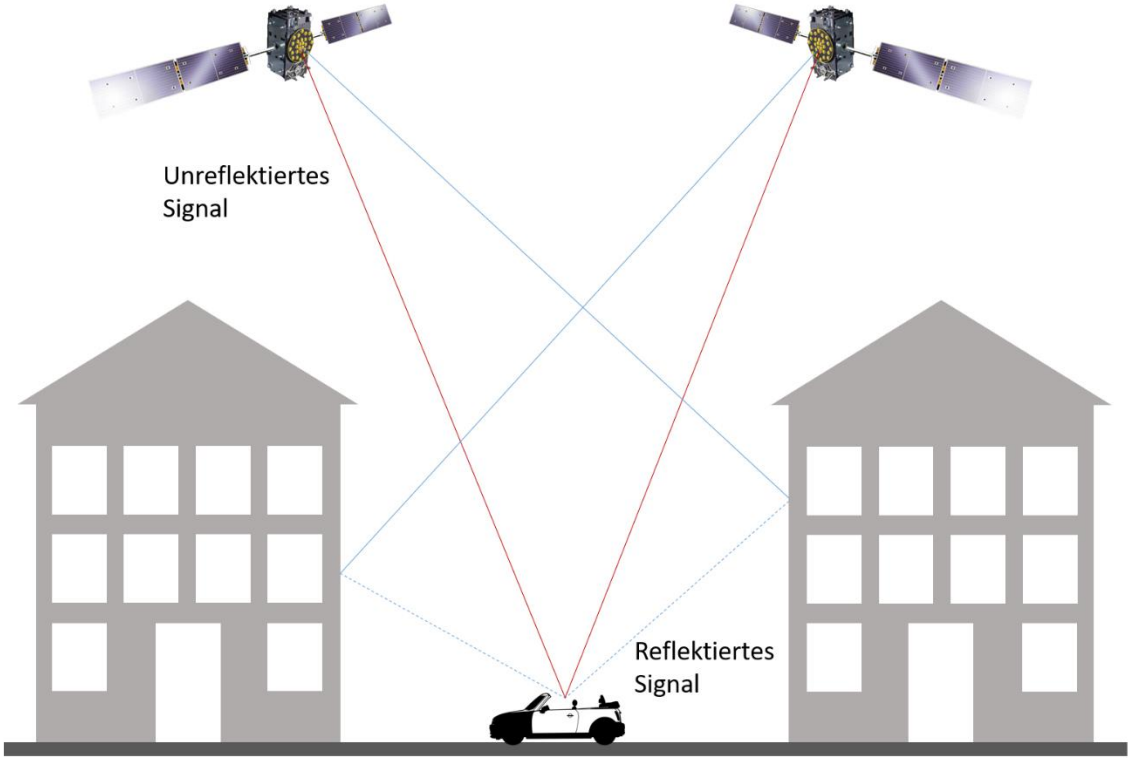


Abbildung 20: Schematische Darstellung des sogenannten Mehrwegeeffektes. Vor allem in Großstädten kann das Satellitensignal durch Gebäudefassaden reflektiert werden, sodass es länger braucht um beim Empfänger anzukommen. Demnach wird die Positionsbestimmung negativ beeinflusst.

3 Technische Umsetzung

Das beschriebene Positionsbestimmungsprinzip ist zwar in der Theorie denkbar einfach, allerdings erfordert die technische Umsetzung einige hochkomplexe Anforderungen an die Sende- und Empfangssysteme. In einem möglichst kurzen Signal müssen codiert zahlreiche Informationen transportiert werden und verlustfrei beim Empfänger ankommen. Zudem kommt hinzu, dass die potentiell nutzbaren Frequenzen, um die Navigationsnachrichten zu senden, mittlerweile dicht besetzt sind, sodass auch bei Frequenzüberschneidungen, welche beispielsweise bei Galileo und GPS vorkommen, die Herkunft des Signals eindeutig vom Empfänger bestimmt und dessen Inhalt dekodiert werden müssen. Schnell wird klar, dass die technische Umsetzung der Satellitennavigation die modernste Nachrichtentechnik und Innovationen, welche den hohen Systemanforderungen entsprechen müssen, bedingt.

Im Folgenden soll das Prinzip der technischen Umsetzung moderner Satellitennavigation kurz erläutert werden. Da auf Grund der Komplexität der modernen Nachrichtentechnik das Funktionsprinzip in diesem Bericht nicht völlig dargelegt werden kann, wird stellenweise auf weiterführende Literatur verwiesen.

3.1 Codierte Signalübertragung

Die in den letzten Kapiteln ausführlich beschriebenen Satellitennachrichten werden als codierte Signale übertragen. Zum Einsatz kommt das sogenannte ***B**inary **O**ffset **C**arrier* (BOC) Verfahren. Dieses moderne Codierungsverfahren unterscheidet sich zum einen von dem GPS-Codierungssystem

(Phasenumtastung, BPSK-Verfahren) und ermöglicht es die gegenseitige Störung verschiedener Codes gegenüber dem bei GPS und GLONASS eingesetzten Verfahren weiter zu reduzieren.

Das Verfahren war zwingend nötig, da mittlerweile wenige freie Frequenzen zur Verfügung stehen. Eine der Galileo-Frequenzen überschneidet sich mit einer der GPS-Frequenzen. Die Frequenzen von Galileo befinden sich alle im sogenannten L-Band (1000 – 2000 MHz) und tragen die Namen E5 (1164 – 1250 MHz), E6 (1260-1300 MHz) und E1 (1559-1591 MHz). Wie aus Tabelle 1 ersichtlich, unterscheiden sich die Frequenzen von Galileo, GPS (L1, L2 und ab 2014 L5) und die von GLONASS (G1 und G2) teilweise.

Tabelle 1: Signalkanäle und Trägerfrequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS.

Signalkanal	L5 / E5a	E5b	L2	G2	E6	L1 / E1	G1
Trägerfrequenz (MHz)	1176,45	1207,14	1227,6	1246,0	1276,75	1575,42	1602,0
Galileo	x	x			x	x	
GPS	x		x			x	
GLONASS				x			x

Insgesamt werden bei Galileo vier Signale auf vier Frequenzen (vgl. Abbildung 21) mit komplexen Strukturen abgestrahlt. Die Signale sind dabei bandgespreizt (*Spread Spectrum Modulation*), um sie möglichst robust zu machen. Ein Signal jedes Satelliten besitzt einen bandgespreizten Code für die Entfernungsmessung (*Ranging Code*) mit einer Pseudozufallsfolge von Binärwerten.

Auf die vier Hochfrequenzsignale jedes Galileo Satelliten sind die Daten der Navigationsnachricht (Bahndaten, aktuelle Zeit, etc.) aufmoduliert. Die gleichzeitige Spreizung der Frequenz erfolgt mit einer Folge an binären Werten durch Phasenumtastung. Hierbei ist zu erwähnen, dass diese Folge spezifisch für jeden Satelliten definiert wurde und dessen Kennung (Codekennung) dient. Die Folge an binären Werten, auch als *Pseudo Noise Sequence* bezeichnet, ist so optimiert, dass der Empfänger in der Lage ist, das einzelne Satellitensignal aus der Summe der gleichzeitigen Überlagerungen herauszufiltern. Man nennt dieses Verfahren auch ***C**ode **D**ivision **M**ultiple **A**ccess* (CDMA).

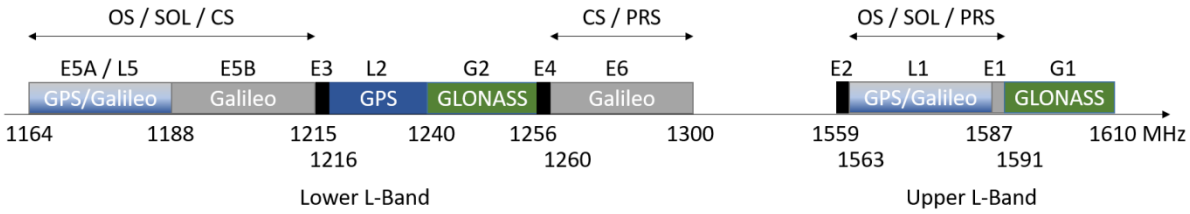


Abbildung 21: Frequenzen der Satellitennavigationssysteme Galileo, GPS und GLONASS. Für Galileo sind zudem die Frequenzen der verschiedenen Dienste angegeben.

Das BOC-Verfahren, welches auch bei den neusten GPS-Satelliten Anwendung findet, nutzt die einzelnen Frequenzbänder möglichst gut aus ohne dabei Überlagerungen zu erzeugen. Die optimale Ausnutzung ist nötig, da bei Galileo neben den Ortungssignalen auch zusätzliche Informationen, wie die Integritätsdaten oder kommerzielle Mitteilungen übertragen werden.

Die Satellitensignale bei GLONASS wurden bisher durch verschiedene Frequenzen nach Kanälen unterschieden. Jeder GLONASS-Satellit kann von einem Empfänger durch die Frequenz eindeutig

identifiziert werden. Man nennt dieses Verfahren auch Kreuzkennung (***F**requency **D**ivision **M**ultiple **A**ccess*, FDMA). Im Gegensatz zu Systemen wie Galileo oder GPS ist der Empfang der GLONASS-Signale robuster, da sich die Signale nicht überlagern und nicht vom Empfänger separiert werden müssen. Zudem ist so eine höhere Störsicherheit gegeben, da die Störung einer Frequenz nicht wie bei Galileo oder GPS alle Satelliten im gesamten System betrifft, sondern viele Störsender betrieben werden müssten.

Abbildung 22 zeigt die Frequenzspektren verschiedener Signale der Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Frequenzbereiche sind zu erkennen.

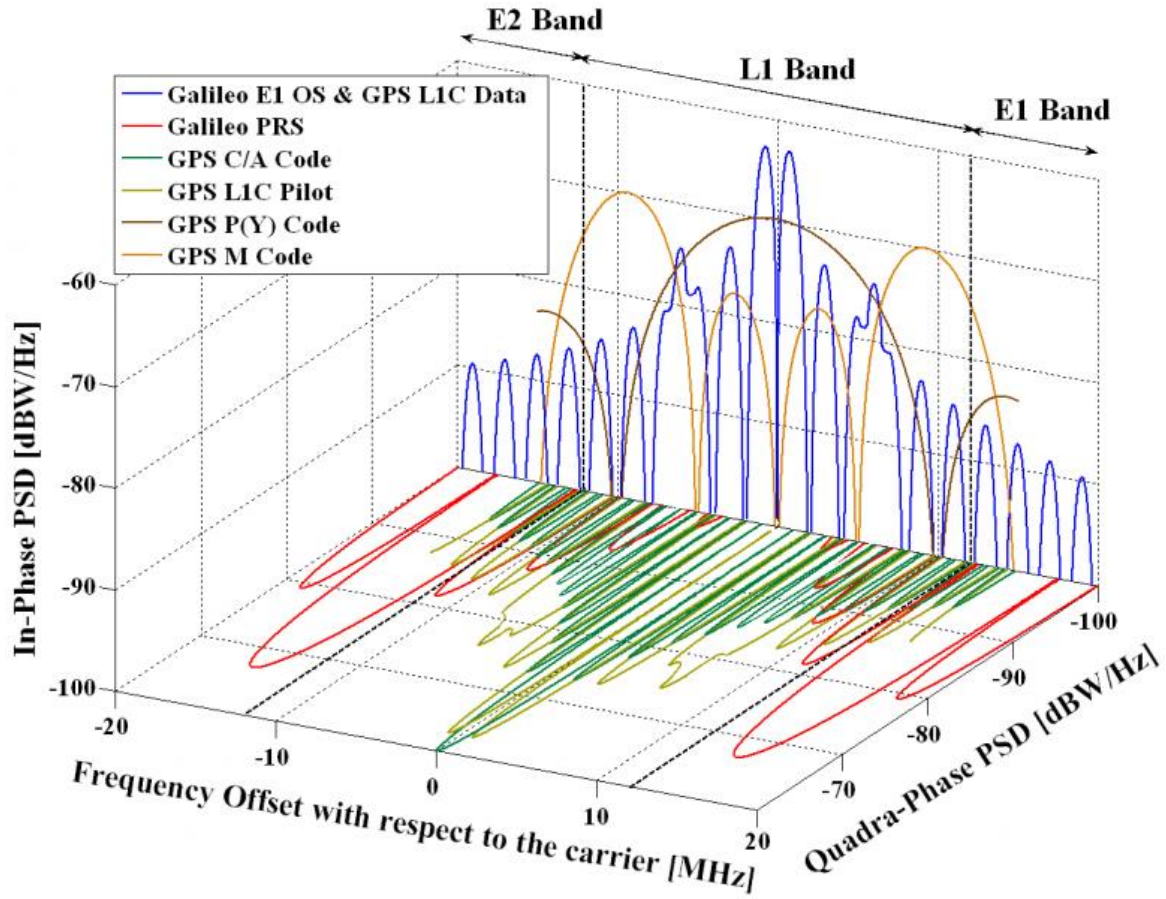


Abbildung 22: Gegenüberstellung der Frequenzspektren der GNSS-Systeme Galileo und GPS. Die Überlappungen einzelner Signale sind deutlich zu erkennen.

3.2 Die Atomuhren der Galileo-Satelliten

Das Prinzip moderner Satellitennavigation basiert auf einer sehr genauen Zeitmessung um die Laufzeit des Signals präzise zu bestimmen. Als Voraussetzung für eine präzise Ortung ist demnach eine hochgenaue, auch unter widrigen Bedingungen im Weltall funktionierende Atomuhr nötig.

Die Entwicklung der Atomuhr geht in das Jahr 1955 zurück. Während das erste in England gebaute Modell noch die Größe eines Büroraums hatte, sind Atomuhren in den letzten Jahrzehnten durch technische Anpassungen und Optimierungen immer kleiner geworden und mittlerweile für den Einsatz im All geeignet. In den Galileo-Satelliten der FOC-Phase sind vier Atomuhren verbaut. Je zwei passive Wasserstoff Maser Atomuhren (vgl. Abbildung 23) sowie zwei Rubidium Atomuhren. Im Regelfall liefert eine der Maser Uhren die Bordzeit. Die restlichen dienen zur Verbesserung deds Zeitsignals und als Backup beim Ausfall der ersten Uhr.

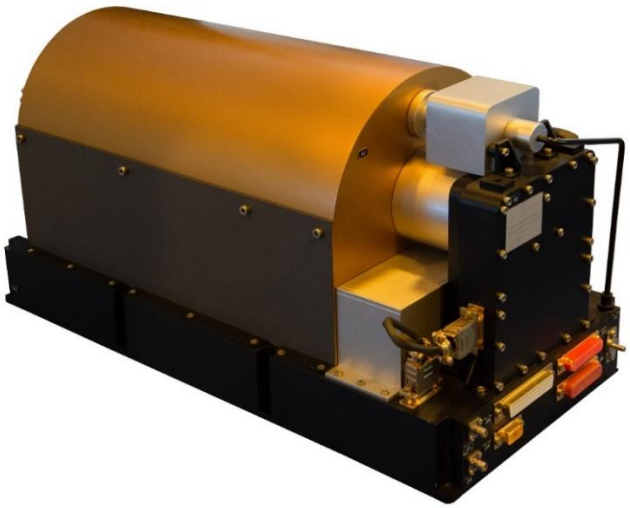


Abbildung 23: Passive Wasserstoff Maser Atomuhr eines Galileo-Satelliten. Die Atomuhr nutzt als Zeitbasis keine schwingende Masse, sondern die Übergänge von Atomen zwischen verschiedenen Energieniveaus.

Bei der Konzeptionierung und dem Bau der Atomuhren für Galileo wurde auf eine hohe Stabilität geachtet, so dass die Uhren mindestens 15 Jahre wartungsfrei im Orbit funktionieren sollten. Allerdings zeigte sich bereits nach kurzem Einsatz im All, dass einzelne Uhren teilweise ungenau gingen oder gar komplett ausfielen. Für die künftigen Galileo-Satelliten muss demnach die Uhreneinheit weiter optimiert werden.

4 Weitere Navigationssysteme

Neben Galileo existieren weitere Satellitennavigationssysteme der großen Weltraummächte (vgl. Tabelle 2). Das wohl bekannteste ist das US-amerikanischen System GPS (***G**lobal **P**ositioning **S**ystem*), welches in den in den letzten Jahrzehnten schon weit vor Galileo entwickelt wurde. Auch die ehemalige Sowjet-Union konzipierte ab Mitte der 1970er Jahre als Antwort auf GPS das System GLONASS. Das Wort GLONASS ist dabei ein Akronym für *Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema* und bedeutet „Globales Satellitennavigationssystem“. Das System BeiDou ist die chinesische Reaktion auf die internationalen Entwicklungen. Letzteres ist allerdings im Gegensatz zu den übrigen global noch nicht einsatzfähig und kann lediglich zur regionalen Positionierung in Asien verwendet werden. Im Folgenden werden die großen Satellitennavigationssysteme kurz vorgestellt.

Tabelle 2: Überblick über die wichtigsten internationalen zivilen und militärischen Satellitennavigationssysteme.

	Galileo	GPS	GLONASS	BeiDou
Volle Betriebsbereitschaft	Ab 2020	Seit 1995	Seit 1996 (mit Unterbrechungen)	Ausbau ab 2020
Anzahl der Satelliten (2019)	26 (2 im falschen Orbit)	33 (19 davon älter als 10 Jahre)	24 (+ 1 im Testbetrieb)	Ziel: 27
Bahnhöhe der Satelliten	23.222 km	20.200 km	19.100 km	22.000 km (+ voraussichtlich vier im geostationären Orbit)

4.1 NAVSTAR GPS

Der Aufbau des sogenannten NAVSTAR GPS (***Nav**igation **S**atellite **T**iming **a**nd **R**anging **G**lobal **P**ositioning **S**ystem*) geht zurück in das Jahr 1973 auf einen Beschluss der U.S. Air Force bzw. der U.S. Navy und verfolgte das Ziel ein Satellitennavigationssystem zu entwickeln, welches es möglich macht, zu jeder Zeit und an jedem Ort der Erde, in der Luft und dem erdnahen Weltraum mit Hilfe eines geeigneten Empfängers ohne weitere Kommunikation die Position einer unbegrenzten Anzahl an Nutzern bis auf wenige Meter genau bestimmen zu können. GPS wurde für die militärische Nutzung konzipiert und sollte mit dem sogenannten ***P**recise **P**ositioning **S**ervice* (PPS-Dienst) störsicher ermöglichen, Truppen an Land, zu Wasser und in der Luft zu navigieren. Der freie GPS ***S**tandard **P**ositioning **S**ervice* (SPS-Dienst) für zivile Nutzer war ursprünglich nicht geplant, wurde jedoch bereits früh angedacht. Die Entwicklung des militärischen NAVSTAR GPS Systems erfolgte durch die U.S. Air Force. In den vergangenen Jahrzehnten änderte sich die Hauptnutzergruppe von GPS zu zivilen Anwendern. Auch die für GPS zuständigen Betriebsorganisationen sind mittlerweile hauptsächlich nicht militärisch ausgerichtete Ministerien und Einrichtungen wie die U.S. Raumfahrtbehörde NASA (***N**ational **A**eronautics and **S**pace **A**dministration*).

Das System besteht aus mindestens 21 (+ 3 Reserve) Satelliten (vgl. Abbildung 24), verteilt in sechs polaren Orbits auf etwa 20.200 km Bahnhöhe. Somit sind auf ca. 80% der Erdoberfläche mehr als fünf Satelliten sichtbar. Das Bodensegment, bzw. die Kommandierung des Systems geschieht von der *Master Control Station* in Colorado Springs. Das Bodensegment wird vervollständigt durch Monitorstationen, welche analog zu Galileo den Betrieb und die Genauigkeit des Systems überwachen und von weiteren Bodenstationen, welche zur Datenübermittlung Kontakt zu den Satelliten aufnehmen. Die globale Abdeckung an Bodenstationen ist bei GPS im Vergleich zu Galileo wesentlich geringer.

Die 24 Satelliten auf polaren Orbits haben eine Inklination von 55° und eine Umlaufdauer von ca. 12 Stunden. Durch die lange Historie von GPS existieren zahlreiche Baureihen der Satelliten. Mittlerweile werden die Satelliten aus der Baureihe Block III in das bestehende System integriert. Die Satelliten durchliefen im Vergleich zu dem ersten GPS-Satelliten Navstar 1 erhebliche technologische Weiterentwicklungen und Modifizierungen bedingt durch die gesteigerten Anforderungen der modernen Satellitennavigation. Hervorzuheben ist, dass die GPS-Satelliten eine sehr lange Lebensdauer von durchschnittlich 12-15, bis zu 20 Jahren, haben.

Der Hauptbestandteil der Nutzlast eines GPS-Satelliten ist wie bei allen Navigationssystemen die hochpräzise Atomuhr. Bei GPS kommen, durch die unterschiedlichen Baureihen, mittlerweile eine Vielzahl von Atomuhren zum Einsatz. Aktuell wird eine Uhreinheit typischerweise durch eine Atomuhr (z.B. Wasserstoff-Maser) und eine ergänzenden Halbleiteruhr (z.B. Rubidium-Uhr) gebildet. Die Eigenschaften beider Uhren ermöglichen gemeinsam die Präzision und Langzeitstabilität und werden im Satellit einfach redundant verbaut.

Die Wahl der polaren Orbits lässt sich begründen aus dem angestrebten Optimum aus maximaler Verfügbarkeit, Unempfindlichkeit gegenüber natürlichen Störungen wie dem Erdmagnetfeld und ausreichender Empfangsstärke.

Auffällig ist bei der GPS-Konstellation im Vergleich zu Galileo die hohe Anzahl an Bahnebenen. Statt der bei Galileo neun Satelliten pro Bahnebene, sind es bei GPS wie beschrieben vier Satelliten pro Orbit. Diese hohe Anzahl von Bahnen bei GPS ist allerdings bewusst gewählt, da die GPS-Satelliten

nicht nur der Positionsbestimmung dienen, sondern ein weiteres Sensorpaket installiert haben, welches zu jeder Zeit die Detonation nuklearer Sprengkörper feststellen und lokalisieren soll.

Abbildung 24: GPS-Satellit der aktuellsten Block III Baureihe (NASA 2017).

Wie bereits beschrieben, bietet GPS zwei Dienste:

- der SPS-Einfrequenzdienst (***S**tandard **P**ositioning **S**ervice*): ein offener, von jedem nutzbarerer Funknavigationsdienst, der wie alle amerikanischen Funknavigationsdienste unter dem Vorbehalt zur Verfügung steht, dass die *National Command Authority* bei einer Bedrohung der Nationalen Sicherheit der USA Nutzerrestriktionen anordnen kann. Übertragen wird der SPS-Dienst in der sogenannten L1 Frequenz (1,57542 GHz).
- Der PPS-Zweifrequenzdienst (***P**recise **P**soitioning **S**ervice*): neben dem freien übertragenen Signal auf der L1-Frequenz steht ein weiteres verschlüsseltes Signal auf der sogenannten L2-Frequenz (1,227600 GHz) zur Verfügung, welches nur die U.S.-amerikanischen Streitkräften und deren Verbündeten mit Zugangsregelungen nutzen können. Der gleichzeitige Empfang von L1 und L2 ermöglicht eine Reduzierung des Ionosphärenfehlers.

4.2 GLONASS

Die Entwicklung von GLONASS reicht in die 1970er-Jahre zurück. Als an dem Aufbau eines globalen Satellitennavigationssystems der USA kein Zweifel mehr bestand, entschloss sich auch die UdSSR ein vergleichbares System als Antwort auf die Entwicklungen des Westens, zu konzipieren. Die Architektur von GLONASS ist der von GPS und auch Galileo sehr ähnlich. Allerdings ist die geographische Verteilung der Bodenstationen nicht optimal, da diese fast nur auf russischem Territorium verteilt sind. Das **S**ystem**k**ontroll**z**entrum (SKZ), welches ursprünglich unter militärischer Führung stand, befindet sich in Golitsyno, etwa 70 km südwestlich der Stadt Moskau und ist zugleich Teil der russischen Weltraumbehörde Roskosmos.

GLONASS umfasst regulär 24 operationell betriebene Satelliten auf drei Bahnebenen im Weltraum. Ein Unterschied zu den Systemen Galileo und GPS besteht darin, dass GLONASS sechs statt drei zusätzliche Reservesatelliten hat. Die Orbits im Abstand von 120° haben eine Bahnhöhe von rund 19.100 km und sind im Vergleich zu GPS deutlich mehr mit 65,8° gegen die Äquatorebene geneigt. Hiermit wird eine verbesserte Satellitenverfügbarkeit im für Russland wichtigen Norden erreicht. Die Umlaufdauer ist mit 11 Stunden und 16 Minuten etwas kürzer als die von Galileo und GPS. Durch die Konstellation der Satelliten sind mindestens vier auf 97% der Erdoberfläche sichtbar.

Die Dimension eines GLONASS-Satelliten umfasst bei völliger Entfaltung der Solar Module 17,5 m². Die beiden Solargeneratoren sind je 7,23 m lang. Alle GLONASS-Satelliten sind mit Retroreflektoren ausgestattet, die eine Bahnvermessung mittels Laser-Verfolgung ermöglichen. Diese hochpräzise Bahnvermessung wird in Russland und u.a. vom DLR in Neustrelitz durchgeführt.

Die ersten GLONASS Satelliten hatten im Vergleich zu GPS (12 – 15 Jahre) deutlich kürzere Lebzeiten. Satelliten der ersten Baureihe konnten teilweise nur wenige Monate operationell betrieben werden. In der Zeit zwischen 1982 und 1997 wurden deshalb insgesamt 69 GLONASS Satelliten ins All geschickt. Durch den Zusammenbruch der Sowjetunion wurde auch der operationelle Betrieb von GLONASS eingestellt. Ab 1990 wurden durch technologische Weiterentwicklungen die Satelliten soweit verbessert, dass die Lebenszeit von nun rund sieben Jahren ein Wiederaufbau des Systems ermöglichte. Seit 2011 ist das System wieder einsatzbereit.

Die von GLONASS genutzten Frequenzen (G1: 1,6035 GHz und G2: 1,25 GHz) sind den bei GPS genutzten Frequenzen L1 und L2 sehr ähnlich. Durch die parallele Nutzung der Ortungssignale von GPS und GLONASS kann unter anderem durch eine Reduzierung des Ionosphärenfehlers die Positionierung verbessert werden.

4.3 BEIDOU

Auch die Chinesische Weltraumagentur CNSA (***C**hina **N**ational **S**pace **A**dministration*) entwickelt seit Ende 2011 ein Satellitennavigationssystem: BeiDou (chinesisch: großer Bär). Derzeit kann das System allerdings lediglich regional, hauptsächlich in China, genutzt werden. Ab 2020 soll ein Ausbau des Service zur weltweiten Nutzung erfolgen. Wie auch GLONASS und Galileo hat BeiDou zum Ziel die Abhängigkeit von GPS zu verringern.

Ziel ist es ein System aus 27 Satelliten (24 + 3 Reservesatelliten) in einer Walkerkonstellation mit einer Positionierungsgenauigkeit von 10 m zu realisieren. Die aktuellen BeiDou Satelliten senden drei Signale mit unterschiedlichen Frequenzen (B1: 1561,098 MHz; B2: 1207,14 MHz; B3 1268,52 MHz), wobei die Frequenzen B1 und B2 sowohl für autorisierte Nutzer als auch der offenen Nutzung

dienen, während das Signal B3 ausschließlich für autorisierte Nutzer zur Verfügung steht. Die Satelliten sind ausgestattet mit hochpräzisen Rubidium Atomuhren.

Das Gesamtsystem wird ähnlich zu GPS kontrolliert von einer sogenannten ***M**aster **C**ontroll **S**tation* (MSC). Darüber hinaus enthält das Bodensegment einige Uplink-Stationen, welche unter anderem Kontakt zum Satelliten aufnehmen, um Uhrensynchronität zu gewährleisten. Die über China verteilten Monitor-Stationen überwachen permanent das System und liefern so einen wichtigen Beitrag den Positionierungsdienst bereitzustellen.

5 Anwendungen

Die Nutzung von Satellitennavigation ist heutzutage so vielfältig, dass im Rahmen dieses Beitrags kaum eine vollständige Erläuterung aller potentiellen Anwendungen erfolgen kann. Im Allgemeinen ist die Verwendung von GNSS seit Jahren von stetigem Wachstum im nationalen und internationalen Markt gekennzeichnet und wird auch in Zukunft weiter an Bedeutung gewinnen. Nicht zuletzt, da immer mehr Endgeräte mit Navigationschips ausgestattet sind. Im Folgenden werden ausgewählte Anwendungen und Nutzungsfelder der Satellitennavigation beschrieben und dabei vor allem auf die zukünftige Nutzung von Galileo eingegangen.

5.1 Anwendungen im Straßenverkehr

Die heutzutage am häufigsten verwendeten Endgeräte zum Empfang der Satellitensignale sind Navigationsgeräte im Auto, bzw. navigationsfähige Smartphones. Die wesentliche Funktionsweise von diesen Systemen besteht darin, auf Basis von systeminternen Straßenkarten einem Fahrer optisch oder akustisch anzuzeigen, welchen Weg er nehmen muss, um das gewünschte Ziel zu erreichen. Im zivilen Straßenverkehr kommen dabei hauptsächlich Zielführungssysteme zum Einsatz, welche in der Regel aus mindestens vier Einheiten bestehen (vgl. Abbildung 25):

1. einem GNSS-Empfänger,
2. einer digitalen Straßenkarte auf einem Speichermedium,
3. einem Navigationscomputer, der in der Lage ist, die Signale von GPS und/oder Galileo und/oder GLONASS zu verarbeiten, und
4. einem Anzeige- und Eingabeinstrument.

- Gegebenenfalls ergänzen, je nach Komplexität und Preis des Geräts, weitere unterstützende Sensoren, wie Radsensoren das System, um die Zuverlässigkeit zu maximieren.

Vor allem die unterstützenden Sensoren erlauben eine Zielführung auch wenn Abschattungseffekte das Signal so beeinflussen, dass eine gewisse Zeit beispielsweise durch Bäume, hohe Gebäude, einen Tunnel oder Gebirge, Straßenabschnitte passiert werden, welche nicht genügend verwertbare GNSS-Signale zulassen. In diesem Fall müssen zusätzliche Messsysteme oder Sensoren diesen Signalverlust überbrücken, um die Zielführung ungestört fortsetzen zu können.

Da die technische Umsetzung von Zielführungssystemen durch den Einsatz modernster Systeme zunehmend an Komplexität gewinnt, soll weiter lediglich die Grundidee der Zielführung beschrieben werden. Mittels GNSS findet zuerst eine ungefähre Ortung des Fahrzeugs statt. Die ermittelte Position wird dann einem Punkt auf einer digitalen Karte zugewiesen. Das Gerät muss hier teilweise schon erste Entscheidungen treffen, da die Positionierung nicht immer eindeutig möglich ist. Befindet man sich beispielsweise auf einer kleinen Straße entlang einer Autobahn, entscheidet das Gerät im Zweifelsfall meist für eine Position auf der jeweils größeren Straße.

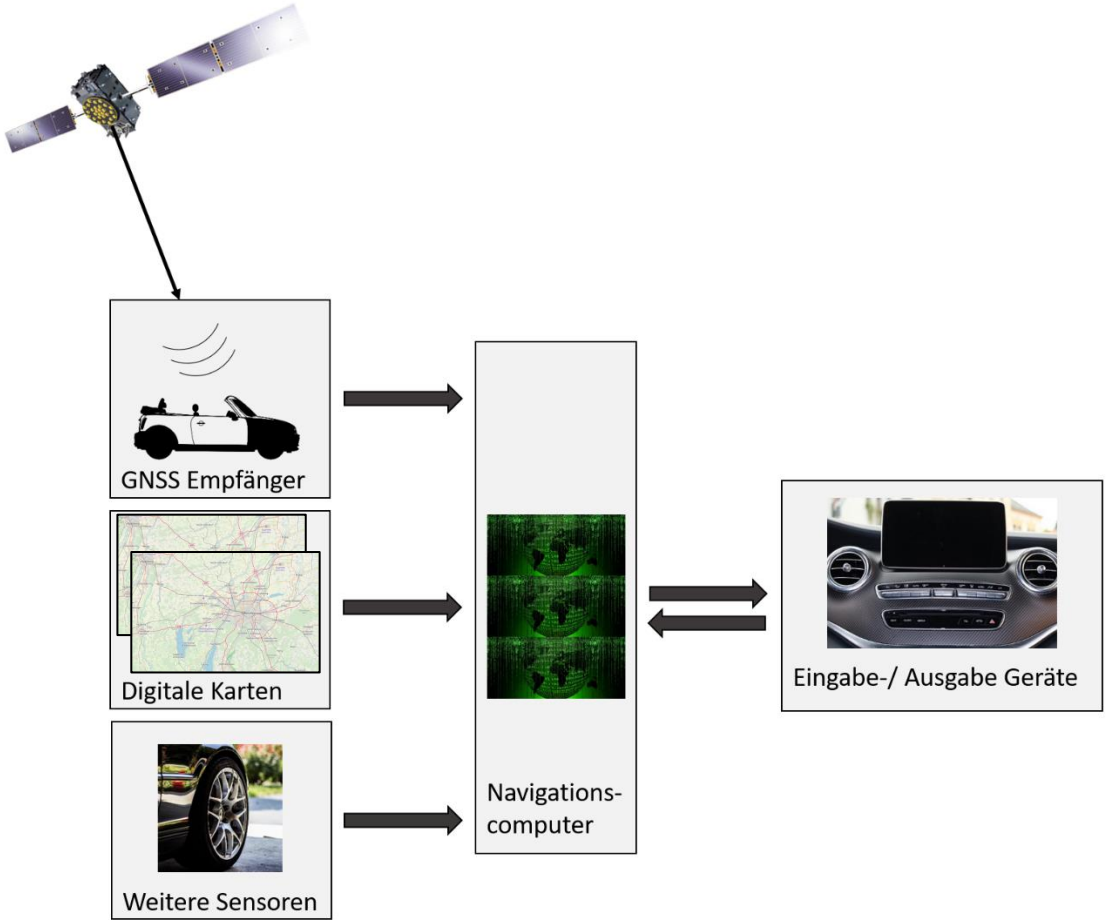


Abbildung 25: schematische Darstellung eines Zielführungssystems im Straßenverkehr.

Nach dieser ersten Ortung und Positionsbestimmung auf der digitalen Karte wird kontinuierlich zwischen den durch die Ortung bestimmten Positionen und auf der Karte eingetragenen Gegebenheiten verglichen und die Anzeige, welche in den meisten Fällen die eigene Position auf der Karte repräsentiert, permanent aktualisiert. Die eigentlichen Fahranweisungen werden intern in der Geräteelektronik berechnet und bezüglich der gewählten Optionen, wie Streckenlänge, Fahrzeit oder Kosten ermittelt.

Der Einsatz von Radsensoren soll vor allem bei kurzfristig eingeschränktem oder vollständig abgebrochenem Satellitensignal, wie beispielsweise bei einer Fahrt durch einen Tunnel, ein temporäres Funktionieren des Systems gewährleisten. Der Navigationscomputer nutzt neben der Fahrtgeschwindigkeit auch die Radstellung, da sich diese beispielsweise bei einer Kurvenfahrt unterschiedlich schnell drehen, um die Fortbewegung und die Fahrtrichtung auf der Anzeige zu aktualisieren. Vor allem in Tunnel bietet der Einsatz von Radsensoren, die einzige Möglichkeit die Zielführung fortzusetzen.

5.2 Anwendungen in der zivilen Luftfahrt

Die Luftfahrt stellt höchste Anforderungen an die Genauigkeit und vor allem die Zuverlässigkeit von Navigationssystemen. Das hohe Maß an Sicherheit wird herkömmlich durch die Verwendung von mehreren unterschiedlichen Einzelkomponenten realisiert. In modernen Verkehrsflugzeugen sind Zwei- und Dreifachinstallationen von Trägheitsnavigationssystemen üblich, welche im Weitverkehr zum Einsatz kommen. Darüber hinaus werden für die einzelnen Flugabschnitte spezialisierte

Funknavigationssysteme verwendet, sodass im Streckenflug andere Systeme als für den Landeanflug zum Einsatz kommen. Die Kombination von verschiedenen Systemen erzeugt eine Reihe an Herausforderungen, welche den verknüpften Einsatz erschweren. Zudem kann keines der Systeme in allen Flugabschnitten eingesetzt werden, auch da die Einzelsysteme keine globale Abdeckung erreichen. Darüber hinaus ist ihre Genauigkeit nicht einheitlich, sondern orts- und zeitabhängig. Weiter von Nachteil ist, dass sich die Systeme nach unterschiedlichen Bezugssystemen richten und somit keine einheitlichen Daten generiert werden. Die Flugroute richtet sich nach den Standorten der Bodenanlagen. Die Bordausrüstung ist auf Grund der vielen benötigten Systeme sehr umfangreich und teuer.

Die Verwendung von GNSS im Bereich der Ortung und des Monitorings von Flugrouten brächte viele Vorteile. Zurzeit sind allerdings GPS und GLONASS als primäres System im Streckenflug nicht zugelassen. Neben der unzureichenden Genauigkeit ist hierfür hauptsächlich die Tatsache verantwortlich, dass zur Landung Informationen zur Integrität der Systeme fehlen. Für eine Zulassung von GNSS in der Luftfahrt als primäres Navigationsmittel müssten die internationalen für die Flugnavigation festgesetzten Bestimmungen (***R**equired **N**avigation **P**erformance*, RNP) erfüllt werden. Neben der ständigen Verfügbarkeit von mindestens vier Satelliten gehören hierzu auch eine annähernd gleichbleibende Genauigkeit, das Erkennen und Warnen bei Fehlfunktionen sowie die Kontinuität der fehlerfreien Funktion.

Die Anforderungen an Systemgenauigkeit und Verfügbarkeit werden in vielen Flugphasen derzeit zwar von GPS und GLONASS bedient, allerdings sind in den Signalen keine Informationen zur Integrität enthalten. Man kann nicht immer davon ausgehen, dass GPS eine auf 10 m genaue Ortung ermöglicht. Vielmehr können in der Praxis Abweichungen von zum Teil mehreren hundert Metern auftreten. Ein solcher Fehler wäre im Instrumentalflug völlig inakzeptabel und müsste umgehend identifiziert werden, um die Sicherheit der Fluggäste und des Flugpersonals gewährleisten zu können. Die bereits erwähnten für die Luftfahrt geltenden Bestimmungen geben auch vor, welche Mindestanforderungen der unterschiedlichen Flugabschnitte an die Navigationssysteme gestellt werden (vgl. Tabelle 3). In Abhängigkeit verschiedener Faktoren werden die Präzisionsanflüge in unterschiedliche Kategorien eingeteilt.

Tabelle 3: Anforderungen an Genauigkeit und Integrität bei verschiedenen Flugzuständen.

Flugzustand	Maximal zulässige Abweichung	Alarm bei Abweichungen um	Alarm spätestens nach
Überseeflug	14-12 Seemeilen	4 - 12 Seemeilen	2 Minuten
Flughafenbereich	0 - 4 Seemeilen	0 - 1 Seemeilen	30 Sekunden
Anflug mit vertikaler Führung AVP	220 m (horizontal) 20 m (vertikal)	0,3 Seemeilen (horizontal) 50 m (vertikal)	10 Sekunden
Instrumentenlandung Cat I	220 m (horizontal) 6 m (vertikal)	40 m (horizontal) 10-15 m (vertikal)	6 Sekunden
Instrumentenlandung Cat II	6,9 m (horizontal) 2,0 m (vertikal)	17,3 m (horizontal) 5,3 m (vertikal)	1 Sekunde
Instrumentenlandung Cat III	6,0 m (horizontal) 2,0 m (vertikal)	15,5 m (horizontal) 5,3 m (vertikal)	1 Sekunde

Die Nutzung von GNSS ist derzeit für den Landeanflug international noch nicht einheitlich reglementiert. An fast allen deutschen Flughäfen ist die Nutzung von GPS als unterstützendes Hilfsmittel zulässig, eine alleinige Nutzung allerdings nur bei Entscheidungshöhen oberhalb von Cat I bei manchen deutschen Flughäfen erlaubt. Um den hohen Anforderungen bei Präzisionsanflügen (Cat I, II, III) zu genügen, sind Ergänzungen erforderlich, welche am einfachsten mittels DGPS (**D**ifferentielles **G**lobales **P**ositionierungs**s**ystem, vgl. Abbildung 26) ermöglicht werden können.

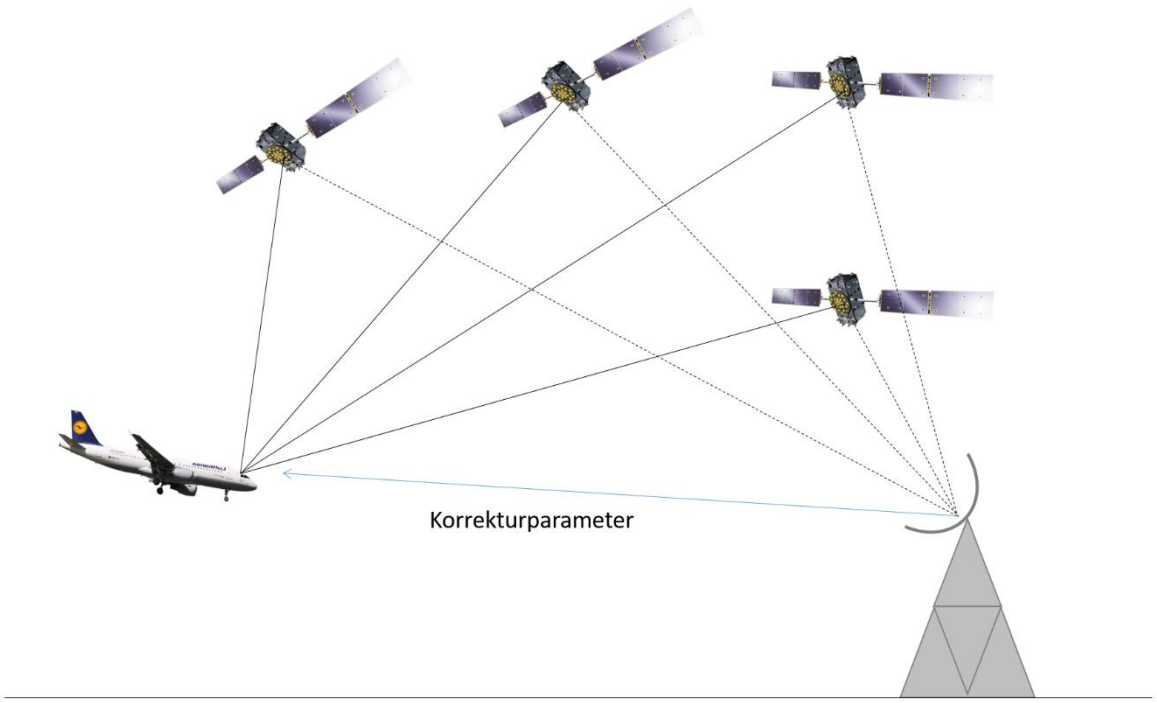


Abbildung 26: Ein durch DGPS unterstützter Landeanflug mittels am Flughafen stationierter Referenzstationen, welche Integritätsinformationen an das anfliegende Flugzeug übermitteln.

Ein mit DGPS unterstützter Landeanflug ist durch eine zusätzliche Referenzstation am Flughafen realisierbar, welche Korrekturparameter und Integritätsdaten an das anfliegende Flugzeug übermittelt. Im Flugzeug sind so noch ein GPS- und GLONASS-Empfänger, ein VHF-Empfänger (***V**ery **H**igh **F**requency*) zum Empfang der Korrekturdaten, ein Trägheitsnavigationssystem als Redundanz sowie ein Sende- und Empfangsgerät zur Kommunikation nötig. Durch den Einsatz von Galileo sollen zumindest für den Präzisionsanflug Cat I die erforderliche Genauigkeit und die Integrität ohne weitere Zusatzsysteme erreicht werden.

5.3 Ghosthunter

Jährlich werden rund 2.000 Geisterfahrer auf Deutschlands Straßen registriert. Viele dieser Irrfahrten enden in schweren Unfällen. Es existieren einige Versuche die Anzahl an Falschfahrern zu reduzieren. Zusätzlich angebrachte Warnhinweise an Autobahnauffahrten oder der Einsatz von Krallen, die das Auffahren auf eine Autobahn in falscher Richtung verhindern sollen kommen teilweise zum Einsatz sowie der Einsatz von Elektronik im Auto. Kamerasysteme erkennen und identifizieren Schilder am Fahrbahnrand und weisen den Fahrer auf die falsche Fahrtrichtung durch akustische oder optische Signale hin.

Wissenschaftler des Instituts für Raumfahrttechnik und Weltraumnutzung der Universität der Bundeswehr München forschen in Kooperation mit dem Institut für Ingenieurgeodäsie der Universität Stuttgart am Projekt *Ghosthunter*. In dem vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten Projekt geht es um die gezielte Nutzung von Galileo-Signalen zur Identifizierung und Ortung von Falschfahrern.

Ghosthunter ist ein Frühwarnsystem, welches mittels Navigationsgeräten, der Sensorik im Auto und weiteren Satellitendaten erkennen soll, ob ein Geisterfahrverhalten vorliegt. Alle Daten ergeben eine genaue Position, welche mit digitalen Karten abgeglichen wird. Fährt ein Auto auf der Autobahn in falscher Richtung, schlägt das System Alarm und warnt den Fahrer durch akustische und optische Signale. Das Warnsystem gleicht permanent die Position und die Bewegungsrichtung des Autos mit einer digitalen Karte ab. Zur Verwendung kommen optimierte digitale Karten aus verschiedenen Datensätzen. Das Warnsystem kann auch den bereits in einigen Autos verfügbaren, spätestens ab 2018 für alle Neuwagen Pflicht werdenden Dienst *eCall* nutzen, um eine erkannte Geisterfahrt an die Verkehrszentrale und so über ein Leitsystem an alle Verkehrsteilnehmer auf der Strecke weiter zu geben.

5.4 Precision Farming

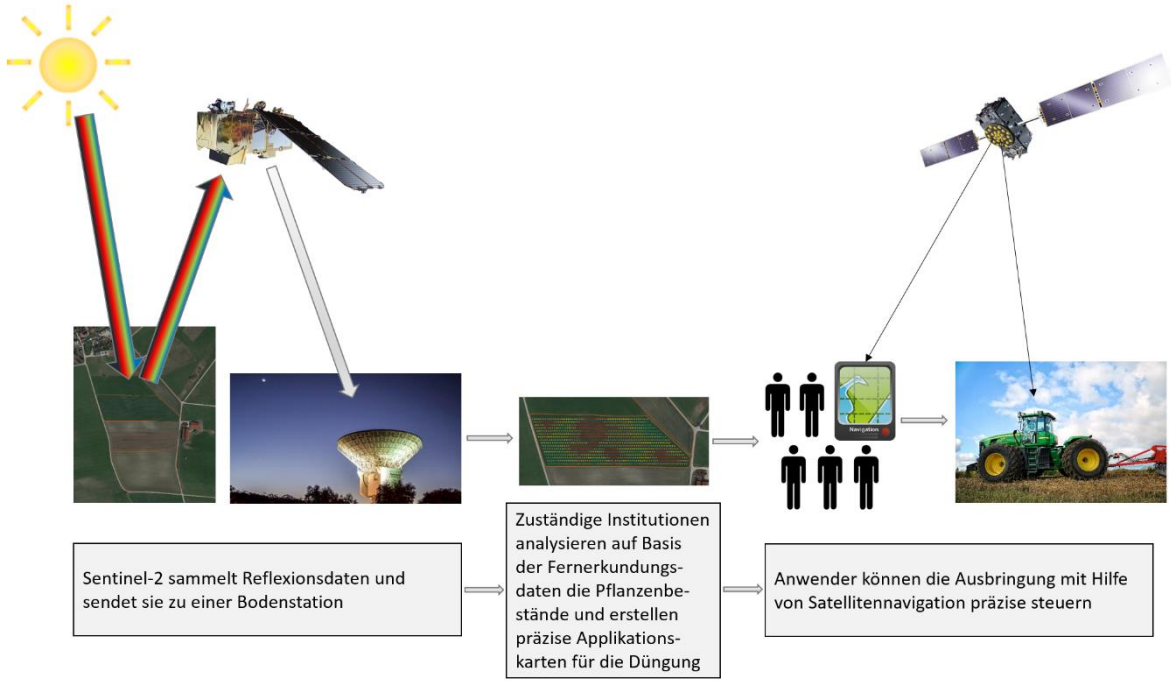


Abbildung 27: Precision Farming als Schnittstelle zwischen den beiden angewandten Weltraumdisziplinen Fernerkundung und Satellitennavigation. Mittels Fernerkundungsdaten werden die Zustände von landwirtschaftlichen Beständen analysiert und den Landwirten unter anderem Applikationskarten zur Düngerausbringung bereitgestellt. Diese Applikationskarten können mit Hilfe von moderner Navigationstechnik präzise auf dem Feld eingesetzt werden.

Das in den letzten Jahren immer mehr in den medialen Fokus gerückte sogenannte *Precision Farming* stellt eine Schnittstelle zwischen den Raumfahrtsegmenten Fernerkundung und Satellitennavigation dar (vgl. Abbildung 27). Unter Precision Farming ist allgemein die ortsdifferenzierte, gezielte Bewirtschaftung und Bearbeitung landwirtschaftlicher Nutzflächen mit dem Ziel der Ertragsmaximierung durch neue Technologien gemeint. Hierbei werden möglichst kleinräumige

Bodeneinheiten differenziert analysiert, um die Bestände vor und nach der Aussaat möglichst individuell optimal zu bearbeiten. Analysiert werden je nach Nutzung Parameter wie Bodenzustand, Wasser- und Nährstoffgehalt im Boden aber auch Exposition und Hanglage im Feld, um das Ausbringen der landwirtschaftlichen Betriebsmittel (Saatgut, Pflanzenschutzmittel, Dünger, Bodenhilfsstoffe, Pestizide, Beregnungswasser, etc.) optimal an die Bedingungen anzupassen. Ziel des Precision Farmings ist nicht nur die Einsparung von Betriebsmitteln sowie die effizientere Nutzung dieser sondern auch einen Beitrag zur ökologischen Entlastung zu liefern.

Räumlich hochaufgelöste Erdbeobachtungsdaten der Fernerkundungssatelliten Sentinel-2A und -2B dienen als Grundlage, um kleinräumige Variationen auf landwirtschaftlich genutzten Feldern zu identifizieren. Beispielsweise kann mit dem NDVI (***N**ormalized **D**ifference **V**egetation **I**ndex*), einem Vegetationsindex, welcher Rückschlüsse auf die Vitalität der Vegetation ermöglicht, sehr einfach der aktuelle Zustand der sich entwickelnden Feldfrüchte ermittelt und klassifiziert werden. Auf Basis dieser Erkenntnisse können dann Applikationskarten, welche den punktuellen Einsatz von Düngemitteln beinhalten, erstellt werden. Um die Maschinen auf dem Feld präzise zu steuern helfen Satellitennavigationsgeräte, die eine exakte Ausbringung ermöglichen.

5.5 Galileo Online: Go!

Auch im Schienenverkehr hat die Satellitennavigation zunehmend Einfluss. Das europäische Verbundprojekt *Galileo Online: GO!* beispielsweise soll autonomes Rangieren auf der Schiene ermöglichen. Bei diesem noch in der Testphase befindlichen Projekt zahlreicher Hochtechnologiebetriebe soll ein hochpräziser Empfänger zur Nutzung auf der Schiene entwickelt werden. Dabei müssen Herausforderungen wie Signalabschattung oder schienenspezifische Empfangsbedingungen bewältigt werden. Im vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten Projekt wird eine integrierte Lokalisierungsmöglichkeit entwickelt, welche gezielt die Kombination der empfangbaren Signale von GPS und Galileo nutzt, um die Genauigkeit zu erhöhen und vor allem durch die Integritätsdaten von Galileo möglichst autonom auf Veränderungen zu reagieren.

5.6 Weitere Anwendungen

Neben den genannten Einsatzfeldern existieren zahlreiche weitere Anwendungsgebiete von Galileo, da vor allem von kleinen Startups, Studenten oder Doktoranden ständig neue Einsatzmöglichkeiten konzipiert und erprobt werden. In der Landwirtschaft und Fischerei, dem Umweltschutz- und Management, in der Kommunikation, im Energiesektor oder auch bei Finanzen, Banken und Versicherungen findet die Satellitennavigation immer neue Anknüpfungspunkte.

Wie bereits erläutert helfen Satellitennavigationssysteme bei der Ertragsüberwachung im modernen Precision Farming unter anderem beim optimierten und umweltschonenden Ausbringen von Düngemitteln oder Insektiziden. Darüber hinaus kann ein weiteres Anwendungsgebiet die Bestimmung und das Monitoring der genauen Größe landwirtschaftlicher Flächen sein, für welche die EU Stilllegungsprämien zahlt, um den nationalen und internationalen Markt zu regulieren. Auch der Fischereisektor kann von Galileo profitieren, indem das System zur Überwachung von Fischbeständen eingesetzt werden kann. Behörden und Einrichtungen können so feststellen, ob sich Fischereischiffe tatsächlich nur in den ausgewiesenen Fanggebieten aufhalten.

Auch im Umweltschutz hat der Einsatz von Galileo großes Potential, beispielsweise bei der Überwachung von Gefahrengut- und Abfalltransporten, der Unterstützung von Forschungsprojekten

in der Ozeanografie, der Untersuchung des Meereswasserspiegels und der Gezeiten sowie bei der Überwachung vulkanisch aktiver Gebiete. Auch Tierwanderungen können verfolgt werden, um den Schutz ihrer Lebensräume zu verbessern Über sich verändernde Routen können Rückschlüsse über den Klimawandel oder Vorhersagen über Naturkatastrophen getroffen werden.

Im Finanzgeschäft sind Parameter, wie die Sicherheit der elektronisch übertragenen Daten, die Integrität und Authentizität entscheidende Kriterien. Werden Galileo-Referenzzeiten bei der Rückverfolgung eingesetzt, können Risiken im elektronischen Bankverkehr, wie gefälschte Transaktionen und unbefugte Zugriffe auf Konten und Informationen reduziert werden. Auch kann beispielsweise ein auf Galileo beruhendes Zeitsignal für ein zuverlässiges Verschlüsselungssystem genutzt werden. Auch für den Versicherungssektor bietet Galileo Anwendungsfelder. Die Steuerung und die Überwachung des Transportes wertvoller oder gefährlicher Güter kann auf ein neues Level gesetzt werden und wird so zu einem kalkulierbaren Risiko.

Darüber hinaus existieren noch zahlreiche bislang nur wenig genutzte und potentiell mögliche Anwendungen und Nutzungsmöglichkeiten der hochpräzisen Galileo-Signale. Allgemein ist der Markt an GNSS-Nutzern in den letzten Jahrzehnten zunehmend gestiegen und wird auch in Zukunft weiterwachsen. Die Entwicklung des zivilen, europäischen Satellitenortungssystems Galileo ist damit eine für viele Bereiche des alltäglichen Lebens bedeutsame Infrastrukturmaßnahme deren gesellschaftlicher Nutzen den Aufwand zur Meisterung der technischen und finanziellen Herausforderungen dieses Großprojektes mehr als rechtfertigen.

Literaturverzeichnis

Bartolomé et al. 2015
Bartolomé, J.P., X. Maufroid, I.F. Hernández, J.A. López Salcedo, G.S. Granados (2015). Chapter 2 – Overview of Galileo System. In: Numi et al. (2015). GALILEO Positioning Technology, Signals and Communication Technology 182, Springer Science + Buissness Media Dordrecht 2015.

Blair 2011
Blair (2011). Aufbau der europäischen Navigationssatellitenkonstellation. Galileo In-Orbit Validation.

DLR 2011
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018).

Dodel & Häupler 2010
Dodel, H., D. Häupler (2010): Satellitennavigation. Springer, Heidelberg, 2. Korrigierte und erweiterte Auflage.

ESA 2005
European Space Agency (ESA) (2005). GIOVE-A in orbit. Artist's impression of GIOVE-A in orbit. The spacecraft antennas are directed towards the viewer.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2006/01/GIOVE-A_in_orbit_artist_s_impression (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2007
ESA (2017). Galileo Konstellation. Artist's impression of the complete Galileo constellation of thirty satellites orbiting in three planes.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2007/05/Galileo_constellation (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2011
ESA (2011): Galileo In-Orbit Validation Satellite.
http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2011/10/Galileo_In-Orbit_Validation_satellite2 (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2014
ESA (2014). Galileo satellite. Artist's view of a Galileo Full Operational Capability (FOC) satellite, with platforms manufactured by OHB in Bremen, Germany, and navigation payloads coming from Surrey Satellite Technology Ltd in Guildford, UK.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/07/Galileo_satellite2 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2015
ESA (2015). Galileos 11 and 12. Galileos 11 and 12, mated with their dispenser on top of their Fregat upper stage being encapsulated within their Soyuz fairing.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/12/Galileos_11_and_122 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2016
ESA (2016): FOC2 WP3x – Galileo Ground Control Segment High Level Technical Requirements.
http://emits.sso.esa.int/emits-doc/ESTEC/Appendix2.pdf (zuletzt eingesehen am 04.04.2018).

ESA 2016 b
ESA (2016) b. Ariane 5 ES Galileo Orbital Transfer.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/11/Ariane_5_ES_Galileo_orbital_transfer (zuletzt eingesehen am 12.09.2018).

ESA 2017
ESA (2017) b. Four Galileos on Ariane 5. The four Galileo satellites mounted on top of a customized Ariane 5 rocket inside aerodynamic fairing.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/11/Four_Galileos_on_Ariane_5 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2017 b
ESA (2017) c. Galileos atop Ariane 5. Artist's view of four Galileo satellites mounted on top of a specially adapted Ariane 5 rocket underneath the aerodynamic fairing.
https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2017/11/Galileos_atop_Ariane_53 (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).

ESA 2018
ESA (2018). Galileo für Europas Bürger: Die Anwendungen. URL:

https://www.esa.int/ger/ESA_in_your_country/Germany/Galileo_fuer_Europas_Buerger_Die_Anwendungen (zuletzt eingesehen am 12.09.2018).

Han et al. 2011
Han, C., Y. Yang, Z. Cai (2011). BeiDou Navigation Satellite System and its time scales. Metrologica, 48, S213-S218.

Li et al. 2014
Li, M., L. Qu, Q. Zhao, J. Guo, X. Su, X. Li (2014). Precise Point Positioning with the BeiDou Navigation Satellite System. Sensors, 14, 927-943.

NASA 2017
National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2017). Global Positioning System III Satellite Laser Ranging Implementation Team Honored with. Awardhttps://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/news_GPS_III_SLR_Implementation_Team_Honored_with_Award.html (zuletzt eingesehen am 22.05.2018).

Schmidt 2018
Schmidt, M. (2018). Einblicke in den Betrieb der Galileo-Konstellation – Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft. DLR GfR mbH, 23.07.2018.

Schüttler 2014
Schüttler, T. (2014). Satellitennavigation – Wie sie funktioniert und wie sie unseren Alltag beeinflusst. Springer-Verlag, Heidelberg, Berlin.

Schüttler 2018
Schüttler, T. (2018): Relativistische Effekte bei der Satellitennavigation. Von Einstein zu GPS und Galileo. Springer Vieweg, Essential, Wiesbaden.

Bildnachweis

Abbildung 1:

- Buchegger, O. (2011). Das Original-Gyroskop von Prof. Bohnenberger aus dem Tübinger Stadtmuseum. Wikimedia Commons, lizensiert unter: Creative COmmons Attribution-Share Alike 3.0 Unported. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bohnenberger_Gyroskop-2.jpg (12.09.2018).
- Wellcome Images (2018). Astronomy: a quadtrant and a sextant. Engraving. Wikimedia Commons, lizensiert unter: Creative-Commons-Lizenz “Namensnennung 4.0 International”. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Astronomy;_a_quadrant_and_a_sextant._Engraving._Wellcome_V0025083.jpg?uselang=de (12.09.2018).
- Racklever at English Wikipedia (2007). John Harrison’s famous Chronometer. Wikimedia Commons lizensiert unter: Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Harrison%27s_Chronometer_H5.JPG (13.09.2018).

Abbildung 2:

- European Space Agency (ESA) (2005). GIOVE-A in orbit. Artist's impression of GIOVE-A in orbit. The spacecraft antennas are directed towards the viewer. https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2006/01/GIOVE-A_in_orbit_artist_s_impression (zuletzt eingesehen am 09.04.2018).
- ESA (2014). Galileo constellation. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/07/Galileo_constellation (12.09.2018).
- National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2017). Global Positioning System III Satellite Laser Ranging Implementation Team Honored with. Awardhttps://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/news_GPS_III_SLR_Implementation_Team_Honored_with_Award.html (zuletzt eingesehen am 22.05.2018).

Abbildung 4:

- Google Earth 2018,
- D-AIZH Airbus A.320 Lufthansa: Wikimedia Commons, lizensiert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_(13886826866).jpg (09.04.2018),
- Sony Xperia Z: Wikimedia Commons, lizensiert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported Lizenz. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Sony_Xperia_Z.JPG (09.04.2018),
- ESA (2013). Ariane 5 ECA launch. URL: https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/12/Ariane_5_ECA_launch (09.04.2018),
- Galileo IOT L-Band Antenna at Redu, ESA/C. Lezy, CC By-SA 3.0 IGO, URL: http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2011/08/Galileo_IOT_L-band_antenna_at_Redu (09.04.2018),
- ESA (2013). Galileo FOC. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- DLR (2018). DLR GfR mbH. URL: http://www.dlr.de/gfr/en/desktopdefault.aspx/tabid-9565/16483_read-40351/ (09.04.2018).

Abbildung 13 - Abbildung 20:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- Google Earth 2018

Abbildung 16:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- ESA (2004). Earth's geoid as seen by GOCE. https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2008/05/Earth_s_geoid_as_seen_by_GOCE (zuletzt eingesehen am 04.05.2018).

Abbildung 22:

- ESA (2011): Galileo Signal Plan. URL: http://www.navipedia.net/index.php/File:Galileo_Signal_Plan_Fig_3.png#filelinks (zuletzt eingesehen am 29.05.2018).

Abbildung 23:

- By SkywalkerPL [CC BY 3.0 (https://creativecommons.org/licenses/by/3.0)], from Wikimedia Commons. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:ESA_Galileo_Passive_Hydrogen_Maser.jpg (zuletzt eingesehen am 29.05.2018).

Abbildung 25:

- ESA (2013). Galileo FOC. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- OpenStreetMap (2019)

Abbildung 26:

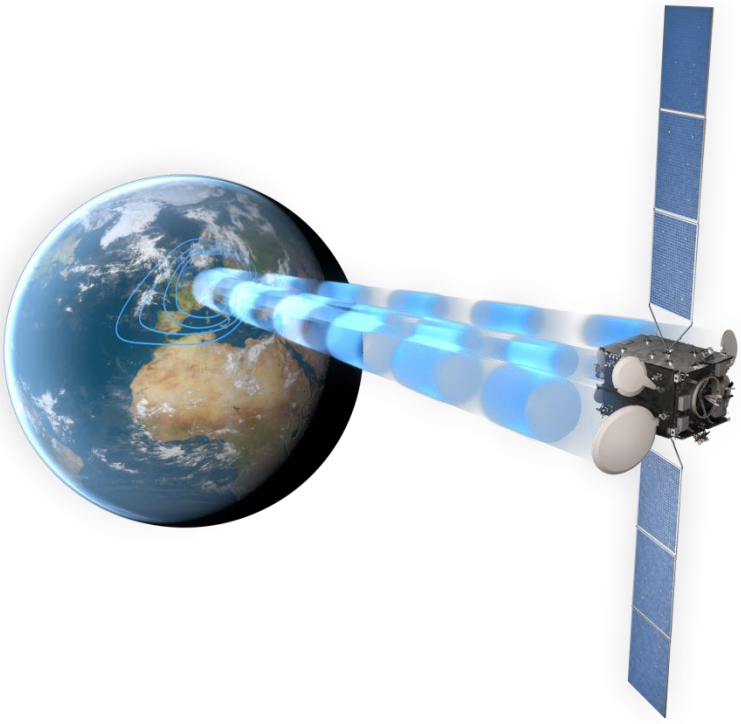
- ESA (2013). Galileo FOC. URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2013/12/Galileo_FOC (09.04.2018),
- D-AIZH Airbus A.320 Lufthansa: Wikimedia Commons, lizensiert unter Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0. URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:D-AIZH_Airbus_A.320_Lufthansa_(13886826866).jpg (09.04.2018).

Abbildung 27:

- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2011): Galileo- Im Takt der Atomuhren. http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-1649/#/gallery/3470 (zuletzt eingesehen am 02.05.2018). verändert
- ESA (2015): Sentinel-2. https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/03/Sentinel-2 (zuletzt eingesehen am 09.05.2018). Verändert.

Einführung in die Satellitenkommunikation

Simone Zepp und Tobias Schüttler



© OHB System AG

Gefördert durch:

Bundesministerium für Wirtschaft und Energie

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

LMU LUDWIG-MAXIMILIANS-UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DLR

Inhalt

Inhalt 2
Abbildungsverzeichnis 2
Tabellenverzeichnis 3
Abkürzungsverzeichnis 3
1 Satellitenkommunikation 4
1.1 Geschichte der Satellitenkommunikation 4
1.2 Grundprinzip der Satellitenkommunikation 6
1.3 Infrastruktur eines Satellitenkommunikationssystems 8
1.4 Laserkommunikationsterminal (LCT) 10
2 Das Europäische Satellitendatenrelais-System (EDRS) 11
2.1 Das Kommunikationssystem EDRS 11
2.2 EDRS Global 14
3 Heinrich Hertz-Satellitenmission 15
4 Private Hauptanwendungsfelder der Satellitenkommunikation 17
4.1 Satellitenrundfunk 17
4.2 Satellitentelefonie 18
Literaturverzeichnis 20
Bildnachweis 20

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: erster passiver Nachrichtensatellit Echo-1 der NASA. Der mit Aluminium beschichtete Ballon reflektierte das von einer Bodenstation gesendete Signal über große Distanzen weiter. 5
Abbildung 2: der am 10.07.1962 gestartete erste zivile Kommunikationssatellit der NASA und AT&T Telstar. 6
Abbildung 3: Grundprinzip der Satellitenkommunikation. Drei Satelliten im Abstand von 120° können jeden Ort der Erde bis ca. 75°N/S abdecken. Um die Pole zu bedienen werden Satelliten auf sogenannten Molnija Orbits positioniert. 7
Abbildung 4: Schematischer Überblick über ein klassisches Satellitennavigationssystem, bestehend aus Satelliten, Bodenstationen und mobilen Nutzern. 9
Abbildung 5: Darstellung des Europäischen Datenrelais-System (EDRS) auf einem geostationären Orbit. Die beiden Erdbeobachtungssatelliten Sentinel-1 (rechter LEO-Satellit) und Sentinel-2 (mittlerer LEO-Satellit) sind die ersten Nutzer des europäischen Satellitenkommunikationssystems. Optisch kommunizieren diese erst mit den EDRS-Knoten, welche die empfangenen Daten dann an eine Bodenstation auf der Erdoberfläche weiterleiten (ESA 2014). 12
Abbildung 6: Laserverbindung zwischen EDRS-A in geostationärem Orbit und einem LEO Satelliten (ESA 2016 a). 13

Abbildung 7: EDRS Global als Erweiterung zu den sich bereits teils im Orbit befindenden Teilsystemen EDRS-A und EDRS-C(ESA 2016 b). 14
Abbildung 8: Illustration des künftigen deutschen Kommunikationssatelliten Heinrich-Hertz, welcher 2021 starten soll (DLR 2017 – Bildrechte klären!!!). 16

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Zahlen und Fakten über das europäische Datenrelaissystem EDRS. 13
Tabelle 2: Zahlen und Fakten über den deutsche Kommunikationssatelliten Heinrich Hertz. 16
Tabelle 3: Vergleich aktueller Dienstleister der privaten Satellitentelefonie. 19

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
CDMA	Code Division Multiple Access
EDRS	European Data Relay System
ESA	European Space Agency
FDMA	Frequency Division Multiple Access
GEO	Geostationary Orbit
GMES	Globale Umwelt- und Sicherheitsüberwachung des Erdbeobachtungsprogramms der EU
GSOC	German Space Operations Center
GWL	Gateway Link
ISL	Inter Satellite Link
LEO	Low Earth Orbit
LTC	Laser Communication Terminal
MUL	Mobile User Link
NFIRE	Near Field Infrared Experiment
SES	Sociètè Europèenne des Satellites
SCORE	Signal Communications by Oribiting Relay Equipment
SDMA	Space Division Multiple Access
SGEO	Small Geostationary Satellite Orbit
TDMA	Time Division Multiple Access

Das Projekt SatTec, dem die vorliegende Arbeit zuzuordnen ist, wurde mit Mitteln des Bundes-Ministeriums für Wirtschaft und Energie durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50RO1601 gefördert. Den Projektpartnern des DLR gilt ein herzlicher Dank für die konstruktive Diskussion und die Unterstützung bei der Erprobung des entwickelten Konzeptes im Schülerlabor.

1 Satellitenkommunikation

Unter Satellitenkommunikation versteht man die über einen Satelliten hergestellte bidirektionale Kommunikation zwischen zwei sich in großem Abstand zueinander befindenden Stationen. Durch diese Verbindung können verschiedene Nutzer miteinander Nachrichten bzw. Daten austauschen. Die Umlaufbahnen der Kommunikationssatelliten sind dabei bewusst relativ hoch gewählt, um große Distanzen auf der Erde überbrücken zu können. Am häufigsten zum Einsatz kommen sogenannte geostationäre Satelliten (GEO) mit einer mittleren Orbithöhe von ca. 36.000 km.

Wichtige, auch privat genutzte, Einsatzgebiete der Satellitenkommunikation sind das Fernsehen und der Hörfunk. Beispielsweise versorgt das von der Firma SES (***S**ociètè **E**uropèenne des **S**atellites*) (Luxemburg) betriebene Satellitensystem ASTRA (lat. astra = Sterne) mittlerweile über 100 Millionen Haushalte einfach mit Fernsehen und Hörfunk. Auf einer Position von 19,2° Ost befinden sich mehrere Satelliten mit einer Vielzahl an Transpondern. Pro Transponder werden mehrere TV-Programme abgestrahlt. ASTRA strahlt von dort aus hauptsächlich digitale Programme für die Länder Deutschland, Österreich und die Schweiz ab. ASTRAs Prinzip der Co-Positionierung, bei welcher mehrere Satelliten nahe beieinander angeordnet sind, ermöglicht die Nutzung aller Frequenzen des sogenannten Ku-Bandes (10,7 – 18 GHz) auf einer Orbitalposition. Außerdem können durch die enge Anordnung Reserve-Transponder anderer Satelliten die Übertragung schnell ersetzen, wenn ein Satellit eine Störung aufweist.

Vor allem bei natur- oder anthropogen-bedingten Katastrophen ist die Kommunikation zeitkritisch und bei der Durchführung von Hilfsmaßnahmen entscheidend. Teilweise haben bereits Länder oder Bundesstaaten (wie beispielsweise Japan, New Jersey oder Kalifornien - USA) für die Kommunikation im Katastrophenfall gesetzlich die Verwendung von Satelliten vorgeschrieben. Je schneller ein Hilferuf oder Analysen über den Zustand vor Ort an die Einsatzkräfte weitergeleitet werden, desto besser stehen die Rettungschancen für die Betroffenen. Der Einsatz von Satelliten in der Katastrophenkommunikation verkürzt die Reaktionszeiten erheblich.

Neben den Anwendungen im Fernsehen und der Krisenkommunikation existieren zahlreiche weitere Einsatzfelder von Kommunikationssatelliten wie beispielsweise im Militär, der Meteorologie oder in der satellitengestützten Positionsbestimmung. Dieser Bericht soll einen Einblick in die Grundlagen der modernen Satellitenkommunikation und verschiedene Anwendungsfelder geben. Da auf Grund der hohen Komplexität der Thematik an vielen Stellen auf Vollständigkeit verzichtet werden muss, werden an diesen Stellen weiterführende Literaturhinweise gegeben.

1.1 Geschichte der Satellitenkommunikation

SCORE (***S**ignal **C**ommunications by **O**ribiting **R**elay **E**quipment*) gilt als erster Nachrichtensatellit, er wurde am 18.12.1958 in den USA gestartet. Der Satellit konnte Nachrichten ohne größere Verzögerung weitergeben oder speicherte im Überflug über eine Bodenstation eine Nachricht auf Band und spielte diese über einer anderen Bodenstation wieder ab. Eine Besonderheit stellt vor allem die Konzeption des SCORE-Satelliten dar. Dieser war kein eigenständiger Satellit, sondern als Sende- und Empfangseinheit in eine Trägerrakete integriert.

Allerdings machten das Fehlen eines Rückkanals für die gängige Nachrichtenübertragung und die kurze Lebensdauer von nur wenigen Tagen die Weiterentwicklung des Testprogramms der U.S. Army nicht attraktiv, sodass SCORE nach kurzer Zeit eingestellt wurde.

Am 12.08.1960 wurde als Vorgänger für passive Kommunikationssatelliten Echo 1 gestartet. Der Ballon mit spiegelnder Metalloberfläche reflektierte Signale, welche eine Bodenstation sendete, zu einer anderen weiter. Die ca. 30 m große Kugel mit einer Flughöhe von 1.500 km konnte in der Praxis Nachrichten über ca. 4.000 km Entfernung reflektieren. Nachdem der mit einer dünnen Aluminiumschicht überzogene Ballon allerdings innerhalb kurzer Zeit seinen Durchmesser stark verringerte nahm so auch die Distanz der Signalübertragung drastisch ab.

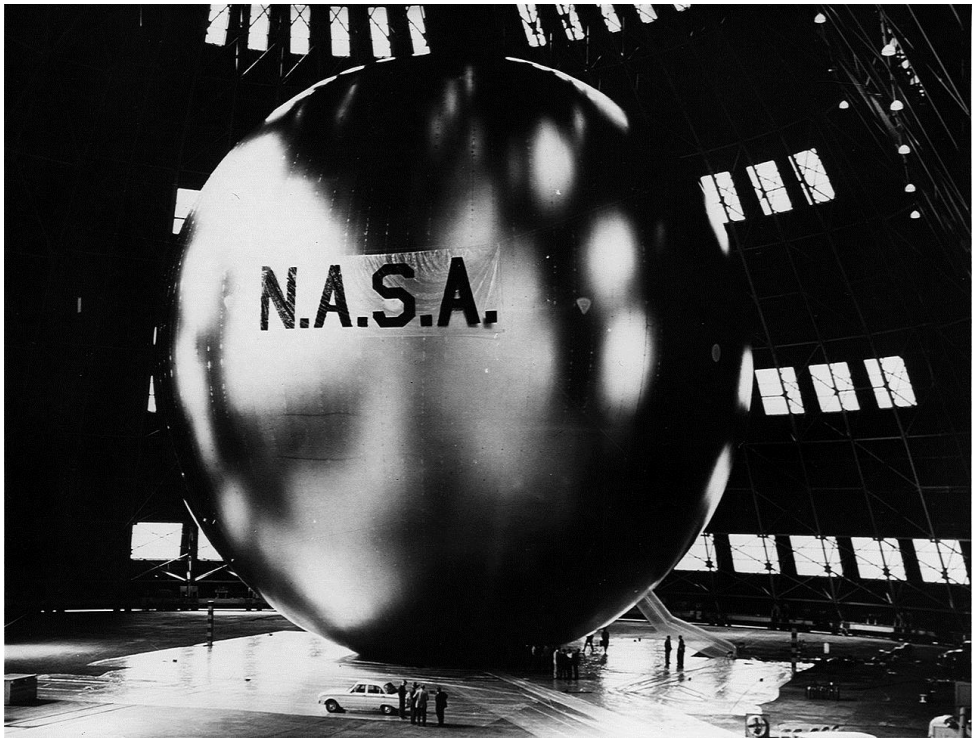


Abbildung 1: Ein Ballon als Vorgänger passiver Nachrichtensatelliten: Echo-1 der NASA. Der mit Aluminium beschichtete Ballon reflektierte das von einer Bodenstation gesendete Signal über große Distanzen weiter.

Wenig später erkannte man, dass nur die Verwendung von aktiven Kommunikationssatelliten eine effektive Informationsübertragung zulässt. Am 10.07.1962 wurde der erste Fernsehsatellit Telstar ins All geschickt. Dieser ermöglichte bereits überkontinentale Fernsehübertragungen zwischen den Staaten Japan, USA und Europa. Da die Bahn des Satelliten eine starke elliptische Form hatte, konnte die Verbindung zwischen USA und Europa allerdings nur für maximal 20 Minuten erfolgen. Erst nach einer knapp dreistündigen Erdumrundung war die Wiederaufnahme der Sendung erneut möglich.

Europa begann erst ab Mitte der 1970er Jahre mit dem Start von Kommunikationssatelliten. Die beiden ersten, Symphonie 1 und Symphonie 2, wurden 1974 bzw. 1975 gestartet und entstanden in einer Kooperation zwischen Frankreich und Deutschland. Symphonie bedeutet ins Deutsche übersetzt Gleichklang und soll die absolut gleichberechtigte Zusammenarbeit zwischen den beiden Staaten repräsentieren. Jeder der beiden Satelliten war mit einer Parabolantenne zur Datenübertragung und einer kleineren Antenne für den Empfang von Daten von der Erdoberfläche ausgestattet. Die Symphonie-Satelliten konnten jeweils ein Fernsehprogramm und mehrere Fernsprechkanäle übertragen.

Ein großer technischer Meilenstein in der modernen Satellitenkommunikation gelang am 21.02.2008. Hier kommunizierten zum ersten Mal zwei Satelliten durch den ersten orbitalen Laserlink miteinander. Zwischen dem deutschen Radarsatelliten TerraSAR-X und dem U.S. amerikanischen

Verteidigungssatelliten NFIRE (***N**ear **F**ield **I**nfrared **E**xperiment*), welche beide mit einem Laserkommunikationsterminal zum Datenaustausch ausgestattet sind, konnte erstmals eine optische Testverbindung bis zu einer maximalen Entfernung von 5.000 km aufgebaut werden. Die erreichte Datenübertragungsrate von 5,5 Gbit pro Sekunde entspricht ungefähr einem Datenvolumen einer DVD in zehn Sekunden.

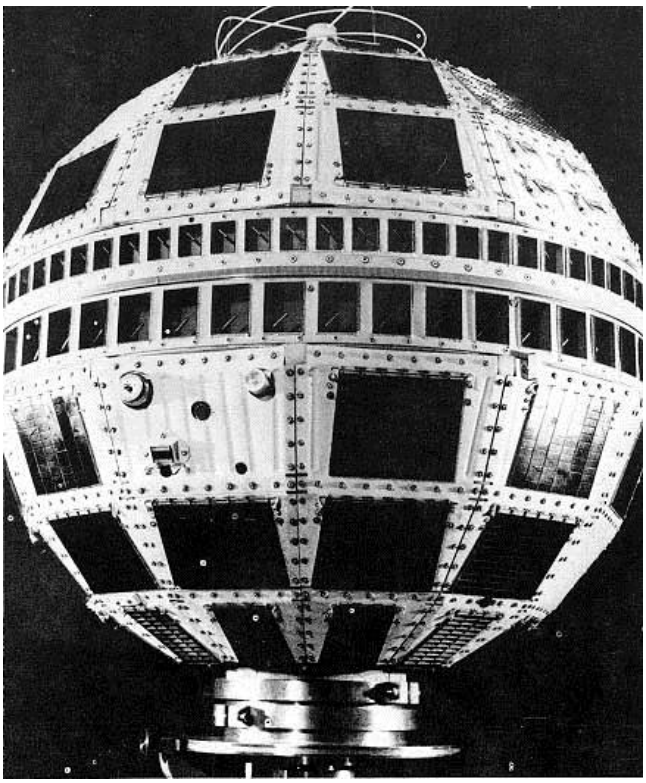


Abbildung 2: der am 10.07.1962 gestartete erste zivile Kommunikationssatellit der NASA und AT&T Telstar.

Die rein deutsche Satellitenkommunikationsmission Heinrich-Hertz (geplanter Start 2021), soll die Satellitenkommunikation erneut vorantreiben. Die Mission wird in Kapitel **Fehler! Verweisquelle onnte nicht gefunden werden.** vorgestellt.

1.2 Grundprinzip der Satellitenkommunikation

Kommunikationssatelliten sind unbemannte künstliche Satelliten, welche sich in der Erdumlaufbahn befinden und der Informations- und Datenübertragung in nahezu Echtzeit über große Strecken dienen. Die ersten experimentellen Kommunikationssatelliten arbeiteten nach einem passiven Prinzip (vgl. Echo-1, NASA). Heute folgt die Funktionsweise der meisten Satelliten dem sogenannten aktiven Prinzip (der Satellit ist zugleich Empfänger und Sender). Die Transponder an Bord des Satelliten empfangen die Informationen und Daten der überflogenen Bodenstation und senden diese über Richtantennen gezielt zur Erdoberfläche oder zu anderen Satelliten weiter. Das sogenannte On-Board Processing, also die Datenverarbeitung an Bord, wird in der modernen Satellitenkommunikation zunehmend wichtiger und ersetzt die Prozessierung der Daten über einen Umweg in einer Bodenstation.

Der Bereich am Erdboden, in welchem das ausgestrahlte Satellitensignal zu empfangen ist, wird Ausleuchtungszone oder *Footprint* genannt (vgl. Abbildung 3). Moderne Nachrichtensatelliten besitzen leistungsstarke Transponder, sodass das Signal direkt vom Anwender empfangen werden

kann und nicht den Umweg über das Fernmeldenetz, in das über Erdfunkstellen Signale von Satelliten eingespeist werden, zum Anwender gehen muss. Für eine gute Signalqualität wird allerdings eine möglichst direkte Sichtverbindung zum Satelliten benötigt. Wände oder bereits starker Regen können das Signal teilweise deutlich stören.

Die Kommunikationssatelliten sind auf Kreisbahnen im sogenannten geostationären Orbit mit fester Position angeordnet. Die geostationäre Kreisbahn gegenüber dem Äquator ist die für die Kommunikations- und Fernsehsatelliten wichtigste Bahn. Die Umlaufzeit ist dabei gleich der Dauer einer Erdumdrehung, sodass der Satellit immer über der gleichen Stelle der Erde positioniert ist. Mit drei Satelliten (vgl. Abbildung 3), deren Bahnen jeweils um 120° auseinander liegen, kann jeder Ort der Erde bis ca. ±75° N/S, also bis auf die Polgebiete abgedeckt werden. Für die Polgebiete nutzt man Satelliten mit einer höheren Bahnneigung gegenüber dem Äquator. Diese Bahnebene nennt man auch Molnija Orbit.

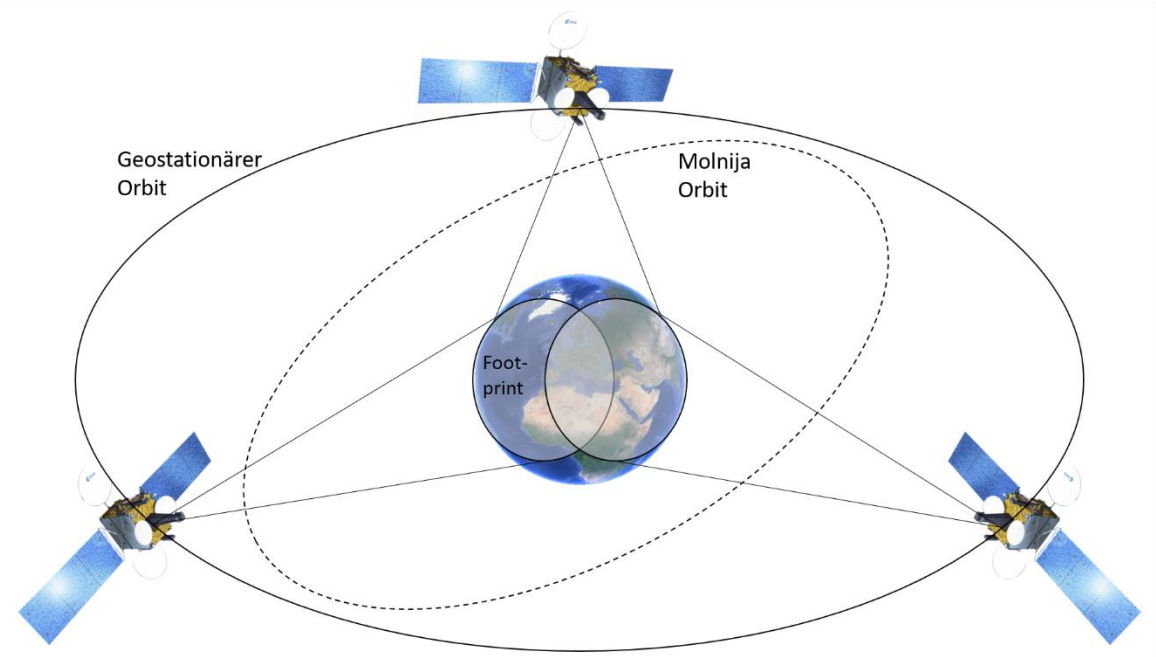


Abbildung 3: Grundprinzip der Satellitenkommunikation. Drei Satelliten im Abstand von 120° können jeden Ort der Erde bis ca. 75°N/S abdecken. Um die Pole zu bedienen werden Satelliten auf sogenannten Molnija Orbits positioniert.

Da die Satelliten im geostationären Orbit in Bezug auf die Erdoberfläche eine konstante Position haben, müssen die Antennen dort nur einmal auf den Satelliten ausgerichtet werden. Zudem haben Satelliten auf einer solchen Umlaufbahn eine höhere Lebenserwartung, da in dieser Höhe im Vergleich zu niedrigeren Orbits nahezu keine Restatmosphäre vorhanden ist. Allgemein ist die Lebensdauer der meisten Satelliten nicht durch die sich an Bord befindende Nutzlast definiert, sondern viel mehr über die Menge an Treibstoff, welche der Satellit für kleinere Bahnkorrekturen benötigt. Beispielsweise Sonnenwinde oder andere Einflüsse wie ein, wenn auch sehr geringer aber messbarer Teil Atmosphäre, verändern über mechanische Kräfte die Bahn und Ausrichtung des Satelliten minimal. Durch den an Bord vorhandenen Treibstoff können Düsen betrieben werden, mit welchen man die Ausrichtung oder die Höhe des Satelliten geringfügig korrigieren kann. Oft ist ein Satellit technisch zwar noch voll funktionsfähig, seine Bahn kann allerdings nicht mehr korrigiert

werden, sodass beispielsweise die Antenne nicht mehr Richtung Erde zeigt und demzufolge mit dem Satelliten nicht mehr kommuniziert werden kann.

Neben dem geostationären Orbit gibt es weitere Satellitenorbits, die vor allem für die Fernerkundung oder die Satellitennavigation von Bedeutung sind:

- GEO: geostationärer Orbit – ca. 36.000 km Höhe
- LEO: Low Earth Orbit – ca. 700 – 2.000 km Höhe
- MEO: Medium Earth Orbit – 6.000 – 20.000 km Höhe

Satelliten im LEO können auch als Kommunikationssatelliten eingesetzt werden. Allerdings ist hier im Gegensatz zu geostationären Orbits eine weltweite Abdeckung nur mit deutlich mehr als drei Satelliten erreichbar. Dafür kann eine Kommunikation allerdings auch an den polaren Regionen der Erde aufgebaut werden. Die Laufzeiten sind durch die geringeren Flughöhen deutlich kürzer, was beispielsweise die Anwendung im Krisenfall begünstigt. Die Sendeleistungen von LEO-Satelliten können deutlich niedriger sein, als von geostationären Systemen. Allerdings sind die Systeme durch die beschriebenen äußeren Einflüsse der niedrigeren Umlaufbahn wesentlich störanfälliger.

1.3 Infrastruktur eines Satellitenkommunikationssystems

Ein Satellitenkommunikationssystem besteht aus mindestens einem Satelliten und einer Bodenstation. Der Satellit empfängt ein sehr schwaches Signal von einer Bodenstation, verstärkt es und sendet Daten zurück zur Erde. Die Verbindung zwischen der Bodenstation und dem Satelliten wird als *Uplink* und die Verbindung vom Satelliten zum Empfänger als *Downlink* bezeichnet. Für den Up- und Downlink werden in der Regel verschiedene Antennen und Signale in unterschiedlichen, getrennten Frequenzbändern verwendet, um eine Vermischung auszuschließen. Ein Transponder im Satelliten dient als Frequenzumsetzer, sodass das aufgenommene Signal mit unterschiedlicher Frequenz abgestrahlt werden kann.

Moderne Kommunikationssatelliten können nicht nur über Bodenstationen untereinander kommunizieren, sondern auch direkt, ohne terrestrischen Umweg. Diese Verbindung nennt man auch ***I**nter **S**atellite **L**ink* (ILS). ILS-Systeme sind zwar weitaus komplexer, allerdings kann hierbei die Anzahl an Bodenstationen für eine globale Abdeckung reduziert und damit unnötige Verzögerungen eliminiert werden.

Wie beschrieben wird die Ausleuchtungszone des Satellitensignals auf der Erdoberfläche als Footprint bezeichnet. Werden die Signale innerhalb eines Ausleuchtungsgebietes zu kleineren Regionen gebündelt, nennt man diese kleineren Flächen *Spot Beams*. Durch die räumliche Reduzierung des Signals können beispielsweise Fernsehprogramme nur in einem bestimmten Land abgerufen werden und sind nicht über Ländergrenzen hinweg empfangbar. Ein mobiler Nutzer kann mit dem Satelliten über den sogenannten ***M**obile **U**ser **L**ink* (MUL) kommunizieren. Die Bodenstation wiederum stellt in der Regel die Steuerzentrale dar. Sie ist zum einen über den sogenannten ***G**ate**w**ay **L**ink* (GWL) mit dem Satelliten verbunden, um zu kommunizieren und steuert zum anderen auch die Übergänge zwischen den verschiedenen Nutzern.

Der Einsatz von Satellitensystemen zur Kommunikation weist zahlreiche Vor- und Nachteile auf. Zwar breiten sich die Signale zwischen den einzelnen Komponenten mit Lichtgeschwindigkeit aus, allerdings ergeben sich durch die großen zu überbrückenden Distanzen Laufzeiten (Up- und

Downlink) von bis zu 240 ms (vgl. Glg. 1). Bei Telefongesprächen wirkt sich diese Verzögerung als Echo aus, weshalb Techniken zur Reduzierung des Echos eingesetzt werden müssen.

$$\frac{35.800\ \mathrm{km}}{300.000\ \frac{\mathrm{km}}{\mathrm{s}}} = 0.12\ \mathrm{s} \tag{1}$$

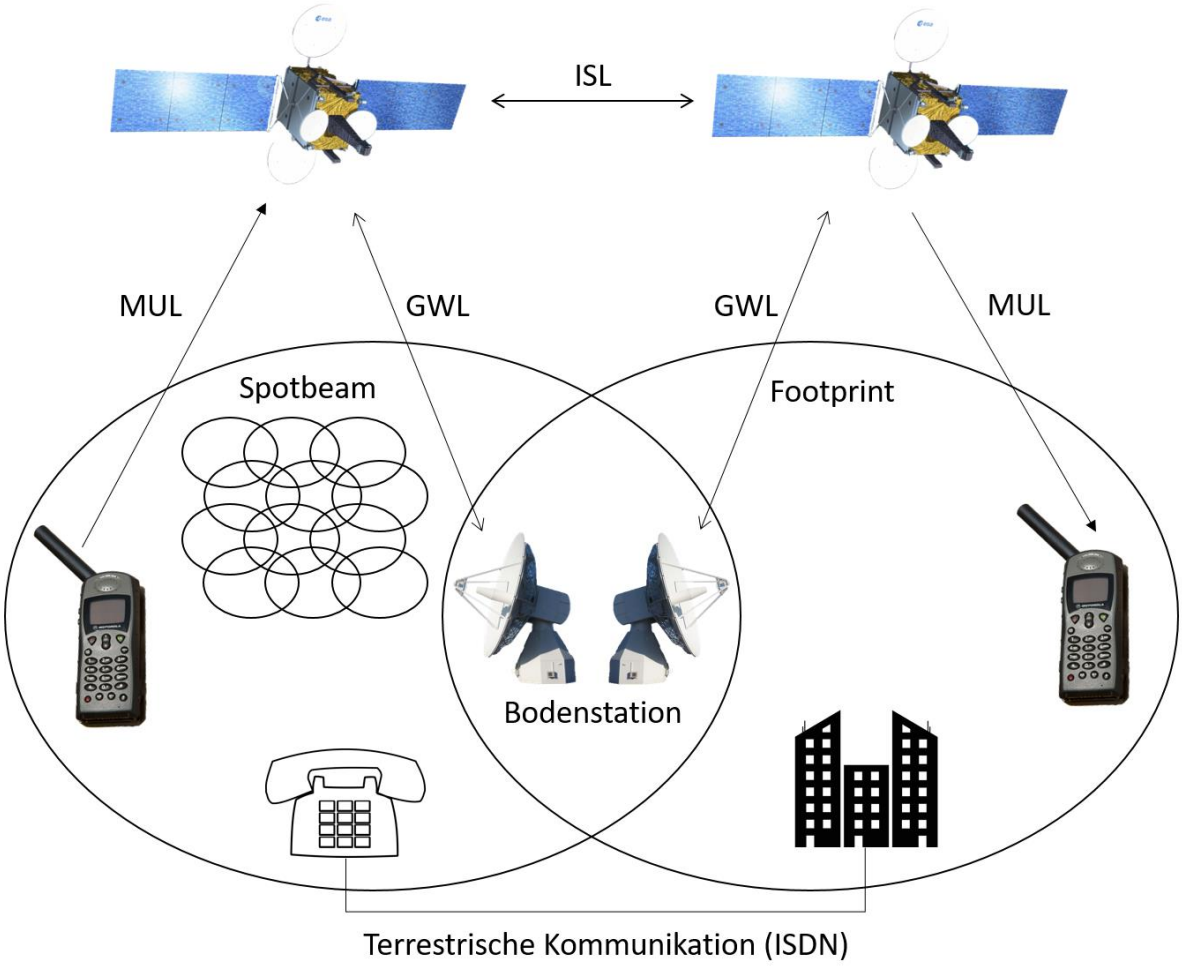


Abbildung 4: Schematischer Überblick über ein klassisches Satellitennavigationssystem, bestehend aus Satelliten, Bodenstationen und mobilen Nutzern.

Die Kommunikation über Glasfaser ist die größte Konkurrenz zur Kommunikation über den Satelliten, weil hierbei eine wesentlich höhere Signaldichte (mehrere 10 Gbit/s) und eine geringere Signalverzögerung erreicht werden. Dies ist möglich, da die Länge der Glasfaserverbindung um ein Vielfaches kürzer ist, als die Entfernung von der Erde zu einem GEO-Satelliten (und zurück). Trotz der Konkurrenz der Glasfaserverbindungen und terrestrischen Funkverbindungen, werden geostationäre Kommunikationssatelliten auch in Zukunft die dominierende Infrastruktur für die großflächige Verteilung von Informationen und Daten darstellen. Sie ergänzen damit erdgebundene Technologien in den Bereichen Multimedia, mobile Kommunikation und mobiles Internet. Konkurrenzlos ist die Kommunikation über den Satelliten vor allem in Gebieten mit schlecht ausgebauter Infrastruktur am Boden. Hier sind meist keine Glasfaserverbindungen vorhanden.

Das Signal eines Satelliten kann durch unterschiedliche Effekte gedämpft werden. Nicht nur die Entfernung sorgt für eine Abschwächung des Signals zwischen Sender und Empfänger, auch andere Faktoren, wie atmosphärische Absorption oder Dämpfung durch Regen können das Signal abschwächen.

Möchten mehrere Nutzer, wie beispielsweise in der Satellitentelefonie üblich, auf denselben Satelliten zugreifen, muss dies geregelt werden. Hierfür existieren unter anderem die folgenden Zugriffsregelungen:

Zeitmultiplexverfahren
Teilen sich mehrere Nutzer eine Frequenz im zeitlichen Nacheinander, nennt man dies Zeitmultiplexverfahren (TDMA, ***T**ime **D**ivision **M**ultiple **A**ccess*). Ein Übertragungskanal ist also mehreren Teilnehmern nacheinander zugänglich. Die Zeit, die einem Nutzer die Ressource zur Verfügung steht wird als sogenannter *Time Slot* bezeichnet. Diese Slots sind in der Regel gleichlang.

Frequenzmultiplexverfahren
Ist ein Übertragungskanal, bzw. eine Funkfrequenz ganzzeitig von einem Teilnehmer beansprucht, müssen andere Teilnehmer auf zusätzliche Kanäle ausweichen um eine Kommunikation aufbauen zu können. Das Zugriffsverfahren ist als Frequenzmultiplexverfahren (FDMA, ***F**requency **D**ivision **M**ultiple **A**ccess*) bekannt.

Codemultiplexverfahren
Eine weitere Möglichkeit der gleichzeitigen Nutzung eines Übertragungskanals bietet die Codierung. Signale werden so codiert, dass verschieden codierte Übertragungen gleichzeitig auf derselben Frequenz durchgeführt werden können. Die Technik im Empfänger erlaubt die Separierung der Teilsignale auf Grund der Codierung. Man nennt dieses Verfahren Codemultiplexverfahren (CDMA, ***C**ode **D**ivision **M**ultiple **A**ccess*).

Raummultiplexverfahren
Der sogenannte Raummultiplexverfahren (SDMA, ***S**pace **D**ivision **M**ultiple **A**ccess*) stellt die vierte Möglichkeit dar, Mehrfachübertragungen zu regulieren. Hier werden die Frequenzen oder die Codes gleichzeitig nach mehreren geographisch getrennten Gebieten verwendet.

Ein umfassender Überblick über Multiplexverfahren ist beispielsweise Dodel & Eberle (2007) zu entnehmen.

1.4 Laserkommunikationsterminal (LCT)

Moderne Kommunikationssatelliten sind mit sogenannten Laserkommunikationsterminals (LTC, ***L**aser **C**ommunication **T**erminals*) ausgestattet. Da das Maß an Datenaustausch und die dafür benötigten Datenraten immer höher werden, stellt die Satellitenkommunikation eine Möglichkeit zur Ergänzung der terrestrischen Netze dar und ermöglicht auch eine globale Abdeckung. Vor allem bei der Kommunikation zwischen Satelliten soll die optische Kommunikation die Übertragung großer Datenmengen schneller ermöglichen. Dabei wird ein geostationärer, permanent mit einer Bodenstation verbundener Satellite mit meist tiefer kreisenden Satelliten, welche lediglich alle paar Tage kurzfristig Kontakt zur selben Bodenstation aufbauen können, vernetzt.

Für die künftig essentiellen Hochgeschwindigkeitsdatenübertragungen zwischen zwei Satelliten müssen diese auch mit sogenannten ***I**nter-**S**atellite-**L**inks* (ISL) ausgestattet sein. Der Vorteil einer

Laserübertragung ist die nahezu verlustfreie Datenverbindung über große Distanzen bei gleichzeitig hohen Datenkapazitäten.

Um die digitale Nachricht über einen Laserstrahl zu senden, kommen hauptsächlich zwei Modulationsverfahren zum Einsatz. Bei der Phasenmodulation, dem sogenannten ***P**hase **S**hift **K**eying* (PSK) hat das Signal eine konstante Frequenz und Amplitude. Die Information wird durch eine Änderung der Phase des Laserstrahls integriert. Die einfachste Form der Phasenmodulation ist die binäre Phasenumtastung (BPSK). Die Intensitätsmodulation (*Binary **o**n **o**ff **K**eying*, OOK), ermöglicht hingegen durch informationsgesteuertes Ein-, und Ausschalten der Laserquelle die Implementierung der digitalen Nachricht. Das OOK gehört zur Gruppe der Amplitudenumtastungen, bei welchen die Amplitude als Träger verändert wird, um Informationen zu übertragen.

Das LCT ist konzipiert als eigene Einheit, welche getrennte mechanische und thermale Schnittstellen zum Satelliten hat. Alle zur Datenaufnahme und –generierung wichtigen Elemente, eine komplette Optik sowie alle elektronisch notwendigen Einheiten zur Steuerung und Qualitätsmessung sind in dieser Einheit enthalten. Sie kann nach dem Laden eines Verbindungsszenarios mittels der Steuereinheit an Bord automatisiert die Verbindung und den Datentransfer zu einem passenden Satelliten im Orbit oder einer Station auf dem Boden aufnehmen.

Ein großer Nachteil der optischen Datenübertragung ist, dass diese, anders als beispielsweise die Funkkommunikation, vom Wetter und von den atmosphärischen Bedingungen abhängt. Optisch dichte Medien, wie Wolken, welche in vielen Regionen der Erde alltäglich sind, machen diese Art der Kommunikation dort schwierig bis unmöglich.

2 Das Europäische Satellitendatenrelais-System (EDRS)

Aktuell existieren einige Satellitenkommunikationssysteme, welche der Überbrückung großer Distanzen dienen. Eines der derzeit für Europa bedeutendsten Systeme ist das sich zum Teil bereits in operationellem Einsatz befindende europäische Satellitendatenrelais-System EDRS (***E**uropean **D**ata **R**elay **S**ystem*). Das zukünftig von EDRS ermöglichte Telekommunikationsnetzwerk wird eine der schnellsten und innovativsten weltraumgestützten Hochgeschwindigkeits-Datenautobahnen darstellen.

2.1 Das Kommunikationssystem EDRS

Das europäische Satellitendatenrelais-System EDRS macht es möglich, große Datenmengen schneller zu übertragen. Das im Rahmen einer öffentlich-privaten Partnerschaft zwischen der Firma Astrium und der europäischen Weltraumbehörde ESA (***E**uropean **S**pace **A**gency*) konzipierte System, besteht während der ersten Phase aus zwei Nutzlasten im All. Auf Anfrage ermöglicht es, orts- und zeitspezifische satellitengestützte Daten in Echtzeit abzurufen. Alle entsprechend ausgestatteten Erdbeobachtungssatelliten können Daten schneller und über längere Zeiträume hinweg direkt an das Relaissystem übertragen, was vor allem für den Notfalldienst bei Naturkatastrophen eine entscheidende Rolle spielen kann.

Die Planung des EDRS-Systems sieht in einer ersten Phase zwei Satelliten mit geostationärer Umlaufbahn vor. Nutzerdaten werden von Satelliten mit niedrigeren Umlaufbahnen (LEO) zu einem der EDRS-Knoten gesandt und anschließend direkt an eine Bodenstation weitergeleitet (vgl. Abbildung 5). Der Vorteil dieser Verbindung besteht vor allem darin, dass ein GEO-Satellit den LEO-

Satelliten mindestens dessen halben Orbit lang „sieht“, währenddessen der LEO-Satellit nur wenige Minuten pro Tag Kontakt zur Bodenstation aufnehmen kann.

Die ersten Nutzer sind die, im Rahmen des Erdbeobachtungsprogramms Copernicus der Europäischen Union gestarteten, Fernerkundungssatelliten Sentinel-1 und Sentinel-2.

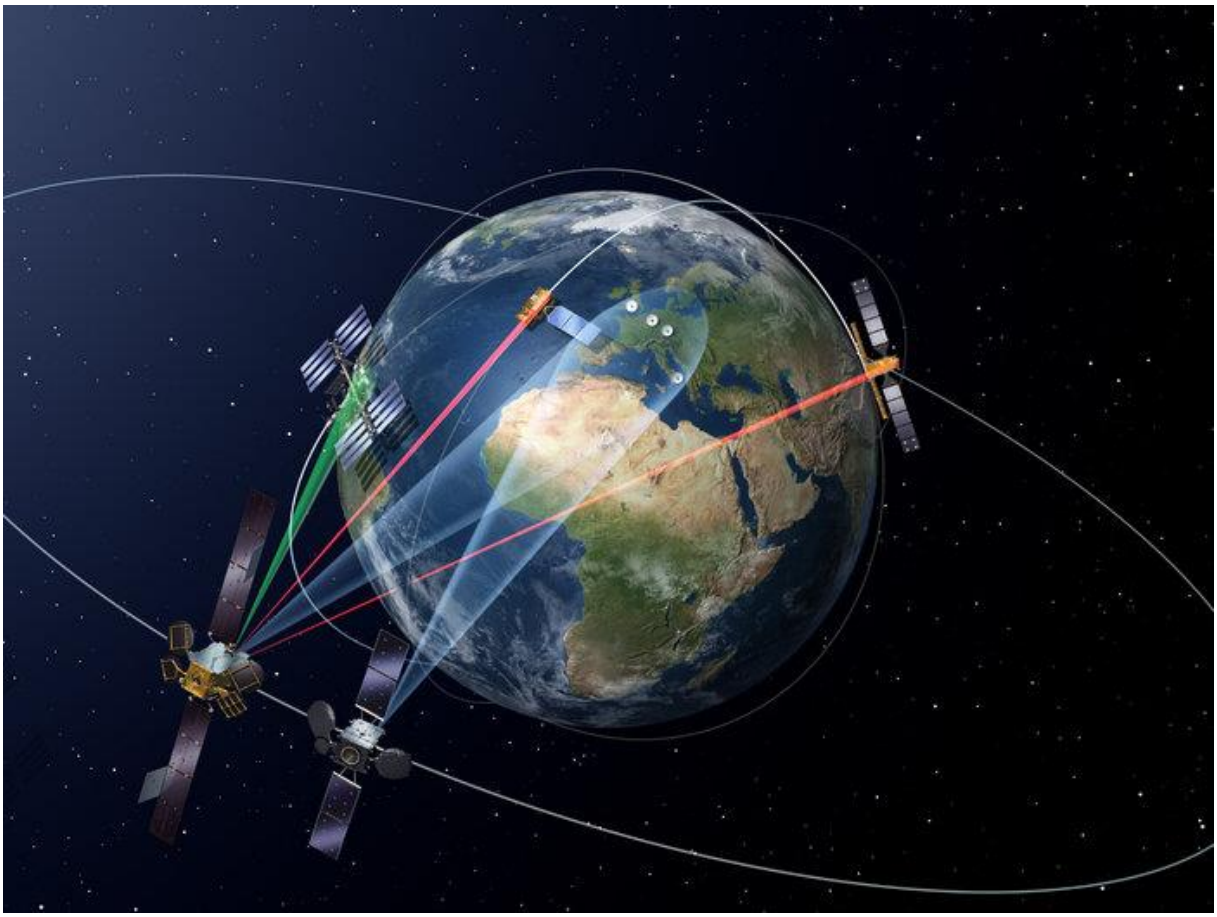


Abbildung 5: Darstellung des Europäischen Datenrelais-System (EDRS) auf einem geostationären Orbit. Die beiden Erdbeobachtungssatelliten Sentinel-1 (rechter LEO-Satellit) und Sentinel-2 (mittlerer LEO-Satellit) sind die ersten Nutzer des europäischen Satellitenkommunikationssystems. Optisch kommunizieren diese erst mit den EDRS-Knoten, welche die empfangenen Daten dann an eine Bodenstation auf der Erdoberfläche weiterleiten (ESA 2014).

Die Kommunikation zwischen den Kunden- und EDRS-Satelliten geschieht über ein Laserkommunikationsterminal (vgl. Abbildung 6) der zweiten Generation, über das eine optische Satellit-zu-Satellit Verbindung, oder auch eine optische Verbindung zu einer Bodenstation aufgebaut werden kann. Die Laserterminals können bis zu 5,6 Gigabit pro Sekunde über mehr als 40.000 km Entfernung übertragen. Die in Deutschland gebauten LTCs koppeln sich an einen Satelliten in niedrigerem Orbit und übertragen via Laser die Daten, welche größtenteils Erdbeobachtungssatelliten gesammelt haben. Die Kapazität der Datenübertragung umfasst mindestens 50 Terrabytes pro Tag. Das Terminal ist in der Lage, sich über mehr als 40.000 km an ein, möglicherweise bewegliches, Ziel zu koppeln und Daten, die einer Menge von 2,7 Millionen Textseiten pro Minute entsprechen, zu übertragen.

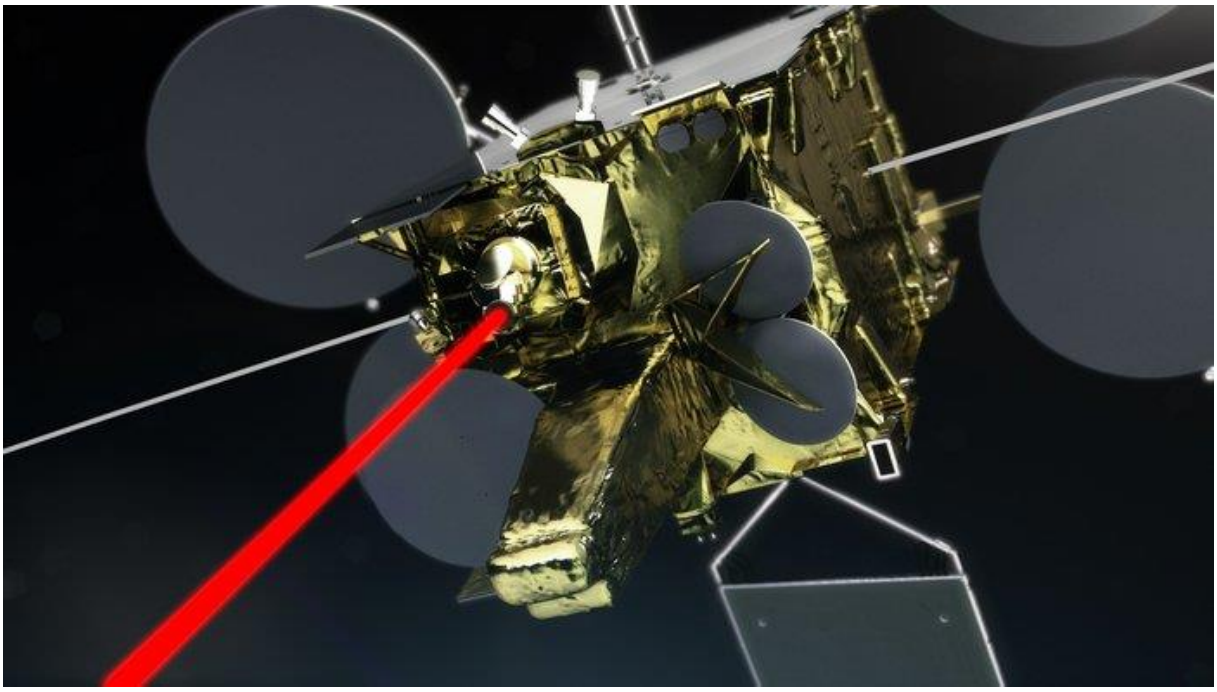


Abbildung 6: Laserverbindung zwischen EDRS-A in geostationärem Orbit und einem LEO Satelliten (ESA 2016 a).

Neben den LTCs beinhaltet EDRS-A ein zweites Element: das im sogenannten Ka-Band (27 GHz – 40 GHz) kommunizierende ***I**nter **S**atellite **L**ink* (ILS) *Terminal*. Dieses Hochgeschwindigkeits-Radiofrequenzterminal kommuniziert mit LEO-Satelliten mit einer Datenrate von bis zu 300 Mbit pro Sekunde.

Auf beide EDRS-Knoten sind auf Grund ihrer statischen Position im All permanent Bodenantennen auf der Erde ausgerichtet, um die Daten der LEO-Satelliten möglichst zeitnah zu erfassen.

Tabelle 1: Zahlen und Fakten über das europäische Datenrelaissystem EDRS.

Start	EDRS-A: 29.01.2016; Proton, Baikonur, Kasachstan EDRS-C: 2019; Ariane 5, Kourou, Französisch Guyana
Orbithöhe	Geostationär
Satellit	EDRS-A: Eutelsat-9B EDRS-C: EDRS-C Satellit
Verbindung zu Satelliten	Optisch: bis zu 1.800 Mbit/s Ka-Band: bis zu 300 Mbit/s
Verbindung zum Boden	Bis zu 1.800 Mbit/s
Datenübertragung	Mindestens 50 TBytes/Tag

Die erste Phase des EDRS-Netzwerks besteht, wie beschrieben, aus zwei Nutzlasten im All. Das Laserkommunikationsterminal EDRS-A, welches an Bord des Telekommunikationssatelliten Eutelsat 9B auf einem geostationären Orbit auf 9° Ost positioniert ist, bildet das erste Teilelement des Systems. EDRS-A ist seit 2017 im All. EDRS-C wiederum als eigener Satellit und als zweiter Teil des Systems konzipiert, ist ebenfalls im geostationären Orbit auf 31° Ost positioniert. Er bildet ab 2019 zusammen mit ERDS-A die Grundinfrastruktur im All und ermöglichet eine direkte Abdeckung der

LEO-Satelliten (Low Earth Orbit) über Europa, Afrika und dem Atlantik. EDRS-C wird derzeit von der OHB-System AG gebaut.

Das Bodensegment besteht aus drei Bodenstationen in Weilheim (Bayern), Redu (Belgien) und Harwell (Großbritannien). Das zentrale Missionsoperationszentrum ist in Ottobrunn bei München stationiert. Vom GSOC (***G**erman **S**pace **O**perations **C**enter*) in Oberpfaffenhofen aus werden die beiden Kommunikationsnutzlasten im All überwacht.

2.2 EDRS Global

Für die kommenden Jahre ist eine Erweiterung des Systems geplant. EDRS Global soll als Ergänzung zu den bereits bestehenden beiden geostationären Satelliten eine weltweite Abdeckung ermöglichen (vgl. Abbildung 7), indem weitere Satelliten über anderen Erdteilen wie Asien, dem Pazifik oder dem Atlantik stationiert werden. Der sich bereits in fortgeschrittenem Planungsstadium befindliche dritte Knoten wird die Menge der Datenübertragung deutlich erhöhen und neue Features, wie eine Datenverschlüsselung hinzufügen. Dies soll das globale und nationale Krisenmanagement unterstützen, da durch die neue Datenverschlüsselung auch die Sicherheit der Übertragung von sensitiven Informationen in nahezu Echtzeit gewährleistet werden kann.

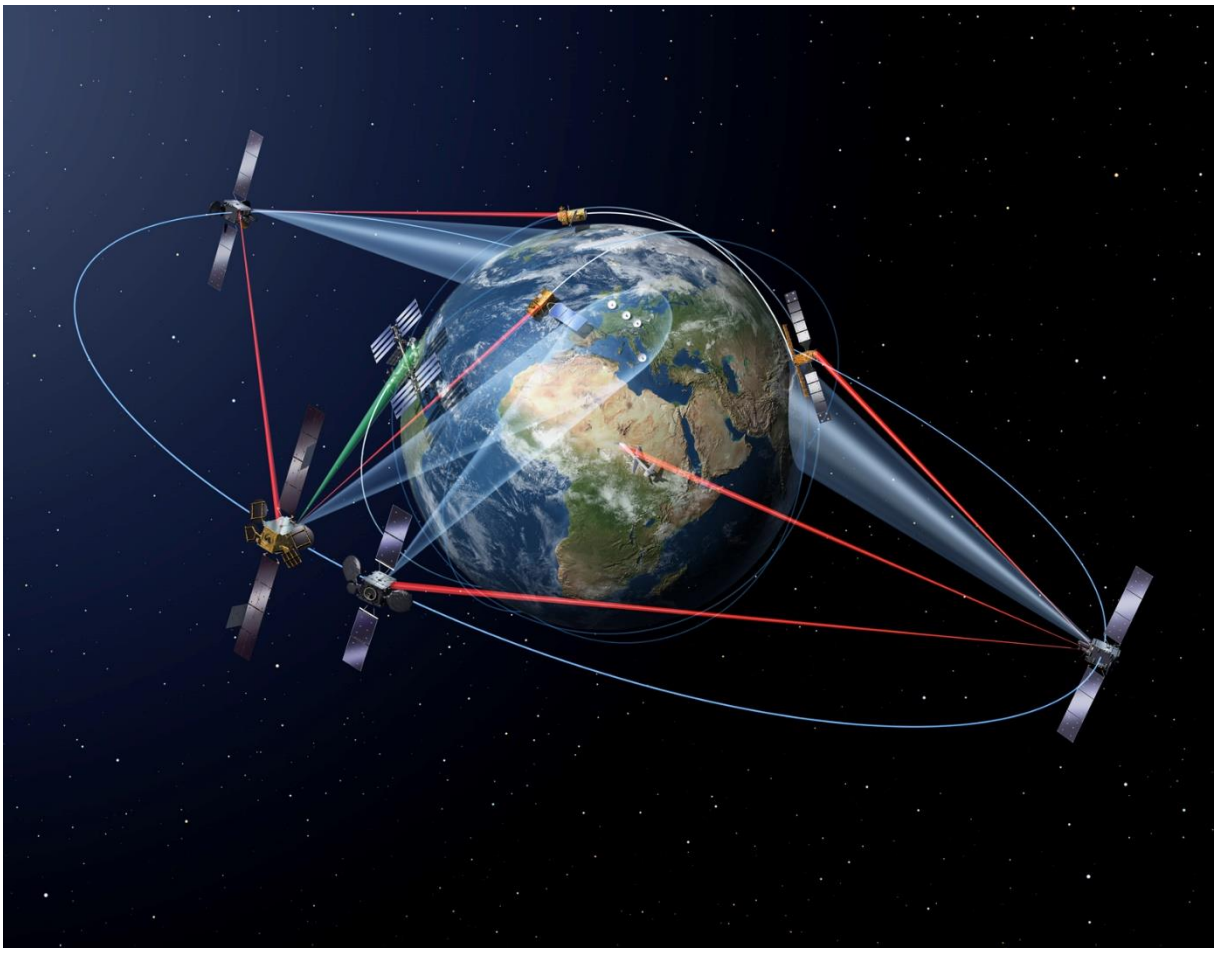


Abbildung 7: EDRS Global als Erweiterung zu den sich bereits teils im Orbit befindenden Teilsystemen EDRS-A und EDRS-C(ESA 2016 b).

Verschiedene Anwender werden vom Ausbau des EDRS-Systems in Zukunft profitieren:

- Dienste der Erdbeobachtung zur Unterstützung von zeitkritischen und oder datenintensiven Anwendungen wie z.B. Veränderungsanalysen kurz nach einer Naturkatastrophe oder einer humanitären Krise
- Regierungen und Sicherheitsdienste, welche die Daten der europäischen Satellitensysteme benötigen, da im Katastrophenfall davon ausgegangen werden kann, dass große Teile der Bodeninfrastruktur zerstört werden oder es zu einer Überlastung der Netze kommt
- Kriseninterventionsteams und Rettungskräfte, welche vor allem zeitnahe Informationen von Krisengebieten zur Einsatzplanung benötigen
- Sicherheitskräfte, welche Missionsdaten an Erdbeobachtungssatelliten, Flugzeuge oder unbemannte Luftfahrzeuge übertragen müssen, um Systeme in Echtzeit neu zu programmieren
- Wetterdienste, welche zeitnah große Datenmengen benötigen, um optimale Wettervorhersagen ermöglichen zu können

3 Heinrich Hertz-Satellitenmission

Der nach dem deutschen Physiker Heinrich Rudolph Hertz benannte Kommunikationssatellit Heinrich Hertz, welcher 2021 starten soll, dient zukünftig als Plattform zur Erprobung von im nationalen Förderprogramm entwickelten innovativen Technologien. Seit 2002 (in diesem Jahr endete die Mission der deutschen Fernmeldesatelliten Kopernikus) betreibt Deutschland somit ab voraussichtlich 2021 erstmals wieder einen eigenen geostationären Kommunikationssatelliten. Heinrich Hertz gehört wie auch EDRS-C zur Gruppe der von der OHB-System AG entwickelten, sogenannten SGEO Satelliten (***S**mall **G**eostationary **S**atellite **O**rbit).* Er hat in etwa die Dimensionen eines Kleintransporters, was für einen geostationären Satelliten nicht sonderlich groß ist. Zum Vergleich: Astra-Satelliten sind mit Abmessungen von ca. 6,5 x 3 x 3 Metern und über 5 Tonnen Masse etwa doppelt so groß.

Die Nutzung des Internets ermöglicht über Mobiltelefone, Tablet-PCs oder Notebooks eine permanente Erreichbarkeit. Die Folge ist ein weltweit immens hoher Datenfluss. Um diesem in Zukunft noch wachsendem Informationsbedarf gerecht zu werden, müssen herkömmliche Kommunikationssatelliten weiterentwickelt und angepasst werden. Die deutsche Satellitenmission Heinrich Hertz knüpft hier an. Ziel der Mission ist es unter anderem, neue Technologien für die Satellitenkommunikation unter realen Bedingungen im All auf Weltraumtauglichkeit zu testen. Im All herrschen außergewöhnliche Umgebungsbedingungen wie enorme Hitze oder Kälte, Vakuum oder Schwerelosigkeit. Hinzu kommt die Herausforderung, im Falle von Störungen nicht vor Ort eingreifen und nachbessern zu können.

Durchlaufen die neu entwickelten, bisher nicht im Weltall eingesetzten Komponenten diesen vor Ort-Test erfolgreich, kann man von einem geringeren Ausfallsrisiko bei einem Einsatz der getesteten Technik auf zukünftigen Satellitenmissionen ausgehen. Heinrich Hertz bietet eine Plattform für rund 20 innovative Experimente aus Wissenschaft und Industrie zur Kommunikations-, Antennen- und Satellitentechnik um diese vor Ort-Tests unter realen Bedingungen durchzuführen.

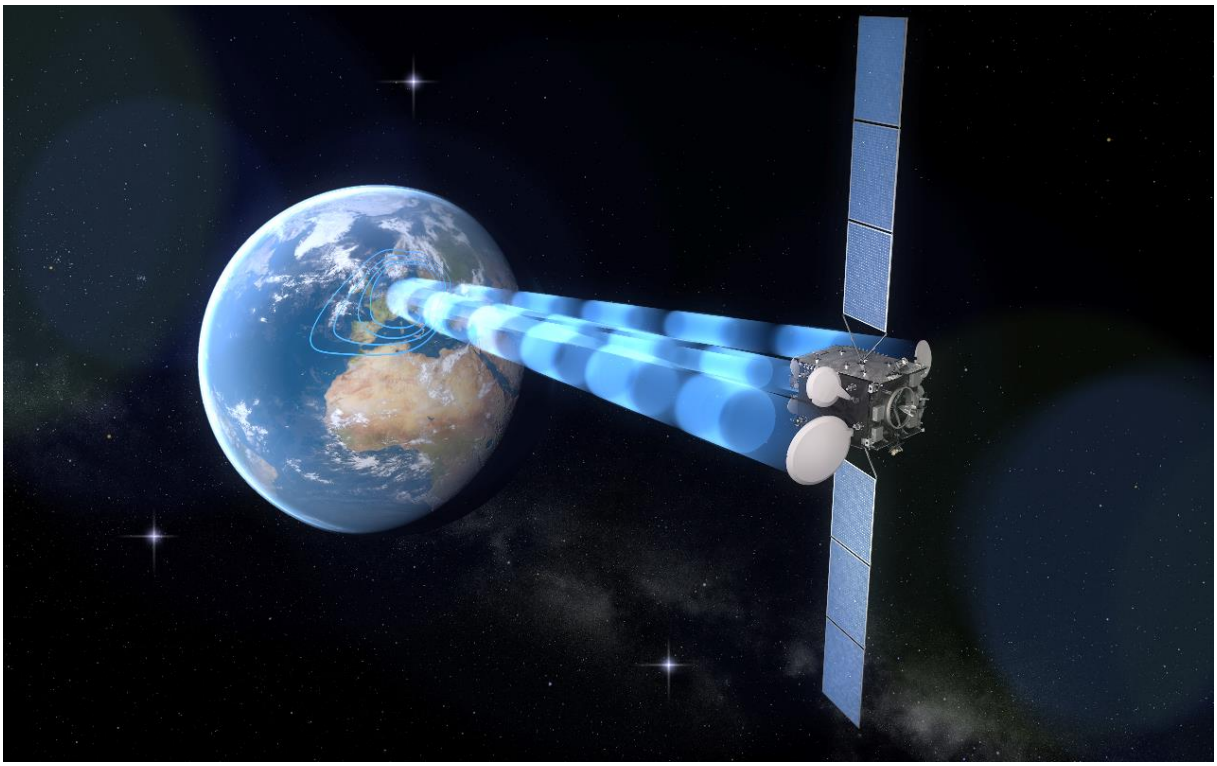


Abbildung 8: Illustration des künftigen deutschen Kommunikationssatelliten Heinrich-Hertz, welcher 2021 starten soll (Quelle: © OHB System AG).

Die Nutzlast des Satelliten ist völlig neuartig konzipiert: eigentlich befindet sich auf einem herkömmlichen Kommunikationssatelliten lediglich Technik für den Empfang, die Weiterleitung und die Versendung von Daten. Dies wird auch als transparente Nutzlast bezeichnet. Heinrich Hertz wird zusätzlich über kleine On-Board-Prozessoren verfügen, die Informationen, welche auf dem Satelliten ankommen, vor dem Weitersenden verarbeiten können (regenerative Nutzlast). Bedingt durch die Rechenleistung der Prozessoren können die Satellitenkonfigurationen während des Betriebs angepasst werden, was eine große Flexibilität der Nutzung bedeutet. In Anbetracht der langen geplanten Nutzung von Heinrich Hertz von 15 Jahren bedeutet dies auch, dass die Fähigkeiten des Satelliten laufend an die dynamischen, sich permanent weiterentwickelnden technischen Ansprüche angepasst werden müssen.

Tabelle 2: Zahlen und Fakten über den deutsche Kommunikationssatelliten Heinrich Hertz.

Start	Geplant für 2021 mit einer Ariane 5
Orbithöhe	36.000 km, geostationär
Satellitengröße	Ca. 2,3 m x 1,9 m x 3,2 m (eingefahrene Solarpanels und Antennen); 5,8 m x 21,0 m x 3,2 m (im Betriebszustand)
Satellitengewicht	Ca. 3,5 t
Energiebedraf	Ca. 6 kW
Frequenzbänder	Ku- und Ka-Band für Kommunikation, S- und Ku-Band zur Kommandierung des Satelliten

Heinrich Hertz dient auch als Relaisstation für kleinere erdumlaufende Satelliten (bis ca. 800 kg Masse). Bisher senden die Satelliten ihre Daten nur zur Bodenstation, wenn sie in der Reichweite der dort installierten Antennen liegen. So ein Zeitraum ist meist nur 10 bis 15 Minuten lang. Danach muss

der Satellit die Erde erneut meist mehrmals umkreisen, bis wieder ein Kontakt zum Boden hergestellt werden kann. Heinrich Hertz fungiert wie die EDRS-Satelliten als „Zwischen-Sender“, welcher die Daten der um die Erde kreisenden Satelliten aufnimmt und diese dann an eine Bodenstation mit permanentem Kontakt weiterleitet. Durch diese Zwischen-Sender wird die Kontaktzeit auf bis zu 40 Minuten verlängert, sodass die Menge der gesendeten Daten erheblich erhöht werden kann.

Eine weitere Neuerung des Heinrich Hertz-Satelliten besteht in dessen Antriebstechnik. Herkömmlich wird ein chemischer Antrieb verwendet, um den Satelliten beispielsweise in seine finale Position im Orbit zu schicken, oder kleinere Bahnkorrekturen, welche durch äußere Einflüsse im Orbit erforderlich sind, vorzunehmen. Heinrich Hertz wird mit einem neuartigen, chemisch-elektrischen Antrieb ausgestattet. Diese Antriebskombination reduziert die Masse des Satelliten und erhöht damit die Nutzlastkapazitäten für Technologien und Experimente.

4 Zivile Hauptanwendungsfelder der Satellitenkommunikation

Die Satellitenkommunikation wird heute von vielen Nutzern und Anwendergruppen verwendet – oft ohne, dass sie es direkt bemerken. Satellitentelefonie und der Satellitenrundfunk (Fernseh- und Hörfunk) sind die bekanntesten Anwendungen dieser Technologie. Im Folgenden sollen die beiden zivilen Hauptanwendungsfelder kurz näher erläutert werden.

4.1 Satellitenrundfunk

Der Satellitenrundfunk überträgt vor allem Fernsehprogramme über Satelliten zu den Empfängern. Hierzu wird von einer Bodenstation ein Programm zu einem Fernsehsatelliten gesendet. Mittels der internen Transponder wird das aufgenommene Signal ausgelesen, umgewandelt und in Richtung Erde abgestrahlt. Antennen auf Dächern von privaten Haushalten können dieses Signal empfangen. Mit einem Receiver wird hieraus dann das Fernsehprogramm generiert. Da die für den Satellitenrundfunk verwendeten geostationären Satelliten sich in der Äquatorialebene befinden, erscheinen sie von Europa aus gesehen in südlicher Richtung. Die Antennen auf den Dächern müssen exakt auf die konstante Position des Satelliten ausgerichtet sein, um das Signal empfangen zu können. Die Satelliten, deren Daten von den Hausantennen aufgenommen werden, sind meist sogenannte direktstrahlende Satelliten (***D**irect **B**roadcasting **S**atellite*, DBS).

Die in Mitteleuropa empfangbaren Rundfunkprogramme werden hauptsächlich von den ASTRA- und Eutelsat-Satelliten abgestrahlt. Diese werden wiederum von Uplinkstationen mit den zu verteilenden Rundfunk- und Fernsehsignalen versorgt. Für jeden Transponder im Satelliten wird eine eigene Sendeeinheit inklusive Parabolantenne verwendet. Der Satellit nimmt das empfangene Signal auf, verstärkt es und sendet es zu den auf die Satelliten direkt ausgerichteten Empfangsantennen auf der Erde zurück.

Um mit einem Transponder möglichst viele Fernsehkanäle zu übertragen, werden die einzelnen Trägerfrequenzen mehrfach genutzt. Die Trägerwellen werden hierzu in unterschiedlichen Polarisationsrichtungen abgestrahlt. Die Polarisation beschreibt dabei die Richtung des elektrischen Feldvektors des elektromagnetischen Signals. Das Sendesignal ist horizontal oder vertikal polarisiert. Beim ASTRA-Satellitensystem beispielsweise werden lineare Polarisationsverfahren verwendet. Die für Europa wichtigsten Satelliten Astra 1A – 1G befinden sich auf der Position 19,2° Ost. In Abhängigkeit des Breitengrades müssen verschiedene Elevationswinkel der Empfangsantenne

genutzt werden, um den Satelliten anzupeilen. Während die Satelliten von München aus gesehen einen Elevationswinkel von 34,2° haben, müssen die Empfängerantennen in Hamburg mit einem Winkel von 28,3° ausgerichtet werden. Auf jedem Satelliten (ASTRA 1A – 1D) stehen derzeit ca. 65 Transponder zur Verfügung, welche Fernseh- und Höhrfunkprogramme übertragen. Das für die Übertragung genutzte Frequenzband liegt bei 11,7 GHz. Die Satelliten ASTRA 1E – 1G bieten 56 Transponder zur Übertragung von digitalen Programmen (11,7 – 12,75 GHz). Um die Frequenzen möglichst gut nutzen zu können, werden die einzelnen Kanäle mit geringen Bandbreiten übertragen, welche sich teilweise überlappen.

Für den Empfang auf der Erde werden Reflektorantennen verwendet, welche nach dem Prinzip eines Hohlspiegels arbeiten. Im Brennpunkt dieses Spiegels befindet sich die eigentliche Antenne. Wird ein großer Spiegeldurchmesser gewählt, ergibt sich hieraus eine hohe reflektierte Intensität, womit eine hohe Signalqualität erreicht wird. Moderne Direktempfangssatelliten sind jedoch so konzipiert, dass ein kleiner Spiegeldurchmesser von 60 cm für eine ausreichende Signalqualität genügt. Wie das Signal aufgenommen wird und im Empfängermodul zur Darstellung decodiert wird, ist unter anderem bei Schmidt 2013 zu entnehmen.

4.2 Satellitentelefonie

Neben dem Satellitenfernsehen ist auch die Satellitentelefonie ein stark verbreitetes Anwendungsfeld der Satellitenkommunikation. Durch die Verwendung von Satelliten wird dabei die mögliche Entfernung, die für die Kommunikation überbrückt werden kann, erhöht. Auch können durch die Satellitenkommunikation Nutzer in Gebieten ohne vorhandene terrestrische Mobilfunknetze miteinander kommunizieren. Es existieren einige Anbieter für die Satellitentelefonie, welche Dienste für den privaten Gebrauch anbieten. Die räumliche Verfügbarkeit der Netze unterscheidet sich hauptsächlich durch die Positionierung der Satelliten im All. Während Systeme, welche aus einer Vielzahl an LEO-Satelliten bestehen, auch in polaren Regionen eine Kommunikation ermöglichen, erlauben Systeme mit geostationären Satelliten keine Verbindungen in die Polregionen der Erde.

Iridium Satellitennetz

Das Iridium Satellitennetz besteht aus eine Flotte an LEO-Satelliten, welche eine globale Abdeckung ermöglichen, da die Umlaufbahnen der Satelliten von Pol zu Pol verlaufen. Eine Kommunikation ist so auch in polaren Regionen mit hoher geographischer Breite möglich. 66 aktive Satelliten auf sechs Umlaufbahnen machen die Kommunikation grundsätzlich von jedem Standort auf der Erdoberfläche aus mit freier Sicht zum Himmel möglich. Zeitgleich können bis zu vier Satelliten für die Kommunikation verwendet werden. Bei Telefongesprächen wird in etwa alle neun Minuten der Iridium-Satellit, über welchen die Kommunikation läuft, gewechselt, da der bisher zur Kommunikation verwendete Satellit hinter dem Horizont zu verschwinden beginnt. Dieser Wechsel geschieht allerdings vollautomatisch und ohne spürbare Einflüsse auf die Gesprächsverbindung. Derzeit liegen die Kosten für eine Verbindung bei rund 1,20€ pro Minute. Die Datenübertragung vom Satelliten zu den Endgeräten geschieht im L-Band (1 – 2 GHz).

Inmarsat Satellitennetz

Eine Alternative zum Iridium Satellitennetz bietet das 1979 entwickelte Inmarsat System (***In**ternational **Mar**itime **Sat**ellite Organization*) des gleichnamigen britischen Unternehmens. Ursprünglich sollte mit dem System, welches eines der ersten zivilen Satellitenkommunikationsnetzte darstellte, eine Verbesserung der Nachrichtenverbindung für Seenot- und

Sicherheitsfunkverbindungen zum Schutz des menschlichen Überlebens auf See ermöglicht werden. Inmarsat besteht aus mehreren Satelliten der vierten Generation in geostationären Orbits. Durch die Wahl der geostationären Orbits wird im Gegensatz zum Iridium Satellitennetz keine komplett globale Abdeckung erreicht. In den polaren Regionen ist das Inmarsat Satellitennetz nicht verwendbar. Die Kommunikation der aktuellen Satellitengeneration erfolgt ähnlich zu Iridium auch im L-Band und zudem im Ka-Band (27-40 GHz). Hierdurch soll eine höhere Geschwindigkeit der Datenübertragung im globalen Netzwerk realisiert werden.

Globalstar Satellitennetz

Globalstar bietet im Gegensatz zu Iridium und Inmarsat keine globale Kommunikation. Eine Satellitentelefonie ist nur auf den Kontinenten Europa, Amerika, Australien und einigen Teilen Asiens möglich. Der Anbieter Globalstar, welcher 1998 gegründet wurde, umfasste ursprünglich knapp 50 Satelliten im All mit niedrigen Umlaufbahnen. Nach technischen Defekten einiger Satelliten ist die Anzahl an verfügbaren Satelliten heute deutlich geringer. Eine Besonderheit des Systems, ist dass die Satelliten nicht direkt untereinander kommunizieren, sondern über Bodenstationen. Daher muss sich vom Satelliten aus nicht nur das Kommunikationsgerät, sondern auch eine Bodenstation in direktem Sichtkontakt befinden. Da in Großteilen Afrikas, Indiens, Teilen Ozeaniens und den Polregionen keine Bodenstation verfügbar sind, ist eine Kommunikation in diesen Bereichen nicht möglich.

Tabelle 3: Vergleich aktueller Dienstleiste der privaten Satellitentelefonie.

System	Abdeckung	Vorwahl	Art der Satelliten	Preis pro Minute
Iridium	weltweit	+881 6	LEO	1,20€ (Festnetz)
Inmarsat	Weltweit, ohne polare Regionen	+870	GEO	1,17€ (Festnetz)
Thuraya	Europa, Afrika, Naher und Mittlerer Osten, Asien (ohne Nord-Ost Sibirien), Australien, Ozeanien	+882 16	Geosynchron (GSO)	1,10€ - 8,59€ (Festnetz)
Globalstar	Europa, Amerika, Australien und einige Teile Asiens	+881 8	LEO	0,71€

Neben den genannten Satellitennetzen existieren weitere Anbieter für Satellitenkommunikation, welche mittels geostationärer, bzw. LEO-Satelliten auch globale Abdeckungen erreichen. Die Gesprächskosten pro Minute variieren zwischen den einzelnen Anbietern kaum. Allerdings sind teilweise zu den zunächst gering erscheinenden Minutenpreisen weitere Beiträge und Kosten zur entrichten.

Die Übertragung von Nachrichten und Daten mit großer Geschwindigkeit ist in unserer modernen Welt scheinbar selbstverständlich geworden. Dabei wird oft vergessen, welch großer Aufwand zur Bereitstellung der entsprechenden Infrastruktur erforderlich ist. Satellitenkommunikation ist eine Technologie, die neben der schnellen, globalen Verfügbarkeit insbesondere eine sehr große Sicherheit bei der Bereitstellung der Dienste und der Nachrichtenübertragung bietet. Um auch für künftige Anforderungen an die immer höher werdenden Übertragungsraten gewappnet zu sein, sind weiterhin Investitionen in innovative Forschungsvorhaben und vor allem auch die Nachwuchssicherung erforderlich.

Literaturverzeichnis

Böhmer et al. 2012

Böhmer, K., M. Gregory, F. Heine, H. Kämpfer, R. Lange (2012). Laser Communication Terminals for the European Data Relay System. Proc. SPIE 8246, Free-Space Laser Communication Technologies XXIV, 82460D.

DLR 2017

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) (2017). Illustration des Heinrich Hertz-Satelliten https://www.dlr.de/rd/DesktopDefault.aspx/tabid-4161/3338_read-38986/gallery-1/gallery_read-Image.28.23330/ (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

DLR 2018

DLR (2018). Satellitenkommunikation. URL: https://www.dlr.de/rd/desktopdefault/aspx/tabid-2115/3073_read-5041/ (zuletzt eingesehen am 17.09.2018).

Dodel & Eberle 2007

Dodel, H., S. Eberle (2007). Satellitenkommunikation. Springer Verlag.

ESA 2018

Eropean Space Agency (ESA) (2018. EDRS – European Data Relay System: The Spacehighway. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Telecommunications_Integrated_Applications/EDRS (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Heine et al. 2015

Heine, F., G. Mühlnikel, H. Zech, D. Tröndle, S. Seel, M. Motzigemba, R. Meyer, S. Philipp-May, E. Benzi (2015): LCT for the European Data Relay System: in Orbit Commissioning of the Alphasat and Sentinel 1A LCTs. Proc. SPIE 9354, Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVII, 93540G.

Ley et al. 2019

Ley, W., K. Wittmann, W. Hallmann (2019). Handbuch der Raumfahrttechnik. 5., aktualisierte und erweiterte Auflage, Hanser, München.

OHB System AG 2018

OHB System AG (2018). SmallGEO. The multi-purpose geostationary satellite platform.

Schmidt 2013

Schmidt, U. (2013): Professionelle Videotechnik. Grundlagen, Filmtechnik, Fernsehtechnik, Geräte- und Studiotechnik in SD, HD, DI, 3D. 6. Auflage, Springer-Verlag, Heidelberg Berlin.

Bildnachweis

Abbildung 1:

- DLR (2017). Kommunikations-Satellit SmallGEO. URL: https://www.dlr.de/rd/en/desktopdefault.aspx/tabid-4824/7998_read-8300/7998_page-4/gallery-1/216_read-1/ (zuletzt eingesehen am 11.09.2018).

- Galileo IOT L-Band Antenna at Redu, ESA/C. Lezy, CC By-SA 3.0 IGO, URL: http://m.esa.int/spaceinimages/Images/2011/08/Galileo_IOT_L-band_antenna_at_Redu (09.04.2018).

Abbildung 3:

- DLR (2017). Kommunikations-Satellit SmallGEO. URL: https://www.dlr.de/rd/en/desktopdefault.aspx/tabid-4824/7998_read-8300/7998_page-4/gallery-1/216_read-1/ (zuletzt eingesehen am 11.09.2018).
- Google Earth 2018

Abbildung 5:

- European Space Agency (ESA) (2014). European Data Relay System (EDRS). URL:https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2014/06/European_Data_Relay_System_EDRS (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 6:

- ESA (2016) a. EDRS-A. URL: https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/03/EDRS-A (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 7:

- ESA (2016) b. Inter-satellite laser links. URL: https://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/02/Inter-satellite_laser_links (zuletzt eingesehen am 30.08.2018).

Abbildung 8:

- Illustration des Heinrich Hertz-Satelliten. © OHB System AG