



TECHNISCHE  
UNIVERSITÄT  
WIEN



DIPLOMARBEIT

# Einfluss von Satelliten- Megakonstellationen auf VLBI Messungen

zur Erlangung des akademischen Grades

**Diplom-Ingenieur**

im Rahmen des Studiums

**Geodäsie und Geoinformation**

eingereicht von

**Herbert Wicker**

Matrikelnummer e01325728

ausgeführt im Forschungsbereich Höhere Geodäsie  
am Department für Geodäsie und Geoinformation  
der Fakultät für Mathematik und Geoinformation der Technischen Universität Wien

Betreuung

Dipl.-Ing. Dr. techn. Matthias SCHATNER

Univ. Prof. Dipl.-Ing. Dr. techn. Johannes BÖHM

Wien, 15.03.21

\_\_\_\_\_  
(Unterschrift Verfasser)

\_\_\_\_\_  
(Unterschrift Betreuer)



# Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und ohne fremde Hilfe verfasst, andere als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel nicht benutzt und die aus anderen Quellen entnommenen Stellen als solche gekennzeichnet habe.

Wien, am Montag, 15. März 2021

---

Herbert Wicker

# Danksagung

In erster Linie möchte ich mich bei Herrn Schartner und Professor Böhm bedanken, die es mir ermöglicht haben meine Diplomarbeit in der Höheren Geodäsie zu schreiben. Aufgrund der Hilfestellungen von Herrn Schartner und den Inputs durch Professor Böhm wurden anfällige Fragen stets rasch beantwortet und etwaige Unklarheiten konnten dadurch schnell aus dem Weg geräumt werden.

Weiters bin ich froh, dass meine Studienkollegen all die Jahre an meiner Seite waren und sich daraus eine Freundschaft entwickelt hat, die trotz Prüfungen und Abgaben eine Menge Spaß in den Unialltag gebracht hat.

Der größte Dank aber gebührt meiner Freundin und meiner Familie, ohne deren Unterstützung hätte ich diesen Weg nie gehen können.



# Kurzfassung

Private Firmen versuchen sich zunehmend in der Entwicklung von Satelliten und generell in der Raumfahrt zu etablieren. Dem Unternehmen SpaceX ist dieser Schritt im letzten Jahr auch geglückt. In den kommenden Jahren will es eine Flotte von 40.000 Satelliten im Weltall haben und auch die personenbezogene Raumfahrt revolutionieren. Diese Megakonstellation an sogenannten Starlink Satelliten bereitet aber der *Very Long Baseline Interferometry* Kopfzerbrechen und es stellt sich die Frage, ob sie Auswirkungen auf die geodätischen Messungen hat. Da die VLBI als einziges Verfahren alle fünf Erdorientierungsparameter (EOP) bestimmen kann, sollten die Messungen höchst präzise und vor allem frei von Störungen sein. Folglich werden in dieser Arbeit mithilfe der online verfügbaren NORAD *two line elements* die Bahnen der Starlink Satelliten berechnet und auf eine Überlappung mit den Beobachtungen überprüft. Ein Radioteleskop einer VLBI Station misst die Radiostrahlung sogenannter Quasare, sollte sich nun ein Satellit in dem Öffnungswinkel einer Antenne befinden, wird er als zu nahe angesehen und die Beobachtung muss eliminiert werden. Dieser Schritt wird mit allen Satelliten und allen Beobachtungen durchgeführt und als Ergebnis erhält man einen gekürzten Datensatz. Mit dem Programm VieVS folgt als nächster Schritt eine Auswertung dieser Daten und man erhält den *mean formal error*, Mittelwert der Standardabweichung, für die EOPs und die Stationskoordinaten. Bei einem Vergleich der Differenz zwischen den originalen und den reduzierten Daten können Rückschlüsse auf die Auswirkungen gezogen werden. Bei einer geringen Anzahl an Satelliten (1.000) sind noch keine größeren Fehler erkennbar. Erzeugt man aber zusätzliche Satellitenbahnen, müssen bei 40.000 Satelliten bis zu 12% der Beobachtungen eliminiert werden und ernstzunehmende Verschlechterungen der *mean formal errors* treten auf. Die Resultate bezüglich dUT1 verschlechtern sich vom Originalwert bis zur Endkonstellation um 16%, die anderen Parameter weisen mit 13% in der Polbewegung und 11.5% in den Stationskoordinaten ähnliche Größen in den Verschlechterungen auf. Somit stellen zukünftige Megakonstellationen von Satelliten durchaus Probleme für die *Very Long Baseline Interferometry* dar.

# Abstract

Numerous private corporations try to evolve into a leading role in aerospace. In the last year, a company called SpaceX was able to accomplish this step. In the upcoming decade they are planning to launch a fleet of 40.000 satellites. However, those mega-constellations of Starlink satellites have been a controversial issue, especially the *Very Long Baseline Interferometry* is critical and fears possible negative effects on their geodetic observations. VLBI is the only technique to determine all earth orientation parameters and therefore the measurements should be precise and free of interference. For that reason, this thesis calculates the orbit of the Starlink satellites, the calculation is based on the online available NORAD *two line element sets*. Through a radio telescope of a VLBI station the radiation of so-called quasars is being measured and when a satellite converges to the aperture angle of the antenna, the measurement must be eliminated. This step is carried out with all satellites and all observations and the result is a diminished data set. The program VieVS evaluates this data and computes the *mean formal error*, which is the mean value of the standard deviation, for the EOPs and the station coordinates. Conclusions about the effect can be drawn from the differences between the original and the reduced data sets. While the number of satellites (1.000) is minor, no important errors can be detected. However, if additional orbits for satellites are generated (40.000), up to 12% of observations must be eliminated, and the *mean formal error* worsens. The results regarding dUT1 decline from the starting value to the end constellation by 16%, the other parameters show with 13% in polar motion and 11.5% in station-coordinates degradations of similar magnitudes. Consequently, future mega-constellations of satellites will definitely cause problems for *Very Long Baseline Interferometry*.

# Inhaltsverzeichnis

Eidesstattliche Erklärung.....	II
Danksagung .....	III
Kurzfassung.....	V
Abstract .....	VI
Inhaltsverzeichnis.....	VII
Abkürzungsverzeichnis .....	IX
1 Einleitung.....	1
1.1 Gliederung der Arbeit.....	2
2 Theoretischer Hintergrund .....	3
2.1 Quasare.....	3
2.2 Erdorientierung.....	5
2.2.1 Polbewegung.....	6
2.2.2 Nutation und Präzession .....	8
2.2.3 dUT1 – Difference to Universal Time .....	10
2.3 VLBI .....	11
2.3.1 Messprinzip .....	12
3 Satellitenbahnen .....	18
3.1 Keplersche Gesetze.....	18
3.2 Bahnelemente.....	20
3.3 Unterschied und Nutzen der variierenden Orbithöhen.....	21
3.4 Two Line Elements.....	22
4 SpaceX.....	24
4.1 Übersicht.....	24
4.2 Geplante Netzstruktur .....	25
5 Auswertung.....	26
5.1 Programme zur Auswertung.....	26
5.1.1 Matlab.....	26
5.1.2 VieVS – Vienna VLBI and Satellite Software.....	26
5.2 Arbeitsschritte.....	27
6 Ergebnisse.....	32
6.1 1.000 Satelliten .....	33
6.2 4.000 Satelliten .....	37
6.3 Vorausschau.....	40

7	Schlussfolgerung.....	44
	Abbildungsverzeichnis.....	47
	Literaturverzeichnis.....	50
	Anhang.....	56

# Abkürzungsverzeichnis

CRF	Celestial Reference Frame
DORIS	Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite
dUT1	Difference to Universal Time 1
EOP	Earth Orientation Parameter
ESA	European Space Agency
GEO	Geostationary Orbit
GLONASS	Globalnaja Naqigazionnaja sputnikowaja sistema
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
ICRF	International Celestial Reference Frame
IERS	International Earth Rotation and Reference Systems Service
ITRF	International Terrestrial Reference Frame
ISS	International Space Station
IVS	International VLBI Service for Geodesy and Astrometry
JSpOC	Joint Space Operation Center
LEO	Low Earth Orbit
LLR	Lunar Laser Ranging
LOD	Length of Day
Matlab	Matrix Laboratory
MEO	Medium Earth Orbit
mfe	mean formal error
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NGS	Next Generation Sequencing
NNR	No net rotation
NNT	No net translation
NORAD	North American Defense Command
QSO	Quasistellares Objekt
SNR	Signal to Noise Ratio
SLR	Satellite Laser Ranging

SpaceX	Space Exploration Technologies Corporation
TAI	Temps Atomique International
TLE	Two Line Element
TRF	Terrestrial Reference Frame
UT1	Universal Time 1
UTC	Coordinated Universal Time
VGOS	VLBI Global Observing System
VieVS	Vienna VLBI and Satellite Software
VLBI	Very Long Baseline Interferometry

# Einleitung

Der Fortschritt in der menschlichen Weiterentwicklung, der Wissbegierde und der Technik geht rasend schnell vonstatten, daher ist es auch kein Wunder, dass über die Grenzen der Erde hinausgedacht und gehandelt wird. Die Weite des Weltraums bietet scheinbar unerschöpfliche Möglichkeiten und genügend Raum für Forschungen oder Beobachtungen. Folglich ist es nicht verwunderlich, dass viele Unternehmen in das All expandieren wollen und dort versuchen, eine Vormachtstellung einzunehmen. Vor allem private Unternehmen investieren viel Geld in die Raumfahrt und liefern den bereits etablierten Institutionen wie *National Aeronautics and Space Administration* oder *European Space Agency* eine harte Konkurrenz. Sehr aktuell ist dabei das private Raumfahrtunternehmen SpaceX von Tesla Gründer Elon Musk. In den nächsten 10-20 Jahren will er mit einer Flotte von über 40.000 Starlink Satelliten in den Umlaufbahnen der Erde vertreten sein.

Doch bietet der Weltraum tatsächlich so viel Raum wie jeder annimmt? Kann es nicht sein, dass für die tausenden Satelliten und künstlichen Weltraumobjekte rund um die Erde der Platz plötzlich zu eng wird? Hat dieser rege Verkehr von funktionierenden und auch bereits abgestellten Satelliten eine Auswirkung auf den Nachthimmel oder auf Beobachtungen von der Erde aus?

Eine Überlegung, die auch die *Very Long Baseline Interferometry* beschäftigt, denn dieses Verfahren bezieht seine Erkenntnisse aus den Beobachtungen von extragalaktischen Radioquellen. Wie wird sich die hohe Anzahl an Satelliten und vor allem die riesige Flotte der Starlink Satelliten auf die Beobachtungen der VLBI Messungen auswirken? Denn nicht nur ständig am Nachthimmel zu sehende Satellitenlichter, die auf ihren Bahnen die Beobachtungen zu Quasaren durchqueren, sondern auch die Radiosignale der Satelliten könnten Auswirkungen auf die hochfrequenten Messungen im VGOS D-Band haben. Aufgrund dieser Störfaktoren, könnten für das in der Geodäsie so wichtige VLBI Verfahren größere Abweichungen, Verschlechterungen und Verminderungen der Beobachtungen und in Folge auch ein Abwärtstrend der Ergebnisse auftreten. Die Frage über den Einfluss der Starlink-Megakonstellationen auf die *Very Long Baseline Interferometry* bildet das Grundgerüst dieser Diplomarbeit.

In diesem Zuge werden bereits bestehende VLBI Sessions verwendet und ihre Quasar-Beobachtungen auf Überlappungen mit Starlink Satelliten überprüft. Die Winkel Azimut und Elevation eines Satelliten müssten für eine Überlappung zum Zeitpunkt einer Messung innerhalb des Öffnungswinkels einer beobachtenden Antenne sein. Sollte dieser Fall eintreten, nimmt man an, dass die jeweilige Beobachtung dadurch gestört wird und man

entfernt sie. Nach der vollständigen Untersuchung auf Überlagerungen werden die Sessions mit den reduzierten Beobachtungen im Vergleich zu denselben originalen Sessions dargestellt. Somit kann eine genaue Analyse zwischen reduzierten und nicht reduzierten Sessions durchgeführt werden.

In weiterer Folge können Rückschlüsse über den Einfluss solcher Megakonstellationen gezogen werden und man gewinnt Erkenntnisse, ob bei zukünftigen VLBI Messungen in der Planung Rücksicht auf die Satellitenbahnen von SpaceX genommen werden muss.

## 1.1 Gliederung der Arbeit

Nach der Einleitung und einem kurzen Überblick über die Herangehensweise, die Ziele und die erwarteten Ergebnisse folgt in **Kapitel 2** eine Einführung in den theoretischen Hintergrund der Arbeit. Was man unter einem Quasar versteht, was die Erdorientierungsparameter sind, wie man sie erhält und der letzte Teil dieses Kapitels beschreibt das Prinzip der *Very Long Baseline Interferometry*. **Kapitel** Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden. beschreibt mithilfe der Keplerschen Elemente die Planetenbeziehungsweise Satellitenbahnen und liefert Erkenntnisse über die Darstellungsform dieser Daten. In der weiteren Gliederung repräsentiert **Kapitel 4** die Ursache der eigentlichen Problemstellung und einiges an Hintergrundwissen über das Weltraumunternehmen SpaceX. Während in **Kapitel 5** der genaue Ablauf der Auswertung und eine Beschreibung der verwendeten Programme folgt, sind in **Kapitel 6** die Zahlen und Fakten der Ergebnisse ersichtlich. In **Kapitel 7** erfolgt noch eine anschauliche Analyse der erhaltenen Resultate und eine Zusammenfassung schließt die Arbeit ab. Die restlichen, in der Auswertung nicht behandelten Darstellungen und Daten, werden im **Anhang** angeführt.

## 2 Theoretischer Hintergrund

*Very Long Baseline Interferometry*, kurz VLBI, ist ein Verfahren, das bereits in den 1970er Jahren seinen Anfang hatte. Seither wird es ständig weiterentwickelt und erneuert. Während sich diese wissenschaftlichen Ausübungen zu Beginn noch auf nationaler oder bilateraler Basis befanden, werden sie heutzutage von dem *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry* (IVS) koordiniert (Schlüter & Behrend, 2007). Dieser IVS produziert heutzutage regelmäßig hochqualitative Erdorientierungsparameter und stellt sie Interessierten zur Verfügung. Während vor 2011 die Anzahl an teilnehmenden Teleskopen an einer Session aufgrund der Hardware-Korrelatoren noch begrenzt war, wurde dieses Hindernis in den letzten Jahren mithilfe neuwertiger Software behoben (Nothnagel, et al., 2017).

Gemeinsam mit den drei weiteren großen geodätischen Techniken, *Satellite Laser Ranging* (SLR), *Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite* (DORIS) und *Global Navigation Satellite Systems* (GNSS), trägt VLBI erheblich zur Bestimmung des *International Terrestrial Reference Frame* (ITRF) bei (Altamimi, et al., 2016). In dieser Arbeit wird nur auf das verwendete VLBI Verfahren näher eingegangen, für die restlichen Methodiken wird auf (Hofmann-Wellenhof, 2008), (Degnan, 1985), (Willis, et al., 2010) oder auf [www.iers.org](http://www.iers.org) verwiesen.

Ursprünglich war VLBI als Radioastronomie Verfahren zur Beobachtung weit entfernter Objekte entwickelt worden, daher ist es nicht verwunderlich, dass es das einzige Verfahren zur Bestimmung des *International Celestial Reference Frames* (ICRF) ist (Fey, et al., 2015). Während der ITRF mittels der Geschwindigkeit in Bezug auf sehr genau gemessene Stationskoordinaten bestimmt wird (Nothnagel & Schnell, 2008), definiert man den ICRF aufgrund Beobachtungen sogenannter Quasare (siehe 2.1), extragalaktischer Radioquellen (Schuh & Behrend, 2012). *Very Long Baseline Interferometry* kann als einziges Verfahren alle fünf Erdorientierungsparameter (siehe 2.2) ermitteln, die genauere Funktion und das generelle Messprinzip werden in 2.3 ausführlicher erläutert.

### 2.1 Quasare

Quasare bilden die Grundlage des geodätischen VLBI-Verfahrens, denn aufgrund ihrer elektromagnetischen Wellen können wichtige Beobachtungen getätigt werden. Doch was kann man sich unter dem Begriff Quasar überhaupt vorstellen?

Von vielen Galaxien im Weltall erreicht neben Licht auch eine sogenannte Radiostrahlung die Erde, diese Strahlung hat ihren Ursprung meist in heißen Gaswolken, beziehungsweise Gasnebeln. Innerhalb dieser Gebilde bewegen sich Elektronen und senden dabei eine elektromagnetische Strahlung aus (Kippenhahn, 2011). Dieses Phänomen kannte man normalerweise nur von Galaxien und unserer Sonne, bei dieser jedoch nur aufgrund der verhältnismäßig kurzen Distanz zur Erde, wäre sie weiter entfernt, könnte keine Strahlung im Radiobereich mehr erkennbar sein. Beobachtungen rund um 1960 lieferten jedoch auch Ergebnisse, bei denen vereinzelte Sterne eine Radiostrahlung aussenden.

Obwohl sie bei bloßem Anblick durch ein Fernrohr kaum von normalen Sternen zu unterscheiden sind, liefern die Untersuchungen dieser Radiosterne unterschiedliche Farbspektren und Rotverschiebungen in den Spektrallinien. Aufgrund dieses Kontrastes in den Spektraleigenschaften können sie von Sternen differenziert werden. Diese Radiosterne wurden fortan quasistellare Radioquellen, beziehungsweise Quasare genannt (Weedman, 1986).

Jene Verschiebung der Spektrallinien in das rote Spektrum lässt auf den Dopplereffekt schließen. Angesichts der sehr starken Rotverschiebung (Abbildung 1) kann man daraus ableiten, dass sich die Radiosterne mit einer unvorstellbar hohen Geschwindigkeit von uns entfernen. Erkennbar dadurch, dass eine Verschiebung in den rötlichen Bereich nur dann existiert, wenn sich das Objekt vom Beobachter entfernt. Dadurch ziehen sich die Wellen in die Länge und eine Verschiebung in das rote Spektrum entsteht. Mit der von Hubble entdeckten Beziehung (Formel 1)<sup>1</sup> zwischen der Distanz  $D$ , der Hubble-Konstante  $H_0$  und der Rotverschiebung  $z$  kann man auf die Radialgeschwindigkeit eines Quasars schließen (Dautcourt, 1978). In der Formel beschreibt  $c$  die Lichtgeschwindigkeit. Man erkannte dadurch, dass sich Quasare mit einer Geschwindigkeit von bis zu 293.000 km/s von der Erde wegbewegen, was laut Hubble einer Entfernung von 12 Milliarden Lichtjahren (Kippenhahn, 2011) entspricht.

$$z = \frac{H_0 D}{c} \tag{1}$$

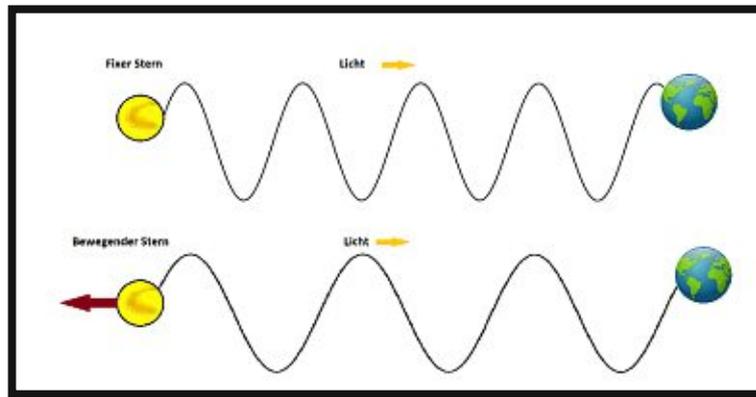
Laut (Kippenhahn, 1984) haben Quasare noch eine andere Besonderheit: da das Licht so lange reisen muss, muss auch die Quelle dementsprechend stark sein. Man geht davon aus,

---

<sup>1</sup> Quelle: (Dautcourt, 1978, S. 22)

dass einzelne Raumgebiete in den Quasaren eine Strahlungsleistung von mehr als 100 Galaxien haben.

Eine Observation von weit entfernten astronomischen Objekten bedeutet auch immer, dass man die Vergangenheit des Universums untersucht. Bei den Quasaren ist das Licht nun schon derart lange auf dem Weg, dass sie bereits um einiges älter sein müssen als der Großteil der uns bekannten Galaxien (Appenzeller, 2009).



**Abbildung 1: Am bewegenden Stern ist die Veränderung in den roten Spektralbereich des Lichtes deutlich erkennbar (Wellenlänge wird länger).<sup>2</sup>**

Aufgrund dieser Erforschungen ist klar, dass Quasare keine Sterne in unserer Milchstraße sein können. Vielmehr sind sie extrem leuchtstarke Galaxien, die sich rasend schnell von uns fortbewegen und so weit entfernt sind, dass nur noch ihr heller Kern auf der Erde erkennbar ist (Kippenhahn, 2011).

## 2.2 Erdorientierung

Relative Änderungen des ITRF zum ICRF können normalerweise eindeutig aufgrund dreier zeitabhängiger Euler-Winkel bestimmt werden. In der Astronomie und Geodäsie ist es jedoch üblich, diese Transformation mithilfe von fünf Rotationselementen, den bereits erwähnten Erdorientierungsparametern, durchzuführen. Diese setzen sich aus Präzession

<sup>2</sup> Quelle: Eigene Grafik

und Nutation (2.2.2), der Polbewegung (2.2.1) und der Abweichung von *Universal time 1* zu *Universal Time Coordinated* (2.2.3) zusammen (Schindelegger, 2014).

Die Lage der Erde im Weltraum ist von unterschiedlichen Faktoren und Einflüssen abhängig, vor allem die Beschaffenheit der Erde sowie Sonne und Mond haben einen starken Einfluss darauf. Das abgeflachte Sphäroid, auf dem wir leben, dreht sich nun in der Gegenwart zweier massiger Objekte, der Sonne und des Mondes. Die zeitliche Veränderung der Gravitationseffekte von Sonne und Mond ist nicht nur für die Gezeiten auf der Erde verantwortlich, sondern auch für Unterschiedlichkeiten in den Drehmomenten. Als weiterer Punkt kommt noch hinzu, dass der Großteil der Erde mit sich ständig bewegendem Wasser bedeckt ist und auch der Kern nicht von einer starren Masse ist (Sovers, et al., 1998). Während Nutation und Präzession theoretisch bereits ganz gut bestimmt werden können, ist eine Voraussage aufgrund der unterschiedlichen Flüssigkeiten auf der Erdoberfläche, zwischen den Krusten und im Erdinneren sehr schwer zu tätigen. Hier lässt sich mithilfe ständig neu durchgeführter Experimente und Modelle Abhilfe schaffen (Le Mouèel, et al., 1993). Um eine genaue Bestimmung des ICRF und des ITRF ermitteln zu können, werden im Laufe dieses zusammenhängenden Prozesses die Erdorientierungsparameter bestimmt und ausgewertet.

## 2.2.1 Polbewegung

Die Erdachse befindet sich in ständiger Bewegung, diese schwankende Verlagerung von Nord- und Südpol wird als Polbewegung bezeichnet. Die Effekte bewirken laut (Böhm S., 2018) eine lineare Bewegung des Rotationspols von ungefähr 10 cm in 78° westlicher Richtung pro Jahr. Grund für diese Wanderung der Pole ist, dass die Oberfläche der Erde, also ihre Kruste, über das Jahr hinweg ständig variiert und aufgrund tektonischer Verlagerungen postglaziale Landhebungen auftreten (Herring, et al., 2002). Zusätzlich bereitet der momentane Einfluss des Klimawandels große Probleme, denn große Mengen an Schmelzeis von Grönland oder der Antarktik bewirken eine enorme Verlagerung der Wassermassen. Als weiteren Einflussfaktor nennt (Kovalevsky & Seidelmann, 2004) die globalen meteorologischen Umformungen in der Atmosphäre, vor allem *jet streams* und Höhenwinde haben einen Einfluss auf die Polbewegung. Diese äußerliche Umgestaltung der Massen bewirkt, dass sich der Schwerpunkt der Erde verlagert und die Rotationsachse beziehungsweise die Pole eine Verschiebung erfahren. In (Böhm S., 2018) bewirken diese Schwankungen im Luftdruck bis zu 75% des jährlichen Taumelns. Generell kann man die Polbewegung in eine erzwungene und eine freie Schwingung unterteilen. Der Anteil der freien Schwingung wurde nach dem Astronom Chandler benannt und ist daher als Chandler-Wobble bekannt. Aufgrund genauer Beobachtungen konnte dieser die

Ausrichtung des Planeten Erde mit einer Periode von circa 434 Sonnentagen bestimmen (Gibert & Mouël, 2008). Laut (Wahr, 1988) setzt sich dieser Anteil vor allem durch die Jahreszeiten betreffenden Effekte wie Laubfall, Vereisungen oder ähnlichem zusammen. Jegliche Veränderungen des Luftdrucks und die bereits erwähnten Verlagerungen der Wassermassen rufen große Massenverlagerungen auf der Erde hervor und beziehen sich auf den erzwungenen Anteil der Polbewegung. In Abbildung 2 ist eine Tabelle bezüglich der jeweiligen Einflussgrößen ersichtlich und Abbildung 3 zeigt dieses Taumeln der Erdachse in einem Zeitraum von 3 Jahren.

Polbewegung und Nutation beziehungsweise Präzession scheinen auf den ersten Blick recht ähnlich zu sein, sind aber zwei unterschiedliche Aspekte. Während Nutation und Präzession Bewegungen sind, die zusätzlich zu den Gravitationseinflüssen auch aufgrund erdinnerer Veränderungen entstehen, können diese beinahe gänzlich durch theoretische Berechnungen und Modelle bestimmt werden. Für die Polbewegungen hingegen ist ein ständiges Beobachten unabdingbar (Kovalevsky & Seidelmann, 2004). Vereinfachter kann auch gesagt werden, dass die Nutation Änderungen des Himmelspols in Bezug zu den Sternen beschreibt, während die Polbewegung Änderungen des Himmelspols hinsichtlich einer lokalen Richtung hat. Als lokale Richtung kann der Zenit oder eine Basislinie bezeichnet werden (Seidelmann, 1982).

Jegliche Werte für die Polbewegungen werden auf der Webseite des IERS zur Verfügung gestellt.

Phenomenon/Mechanism	Period/Direction	Amplitudes
<b>Linear trend</b>		
glacial isostatic adjustment	~ 79° West	~ 3.5 mas/year
<b>Decadal variations</b>		
core-mantle interactions	~ 20–30 years	~ 30 mas
<b>Chandler wobble</b>		
atmosphere-ocean-hydrology	~ 433 days	~ 44–280 mas
<b>Annual wobble</b>		
atmosphere-ocean-hydrology	~ 365 days	~ 65–145 mas
<b>Other seasonal wobbles</b>		
atmosphere-ocean-hydrology	~ 182 days	> 3 mas
	~ 120 days	> 3 mas
<b>Nonseasonal wobbles</b>		
atmosphere-ocean	~ 1–4 years	> 1 mas
	~ 1–4 months	> 1 mas
<b>Gravitational tidal effects</b>		
ocean tides	long periodic	~ 0.080 mas
	~ 1 day	< 0.526 mas
	~ 0.5 days	< 0.152 mas
	~ 0.5 days	< 0.549 mas
tidal gravitation	long periodic	~ 0.030 mas
	~ 1 day	< 0.046 mas
<b>Thermal tides</b>		
Satmosphere-ocean	~ 1 day	~ 0.010 mas
	~ 0.5 days	~ 0.010 mas
<b>Oppolzer terms</b>		
	~ 1 day	~ 28 mas

Abbildung 2: Übersicht der beeinflussenden Faktoren zur Polbewegung.<sup>3</sup>

<sup>3</sup> Quelle: (Mendes Cerveira, et al., 2009, S. 1505, Table 1)

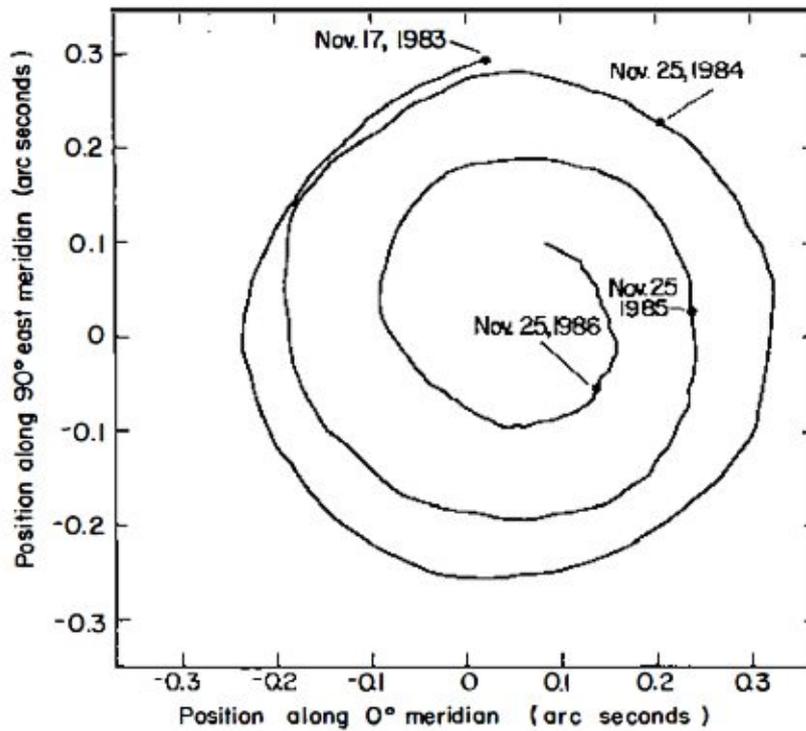


Abbildung 3: Taumeln der Erdrotationsachse über einen Zeitraum von 3 Jahren. Die x- und y Koordinaten repräsentieren die Polbewegung und zeigen eine kreisförmige Veränderung gegen den Uhrzeigersinn in einer Periode von ungefähr 14 Monaten ( $0.1 \text{ arc seconds} \approx 3 \text{ Meter}$ ).<sup>4</sup>

### 2.2.2 Nutation und Präzession

Die Erdrotation kann einerseits in die Rotationsgeschwindigkeit um die eigene Achse unterteilt werden und andererseits in die Orientierung dieser im Weltraum. Diese Achse, die Durchstoßpunkte sind jeweils der geographische Nord- und Südpol sowie das Zentrum, ist, relativ zu den festgelegten Quasaren, ein leicht schwankender Richtungsvektor. Im Verhältnis von Äquatorialebene und Ekliptik liegt dieser bei einer Inklination von ca.  $23.5^\circ$  (Mathews, et al., 2002). Diese Orientierung ist infolge der Massewirkungen von Sonne und Mond und aufgrund des flüssigen Erdkerns somit etwas variabel und kann ebenfalls in zwei Arten von Bewegung unterteilt werden, in Präzession und Nutation.

Wobei die Präzession, eine säkulare Bewegung, eine kreisförmige Bewegung mit einer konstanten Geschwindigkeit um die Ekliptik vollführt. Man stellt sich dies so vor, dass die

<sup>4</sup> Quelle: (Wahr, 1988, S. 235, Fig. 3)

oben erwähnte Inklination der Erdachse fix ist und die Achse daher einen Kegel mit einem Halbwinkel von  $23.5^\circ$  beschreibt.

Der zweite Teil der Bewegung, die Nutation, ist eine Zusammensetzung aus zahlreichen periodischen Bewegungen. Folglich führt die Nutation dazu, dass der Kegel keine glatte Oberfläche beschreibt, sondern eine wellenförmige. Die Nutation ist daher im Vergleich zur Präzession um etliches kleiner (Dehant & Mathews, 2015).

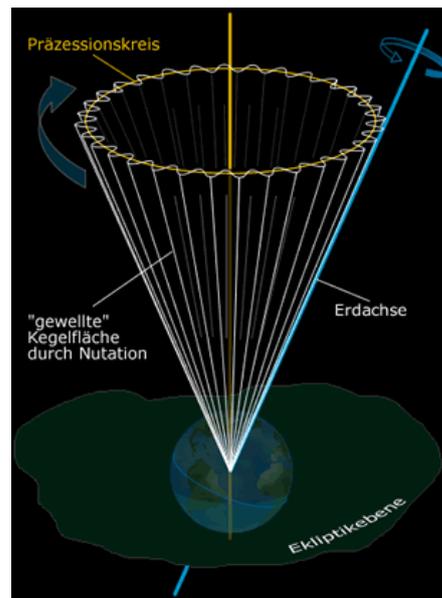


Abbildung 4: Präzession und Nutation<sup>5</sup>

Der Grund für sowohl Präzession als auch Nutation lässt sich auf dieselben Störquellen zurückführen, der Unterschied zwischen beiden liegt jedoch in der Variation ihrer zeitlichen Perioden. Die Ursachen liegen größtenteils in der Gravitation zwischen Sonne respektive Mond und Erde, aber auch die übrigen Planeten tragen einen Teil zur Veränderung der Achse bei. Diese bereits genannten Faktoren werden auch als äußerliche Einflüsse beschrieben, während noch der flüssige innere Kern und der elastische, verformbare Mantel als weitere Einflüsse fungieren (Folgueira, et al., 2007). Die Präzession ist der langandauernde, glatte Teil mit einer Periode von circa 25.800 Jahren und die Nutation braucht nur 18.6 Jahre für eine Periode und die Amplitude beträgt dabei rund  $9''.0$  (Kovalevsky & Seidelmann, 2004). Wie weiter oben bereits erwähnt, können Präzession und Nutation größtenteils theoretisch berechnet und modelliert werden. In (Lambert & Capitaine, 2004), (Bourda & Capitaine, 2004) und (Lambert & Mathews, 2006) wird das

<sup>5</sup> Quelle: [https://web.archive.org/web/20130306080950im\\_/http://www.greier-greiner.at/hc/imgs/img\\_basics/nutation.gif](https://web.archive.org/web/20130306080950im_/http://www.greier-greiner.at/hc/imgs/img_basics/nutation.gif) (08.12.2020)

IAU 2000A als das präziseste Präzession-Nutation Model angeführt. Es basiert auf der Arbeit von (Herring, et al., 2002) und wird auf der Seite des IERS ständig auf den neuesten Stand gebracht, aktualisiert und öffentlich zugänglich gemacht.

Mit modernen Weltraumverfahren wie dem *Lunar Satellite Laser Ranging* oder mit der noch genaueren *Very Long Baseline Interferometry* kann die Erdorientierung aufgrund von Beobachtungen mit einer Präzision von unter einer Millibogensekunde bestimmt werden (Gegout, et al., 1998).

### 2.2.3 dUT1 – Difference to Universal Time

Zeit ist ein Begriff, der dem Großteil der Menschheit als selbstverständlich vorkommt und nicht wirklich hinterfragt wird, doch es steckt viel mehr dahinter als vielen bewusst ist. Vor allem in der Satellitengeodäsie spielt der Faktor Zeit eine bedeutende Rolle, für eine intakte Funktionsweise benötigt man eine genaueste Bestimmung der dUT1. Diese setzt sich aus der Differenz der UT1 (*Universal Time*) und der UTC (*Coordinated Universal Time*) zusammen (Landskron & Böhm, 2019).

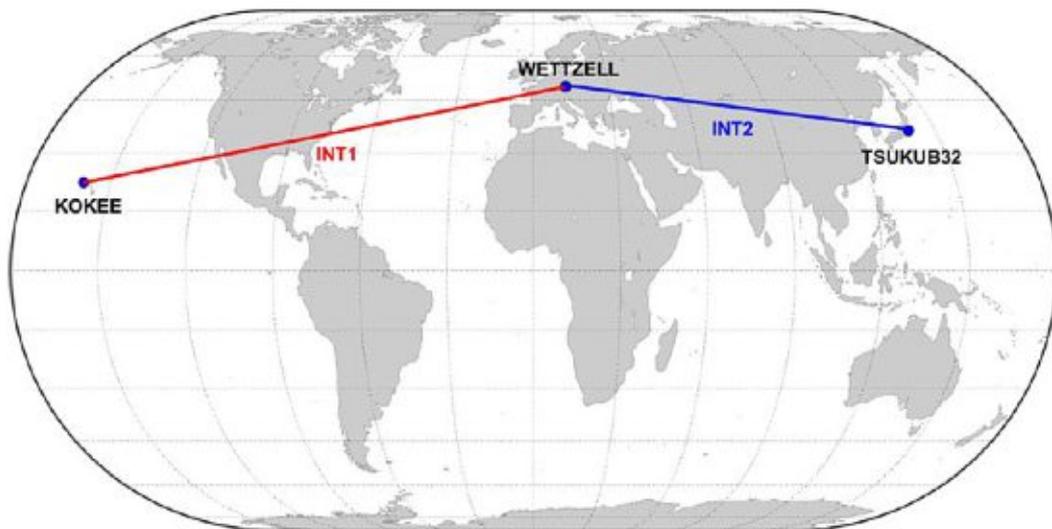
Die *Universal Time 1* oder auch Sternzeit genannt, spiegelt die Erdrotation wider. Es ist eine Zeit, die mittels Beobachtungen der scheinbaren Bewegung von adäquaten Fixsternen definiert wird. Ein Kollektiv von weltweit verteilten Teleskopen wird zur Sammlung von Daten verwendet. Dieser Datensatz wurde anfangs vom *Bureau International de l'Heure* in Paris gesammelt, ausgewertet und ständig auf dem neuesten Stand zur Verfügung gestellt (Aoki, 1982). Seit 1987 wird diese Leistung vom *International Earth Rotation and Reference Systems Service* (IERS) erbracht.

Als zweiten Teil zur Bestimmung von dUT1 gibt es die *Coordinated Universal Time*, diese definiert die global gültige Weltzeit. UTC unterscheidet sich von der *International Atomic Time* (TAI) nur dadurch, dass eine Schaltsekunde hinzugefügt wird. Diese Schaltsekunde dient dazu, um den Schwankungen der Erdrotation entgegen zu wirken. Laut (Panfilo & Arias, 2019) gibt es bereits mehr als 420 Atomuhren, die zur Ablesung, zum Vergleich und dadurch zur Erueierung der Atomzeit herangezogen werden.

In (Nothnagel & Schnell, 2008) wird beschrieben, dass dUT1 von den Erdorientierungsparametern als die Variable mit den größten unvorhersehbaren Schwankungen gilt. Dies liefert Zeitschwankungen in der Winkelgeschwindigkeit der Erde und folglich auch der Tageslänge (LoD). Hauptursache für diese Differenzen sind in erster Linie die durch Sonne und Mond hervorgerufenen Erdzeiten und jegliche Verschiebungen und Bewegungen in unserer Atmosphäre. Der flüssige Kern und die Tiden der Ozeane

spielen nur eine geringere Rolle (Böhm S., 2010). Während die restlichen EOPs jeweils durch mehrere unterschiedliche Verfahren ermittelt werden können, liefert *Very Long Baseline Interferometry* die einzigen Ergebnisse zur Bestimmung von dUT1. Insofern ist der ganze Bereich der GNSS von VLBI-Messungen abhängig.

Mit einem Netzwerk von mindestens zwei Stationen kann mithilfe sogenannter *Intensive sessions* dUT1 ermittelt werden. Voraussetzungen für die korrekte Ausführung sind lange ost-west Basislinien zwischen den Stationen, je länger desto empfindlicher reagieren die Messungen auf Variationen in der Erdrotation (Landskron & Böhm, 2019). Da ein multi-Stationenetzwerk für tägliche Messungen zu aufwendig und nicht durchführbar ist, misst man die *Intensive Sessions* nur mit einfacher, beziehungsweise öfters auch mit doppelter Basislinie. Diese täglichen Messungen dienen einzig und allein dazu, dUT1 zu bestimmen (Nothnagel & Schnell, 2008). Für eine genauere Beschreibung, wie die Vorgehensweise dieser VLBI-Messungen vonstattengeht, wird auf Kapitel 2.3 verwiesen.



**Abbildung 5: Eine bestmögliche Darstellung der Ost-West Basislinie. Die Basislinie KOKEE-WETZELL mit einer Länge von ca. 12.000 km und WETZELL-TSUKUB32 mit ca. 9.000 km.<sup>6</sup>**

## 2.3 VLBI

Mittels *Very Long Baseline Interferometry* können geodätische und astrometrische Beobachtungen, beziehungsweise Messungen durchgeführt werden. Das Grundprinzip

<sup>6</sup> Quelle: (Landskron & Böhm, 2019, S. 3431 Fig. 1)

besteht darin, dass die Differenzen der Ankunftszeiten von Signalen der Quasare bestimmt werden. Diese Signale werden von überall auf der Welt verteilten Stationen (Abbildung 6) empfangen und verglichen. Mittels einer großen Anzahl solcher Laufzeitdifferenzen unterschiedlicher Radioquellen können für die Geodäsie erforderliche Parameter, wie die Erdorientierungsparameter, Radioquellenpositionen oder Stationskoordinaten ausfindig gemacht und analysiert werden (Nothnagel, 2020).

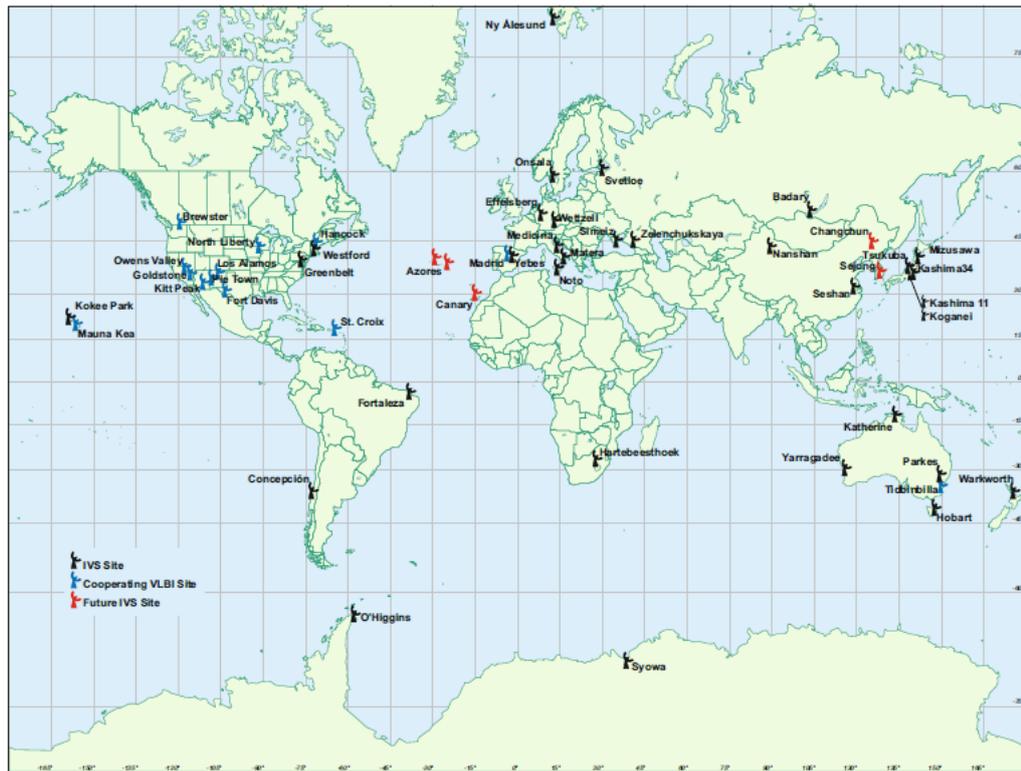


Abbildung 6: Globales Netzwerk von Radioteleskopen für geodätische und astronomische Observationen<sup>7</sup>.

### 2.3.1 Messprinzip

Das Messprinzip der VLBI-Messungen ist auf einem einfachen und logischen Konzept aufgebaut. Von mindestens zwei Stationen werden die unterschiedlichen Ankunftszeiten, der sogenannte *time delay*, emittierter Strahlungen von extragalaktischen Radioquellen (2.1) gemessen und ausgewertet. Aufgrund der sehr weit entfernten Signalquellen hat VLBI den Vorteil, dass die Radiowellen als parallel angenommen werden können. Somit trifft die Strahlung die Erde in Form von ebenen Wellenfronten und man kann den parallaktischen Winkel und den Abstand zur Quelle eliminieren (Campbell, 2000).

<sup>7</sup> Quelle: (Nothnagel A. , Very Long Baseline Interferometry, 2020, S. 1260 Fig. 2)

Abbildung 7 zeigt ein Signal  $s_0$ , das von zwei Radioteleskopen gleichzeitig beobachtet und empfangen wird. Getrennt sind die beiden Stationen durch eine oft tausende Kilometer lange Basislinie  $b$ . Mithilfe von Formel 2<sup>8</sup> kann der geometrische *time delay* ( $\tau_g$ ) durch Division mit der Lichtgeschwindigkeit  $c$  ergründet werden (Schuh & Behrend, 2012).

$$\tau = -\frac{\vec{b} \cdot \vec{s}}{c} = t_2 - t_1 \quad (2)$$

Zahlreiche aufeinanderfolgende Wiederholungen der Beobachtungen für den *time delay*, mit unterschiedlichen Quellen als Observation, führen zu einer Überbestimmung und somit einem Feststellen des Basisvektors und der Punktkoordinaten des beobachteten Quasars. Der *time delay* stellt den geometrischen Teil der Lösung dar, in der VLBI entspricht dieser auch dem sogenannten *group delay*, die Rate der interferometrischen Phase, die mit zwei unterschiedlichen Frequenzen gemessen wird. Daraus erkennt man, dass der *group delay* die eigentliche Beobachtung darstellt, aber erst beim Nachbearbeiten bestimmt werden kann. Als Frequenzen für die Messungen werden größtenteils das X-Band mit einer Frequenz von 8.4 GHz und das S-Band mit einer Frequenz von 2.3 GHz verwendet (Böhm, et al., 2018). Wobei laut (Charlot, et al., 2020) seit 1970 für den Großteil der Beobachtungen das X-Band als Hauptfrequenz dient, das S-Band indes nur für ionosphärische Kalibrationen verwendet wird. Seit den letzten 15 Jahren wird die Datensammlung der VLBI auch von Beobachtungen mit höheren Radiofrequenzen erweitert, diese belaufen sich auf 24 GHz und eine Doppelfrequenz von 32 GHz und 8.4 GHz. Da die Ionosphäre ein dispersives Medium ist, also die Geschwindigkeit von den jeweiligen Wellen der Frequenz abhängig ist, sind die neuen Frequenzbänder zusätzliche Grundlagen für Linearkombinationen, um die Verzögerung der Laufzeit in der Ionosphäre zu eliminieren (Hobiger, et al., 2006).

---

<sup>8</sup> Quelle: (Schuh & Behrend, 2012, S. 70, Formel 1)

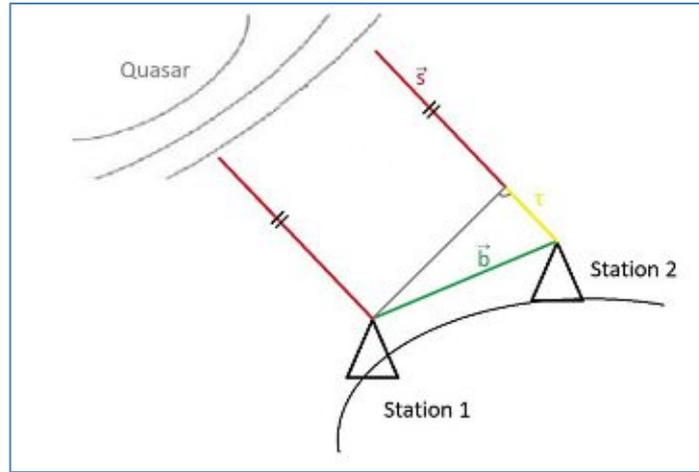


Abbildung 7: Geometrisches Messprinzip einer VLBI Messung.<sup>9</sup>

Die Frequenz der beiden traditionellen Bänder (8.4 GHz und 2.3 GHz) entspricht einer abgedeckten Wellenlänge von 3.6 cm und 13 cm. Wie bereits erwähnt, geschieht die richtige Bestimmung des *group delays* erst in der Nachbearbeitung, dem sogenannten *post processing* (Plank, 2014). Dabei werden die gesamten gemessenen Daten zu einer für VLBI-Auswertungen vorgesehenen Einrichtung mit sehr guter Hardware und Prozessoren gesendet und dort kreuz-korreliert. Bei diesem Vorgang werden die Daten (*bit streams*), repräsentiert durch die Spannungen ( $V_1(t)$ ,  $V_2(t)$ ) der beiden Antennen, als Funktion der Zeit ( $t$ ) solange relativ zueinander verschoben bis die Funktion (Formel 3)<sup>10</sup> ihr Maximum bei  $\tau$  erreicht (Sovers, et al., 1998),  $T$  stellt dabei das durchschnittliche Zeitintervall dar. Abbildung 8 zeigt eine schematische Darstellung des Vorgangs, für weitere Details darf auf (Moran, 1976) verwiesen werden.

$$R(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T dt V_1(t) V_2^*(t - \tau) \quad (3)$$

<sup>9</sup> Quelle: Eigene Graphik

<sup>10</sup> Quelle: (Sovers, Fanselow, & Jacobs, 1998, S. 1398, Formel 2.3)

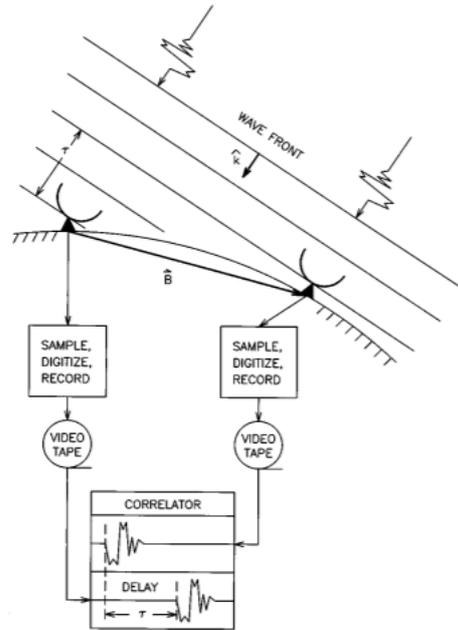


Abbildung 8: Schematische Darstellung einer Kreuz-Korrelation.<sup>11</sup>

Die erreichbare Genauigkeit  $\sigma_\tau$  ist wechselseitig proportional zur Bandbreite und dem *signal-to-noise* (SNR) Verhältnis. Das SNR wird von der Länge des Scans, der Größe der Antenne und der Stärke des beobachteten Signals beeinflusst (Formel 4)<sup>12</sup> (Plank, 2014).

$$\sigma_\tau = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{1}{SNR \cdot B_{eff}} \quad (4)$$

Das *signal-to-noise-ratio* wird laut (Schuh & Böhm, 2013) mit Formel 5<sup>13</sup> beschrieben. Zur Zusammensetzung darf noch gesagt werden, dass  $\eta$  den digitalen Verlust Faktor und  $\rho_0$  die Korrelation-Amplitude beschreibt. B und T stellen wiederum die Bandbreite und das Zeitintervall der Integration dar.

$$SNR = \eta \cdot \rho_0 \cdot \sqrt{2 \cdot B \cdot T} \quad (5)$$

Die gemessene Zeitverzögerung  $\tau$  wird am stärksten vom geometrischen *delay* beeinflusst, abgesehen von dem ebenfalls etwas größeren  $\tau_{rel}$  wird die Verspätung

<sup>11</sup> Quelle: (Sovers, Fanselow, & Jacobs, 1998, S. 1396, Fig. 1)

<sup>12</sup> Quelle: (Plank, 2014, S. 19, Formel 3.2)

<sup>13</sup> Quelle: (Schuh & Behrend, 2012, S. 70, Formel 2)

noch von kleineren Abweichungen beeinflusst (Cannon, 1999). Wenn man alle Störfaktoren berücksichtigt, erlangt man die grundlegende Beobachtungsgleichung (Formel 6)<sup>14</sup> der VLBI.

$$\tau_{obs} = \tau_g + \tau_{clock} + \tau_{inst} + \tau_{trop} + \tau_{iono} + \tau_{rel} + \tau_{ab} \quad (6)$$

- $\tau_g$  beschreibt die geometrische Verzögerung.
- $\tau_{clock}$  beschreibt den Störfaktor aufgrund nicht synchronisierter Referenzuhren auf den jeweiligen Beobachtungsstationen.
- $\tau_{inst}$  beschreibt eine Verzögerung, die durch die verwendeten Instrumente zustande kommt.
- $\tau_{trop}$  beschreibt eine Laufzeitverzögerung in Abhängigkeit der Troposphäre.
- $\tau_{iono}$  beschreibt eine Laufzeitverzögerung in Abhängigkeit der Ionosphäre.
- $\tau_{rel}$  beschreibt den Störfaktor, der aufgrund von relativistischen Effekten zustande kommt.
- $\tau_{ab}$  beschreibt Abweichungen aufgrund der Aberration.

Jeder dieser Terme muss nun im *post-processing* berücksichtigt und eliminiert werden, dafür stehen einige Verfahren zur Verfügung (Cannon, 1999):

1.  $\tau_{rel}$ : Schätzung aufgrund bekannter physikalischer Größen.
2.  $\tau_{inst}$ : Kalibrierung der Instrumente/Geräte.
3.  $\tau_{trop}$ ,  $\tau_{clock}$ : Methode der kleinsten Quadrate – mithilfe eines Ausgleichs können diese beiden Parameter entfernt werden.
4.  $\tau_{iono}$ : Direkte Eliminierung aufgrund bekannter physikalischer Prozesse, in diesem Fall die Messung in beiden Frequenzbändern (Linearkombination).

Wenn nun für  $\tau_g$  aufeinanderfolgende Beobachtungen für eine Vielzahl von Quellen in kurzer Zeitspanne vorliegen, kann der Basisvektor aufgrund einer Überbestimmung im Datensatz und unter Berücksichtigung der oben angeführten Störterme bestimmt werden. Die Formel dazu lautet  $\vec{b} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1$ , wobei die Vektoren  $\vec{r}$  entweder die geozentrische oder die baryzentrische Position der Beobachtungen darstellen (Cannon, 1999).

Ein vereinfachtes Schema der unterschiedlichen Einsatzgebiete und Abläufe einer VLBI Antenne, respektive Beobachtung ist in Abbildung 9 ersichtlich und Abbildung 10 gibt einen Überblick über die Genauigkeiten der vom *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry* zur Verfügung gestellten Produkte.

<sup>14</sup> Quelle: (Schuh & Behrend, 2012, S. 70, Formel 3)

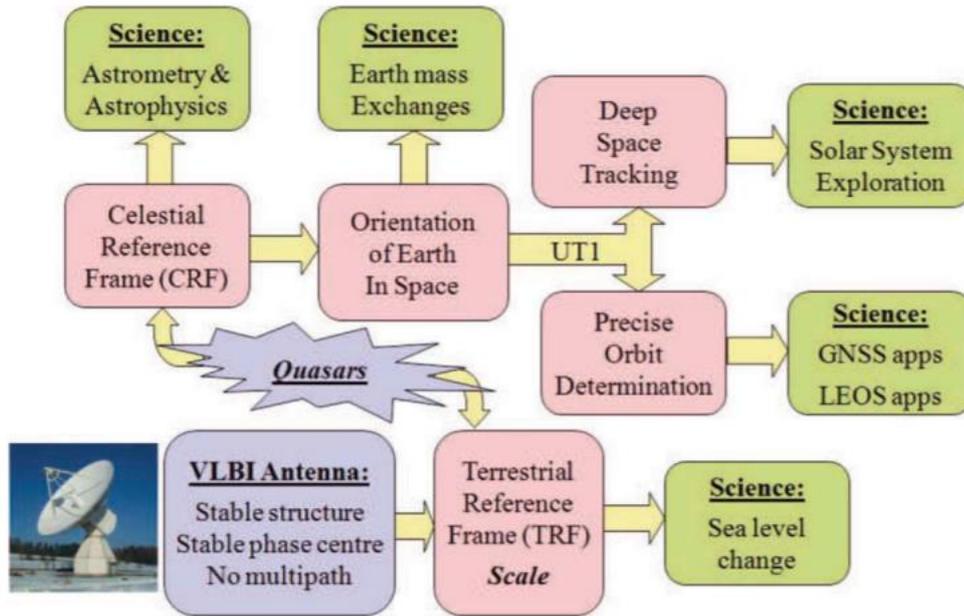


Abbildung 9: Aufgabenschema einer VLBI Antenne.<sup>15</sup>

Products	Specification	Status 2002	Status 2006	Goals (2010)
Polar motion $x_p, y_p$	Accuracy	$x_p \sim 100 \mu\text{as}, y_p \sim 200 \mu\text{as}$	$x_p, y_p: 50\text{--}80 \mu\text{as}$	25 $\mu\text{as}$
	Product delivery	weeks–4 months	8–12 days	1 day
	Resolution	1 day	1 day	10 min–1 h
	Frequency of solution	3 days/week		7 days/week
UT1-UTC (DUT1)	Accuracy	5–20 $\mu\text{s}$	3 $\mu\text{s}$	2 $\mu\text{s}$
	Product delivery	1 week	3–4 days	1 day
	Resolution	1 day	1 day	10 min
Celestial pole $\delta\epsilon; \delta\psi$	Accuracy	100–400 $\mu\text{as}$	50 $\mu\text{as}$	25 $\mu\text{as}$
	Product delivery	weeks–4 months	8–12 days	1 day
	Resolution	1 day	1 day	
	Frequency of solution	~3 days/week		7 days/week
TRF ( $x, y, z$ )	Accuracy	5–20 mm	5 mm	2 mm
CRF ( $\alpha; \delta$ )	Accuracy	0.25–3 mas	0.25 mas (for more frequency bands)	0.25 mas (for more frequency bands)
	Frequency of solution	1 year	1 year	
	Product delivery	3–6 months	3 months	1 month

Abbildung 10: Die von IVS zur Verfügung gestellten Produkte und ihre Genauigkeiten.<sup>16</sup>

<sup>15</sup> Quelle: (Schuh & Behrend, 2012, S. 69, Fig. 1)

<sup>16</sup> Quelle: (Schlüter & Behrend, 2007, S. 383, Table 1)

# 3 Satellitenbahnen

Bereits seit dem Start des ersten Satelliten Sputnik im Jahre 1957 (Hugentobler, 1998) begann man mit den für die Geodäsie, Geophysik und Astrometrie so wichtigen Beobachtungen und Forschungen der Erde und des Weltraums. Seither hat sich im Bereich der Weltraumfahrt sehr viel weiterentwickelt und die etlichen Satelliten in Höhen von 100 bis fast 40.000 Kilometern liefern ständig neue Daten und Fakten (Moltz, 2014). Im folgenden Kapitel ist ersichtlich, wie sich diese Orbits zusammensetzen, welche Funktionen die Satelliten der jeweiligen Höhe haben und welche physikalischen Annahmen dahinterstecken.

## 3.1 Keplersche Gesetze

Die Bahnbestimmungen zu den Satelliten sind auf der Basis des Modells von Kepler aufgebaut, dieses Modell enthält drei Gesetze, die durch Heranziehen der jeweiligen Störelemente an die Realität angepasst werden können. Ursachen für Störungen in Bezug auf die Bahn können die Einflüsse der Atmosphäre, der Strahlungsdruck, die Gezeitenkräfte oder die Einwirkung von fremden Himmelskörpern sein. Obwohl Johannes Kepler mithilfe seiner entdeckten Gesetze in erster Linie die Bahnen der Planeten beschrieb, gelten diese auch für Satellitenbahnen. (Gerstbach, 1975).

Aus unzähligen astronomischen Beobachtungen konnte Kepler in seinem Lebenswerk die drei Gesetze ableiten, in (Meschede, 2006, S. 52) werden sie wie folgt beschrieben:

1. *„Die Planeten bewegen sich auf Ellipsen, in deren Brennpunkt die Sonne steht.“*
2. *„Der „Radiusvektor“ (der Strahl Sonne-Planet) überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.“*
3. *„Die Quadrate der Umlaufzeiten verschiedener Planeten verhalten sich wie die Kuben ihrer großen Bahnachsen.“*



## 3.2 Bahnelemente

Wenn man annimmt, dass keine äußeren Einflüsse auf einen Satelliten einwirken, kann die Position eines solchen anhand von sechs Bahnelementen angegeben werden. Diese basieren auf den in Kapitel 3.1 beschriebenen Keplerschen Gesetze (Sebestyen, et al., 2018) und werden in der Geodäsie auch Ephemeriden genannt.

Als erster Parameter darf die große Bahnhalbachse der Ellipse  $a$  genannt werden, als zweiter Parameter zählt die sogenannte Exzentrizität  $e$ , dies ist die Abweichung der Ellipse von einer Kreisbahn. Der Winkel zwischen der Satellitenbahn und der Bezugsebene (Äquator) wird als Inklination  $i$  beschrieben, während der Winkel des aufsteigenden Knotens oder auch Rektaszension mit einem  $\Omega$  bezeichnet wird. Einfacher gesagt ist  $\Omega$  der Winkel zwischen Frühlingspunkt und der Bahnebene des Himmelsobjekts. Ein weiteres Bahnelement ist  $\omega$ , oder auch Argument des Perigäums genannt. Als Perigäum bezeichnet man den Punkt der Umlaufbahn, an dem der Abstand Brennpunkt zu Objekt (Erde zu Satelliten) am geringsten ist. Das Gegenstück dazu ist das Apogäum. Als sechster und letzter Parameter der Bahnelemente wird die Epoche  $T$  angeführt, sie gibt als Zeitangabe zum Beispiel den Moment eines Perigäumsdurchganges an (Sebestyen, et al., 2018).

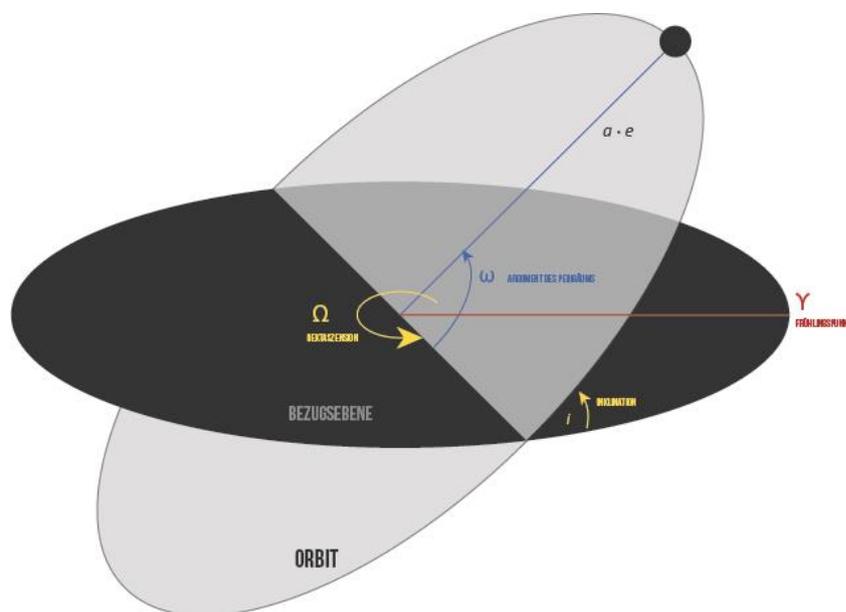


Abbildung 12: Die 6 Bahnelemente<sup>18</sup>.

<sup>18</sup> Quelle: Eigene Grafik

Diese Bahnelemente können für das bessere Verständnis in drei Gruppen eingeteilt werden (Hanslmeier, 2020):

- $\Omega$ ,  $i$  und  $\omega$  beschreiben die jeweilige Lage der Ellipse im Weltraum.
- $a$  und  $e$  beschreiben, wie sich die Form der Ellipse verhält.
- $T$  gibt den zeitlichen Faktor der Bestimmung einer Umlaufbahn an.

### 3.3 Unterschied und Nutzen der variierenden Orbithöhen

Zwischen der Geschwindigkeit und der Orbithöhe eines Satelliten besteht ein strenger Zusammenhang, aus diesem Grund muss die Trägerrakete den Satelliten am angebrachten Ort mit einer korrekt errechneten Geschwindigkeit und der richtigen Bewegungsrichtung freisetzen. Die Bewegung des Satelliten erzeugt eine Zentrifugalkraft, diese wirkt der Gravitationskraft ausgleichend entgegen und hält das Objekt auf seiner Umlaufbahn. Je höher der Orbit ist, desto schwächer wirkt auch die Gravitationskraft und infolgedessen muss sich auch die Geschwindigkeit verringern. Bei einer nicht vorhandenen Balance dieser beiden Kräfte stürzt der Satellit entweder auf die Erde (bei zu geringer Geschwindigkeit) oder er entfernt sich zunehmend (bei zu hoher Geschwindigkeit) (Wright, et al., 2005).

Höhe (Kilometer)	Orbit Periode (Minuten)
200	88.3
500	94.4
1.000	104.9
5.000	201.1
10.000	347.4
Semistationäre: 20.200	718.3 (12 Stunden)
Geostationäre: 35.800	1436.2 (24 Stunden)

Abbildung 13: Höhe eines Satelliten und seine dafür benötigte Umlaufzeit (Periode).<sup>19</sup>

Wie sich aus diesem Absatz bereits herauslesen lässt, fungieren Satelliten in unterschiedlichen Höhen und mit variierender Inklination. Welche Orbithöhe, ist von dem zu erwartenden Nutzen des Satelliten abhängig, seine Inklination hingegen bestimmt die

<sup>19</sup> Quelle: (Wright, Grego, & Gronlund, 2005, S. 22, Table 4.2.)

abzudeckende Fläche der Erde. Die am einfachsten zu erreichende Ebene ist der sogenannte *Low Earth Orbit* (LEO), dieser Orbit hat eine Spannweite von circa 100 Kilometern Höhe bis 2.000 Kilometern, wobei dies nur ein Richtwert ist, der je nach Quelle im Bereich von einigen Kilometern variiert. Laut (Moltz, 2014) befindet sich in etwa die Hälfte aller Satelliten in dieser Umlaufbahn, unter ihnen die *International Space Station*. Vor allem militärische Aufklärungssatelliten, Kommunikationssysteme wie die Satelliten der Iridium und Starlink Konstellation oder astronomische Satelliten wie das Hubble Teleskop befinden sich im *Low Earth Orbit* (Moltz, 2014). Die am höchsten gelegene Ebene mit Satelliten ist der *Geostationary Orbit* (GEO) in circa 40.000 Kilometern Höhe. Objekte auf dieser Bahn scheinen sich nicht zu bewegen, Grund dafür ist, dass sie sich mit derselben Geschwindigkeit wie die Erdrotation fortbewegen und deshalb immer über einem fixen Punkt auf der Erde stehen. Nutzen findet der *Geostationary Orbit* vor allem für Kommunikationssatelliten, TV-Satelliten oder Erdbeobachtungssatelliten, beziehungsweise Meteorologische Satelliten (Hugentobler, 1998). Zwischen dem *Low Earth Orbit* und dem *Geostationary Orbit* befindet sich noch der *Medium Earth Orbit* (MEO), er gilt als die am wenigsten benutzte Region. Neben globalen Kommunikationssatelliten wie dem *Globalstar* befinden sich vor allem Navigationssatelliten (GPS, GLONASS, Galileo) im *Medium Earth Orbit* (Moltz, 2014).

### 3.4 Two Line Elements

Die momentane Position eines sich im Orbit befindlichen Satelliten kann auch mittels sogenannter NORAD *Two Line Element Sets* angegeben werden. Neben den sechs Bahnelementen (siehe 3.2) enthalten sie zusätzlich einige Korrekturparameter, aufgrund derer etwaige Störungen der Umlaufbahnen berücksichtigt werden können. Zur Berechnung der Bahnnumlaufbahnen werden in der Praxis meistens die TLE-files zur Verfügung gestellt und verwendet. Als Beispiel für ein solches File kann Abbildung 14 herangezogen werden.

```
STARLINK-55  
1 44268U 19029AK 20337.54169716 .00145395 00000-0 14688-2 0 9995  
2 44268 52.9929 62.1570 0002871 77.0211 283.1123 15.64373497 85955
```

Abbildung 14: TLE-file eines Starlink Satelliten.

Wie man aus dem Namen bereits schließen kann, wird die Information mittels zwei Zeilen dargestellt, zusätzlich gibt es noch eine dritte Zeile als Überschrift, in der der Name des jeweiligen Objektes ersichtlich ist. In Abbildung 15 folgt eine detaillierte Beschreibung eines

TLE-files, in dieser Gliederung ist ersichtlich, welche Daten von den jeweiligen Zeilen repräsentiert werden (CelesTrak, 1985).

<b>Zeile 1</b>	
<b>Spalte</b>	<b>Bedeutung</b>
01	Zeilen Nr.
03-07	NORAD Katalog Nr.
08	Klassifizierung
10-11	Startjahr (letzte zwei Zahlen)
12-14	Startnummer des Jahres
15-17	Startobjekt
19-20	Epoche (Jahr)
21-32	Epoche (Tag)
34-43	Widerstandskoeffizient (First time)
45-52	Widerstandskoeffizient (Second time)
54-61	BSTAR drag term
63	Ephemeriden Typ
65-68	Element Nr.
69	Prüfsumme

<b>Zeile 2</b>	
<b>Spalte</b>	<b>Bedeutung</b>
01	Zeilen Nr.
03-07	Satelliten Nr.
09-16	Inklination (°)
18-25	Rektaszension (°)
27-33	Exzentrizität
44-51	Mittlere Anomalie (°)
53-63	Mittlere Bewegung (Umdrehungen pro Tag)
64-68	Umlaufnummer seit Start
69	Prüfsumme

**Abbildung 15: NORAD Two Line Elements.**

Diese Parameter (Abbildung 15), beziehungsweise diese Störelemente werden von NORAD für alle im Orbit befindlichen Objekte verwaltet und ständig auf den neuesten Stand gebracht. Somit kann für eine angemessene Vorhersage der Weltraumobjekte garantiert werden. Die NORAD *element sets* werden als Mittelwerte dargestellt, diese Werte erhält man, indem periodische Variationen der Störelemente entfernt werden. Die guten Vorhersagen kann man nur dann erreichen, indem man mit einem Modell die periodischen Variationen wieder genauso rekonstruiert und anbringt. Diese *element sets* werden, abhängig von der Periode, mittels *near-Earth* oder *deep-space* Modell automatisch erzeugt (Keim, 2004).

Für die mathematischen Modelle, die zur Berechnung der Vorhersage bezüglich Satellitenposition und Geschwindigkeit dienen, gibt es für *near-Earth* die Modelle SGP, SGP4 und SGP8. Die *deep-space* Objekte lassen sich mittels der Modelle SDP4 und SDP8 ermitteln. Eine genauere Beschreibung zu diesen Modellen kann bei (Hoots & Roehrich, 1980) nachgelesen werden.

# 4 SpaceX

## 4.1 Übersicht

SpaceX ist ein vom amerikanischen Tesla Gründer Elon Musk ins Leben gerufenes Weltraumunternehmen, anfangs von vielen etwas belächelt, konnte sich das Unternehmen innerhalb kurzer Zeit vollständig etablieren. Bereits jetzt besitzt es den Titel des weltweit größten Satellitentransporteurs und, wenn man den Aussagen Musks Glauben schenken darf, wird sich dieser Erfolgslauf fortsetzen. Grund dafür ist, dass die SpaceX Flüge um einiges billiger sind und die Firma mit der NASA einen sehr namhaften Kunden hat. Während, wie etwa der europäische Konkurrent Arianespace bei jedem Flug neue Träger erstellen muss, setzt SpaceX mit der Falcon auf eine wiederverwertbare Trägerrakete (Schubert, 2018).

Vor allem durch die umstrittenen Starts der Starlink-Satelliten steht das Weltraumunternehmen ständig im Focus der Medien. Im Mai 2019 wurden das erste Mal 60 dieser Satelliten auf ihre Umlaufbahn geschickt, bis jetzt erhöhte sich die Anzahl der im Orbit befindlichen Starlink ständig. Ziel sei das Schaffen einer öffentlich zugänglichen Internet Verbindung, beginnend mit Kanada und den U.S., für die gesamte Weltbevölkerung (Alan, 2020). Sollte alles nach Plan verlaufen, ist mit einer Flotte von 42.000 Satelliten im *Low-Earth-Orbit* zu rechnen. Auch wenn bis dahin noch einige Zeit vergeht, eine derartige Megakonstellation an Satelliten im All wirft bei vielen Astronomen und Wissenschaftlern, die sich mit diesen Gebieten auseinandersetzen, große Fragen und Zweifel auf (Cooper, 2020).

Für die Astronomie sucht man mit beinahe 20.000 Objekten im Orbit bereits jetzt Lösungen zu diesen Problemen. Wenn sich diese Zahl durch die Starlink-Satelliten vergrößert, tritt auch die Frage in den Vordergrund, wie sich die Helligkeit dieser Satelliten auf den Sternenhimmel auswirkt. Diese hellen Objekte könnten falsche Signale auslösen, mit der hohen Anzahl ständig die Messungen beeinflussen oder aber aufgrund ihrer Kommunikationsfrequenz Auswirkungen auf Messungen der Radioastronomie haben. Weiters führt auch die derzeitige Anzahl an Satelliten bereits zu einem riesigen Weltraummüll-Problem und es kann durchaus das Öfteren zu einem „Weltraumverkehrsunfall“ kommen. Als Lösung dieser Problematik wird von SpaceX angeführt, dass die Satelliten schwarz bemalt werden sollen, um am Sternenhimmel nicht zu hell zu sein (Witze, 2019). Als weiterer Punkt wird genannt, dass die Satelliten am Ende

ihrer Lebensdauer aufgrund eines eingebauten Bordantriebssystems wieder zurückgeholt werden könnten. Sollte dieses System nicht mehr funktionieren, rechnet man damit, dass die Satelliten innerhalb von 1-5 Jahren in der Erdatmosphäre verglühen (spaceX, 2020). Wie weit und wie gut sich diese Vorhaben schlussendlich in die Tat umsetzen lassen und was sie bewirken, muss sich erst herausstellen.

## 4.2 Geplante Netzstruktur

Wie bereits erwähnt sollen planmäßig bis zu 42.000 Starlink-Satelliten ins Weltall befördert werden, zurzeit startet etwa alle zwei Wochen eine Trägerrakete mit bis zu 60 Satelliten. Aufgrund einer in der Entwicklung befindlichen neuen Rakete, der *Starship*, sollen in naher Zukunft bis zu 400 Satelliten auf einmal ins All transportiert werden können (Sheetz, 2019). Das gesamte Projekt ist in drei Phasen (siehe Abbildung 16) aufgeteilt, wobei Phase Eins momentan durchgeführt wird und der Antrag für Phase Zwei bereits genehmigt ist. Während ein Ansuchen für die dritte Phase und somit für die restlichen 30.000 Satelliten erst in Arbeit ist, plant SpaceX zuvor noch zusätzliche 7.500 Satelliten in Polarorbits mit einer Höhe von circa 340 Kilometern zu starten.

	Phase 1	Phase 2				Phase 3							
<b>Bahnebenen</b>	72	72	36	6	4	1	1	1	40	1	1	12	18
<b>Satelliten pro Ebene</b>	22	22	20	58	43	7.178	7.178	7.178	50	1.998	4.000	12	18
<b>Gesamtanzahl</b>	1.584	2.824				30.000							
<b>Höhe in km</b>	550	540	570	560	560	328	334	345	360	373	499	604	614
<b>Inklination</b>	53°	53,2°	70°	97,6°	97,6°	30°	40°	53°	96,9°	75°	53°	148°	115,7°

Abbildung 16: Die 3 Phasen der Starlink Konstellationen

# 5 Auswertung

Diese Arbeit basiert auf der Auswertung und Berechnung vieler Satelliten und VLBI Daten. Mithilfe sogenannter TLE-files (siehe Abbildung 14) können die Orbits der Satelliten genauestens berechnet und Überlagerungen mit den VLBI-Sessions festgestellt werden. Die TLE-files der Starlink-Satelliten sind unter [www.celestrak.com](http://www.celestrak.com) (CelesTrak, 1985) abrufbar, auf dieser Webseite werden bereits seit 1985 Daten in Verbindung mit Raumfahrt bereitgestellt. Als weitere Quelle für die Daten zur Auswertung dient [ivscc.gsfc.nasa.gov](http://ivscc.gsfc.nasa.gov) (IVS), ein besonderes Augenmerk liegt dabei auf den VGOS Sessions. Von diesen 24 Stunden andauernden Messungen wird von Juli bis November pro Monat eine verwendet, somit liegen die Daten zu 5 VGOS Sessions vor (siehe 5.2). Das Grundgerüst der Berechnungen wird mit dem Programm Matlab (5.1.1) gefertigt, die endgültige Auswertung erfolgt mittels VieVS (5.1.2). Eine detaillierte Beschreibung des genauen Arbeitsablaufes ist in 5.2 zu finden.

## 5.1 Programme zur Auswertung

### 5.1.1 Matlab

Matlab ist eine Software, die vor allem an Universitäten und generell im Lehrbereich gerne verwendet wird. Mittels Programmierung ermöglicht Matlab die Lösung unterschiedlichster Aufgabenbereiche und die Darstellung der Ergebnisse in graphischer Form.

In dieser Arbeit werden die TLE-files der Satelliten in Matlab eingelesen, umgewandelt und auf Überschneidungen zu den einzelnen VLBI-Sessions geprüft. Durch mehrere Funktionen können die nicht brauchbaren Beobachtungen gelöscht und als NGS-files für die weitere Auswertung mit der *Vienna VLBI and Satellite Software* verwendet werden. Da auch VieVS (5.1.2) auf Matlab aufgebaut ist, bildet Matlab für die gesamte Auswertung die Grundstruktur.

### 5.1.2 VieVS – Vienna VLBI and Satellite Software

Wie in 5.1.1 bereits erwähnt ist die *Vienna VLBI and Satellite Software* ein in Matlab geschriebenes Analyseverfahren für VLBI Messungen. Entwickelt, erneuert und in Stand gehalten wird es vom Department für Geodäsie und Geoinformation an der Technischen Universität in Wien (VieVS Wiki). Seit 2008 wird das Programm für Forschung und Lehre

im Bereich geodätische Weltraumverfahren verwendet. Weltweit wird es bereits erfolgreich sowohl für die Bestimmung des ICRF und des ITRF verwendet als auch zur Bestimmung von *Universal Time* und Polbewegungen. Des Weiteren befinden sich in VieVS nicht nur Verfahren zur Auswertung und Simulation von VLBI Beobachtungen zu extragalaktischen Radioquellen, sondern auch für Aufbereitung von Daten zu unterschiedlichen Satelliten und Raumfahrzeugen (Böhm, et al., 2018). Für eine detaillierte Beschreibung, mehr Information und Hilfestellungen zum Programm darf auf <https://vievswiki.geo.tuwien.ac.at/> verwiesen werden.

In dieser Arbeit wurden die, mittels Matlab erzeugten NGS-files in VieVS eingelesen und auf Unterschiede zwischen den gegebenen und den reduzierten Beobachtungen untersucht. Dabei waren vor allem die Mittelwerte der Standardabweichungen von den Erdorientierungsparametern und den Stations-Koordinaten interessant, im weiteren als *mean formal error* bezeichnet. Eine detailreichere Beschreibung der Auswertung folgt in Kapitel 6 und Kapitel 5.2 liefert Einblicke in den Ablauf der Arbeit.

## 5.2 Arbeitsschritte

Grundsätzlich kann die Arbeit in drei Abschnitte unterteilt werden, in ein Sammeln der Daten beziehungsweise Erzeugen der TLE-files, in den zweiten und zeitaufwändigsten Aspekt, das Programmieren mit Matlab und in den letzten Teil, die Auseinandersetzung mit Auswerten und Analysieren der erlangten Daten in VieVS. Dieses Kapitel liefert eine Beschreibung des gesamten Ablaufes und soll dem Leser einen verständlichen Einblick in die Arbeitsschritte gewähren.

Die Grundfrage ist, ob überhaupt irgendwelche Daten zu den geplanten Starlink Orbits und ihren Konstellationen bekannt und für die Öffentlichkeit zugänglich sind. Da es ein sehr aktuelles und vor allem neues Thema ist, liefert das Internet in Form etlicher Zeitungsartikel und online Abhandlungen eine gute Unterstützung der Nachforschungen. Während zu den Plänen und Vorstellungen der Konstellationen in mehreren Beiträgen Informationen zu finden sind, liefert nur eine Seite mit öffentlichem Zugang aktuelle TLE-files der Satelliten. Die Webseite <https://www.celestrak.com/> stellt die NORAD *Two-Line Element Sets* unterschiedlicher Satellitenkonstellationen zur Verfügung und hält diese auf dem neuesten Stand. Diese Datensätze bilden somit den Grundstock für die restlichen Berechnungen und Auswertungen. Der auf der Webseite ebenfalls verfügbare *Skyplot* (Abbildung 17) liefert

zusätzliche interessante Details über den bereits jetzt sehr starken Satelliten-Verkehr im Weltraum.

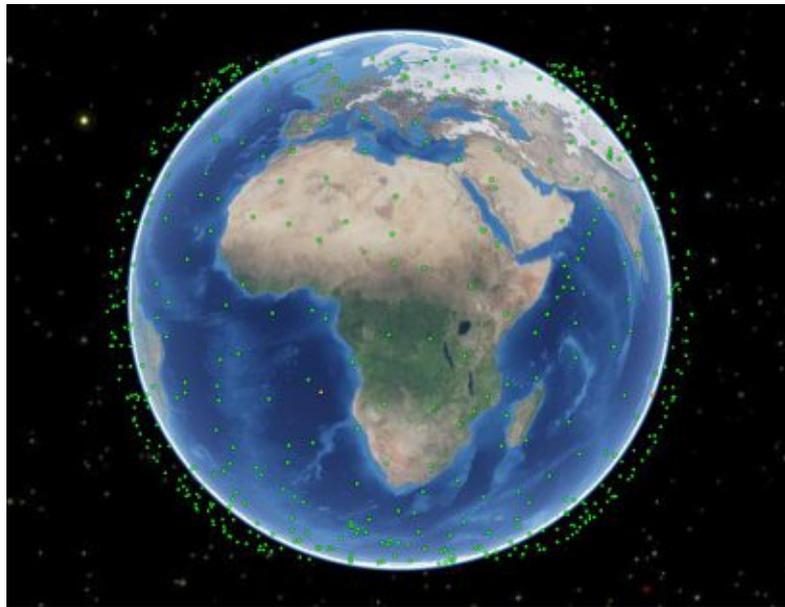


Abbildung 17: Skyplot der Starlink Konstellationen.<sup>20</sup>

Als nächster Schritt muss ein Zusammenhang zwischen den Stationen und den Satelliten hergestellt werden. Zu dieser Fragestellung besteht bereits eine Vorarbeit, die als Unterstützung für die Berechnungen herangezogen wird. Der Zusammenhang definiert sich, indem von jedem sichtbaren Satelliten das Azimut, die Elevation und die Zeit zu jeder der acht verwendeten Stationen berechnet werden. Als Ergebnis erhält man ein in Sekundenschnittweite berechnetes File mit Azimut und Elevation eines Satelliten, Standpunkt der Beobachtung ist dabei das jeweils verwendete Observatorium. Vereinfacht gesagt kann man dadurch feststellen, zu welchem Zeitpunkt an welcher Stelle der Satellit von einer Station aus gesehen werden kann. Die Koordinaten der dafür verwendeten Stationen lassen sich aus den verwendeten Sessions herauslesen. Die gebräuchlichen Namen dieser Stationen lauten: GGAO12M (USA, Washington *Goddard Geophysical and Astronomical Observatory*), KOKEE12M (USA, Hawaii), MACGO12M (USA, Texas), ONSA13NE (SWE, Onsala), ONSA13SW (SWE, Onsala), RAEGYEB (ESP, Madrid), WESTFORD (USA, Nähe Boston), WETTZ13S (GER, Wettzell). Von diesen Beobachtungszentren werden, wenn sichtbar, in Sekunden Schrittweite die bereits erwähnten Winkel Azimut und Elevation der Satelliten berechnet. Diese Liste kann man

<sup>20</sup>Quelle:<https://celestrak.com/cesium/orbit-viz.php?tle=/NORAD/elements/starlink.txt&satcat=/pub/satcat.txt&orbits=0&pixelSize=3&samplesPerPeriod=90&referenceFrame=1> (19.01.2021)

daraufhin mit tatsächlichen VLBI Sessions vergleichen und Beobachtungen zu Quasaren, welche sehr nahe an Starlink Satelliten liegen, können identifiziert werden.

Das Hauptaugenmerk der Beobachtungen liegt hierbei auf den sogenannten VGOS, früher unter dem Namen VLBI2010 bekannt. Von diesen 24 Stunden Messungen wurden folgende fünf zur Datenerhebung verwendet:

- VO0188, Start am 06.07.2020 um 18:00 Uhr.
- VO0219, Start am 06.08.2020 um 18:00 Uhr.
- VO0258, Start am 14.09.2020 um 18:00 Uhr.
- VO0287, Start am 13.10.2020 um 18:00 Uhr.
- VO0314, Start am 09.11.2020 um 18:00 Uhr.

Doch ab wann ist ein Satellit eigentlich zu nahe? Es wird mit circa 13 GHz beobachtet und die verwendeten Teleskope haben einen Durchmesser von 12-13 Metern. Wenn die Wellenlänge mit dem Durchmesser der Antenne dividiert wird, kommt man auf das Ergebnis von rund 6.1 Bogenminuten (Formel 7). Um die Wellenlänge zu erhalten, muss zuerst die Lichtgeschwindigkeit mit der Frequenz dividiert werden.

Sollte sich am Ende somit ein Satellit innerhalb dieses Durchmessers zu einer Quasar Beobachtung befinden, gilt er als zu nahe und die Beobachtung muss gestrichen werden.

$$\text{Öffnungswinkel in Bogenminuten} = \frac{3 \cdot 10^8 \text{ [m/s]}}{13 \cdot 10^9 \text{ [1/s]}} / 13 \text{ [m]} * (180 / \pi * 60) \quad (7)$$

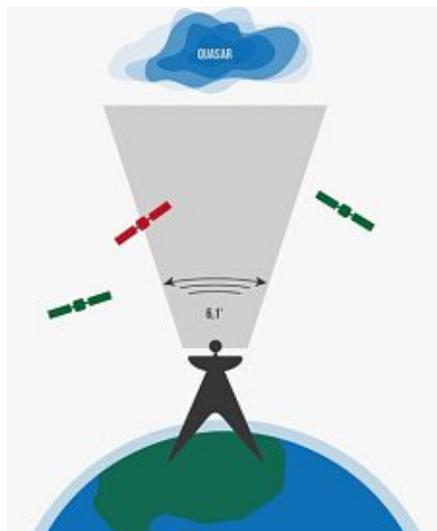


Abbildung 18: Öffnungswinkel einer Radioantenne<sup>21</sup>.

<sup>21</sup> Quelle: Eigene Grafik.

Da die Frage mit dem Öffnungswinkel geklärt ist, kann nun das Hauptprogramm in Matlab geschrieben werden. Dieses filtert Überschneidungen zwischen Azimut, Elevation und Zeit der bereits erzeugten Starlink Listen mit dem Azimut, der Elevation und der Zeit von beobachteten Quasaren heraus.

In dem jeweiligen sched-file befinden sich immer der Start- und Endzeitpunkt einer Quasar Beobachtung, sowie die jeweiligen Winkel zu dieser Quelle. Eine Station benötigt für eine Beobachtung circa 31 Sekunden und in dieser Zeit bewegt sich einerseits der Satellit erheblich und andererseits die Position der Quelle minimal. Bei den Satelliten sind es meistens mehrere Grad und die Quellen ändern sich im Durchschnitt 6 Bogenminuten im Azimut und 1 Bogenminute in der Elevation. Unter Berücksichtigung dieser Kriterien vergleicht Matlab nun jeden Satelliten mit jeder Beobachtung und prüft, ob Überlappungen auftreten. Sollte sich nun ein Satellit in dem Öffnungswinkel von 6.1 Bogenminuten befinden, wird diese Beobachtung aus dem sched-file gestrichen. In dem Fall, dass dadurch die Anzahl der Stationen eines Scans unter zwei sinkt, wird der ganze Scan aus dem Datensatz eliminiert. Auf diese Art erhält man ein file mit reduzierten Beobachtungen und kann dieses als NGS-file abspeichern, für den letzten Schritt, die Auswertung in VieVS, wird nämlich dieses Format benötigt.

In VieVS werden nun die erzeugten NGS-files (reduzierte als auch nicht reduzierte) als *input files* gesetzt. Da im Programm standardmäßig zu wenige VGOS Stationen im Datum sind, müssen für einen korrekten Ausgleich durch die Methode der kleinsten Quadrate alle Stationen verwendet werden. Aufgrund der Abschätzung der Stationskoordinaten werden *non net translation* (NNT) und *no net rotation* (NNR) als Bedingungen hinzugefügt. Bei der Anzahl der Simulationen wird die *number of days simulated* auf 1000 gesetzt, somit werden eintausend Simulationen erzeugt. Die zu simulierenden Parameter sind der *Slant wet delay*, die *Clock* und das *White noise*. Für eine Übersicht zu den angenommenen Größen der Parameter wird auf Abbildung 19 verwiesen.

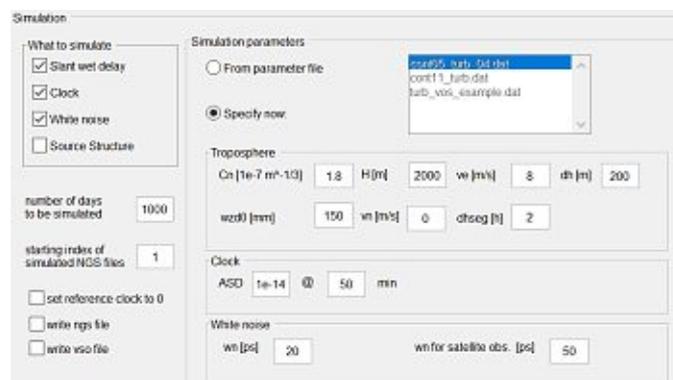


Abbildung 19: VieVS Simulation.

Nach dem Beenden der Simulationen wird von VieVS eine Zusammenfassung aller Ergebnisse abgespeichert. Diese Ergebnisse sind dargestellt durch die *mean formal errors* und die *repeatability* und können als Vergleich zwischen den originalen Beobachtungen und den reduzierten verwendet werden. Somit stehen die Berechnungen fest und die Ergebnisse können in Kapitel 6 genauer untersucht und verglichen werden.

## 6 Ergebnisse

Dieses Kapitel beschäftigt sich mit den Ergebnissen der Auswertungen und soll diese dem Leser verständlich übermitteln. Wie man zu den Resultaten kommt, wurde bereits in Kapitel 5 beschrieben, hier folgt eine genauere Analyse. Der erste Teil setzt sich mit den aktuell im Weltraum befindlichen 1.000 Starlink Satelliten auseinander (6.1), der zweite Abschnitt zeigt, wie sich die Daten mit 4.000 Satelliten verändern (6.2) und als letztes wird noch ein Überblick gegeben, wie sich die stetig steigende Anzahl der künstlichen Weltraumobjekte auf die VLBI Messungen auswirken könnte (6.3). Vorab folgt noch eine Erklärung der Parameter und eine Erläuterung der verwendeten Kenngrößen.

Wie weiter oben bereits angeführt, wurden sowohl die originalen als auch die reduzierten Datensätze bei den Simulationen für 1.000 Tage errechnet, in den Ergebnissen wird dies mit  $n_{sim}$  (*number of simulated days*) angegeben. Die originalen Daten basieren jeweils auf allen Beobachtungen und bei den reduzierten Schedules wurden die Beobachtungen, die zu nahe an Starlink Satelliten liegen, eliminiert. In Folge dieser Berechnungen erhält man den sogenannten *mean formal error* für die Koordinaten der verwendeten Stationen und für die Erdorientierungsparameter. Dieser Wert setzt sich aus dem Mittelwert der jeweiligen Standardabweichung jeder einzelnen Simulation zusammen und wird im weiteren Verlauf der Arbeit oft als *mfe* bezeichnet. Die Differenz der originalen sowie der reduzierten Daten soll in weiterer Folge Rückschlüsse über die Veränderungen geben. Somit kann, basierend auf den eben erwähnten simulierten Genauigkeiten der Stationskoordinaten und der EOPs untersucht werden, wie stark Starlink Satelliten die geodätischen VLBI Messungen beeinflussen.

Während die Stationskoordinaten in den Ergebnissen im Millimeter Bereich angegeben werden, sind sowohl Nutation ( $x_{nut}/y_{nut}$ ) als auch Polbewegung ( $x_{pol}/y_{pol}$ ) in Mikrobogensekunden [ $\mu$ s] gegeben. Der fünfte Parameter, die Zeit  $dUT1$ , ist in Mikrosekunden [ $\mu$ s] abgebildet und die Variable  $n_{obs}$  (*number of observations*) beschreibt in den Ergebnissen die Anzahl der durchgeführten Beobachtungen eines Schedules.

## 6.1 1.000 Satelliten

Aktuell wurden von SpaceX bis jetzt ungefähr 1.000 Satelliten in ihre Umlaufbahnen befördert, somit steht diese Anzahl an original Daten in Form von TLE-files für die Berechnungen zur Verfügung. Zurzeit befindet man sich noch in Phase 1 der Konstellationen und daher kreisen alle dieser Satelliten in Orbits mit einer Inklination von  $53^\circ$  um die Erde. In diesem Abschnitt wird also mit realen Daten bereits im Weltraum befindlicher Starlink Satelliten gearbeitet. Für die Monate Juli, August, September, Oktober und November wurde jeweils eine VGOS-Session ausgewählt, um Überlagerungen mit den Bahnen dieser 1.000 Satelliten zu überprüfen. Ab wann ein Satellit als zu nahe empfunden wird und die Beobachtungen stört wurde bereits in Kapitel 5.2 genauer erläutert.

Aufgrund des sehr kurzen Zeitfensters einer Beobachtung, circa 31 Sekunden, sind die zu eliminierenden Beobachtungen bei tausend Satelliten noch relativ gering und auch die Änderungen der *mean formal errors* sind in einem sehr minimalen Bereich. VO0314 liefert, dicht gefolgt von VO0187, mit nur 26 beziehungsweise 28 eliminierten Beobachtungen die geringsten Werte. Aber auch die übrigen Sessions nehmen bei einer Gesamtanzahl von 16.000-18.000 Beobachtungen keinen großen Einfluss durch das Entfernen von 45 (VO0219), 48 (VO0258) und 37 (VO0287) Observationen (Abbildung 20). Aber auch wenn die Abweichungen noch so klein sind, ist nichtsdestotrotz ein Abwärtstrend in den mfe Werten erkennbar. Jeder Wert der reduzierten Beobachtungen liefert im Vergleich zum Original eine Verschlechterung (Abbildung 21 bis Abbildung 25).

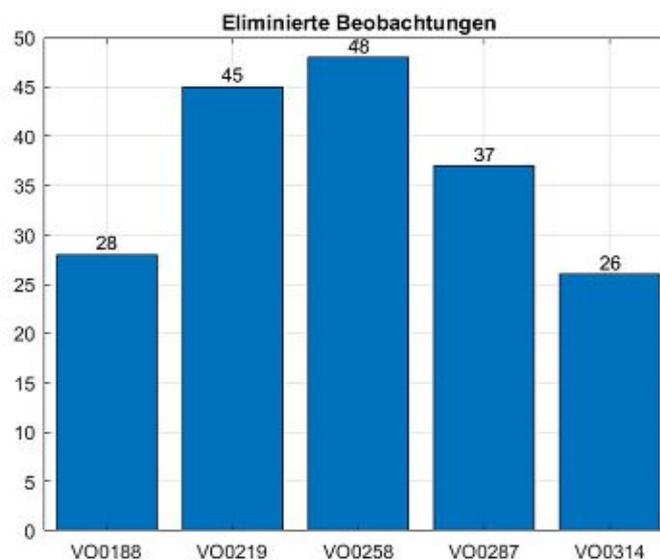


Abbildung 20: Anzahl der eliminierten Beobachtungen (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
Original:	17683	4,5607	93,177	72,665	96,661	84,881	<b>VO0187</b>			
Reduziert:	17655	4,5728	93,424	72,848	96,98	85,177				
Differenz:	28	0,0121	0,247	0,183	0,319	0,296				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
Original:	1,7977	3,206	2,1995	1,887	1,9152	2,3428	1,837	2,1038		
Reduziert:	1,8039	3,2135	2,207	1,8919	1,92	2,3489	1,842	2,1091		
Differenz:	0,0062	0,0075	0,0075	0,0049	0,0048	0,0061	0,005	0,0053		

Abbildung 21: Mean formal errors von VO0187 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
Original:	16727	4,2653	94,319	70,626	98,988	85,613	<b>VO0219</b>			
Reduziert:	16682	4,2721	94,468	70,726	98,965	85,658				
Differenz:	45	0,0068	0,149	0,1	-0,023	0,045				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
Original:	1,7557	3,1813	2,2728	1,8755	1,8913	2,4492	1,8138	2,0412		
Reduziert:	1,7572	3,1839	2,2762	1,8774	1,8933	2,4535	1,8209	2,0461		
Differenz:	0,0015	0,0026	0,0034	0,0019	0,002	0,0043	0,0071	0,0049		

Abbildung 22: Mean formal errors von VO0219 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
Original:	17479	4,0334	97,388	70,747	88,929	79,957	<b>VO0258</b>			
Reduziert:	17431	4,0367	97,485	70,912	89,003	80,013				
Differenz:	48	0,0033	0,097	0,165	0,074	0,056				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
Original:	1,7851	3,1973	2,2363	1,8151	1,8777	2,4208	1,8877	2,0893		
Reduziert:	1,787	3,2034	2,239	1,8183	1,8814	2,4241	1,8929	2,0918		
Differenz:	0,0019	0,0061	0,0027	0,0032	0,0037	0,0033	0,0052	0,0025		

Abbildung 23: Mean formal errors von VO0258 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
Original:	16599	5,7444	104,07	74,78	139,69	90,062	<b>VO0287</b>			
Reduziert:	16562	5,749	104,25	74,919	139,88	90,186				
Differenz:	37	0,0046	0,18	0,139	0,19	0,124				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
Original:	1,7499	3,4558	2,3069	1,9742	2,0394	2,4128	1,8095	2,1898		
Reduziert:	1,7633	3,458	2,3075	1,9765	2,0425	2,4194	1,8117	2,1902		
Differenz:	0,0134	0,0022	0,0006	0,0023	0,0031	0,0066	0,0022	0,0004		

Abbildung 24: Mean formal errors von VO0287 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [ $\mu$ s]	x_pol [ $\mu$ as]	y_pol [ $\mu$ as]	x_nut [ $\mu$ as]	y_nut [ $\mu$ as]				
Original:	17798	4,3829	92,182	71,324	116,8	89,919	<b>VO0314</b>			
Reduziert:	17772	4,3888	92,305	71,412	116,91	90,023				
Differenz:	26	0,0059	0,123	0,088	0,11	0,104				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
Original:	1,7725	3,2266	2,2634	1,8508	1,8894	2,4184	1,8382	2,1359		
Reduziert:	1,7749	3,231	2,2662	1,8529	1,8917	2,4213	1,8407	2,1387		
Differenz:	0,0024	0,0044	0,0028	0,0021	0,0023	0,0029	0,0025	0,0028		

Abbildung 25: Mean formal errors von VO0314 (1.000 Satelliten).

Die Veränderungen bei den Stationskoordinaten sind relativ gleich verteilt und befinden sich alle im selben Größenbereich. Der Ausgangswert des mfe wird Mithilfe von VieVS im Millimeterbereich ausgegeben, die Differenzen der jeweiligen Schedules liegen nun alle im Mikrometerbereich ( $\sim 5 \mu\text{m}$ ), einzig und allein die Station GGAO12M von VO0287 befindet sich mit  $13.4 \mu\text{m}$  um eine Zehnerpotenz darüber. Aber auch dieser „Ausreißer“ ist immer noch sehr klein.

Wenn man die Differenzen der reduzierten und originalen Schedules in der Nutation vergleicht, sieht man, dass die Diskrepanz doch weit unter einer Mikroarcsekunde zu finden ist (Abbildung 27). Hier ist jedoch interessant, dass die Werte in x-Richtung einen größeren Wert vorweisen als in y-Richtung. Nur die Session VO0219 liefert mit einer sehr geringen Verbesserung bei den Ergebnissen der reduzierten Beobachtungen eine Abweichung zu den restlichen Ergebnissen.

Bei den Polbewegungen (Abbildung 26) zeichnet sich ein ähnliches Bild wie bei der Nutation ab, die Werte sind weit unter einer Mikroarcsekunde und die x-Richtung zeigt größere Unterschiede.

Gleiches gilt für die Zeit, die reduzierten Beobachtungen der *Difference to Universal Time 1* variieren nur sehr gering mit den ungekürzten Datensätzen.

Wenn man nun die Mittelwerte der Koordinatenverschlechterungen und die Mittelwerte der Verschlechterungen der Erdorientierungsparameter noch einmal durchgeht (Abbildung 28), darf zusammengefasst gesagt werden, dass ein Trend in Richtung Verschlechterung erkennbar ist, dieser aber so minimal ist, dass er bei 1000 errechneten Satelliten kaum Einfluss auf die Ergebnisse einer VLBI Messung hat. Somit besteht momentan noch keine Gefahr auf größere Einflüsse, wie sich dies aber bei einer höheren Anzahl an Satelliten auswirkt, wird in Kapitel 6.2 erläutert. Für die gesamten Darstellungen der Werte und deren Diagramme darf auf den Anhang verwiesen werden.

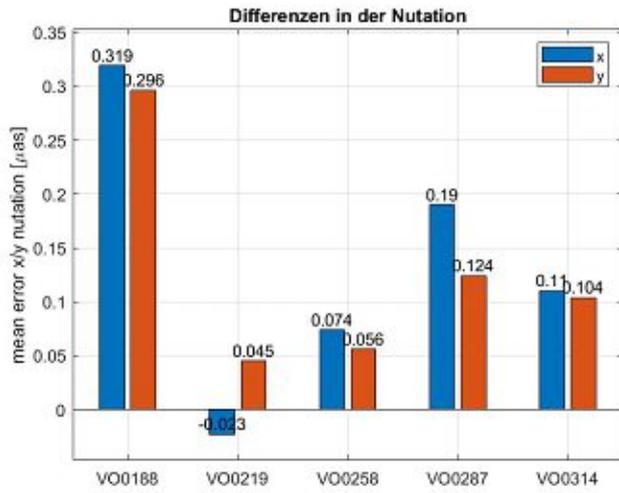


Abbildung 27: Nutation (1.000 Satelliten), wobei die negativen Werte eine Verbesserung darstellen

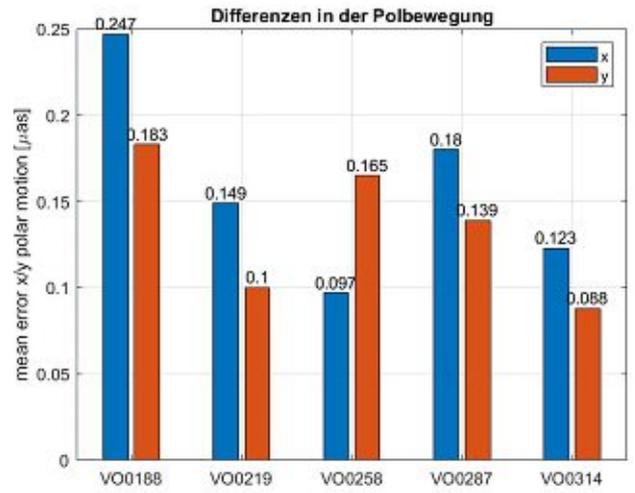


Abbildung 26: Polbewegung (1.000 Satelliten).

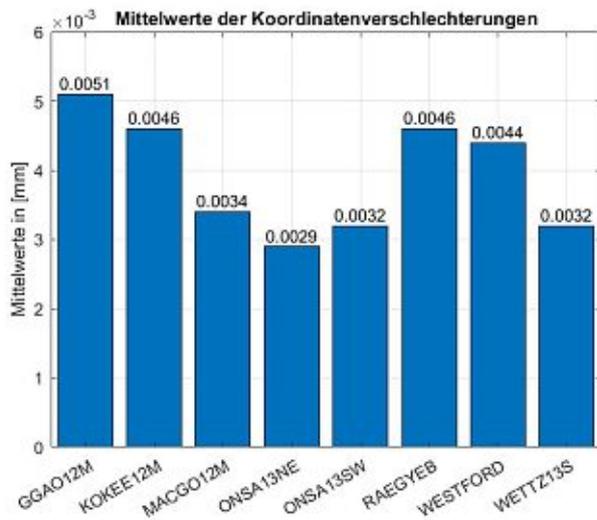
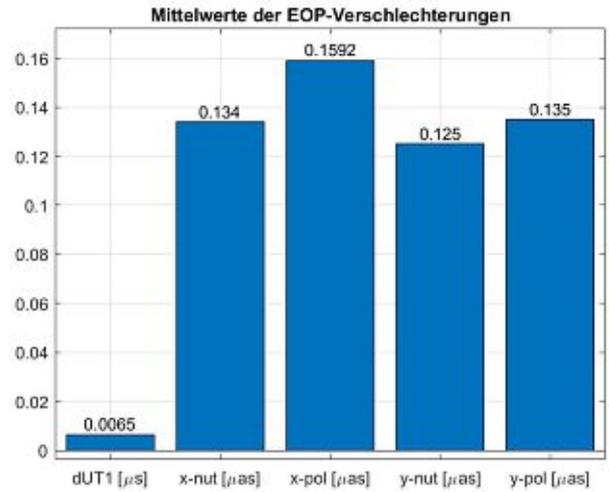


Abbildung 28: Mittelwerte der Verschlechterungen (1.000 Satelliten).



## 6.2 4.000 Satelliten

Die bisherigen Ergebnisse zeigen, dass bei einer Anzahl von 1.000 Satelliten keine großen Verschlechterungen auftreten. Da zurzeit jedoch nur die original TLE-files vorhanden sind, wurden einige Satellitenbahnen künstlich erzeugt und hinzugefügt. In Kapitel 4.2 wird die von SpaceX geplante Netzstruktur beschrieben, diese wird als Grundlage herangezogen. Verteilt man weitere 500 Satelliten auf einer Bahnneigung von 53° ist Phase 1 abgeschlossen und die Berechnungen können mit circa 1.500 Satelliten durchgeführt werden. Um die Menge noch größer zu machen, wurden weitere Satellitenbahnen mit einer Inklination von 53.2°, 70° und 97.6° hinzugefügt. Diese neuen Bahnen wurden nun mit ihren jeweiligen Bahnneigungen auf variierenden Rektaszensionen verteilt, deshalb stehen für die Berechnungen der Phase 1 und Phase 2 ungefähr 4.000 Satelliten zur Verfügung. In diesem Fall wurden die Sessions von August (VO0219) und September (VO0258) zur Datenauswertung herangezogen und auf Verschlechterungen überprüft.

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	16727	4,2653	94,319	70,626	98,988	85,613	<b>VO0219 - 1000</b>			
<b>Reduziert:</b>	16682	4,2721	94,468	70,726	98,965	85,658				
<b>Differenz:</b>	<b>45</b>	<b>0,0068</b>	<b>0,149</b>	<b>0,1</b>	<b>-0,023</b>	<b>0,045</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7557	3,1813	2,2728	1,8755	1,8913	2,4492	1,8138	2,0412		
<b>Reduziert:</b>	1,7572	3,1839	2,2762	1,8774	1,8933	2,4535	1,8209	2,0461		
<b>Differenz:</b>	<b>0,0015</b>	<b>0,0026</b>	<b>0,0034</b>	<b>0,0019</b>	<b>0,002</b>	<b>0,0043</b>	<b>0,0071</b>	<b>0,0049</b>		

Abbildung 29: Mean formal errors von VO0219 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	16727	4,2653	94,319	70,626	98,988	85,613	<b>VO0219 - 4000</b>			
<b>Reduziert:</b>	16524	4,2999	95,21	70,822	98,89	85,811				
<b>Differenz:</b>	<b>203</b>	<b>0,0346</b>	<b>0,891</b>	<b>0,196</b>	<b>-0,098</b>	<b>0,198</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7557	3,1813	2,2728	1,8755	1,8913	2,4492	1,8138	2,0412		
<b>Reduziert:</b>	1,758	3,1858	2,2786	1,9006	1,9386	2,4496	1,8202	2,0802		
<b>Differenz:</b>	<b>0,0023</b>	<b>0,0045</b>	<b>0,0058</b>	<b>0,0251</b>	<b>0,0473</b>	<b>0,0004</b>	<b>0,0064</b>	<b>0,039</b>		

Abbildung 30: Mean formal errors von VO0219 (4.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	17479	4,0334	97,388	70,747	88,929	79,957	<b>VO0258 - 1.000</b>			
<b>Reduziert:</b>	17431	4,0367	97,485	70,912	89,003	80,013				
<b>Differenz:</b>	<b>48</b>	<b>0,0033</b>	<b>0,097</b>	<b>0,165</b>	<b>0,074</b>	<b>0,056</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7851	3,1973	2,2363	1,8151	1,8777	2,4208	1,8877	2,0893		
<b>Reduziert:</b>	1,787	3,2034	2,239	1,8183	1,8814	2,4241	1,8929	2,0918		
<b>Differenz:</b>	<b>0,0019</b>	<b>0,0061</b>	<b>0,0027</b>	<b>0,0032</b>	<b>0,0037</b>	<b>0,0033</b>	<b>0,0052</b>	<b>0,0025</b>		

Abbildung 31: Mean formal errors von VO0258 (1.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	17479	4,0334	97,388	70,747	88,929	79,957	<b>VO0258 - 4.000</b>			
<b>Reduziert:</b>	17311	4,0847	98,71	71,041	89,08	80,099				
<b>Differenz:</b>	<b>168</b>	<b>0,0513</b>	<b>1,322</b>	<b>0,294</b>	<b>0,151</b>	<b>0,142</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7851	3,1973	2,2363	1,8151	1,8777	2,4208	1,8877	2,0893		
<b>Reduziert:</b>	1,7869	3,2095	2,2415	1,8209	1,8852	2,4278	1,8933	2,0958		
<b>Differenz:</b>	<b>0,0018</b>	<b>0,0122</b>	<b>0,0052</b>	<b>0,0058</b>	<b>0,0075</b>	<b>0,007</b>	<b>0,0056</b>	<b>0,0065</b>		

Abbildung 32: Mean formal errors von VO0258 (4.000 Satelliten).

Obwohl die Fehler im groben Überblick erkennbar größer geworden sind, haben auch 4.000 Satelliten noch keinen schwerwiegenden Einfluss auf die Messungen.

Gut sichtbar ist, dass die Anzahl der eliminierten Beobachtungen deutlich gestiegen ist, waren es zuvor noch etwa 40, ist der Wert auf fast 200 gestiegen. Vor allem in Session VO0258 bemerkt man die Vergrößerung der Fehler, war ONSA13SW mit 1000 Satelliten noch bei einer Abweichung von ungefähr 3 μm, hat sich dieser Unterschied auf über 7 μm verdoppelt. Die August Beobachtungen liefern bei derselben Station sogar einen Fehler von 47 μm, zusammen mit ONSA13NE (~25 μm) scheinen dies in Session VO0219 aber Ausreißer zu sein.

Wenn die eben genannte Session in der Nutation betrachtet wird, ist interessant, dass sich der x Wert der eliminierten Beobachtungen bei 4.000 Satelliten erneut verbessert hat, der y Wert jedoch einen deutlich größeren *mean formal error* aufzeigt als die Berechnungen mit 1000 Satelliten. Bei VO0258 hingegen ist dies jedoch nicht der Fall. Als Erklärung könnte vielleicht angeführt werden, dass es bei der Ermittlung der Nutation nicht darum geht, wie viele Beobachtungen gestört werden, sondern welche noch übrigbleiben und welche Gewichtung und Einfluss diese haben.

Polbewegung und dUT1 liefern aber die erwarteten Ergebnisse, die Unterschiede der mfes sind in beiden Sessions bei der größeren Anzahl an Satelliten wieder größer. Die Polbewegung stieg von 0.09 sogar auf 1.3 Mikroarcsekunden.

Wieder darf gesagt werden, dass Verschlechterungen erkennbar sind aber ihre Auswirkungen auf die *Very Long Baseline Interferometry* trotz dem 4-fachen an Weltraumobjekten noch immer

sehr gering ist. Bei einem voll einsatzfähigen Starlink-System würde diese Anzahl an Satelliten jedoch mit 10 multipliziert. Sollte sich dies in einem ähnlichen Maß auf die Standardabweichungen der Berechnungen auswirken, könnten durchaus Probleme auftreten. Daher beschäftigt sich Kapitel 6.3 mit einer theoretischen Herangehensweise an das Problem.

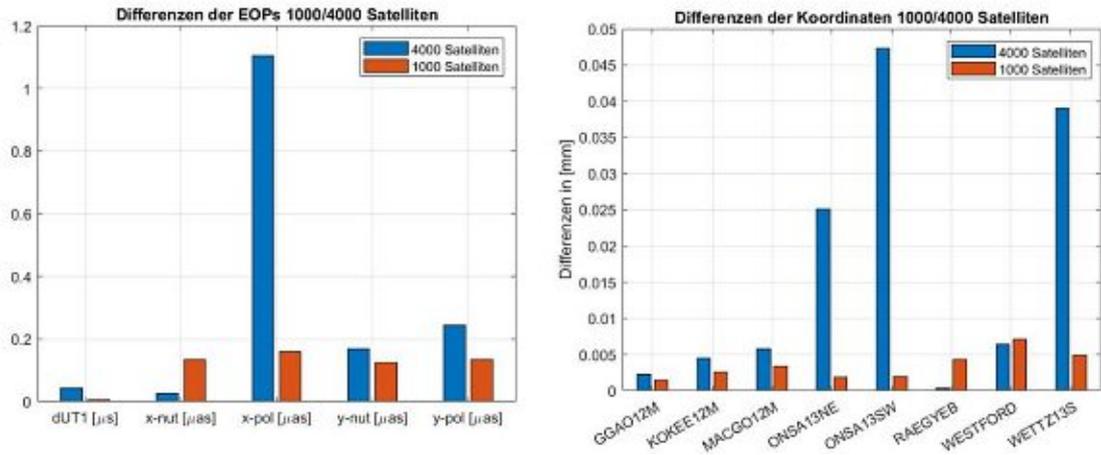


Abbildung 33: Jeweils die Differenzen der mean formal errors von 1.000 und 4.000 Satelliten (VO0219).

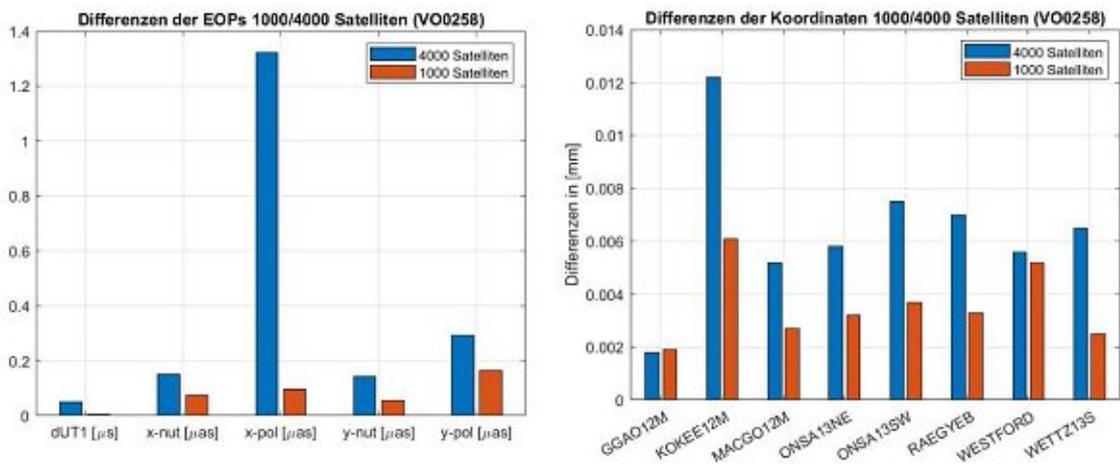


Abbildung 34: Jeweils die Differenzen der mean formal errors von 1.000 und 4.000 Satelliten (VO0258).

## 6.3 Vorausschau

Wenn nun jedoch auch noch Phase 3 abgeschlossen ist und sich schlussendlich alle 40.000 Starlink Satelliten im Weltraum befinden, scheint sich der Platz für einflussfreie VLBI Messungen doch um einiges zu verringern. Aufgrund der zeitaufwendigen Berechnungen und der großen Datensätze würden weitere Untersuchungen mit herkömmlichen Rechnern zu lange dauern. Aus diesem Grund beschäftigt sich dieses Kapitel mit einem theoretischen Ansatz darüber, wie sich die Ergebnisse verändern könnten.

Als Basis werden die bereits errechneten Fakten aus Kapitel 6.1 und 6.2 herangezogen: Im Durchschnitt werden bei 500 Satelliten ungefähr 10 Beobachtungen eliminiert, für 1.000 Satelliten ist diese Zahl bei einem Mittelwert von 37 angesetzt und für 4.000 Satelliten liegt die Anzahl der entfernten Beobachtungen bei einem Wert von 200. Nimmt man nun an, dass sich diese Zahlen ähnlich weiter entwickeln und eine Gerade hineingelegt wird, kann bei einer Anzahl von 25.000 Starlink Satelliten angenommen werden, dass in etwa 1.400 Beobachtungen als gestört angesehen werden können. Bei 40.000 Satelliten ist eine Menge von 2.100 reduzierten Beobachtungen zu erwarten (Abbildung 35).

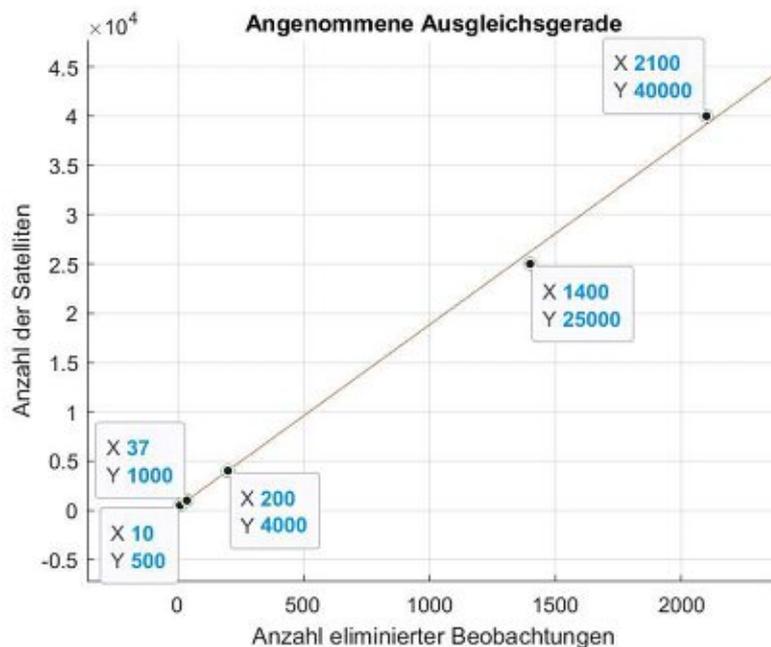


Abbildung 35: Angenommene Gerade zur Ermittlung weiterer eliminierter Beobachtungen.

Unter dieser Annahme wird im nächsten Schritt diese Anzahl an Beobachtungen manuell und im Zufallsprinzip aus den Beobachtungsfiles gestrichen. Somit kann ein neues NGS-file erstellt und für die weitere Vorgehensweise verwendet werden. Mit den daraus folgenden

Berechnungen in VieVS erhält man wieder die Ergebnisse in der bereits bekannten Form der *mean formal errors* und es zeigt, dass die höhere Anzahl an Satelliten deutlich größeren Einfluss hat. Als erste Session wurde wiederum VO0219 im Zeitraum August gewählt, die zweite Session bezieht sich mit VO0258 auf den September.

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	16727	4,2653	94,319	70,626	98,988	85,613	<b>VO0219 - 25.000</b>			
<b>Reduziert:</b>	15318	5,0308	103,13	78,174	107,05	92,219				
<b>Differenz:</b>	<b>1409</b>	<b>0,7655</b>	<b>8,811</b>	<b>7,548</b>	<b>8,062</b>	<b>6,606</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7557	3,1813	2,2728	1,8755	1,8913	2,4492	1,8138	2,0412		
<b>Reduziert:</b>	1,9562	3,4597	2,5075	2,0617	2,0836	2,6964	1,9685	2,238		
<b>Differenz:</b>	<b>0,2005</b>	<b>0,2784</b>	<b>0,2347</b>	<b>0,1862</b>	<b>0,1923</b>	<b>0,2472</b>	<b>0,1547</b>	<b>0,1968</b>		

Abbildung 36: Mean formal errors von VO0219 (25.000 Satelliten).

	n_obs	dUT1 [μs]	x_pol [μas]	y_pol [μas]	x_nut [μas]	y_nut [μas]				
<b>Original:</b>	16727	4,2653	94,319	70,626	98,988	85,613	<b>VO0219 - 40.000</b>			
<b>Reduziert:</b>	14701	5,1945	109,05	81,986	108,97	89,84				
<b>Differenz:</b>	<b>2026</b>	<b>0,9292</b>	<b>14,731</b>	<b>11,36</b>	<b>9,982</b>	<b>4,227</b>				
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S		
<b>Original:</b>	1,7557	3,1813	2,2728	1,8755	1,8913	2,4492	1,8138	2,0412		
<b>Reduziert:</b>	2,034	3,5662	2,5849	2,1697	2,176	2,8634	2,0296	2,3068		
<b>Differenz:</b>	<b>0,2783</b>	<b>0,3849</b>	<b>0,3121</b>	<b>0,2942</b>	<b>0,2847</b>	<b>0,4142</b>	<b>0,2158</b>	<b>0,2656</b>		

Abbildung 37: Mean formal errors von VO0219 (40.000 Satelliten).

Nun ist eine deutliche Verschlechterung der Ergebnisse erkennbar, die größten Veränderungen bei den Stationskoordinaten liegen bei den 25.000 Weltraumobjekten bereits bei 0.27 Millimetern und mit 0.41 Millimetern bei 40.000 Satelliten beinahe beim doppelten Wert. Wenn man das Ergebnis mit den ersten Auswertungen von 1.000 Satelliten vergleicht, hat sich der Fehler fast um das 100-fache vergrößert (5.8 μm auf 414 μm), obwohl die Anzahl der Weltraumobjekte nur um das Zehnfache erhöht wurde. Diese Entwicklung ist bei allen *mean formal errors* der Stationskoordinaten erkennbar.

Auch die Polbewegungen zeigen deutliche Verminderungen der Standardabweichungen auf, mit 8.8 beziehungsweise 14.4 Mikroarcsekunden in x-Richtung und 7.5/11.4 in y-Richtung. Waren diese Werte zuvor noch weit unter einer Mikroarcsekunde, sind sie jetzt deutlich darüber - ein weiteres Zeichen für den schlechten Einfluss der hohen Satellitenanzahl.

War bei 4.000 Satelliten in der Nutation noch eine Verbesserung erkennbar, zeigen die reduzierten Beobachtungen eine deutliche Verschlechterung. Obwohl hier wieder interessant ist, dass die y Nutation bei 40.000 Satelliten einen besseren Wert liefert als bei 25.000 Satelliten. Bei der Simulation von VO0258 nehmen die Werte in der Nutation mit 4.6 und 7 Mikroarcsekunden in x Richtung und 6.3 beziehungsweise 5 etwas kleinere Werte an. Aber

auch hier ist die Differenz des y-Werts bei 40.000 Satelliten kleiner als bei den 25.000. Es kann wieder nur auf die in Kapitel 6.2 erwähnte Erklärung verwiesen werden, dass bei der Nutation die Gewichtung bestimmter Observationen mehr Einfluss hat als die Anzahl der entfernten Beobachtungen.

Bei der Zeit hingegen erscheint wieder das erwartete Bild, eine deutliche Verschlechterung ist erkennbar. War dUT1 zuvor noch unter 0.04 Mikrosekunden, ist die Differenz bei der letzten Auswertung mit 0.929 schon beinahe auf eins. Auch die 0.765  $\mu\text{s}$  zeigen einen verhältnismäßig hohen Wert.

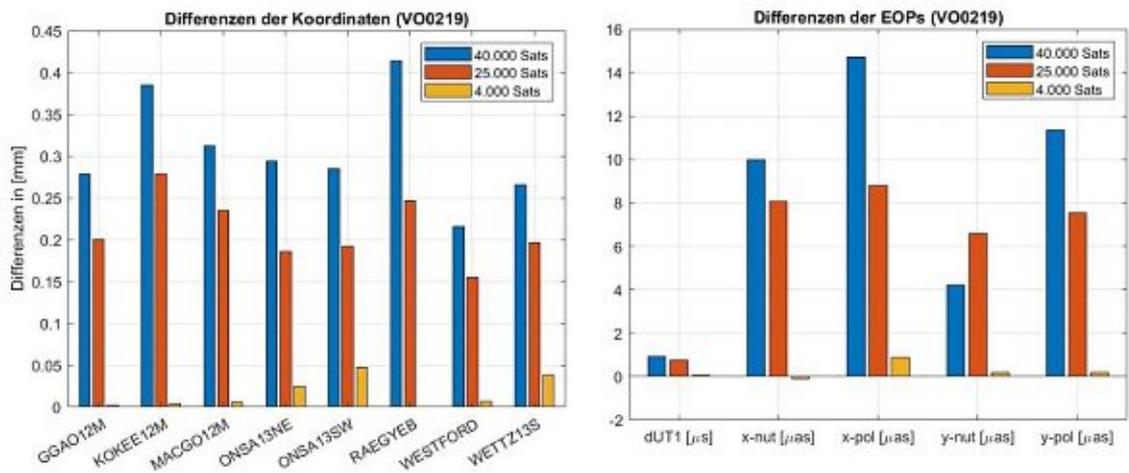


Abbildung 38: Überblick der Differenzen in den mean formal errors der Session VO0219.

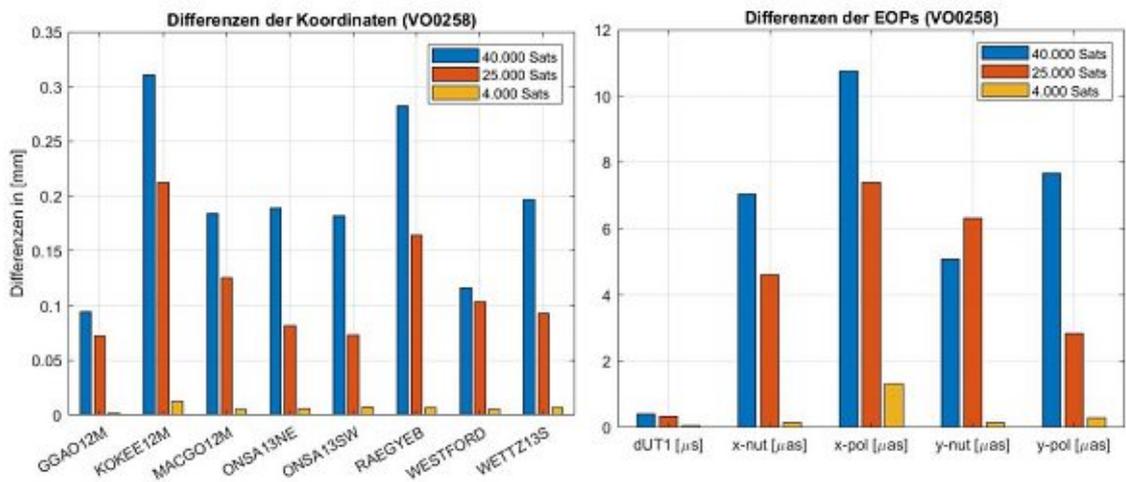


Abbildung 39: Überblick der Differenzen in den mean formal errors der Session VO0258.

Beide Sessions liefern bei dem theoretischen Ansatz ähnliche Ergebnisse und bestätigen die Annahme, dass sich eine starke Zunahme der Satelliten im Ausgang der Analyse widerspiegelt. Messungen der *Very Long Baseline Interferometry* werden durch den regen Verkehr im Weltraum gestört und liefern schlechtere Ergebnisse. Auch wenn dieser Einfluss zu Beginn noch keine große Rolle spielt, scheinen die zu erwartenden Endformen dieser Megakonstellationen die Genauigkeiten in Mitleidenschaft zu ziehen.

# 7 Schlussfolgerung

Bei den großen Datensätzen und der Vielzahl an Ergebnissen kann es passieren, dass man den Überblick etwas verliert, wenn man sich mit dem Thema nicht eindringlich beschäftigt hat. Aus diesem Grund wird in Abbildung 40 eine vereinfachte Form der Resultate präsentiert. Ausgangswert ist dabei die Anzahl der sich momentan im Weltall befindlichen 1000 Satelliten und die dargestellten Werte zeigen, um das wie viel fache sich der *mean formal error* bei einer Erhöhung der Weltraumobjekte im Durchschnitt verschlechtert. Vor allem die *difference to Universal Time* vollzieht mit dem 100fachen bei 40.000 Satelliten eine extreme Verschlechterung. Aber auch die Polbewegungen in x und y Richtung zeigen mit dem 80-beziehungsweise 70fachen der ursprünglichen Differenz zu den original Schedules einen erheblichen Abwärtstrend der Messungen. Ein ähnliches Bild zeigt sich bei den Stationskoordinaten, der Unterschied zu den ersten Auswertungen von 1.000 Satelliten ist im Mittelwert um das 65fache größer. Die einzigen etwas abweichenden Ergebnisse werden in der Nutation repräsentiert. Hier liefert der y Wert bei 25.000 Satelliten einen größeren Faktor als bei der höheren Anzahl. Aber wie man bereits an den Resultaten in den Kapiteln der Auswertung gesehen hat, variiert die Nutation von den Werten her am größten und folgt des Öfteren nicht der erwarteten Richtung. Wie bereits mehrmals erwähnt wurde, kann dies an der unterschiedlichen Gewichtung der Beobachtungen liegen. Für genauere Annahmen und Rückschlüsse müssten die Datensätze aber im Detail noch exakter bezüglich Nutation untersucht werden.

Satellitenanzahl	4.000	25.000	40.000
dUT1	7	80	100
x_pol	7	50	80
y_pol	2	40	70
x_nut	1	45	60
y_nut	1	50	40
Stationen	4	40	65

Abbildung 40: Gibt an, um das wie viel fache sich die Differenzen der mean formal errors bei der jeweiligen Satellitenanzahl im Vergleich zu den 1.000 Satelliten verschlechtern.

Als weitere Darstellungsform können die Ergebnisse im Prozentsatz angegeben werden, eine Form der Interpretation, die die Analyse der Daten auf den Punkt bringt und übersichtlich darstellt. Daher zeigt Abbildung 41 um wie viel Prozent sich die Ergebnisse bei einer Verminderung der Beobachtungen im Durchschnitt verschlechtern. Eine Spalte für 1.000 Satelliten wurde zur besseren Übersicht weggelassen, da sich die Werte weit unter einem Prozent befinden und keine nennenswerten Unterschiede zu dem nächsten Auswerteschritt, den 4.000 Satelliten, auftreten. Während bei 4.000 Satelliten die Werte bei höchstens 1 Prozent liegen, sind bei 25.000 und 40.000 deutliche Verschlechterungen erkennbar. Am meisten betroffen ist scheinbar die Zeit mit 13% beziehungsweise 16%. Auf diesen Parameter wirkt sich die Elimination von Beobachtungen am meisten aus. Aber auch die Polbewegungen, die sich in x und y Richtung ähnlich verhalten, zeigen mit rund 8% und 13% ebenfalls große Verminderungen der Genauigkeiten. Wenn man die Stationskoordinaten und die eliminierten Beobachtungen vergleicht, ist interessant zu sehen, dass sie sich zueinander sehr ähnlich verhalten. Der Prozentsatz der Verschlechterung der Koordinaten liegt in etwa um ein Prozent unter der Prozentzahl der eliminierten Beobachtungen. Der Abwärtstrend der Stationen beläuft sich von 0.5% über 7.5% bis hin zu 11.5% und bei den Beobachtungen müssen jeweils 1%, 8.5% und 12% der Messungen entfernt werden.

Satellitenanzahl	4.000	25.000	40.000
dUT1	1	13	16
x_pol	1	8.5	13
y_pol	0.3	7.5	13.5
x_nut	0.03	6.5	9
y_nut	0.2	8	5.5
Stationen	0.5	7.5	11.5
el. Beobachtungen	1	8.5	12

**Abbildung 41: Um wie viel Prozent sich die Beobachtungen zu den originalen Daten im Durchschnitt verschlechtern und wie viel Prozent an Beobachtungen eliminiert werden (Alle Angaben in Prozent).**

Wenn man sich nun alle Ergebnisse, Graphiken, Resultate und Annahmen ansieht, kann man feststellen, dass die Frage der Auswirkung von Megakonstellationen auf *Very Long Baseline Interferometry* gut beantwortet wurde. Mit der zurzeit im Weltraum befindlichen Starlink Flotte von circa 1.000 Satelliten scheinen die VLBI Messungen noch keine nennenswerten Probleme zu haben. Bei einer Erhöhung auf 4.000 Satelliten sind die

Auswirkungen, wie in Abbildung 40 ersichtlich ist, zwar schon um einiges größer, der Fehler ist aber immer noch ziemlich klein. Ganz anders ist dieses Bild dann bei den Simulationen von 40.000 oder auch schon bei 25.000 Satelliten. Bei der von SpaceX geplanten Endkonstellation müssen die Fehler aufgrund der vielen eliminierten Beobachtungen ernst genommen werden. Zu viele der Satelliten würden sich dann im Öffnungswinkel zu den Quasar Beobachtungen aufhalten und eine Störquelle für die Radioteleskope sein. Es müssen dann bereits mehr als 2100 Beobachtungen dieses geodätischen Verfahrens eliminiert werden und die Fehlerfortpflanzung nimmt als Beispiel bei dUT1 bereits um das 100fache zu. Als eines der wichtigsten Verfahren zur Bestimmung der Erdorientierungsparameter könnte dies auf die gesamte Geodäsie Auswirkungen haben.

Zusammengefasst stellt man nun fest, dass eine verhältnismäßig geringe Anzahl an Satelliten im Weltraum noch keine großen Auswirkungen auf das VLBI Verfahren hat. Wenn diese Zahl aber, wie von vielen Unternehmen geplant, denn Musk ist nicht das einzige private Unternehmen, das in den Weltraum expandieren will, zunimmt, können die Genauigkeiten des sonst so präzisen Beobachtungsverfahrens in Mitleidenschaft gezogen werden.

Während sich diese Arbeit nur mit der Frage zur Auswirkung auf die *Very Long Baseline Interferometry* bezieht, gibt es noch etliche andere Themen zu dieser Problematik. Was passiert mit dem dadurch erzeugten Weltraummüll, werden die Satelliten wirklich wieder deorbisieret? Oder aber, können die erzeugten Lichter der Satelliten am Nachthimmel wirklich so gut abgedunkelt werden, dass es zu keinen Konsequenzen führt und wer wäre dann bei jeglichen Störungen dafür verantwortlich? Etliche Fragen, die in zukünftigen geodätischen Messungen und Verfahren immer mehr an Bedeutung gewinnen werden.

# Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Am bewegenden Stern ist die Veränderung in den roten Spektralbereich des Lichtes deutlich erkennbar (Wellenlänge wird länger).....	5
Abbildung 2: Übersicht der beeinflussenden Faktoren zur Polbewegung.....	7
Abbildung 3: Taumeln der Erdrotationsachse über einen Zeitraum von 3 Jahren. Die x- und y Koordinaten repräsentieren die Polbewegung und zeigen eine kreisförmige Veränderung gegen den Uhrzeigersinn in einer Periode von ungefähr 14 Monaten ( $0.1 \text{ arc seconds} \approx 3 \text{ Meter}$ ).....	8
Abbildung 4: Präzession und Nutation.....	9
Abbildung 5: Eine bestmögliche Darstellung der Ost-West Basislinie. Die Basislinie KOKEE-WETTZELL mit einer Länge von ca. 12.000 km und WETTZELL-TSUKUB32 mit ca. 9.000 km.....	11
Abbildung 6: Globales Netzwerk von Radioteleskopen für geodätische und astronomische Observationen.....	12
Abbildung 7: Geometrisches Messprinzip einer VLBI Messung.....	14
Abbildung 8: Schematische Darstellung einer Kreuz-Korrelation.....	15
Abbildung 9: Aufgabenschema einer VLBI Antenne.....	17
Abbildung 10: Die von IVS zur Verfügung gestellten Produkte und ihre Genauigkeiten...	17
Abbildung 11: Keplergesetze.....	19
Abbildung 12: Die 6 Bahnelemente.....	20
Abbildung 13: Höhe eines Satelliten und seine dafür benötigte Umlaufzeit (Periode).....	21
Abbildung 14: TLE-file eines Starlink Satelliten.....	22
Abbildung 15: NORAD Two Line Elements.....	23
Abbildung 16: Die 3 Phasen der Starlink Konstellationen.....	25
Abbildung 17: Skyplot der Starlink Konstellationen.....	28
Abbildung 18: Öffnungswinkel einer Radioantenne.....	29
Abbildung 19: VieVS Simulation.....	30
Abbildung 20: Anzahl der eliminierten Beobachtungen (1.000 Satelliten).....	33
Abbildung 21: Mean formal errors von VO0187 (1.000 Satelliten).....	34
Abbildung 22: Mean formal errors von VO0219 (1.000 Satelliten).....	34
Abbildung 23: Mean formal errors von VO0258 (1.000 Satelliten).....	34
Abbildung 24: Mean formal errors von VO0287 (1.000 Satelliten).....	34
Abbildung 25: Mean formal errors von VO0314 (1.000 Satelliten).....	35
Abbildung 26: Polbewegung (1.000 Satelliten).....	36

Abbildung 27: Nutation (1.000 Satelliten), wobei die negativen Werte eine Verbesserung darstellen.....	36
Abbildung 28: Mittelwerte der Verschlechterungen (1.000 Satelliten).....	36
Abbildung 29: Mean formal errors von VO0219 (1.000 Satelliten). ....	37
Abbildung 30: Mean formal errors von VO0219 (4.000 Satelliten). ....	37
Abbildung 31: Mean formal errors von VO0258 (1.000 Satelliten). ....	38
Abbildung 32: Mean formal errors von VO0258 (4.000 Satelliten). ....	38
Abbildung 33: Jeweils die Differenzen der mean formal errors von 1.000 und 4.000 Satelliten (VO0219). ....	39
Abbildung 34: Jeweils die Differenzen der mean formal errors von 1.000 und 4.000 Satelliten (VO0258). ....	39
Abbildung 35: Angenommene Gerade zur Ermittlung weiterer eliminierter Beobachtungen. ....	40
Abbildung 36: Mean formal errors von VO0219 (25.000 Satelliten). ....	41
Abbildung 37: Mean formal errors von VO0219 (40.000 Satelliten). ....	41
Abbildung 38: Überblick der Differenzen in den mean formal errors der Session VO0219.42	
Abbildung 39: Überblick der Differenzen in den mean formal errors der Session VO0258.42	
Abbildung 40: Gibt an, um das wie viel fache sich die Differenzen der mean formal errors bei der jeweiligen Satellitenanzahl im Vergleich zu den 1.000 Satelliten verschlechtern. ..	44
Abbildung 41: Um wie viel Prozent sich die Beobachtungen zu den originalen Daten im Durchschnitt verschlechtern und wie viel Prozent an Beobachtungen eliminiert werden (Alle Angaben in Prozent). ....	45
Abbildung 42: dUT1 Differenzen der mfes (1.000 Sats.).....	56
Abbildung 43: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).....	56
Abbildung 44: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).....	56
Abbildung 45: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).....	56
Abbildung 46: Koordinatendifferenzen der mfes (1.000 Sats). ....	57
Abbildung 47: Koordinatendifferenzen der mfes (1.000 Sats). ....	57
Abbildung 48: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterung (4.000 Sats). ....	57
Abbildung 49: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (4.000 Sats). ....	57
Abbildung 50: Mean formal errors von VO0258 (25.000 Sats). ....	57
Abbildung 51: Mean formal errors von VO0258 (40.000 Sats). ....	58
Abbildung 52: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (25.000 Sats).....	58
Abbildung 53: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterungen (25.000 Sats).....	58
Abbildung 54: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (40.000 Sats).....	58
Abbildung 55: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterungen (40.000 Sats).....	58



# Literaturverzeichnis

- Alan, B. (28. April 2020). *GeekWire*. Abgerufen am 25. November 2020 von <https://www.geekwire.com/2020/spacex-seeks-regulatory-changes-gears-starlink-broadband-service/>
- Altamimi, Z., Rebeschung, P., Métivier, L., & Collilieux, X. (18. Juli 2016). ITRF2014: A new release of the International Terrestrial Reference Frame modeling nonlinear station motions. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, Vol.121 (8), S. 6109-6131. doi:10.1002/2016jb013098
- Aoki, S. &. (1982). The new definition of Universal Time. *Astronomy and Astrophysics*. 105, S. 359-361.
- Appenzeller, I. (2009). *High-Redshift Galaxies*. *Astronomy and Astrophysics*. Berlin: Springer Heidelberg. doi:[https://doi.org/10.1007/978-3-540-75824-2\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-540-75824-2_1)
- Böhm, J., Böhm, S., Boisits, J., Girdiuk, A., Gruber, J., Hellerschmied, A., . . . Teke, K. (Februar 2018). Vienna VLBI and Satellite Software (VieVS) for Geodesy and Astrometry. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*. doi:10.1088/1538-3873/aaa22b
- Böhm, S. (2010). Der Einfluss der Gezeiten auf die Erdrotation. *Vermessung Geoinformation*, Vol. 2-2010, S. 116-123.
- Böhm, S. (2018). Erdrotation und globale dynamische Prozesse. *128.010 Erdrotation und globale dynamische Prozesse, Vorlesung* . Wien: Technische Universität Wien. Abgerufen am 25. Februar 2021 von <https://tiss.tuwien.ac.at/education/course/documents.xhtml?dswid=7065&dssid=164&courseNr=128010&semester=2018W>
- Bourda, G., & Capitaine, N. (2004). Precession, nutation, and space geodetic determination of the Earth's variable gravity field. *Astronomy and Astrophysics*, Vol. 428 (2), S. 691-702. Abgerufen am 8. Jänner 2021 von <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20041533>
- Campbell, J. (2000). *From Quasars to Benchmarks: VLBI Links Heaven and Earth*. N. R. Vandenberg und K. D. Baver. Abgerufen am 9. Dezember 2020 von <https://ivsc.gsfc.nasa.gov/publications/gm2000/campbell1.pdf>
- Cannon, W. (August 1999). Overview of VLBI. (N. R. Vandenberg, Hrsg.) *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 1999 Annual Report*, S. 13-17. Abgerufen am 10. Dezember 2020 von <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20000011312/downloads/20000011312.pdf>

- CelesTrak. (1985). *www.CelesTrak.com*. (CelesTrak, Herausgeber) Abgerufen am 2020 von <https://www.celestrak.com/NORAD/elements/>
- Charlot, P., Jacobs, C. S., Gordon, D., Lambert, S., Witt, A. d., Böhm, J., . . . Gaume, R. (15. Dezember 2020). The third realization of the International Celestial Reference Frame by very long baseline interferometry. *Astronomy and Astrophysics, Vol. 644*. doi:<https://doi.org/10.1051/0004-6361/202038368>
- Cooper, K. (Januar 2020). Astronomers raise concerns over SpaceX's Starlink. *Physics World* 33, S. 10.
- Dautcourt, G. (1978). *Was sind Quasare*. Leipzig: Teubner.
- Degnan, J. J. (1985). Satellite Laser Ranging: Current Status and Future Prospects. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. GE-23 (4)*, S. 398-413. doi:[10.1109/TGRS.1985.289430](https://doi.org/10.1109/TGRS.1985.289430)
- Dehant, V., & Mathews, P. M. (2015). Introduction – Fundamental definitions – Motivation. In *Precession, Nutation and Wobble of the Earth*. (S. 1-11). Cambridge: Cambridge University Press. doi:[10.1017/CBO9781316136133.002](https://doi.org/10.1017/CBO9781316136133.002)
- Fey, A. L., Gordon, D., Jacobs, C. S., Ma, C., Gaume, R. A., Arias, E. F., . . . Lytvyn, S. (24. Juli 2015). The second realization of the International Celestial Reference Frame by Very Long Baseline Interferometry. *The Astronomical journal, Vol. 150 (2)*, S. 58. doi:[10.1088/0004-6256/150/2/58](https://doi.org/10.1088/0004-6256/150/2/58)
- Folgueira, M., Dehant, V., Lambert, S. B., & Rambaux, N. (Juli 2007). Impact of tidal Poisson terms on nonrigid Earth rotation. *Astronomy and Astrophysics, Vol. 469 (3)*, S. 1197-1202. doi:[10.1051/0004-6361:20066822](https://doi.org/10.1051/0004-6361:20066822)
- Gegout, P., Hinderer, J., Legros, H., Greff, M., & Dehant, V. (10. April 1998). Influence of atmospheric pressure on the Free Core Nutation, precession and some forced nutational motions of the Earth. *Physics of the Earth and Planetary Interiors, Vol. 106 (3)*, S. 337-351. doi:[10.1016/S0031-9201\(97\)00100-3](https://doi.org/10.1016/S0031-9201(97)00100-3)
- Gerstbach, G. (1975). Ein indirektes Verfahren zur Bestimmung von Satellitenbahnen. In *Arbeiten aus dem Institut für Höhere Geodäsie* (S. 33-49). Wien. Abgerufen am 13. Jänner 2021 von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC01589239>
- Gibert, D., & Mouël, J.-L. L. (23. Oktober 2008). Inversion of polar motion data: Chandler wobble, phase jumps, and geomagnetic jerks. *Journal of Geophysical Research - Solid Earth, Vol. 113 (B10)*. doi:[10.1029/2008JB005700](https://doi.org/10.1029/2008JB005700)
- Hanslmeier, A. (2020). Himmelsmechanik. In *Einführung in Astronomie und Astrophysik* (S. 65-116). Berlin, Heidelberg: Springer. Abgerufen am 13. Jänner 2021 von [https://doi.org/10.1007/978-3-662-60413-7\\_4](https://doi.org/10.1007/978-3-662-60413-7_4)

- Herring, T. A., Mathews, P. M., & Buffett, B. A. (16. April 2002). Modeling of nutation-precession: Very long baseline interferometry results. *Journal of Geophysical Research - Solid Earth*, Vol. 107. doi:10.1029/2001JB000165
- Hobiger, T., T.Kondo, & Schuh, H. (11. Februar 2006). Very long baseline interferometry as a tool to probe the ionosphere. *Radio Science*, Vol. 41 (1). doi:10.1029/2005RS003297
- Hofmann-Wellenhof, B. (2008). *GNSS - Global Navigation Satellite System: GPS, GLONASS, Galileo and more*. Wien: Springer.
- Hoots, F. R., & Roehrich, R. L. (1980). *Models for Propagation of NORAD Element Sets*. Aerospace Defense Command United States Air Force. Abgerufen am 03. Dezember 2020 von <http://large.stanford.edu/courses/2017/ph241/summerville2/docs/a093554.pdf>
- Hugentobler, U. (1998). *Astrometry and satellite orbits : theoretical considerations and typical applications*. Zürich: Inst. für Geodäsie und Photogrammetrie.
- IVS. (kein Datum). *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry*. Abgerufen am 2020 von <https://ivscc.gsfc.nasa.gov/sessions/2020/>
- Keim, W. (2004). *Scientific satellite ground station at 2 GHz in urban environment*. Wien: Wien, Techn. Univ., Diss. Abgerufen am 3. Dezember 2020 von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC04375094>
- Kippenhahn, R. (1984). *Licht vom Rande der Welt: Das Universum und sein Anfang*. Stuttgart: Deutsche Verlags-Anstalt GmbH. Von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC11582708> abgerufen
- Kippenhahn, R. (2011). *Kosmologie: Basics*. München: Piper. Von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC08565782> abgerufen
- Kovalevsky, J., & Seidelmann, P. (2004). Dynamical reference frame. In *Fundamentals of Astrometry* (S. 171-186). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9781139106832.009
- Kovalevsky, J., & Seidelmann, P. (2004). Earth orientation. In *Fundamentals of Astrometry* (S. 217-238). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9781139106832.011
- Lambert, S. B., & Mathews, P. M. (2006). Second-order torque on the tidal redistribution and the Earth's rotation. *Astronomy and Astrophysics*, Vol. 453 (1), S. 363-369. Abgerufen am 8. Jänner 2021 von <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20054516>
- Lambert, S., & Capitaine, N. (2004). Effects of zonal deformations and the Earth's rotation rate variations on precession-nutation. *Astronomy and Astrophysics*, Vol. 428 (1), S. 255-260. Abgerufen am 8. Jänner 2021 von <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20035952>

- Landskron, D., & Böhm, J. (2019). Improving dUT1 from VLBI intensive sessions with GRAD gradients and ray-traced delays. *Advances in Space Research, Volume 63, Issue 11*, S. 3429-3435. Abgerufen am 28. Dezember 2020 von <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.03.041>
- Le Mouèl, J., Le Mouël, J. L., Smylie, D. E., & Herring, T. (1993). *Dynamics of earth's deep interior and earth rotation*. American Geophysical Union. Abgerufen am 5. Dezember 2020 von <https://agupubs.onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1029/GM072>
- Mann, A. (20. 5 2020). SpaceX now dominates rocket flight, bringing big benefits—and risks—to NASA. *Science (American Association for the Advancement of Science)*.
- Mathews, P. M., Herring, T. A., & Buffet, B. A. (16. April 2002). Modeling of nutation and precession: New nutation series for nonrigid Earth and insights into the Earth's interior. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth, Vol.107 (B4)*,. doi:10.1029/2001JB000390
- Mendes Cerveira, P. J., Boehm, J., Schu, H., Kluegel, T., Velikoseltsev, A., Schreiber, K. U., & Brzezinski, A. (2009). Earth Rotation Observed by Very Long Baseline Interferometry and Ring Laser. *Pure and applied geophysics, Vol. 166 (8-9)*, S. 1499-1517. doi:10.1007/s00024-004-0487-z
- Meschede, D. (2006). Mechanik der Massenpunkte. In *Gerthsen Physik* (S. 1-70). Berlin, Heidelberg: Springer. Abgerufen am 13. Jänner 2020 von [https://doi.org/10.1007/3-540-29973-4\\_1](https://doi.org/10.1007/3-540-29973-4_1)
- Moltz, J. C. (2014). *Crowded orbits : conflict and cooperation in space*. New York: Columbia Univ. Pr.
- Moran, J. M. (1976). Very Long Baseline Interferometer Systems. In M. L. Meeks, & A. Press (Hrsg.), *Methods in Experimental Physics, Vol. (12), Part C* (S. 174-197). Abgerufen am 10. Dezember 2020 von <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0076695X08607097>
- Nothnagel, A. (2020). Very Long Baseline Interferometry. In W. Freeden, & R. Rummel, *Mathematische Geodäsie/Mathematical Geodesy* (S. 1257-1263). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. doi:10.1007/s 978-3-662-55854-6\_110
- Nothnagel, A., & Schnell, D. (Februar 2008). The impact of errors in polar motion and nutation on UT1 determination from VLBI Intensiver observations. *Journal of Geodesy, Vol. 82*, S. 863-869. doi:10.1007/s00190-008-0212-2
- Nothnagel, A., Artz, T., Behrend, D., & Malkin, Z. (2017). International VLBI Service for Geodesy and Astrometry. *Journal of Geodesy, Vol. 91*, S. 711-721. Abgerufen am 23. Jänner 2021 von <https://doi.org/10.1007/s00190-016-0950-5>

- Panfilo, G., & Arias, F. (18. Juni 2019). The Coordinated Universal Time (UTC). *Metrologia*, Vol. 56, Nr. 4. Abgerufen am 28. Dezember 2020 von <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1681-7575/ab1e68>
- Plank, L. (2014). *VLBI satellite tracking for the realization of frame ties*. Wien: Techn. Univ. Vienna, Dep. of Geodesy and Geoinformation, Diss. Abgerufen am 10. Dezember 2020 von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC11350375>
- Richter, D. (2017). Die Position der Planeten. In *Ephemeridenrechnung Schritt für Schritt* (S. 1-30). Berlin, Heidelberg: Springer . Abgerufen am 13. Jänner 2021 von [https://doi.org/10.1007/978-3-662-54716-8\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-662-54716-8_1)
- Schartner, M. (2019). *Optimizing geodetic VLBI schedules with VieSched++*. Wien: Dissertation, Technische Universität Wien. Abgerufen am 3. Dezember 2020 von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC15558425>
- Schindelegger, M. (2014). *Atmosphere-induced short period variations of earth rotation*. Wien: Dep. of Geodesy and Geoinformation of the Vienna Univ. of Technology, Diss. Abgerufen am 8. Dezember 2020 von <https://permalink.catalogplus.tuwien.at/AC11350396>
- Schlüter, W., & Behrend, D. (11. Jänner 2007). The International VLBI Service for Geodesy and Astrometry (IVS): current capabilities and future prospects. *Journal of geodesy* Vol.81 (6), S. 379-387. doi:10.1007/s00190-006-0131-z
- Schubert, C. (09. Januar 2018). *Frankfurter Allgemeine*. Abgerufen am 25. November 2020 von <https://www.faz.net/aktuell/wirtschaft/unternehmen/space-x-von-elon-musk-schlaegt-arianespace-15382755.html#void>
- Schuh, H., & Behrend, D. (12. August 2012). VLBI: A fascinating technique for geodesy and astrometry. *Journal of Geodynamics* 61, S. 68-80. Abgerufen am 4. Dezember 2020 von <https://core.ac.uk/download/pdf/42731219.pdf>
- Schuh, H., & Böhm, J. (2013). Very Long Baseline Interferometry for Geodesy and Astrometry. In G. Xu, *Science of Geodesy - II* (S. 339-376). Berlin: Heidelberg, Springer. doi:10.1007/978-3-642-28000-9\_7
- Sebestyen, G., Fujikawa, S., Galassi, N., & Chuchra, A. (2018). The Space Environment. In *Low Earth Orbit Satellite Design* (S. 1-7). Cham: Springer International Publishing AG. Abgerufen am 14. Jänner 2021 von [https://doi.org/10.1007/978-3-319-68315-7\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-319-68315-7_1)
- Seidelmann, P. K. (Mai 1982). 1980 IAU Theory of Nutation: The final report of the IAU Working Group on Nutation. *Celestial Mechanics, 1982-05, Vol. 27 (1)*, S. 79-106. doi:10.1007/BF01228952

- Sheetz, M. (27. Oktober 2019). *CNBC*. Abgerufen am 26. November 2020 von <https://www.cnbc.com/2019/10/27/spacex-president-we-will-land-starship-on-moon-before-2022.html>
- Sovers, O. J., Fanselow, J. L., & Jacobs, C. (1. Oktober 1998). Astrometry and geodesy with radio interferometry: experiments, models, results. *Reviews of modern physics*, Vol.70 (4), S. 1414-1420. doi:10.1103/revmodphys.70.1393
- spaceX. (2020). *Starlink.com*. (spaceX) Abgerufen am 25. November 2020 von <https://www.starlink.com/>
- VieVS Wiki. (kein Datum). Abgerufen am 2020 von <https://viewswiki.geo.tuwien.ac.at/doku.php>
- Wahr, J. M. (1988). The Earth's rotation. (A. R. Inc., Hrsg.) *Ann. Rev. Earth Planet Sci.*, S. 231-249. Abgerufen am 7. Jänner 2021 von <https://www.annualreviews.org/doi/pdf/10.1146/annurev.ea.16.050188.001311>
- Weedman, D. (1986). Quasar surveys. In *Quasar Astronomy* (S. 19-44). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/CBO9780511600173.003
- Willis, P., Fagard, H., Ferrage, P., Lemoine, F. G., Noll, C. E., Noomen, R., . . . Valette, J.-J. (2010). The International DORIS Service (IDS): Toward maturity. *Advances in Space Research*, Vol. 45, S. 1408-1420. doi:10.1016/j.asr.2009.11.018
- Witze, A. (14. 11 2019). SpaceX launch highlights threat to astronomy from 'megaconstellations'. *Nature (London)*, S. 268-269. Abgerufen am 4. Dezember 2020 von <https://media.nature.com/original/magazine-assets/d41586-019-03446-y/d41586-019-03446-y.pdf>
- Wright, D., Grego, L., & Gronlund, L. (2005). Section 4: The Basics of Satellite Orbits. In *The Physics of Space Security: a reference manual* (S. 19-25). Abgerufen am 15. Jänner 2021 von <https://aerospace.csis.org/wp-content/uploads/2019/06/physics-space-security.pdf>

# Anhang

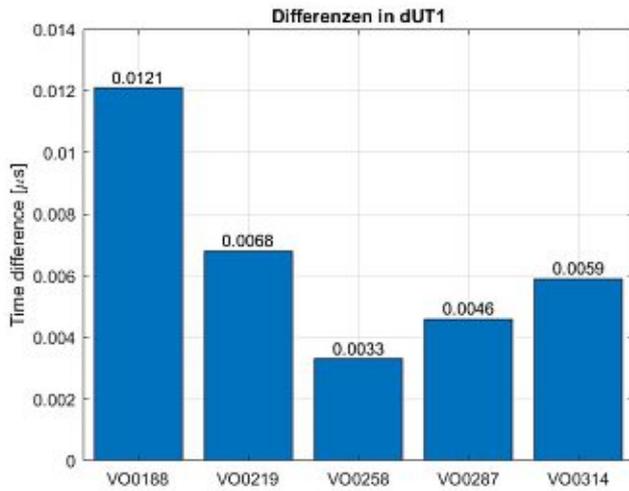


Abbildung 42: dUT1 Differenzen der mfes (1.000 Sats.)

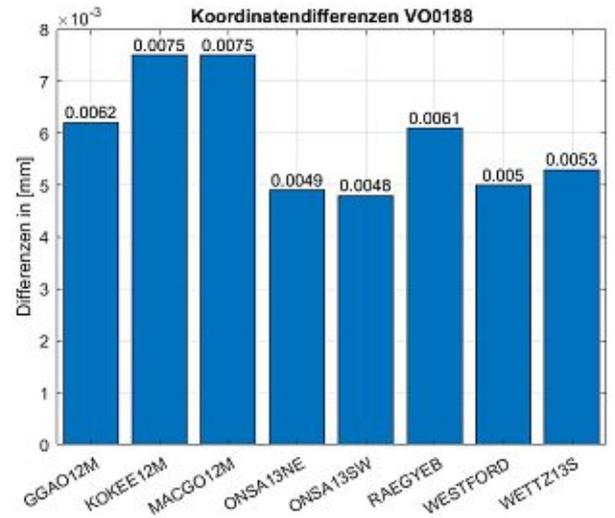


Abbildung 43: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).

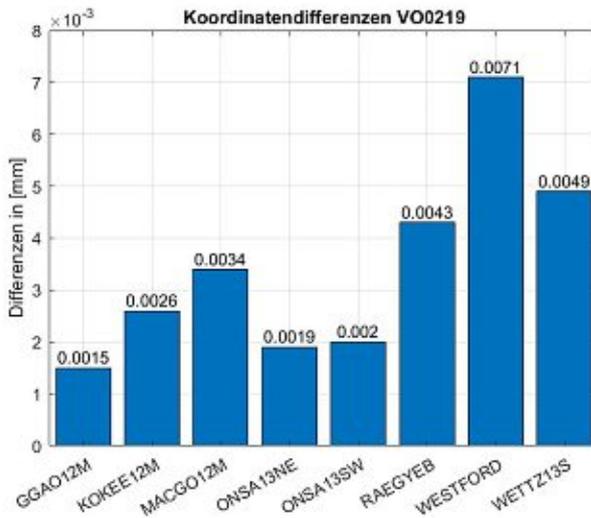


Abbildung 44: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).

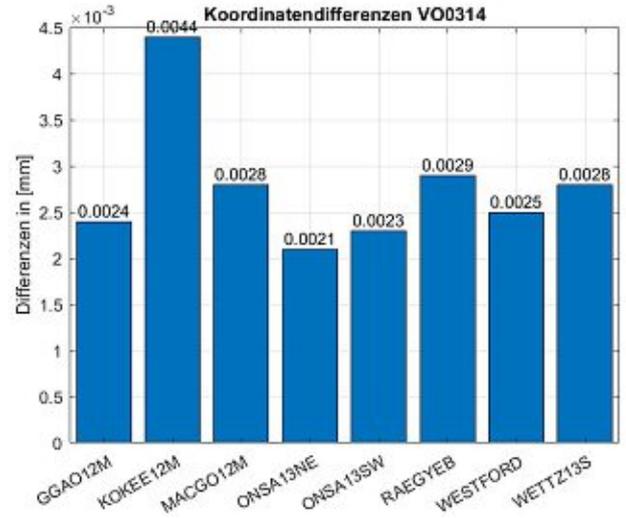


Abbildung 45: Koordinaten Differenzen der mfes (1.000 Sats).

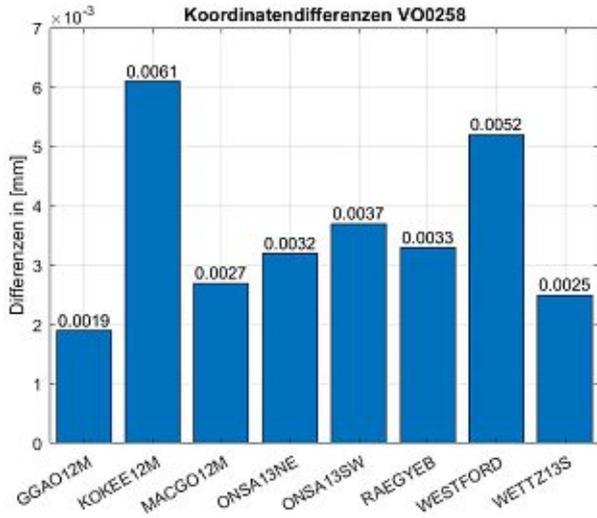


Abbildung 46: Koordinatendifferenzen der mfes (1.000 Sats).

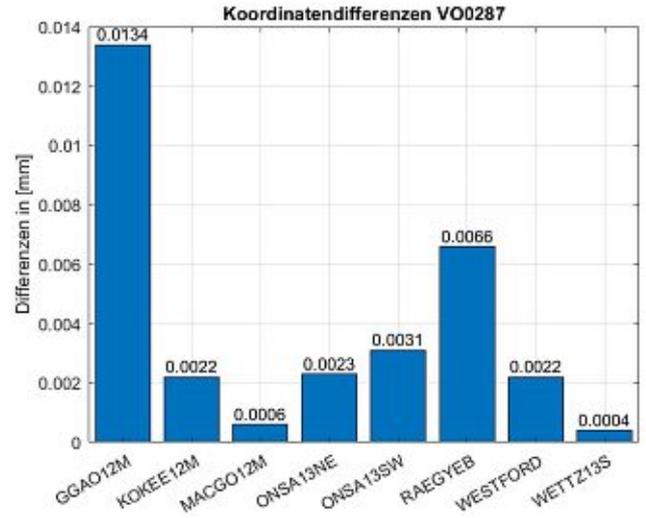


Abbildung 47: Koordinatendifferenzen der mfes (1.000 Sats).

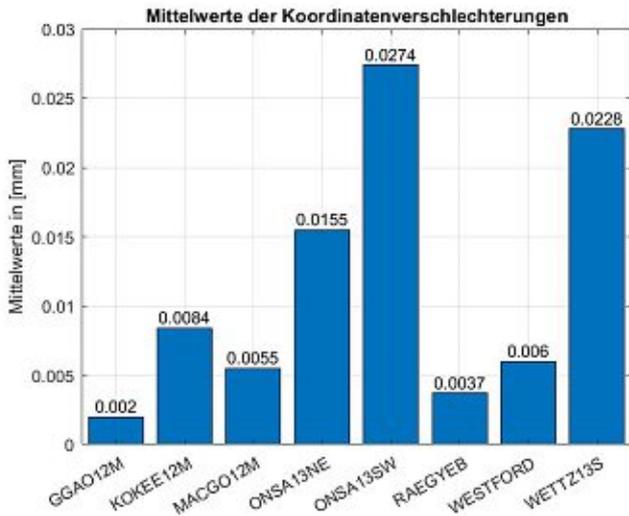


Abbildung 48: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterungen (4.000 Sats).

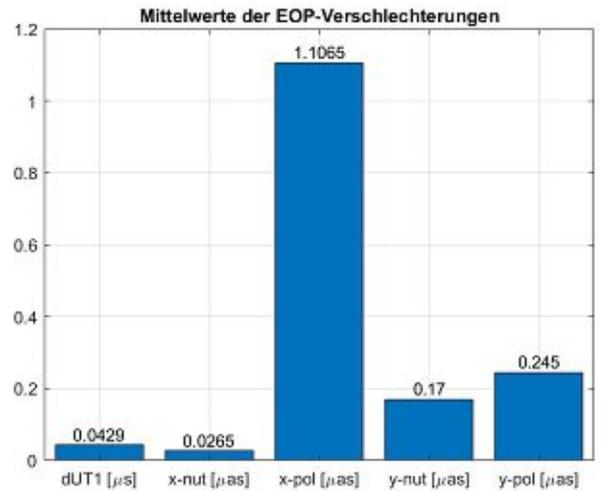


Abbildung 49: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (4.000 Sats).

	n_obs	dUT1 [µs]	x_pol [µas]	y_pol [µas]	x_nut [µas]	y_nut [µas]		
<b>Original:</b>	17479	4,0334	97,388	70,747	88,929	79,957	<b>VO0258 - 25.000</b>	
<b>Reduziert:</b>	16031	4,3639	104,78	73,573	93,547	86,277		
<b>Differenz:</b>	1448	0,3305	7,392	2,826	4,618	6,32		
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S
<b>Original:</b>	1,7851	3,1973	2,2363	1,8151	1,8777	2,4208	1,8877	2,0893
<b>Reduziert:</b>	1,8578	3,4096	2,3617	1,8965	1,9508	2,5851	1,9916	2,1821
<b>Differenz:</b>	0,0727	0,2123	0,1254	0,0814	0,0731	0,1643	0,1039	0,0928

Abbildung 50: Mean formal errors von VO0258 (25.000 Sats).

	n_obs	dUT1 [ $\mu$ s]	x_pol [ $\mu$ as]	y_pol [ $\mu$ as]	x_nut [ $\mu$ as]	y_nut [ $\mu$ as]		
<b>Original:</b>	17479	4,0334	97,388	70,747	88,929	79,957	<b>VO0258 - 40.000</b>	
<b>Reduziert:</b>	15454	4,4421	108,14	78,426	95,968	85,031		
<b>Differenz:</b>	<b>2025</b>	<b>0,4087</b>	<b>10,752</b>	<b>7,679</b>	<b>7,039</b>	<b>5,074</b>		
[mm]	GGAO12M	KOKEE12M	MACGO12M	ONSA13NE	ONSA13SW	RAEGYEB	WESTFORD	WETTZ13S
<b>Original:</b>	1,7851	3,1973	2,2363	1,8151	1,8777	2,4208	1,8877	2,0893
<b>Reduziert:</b>	1,8793	3,5082	2,4206	2,0043	2,0599	2,703	2,004	2,2864
<b>Differenz:</b>	<b>0,0942</b>	<b>0,3109</b>	<b>0,1843</b>	<b>0,1892</b>	<b>0,1822</b>	<b>0,2822</b>	<b>0,1163</b>	<b>0,1971</b>

Abbildung 51: Mean formal errors von VO0258 (40.000 Sats).

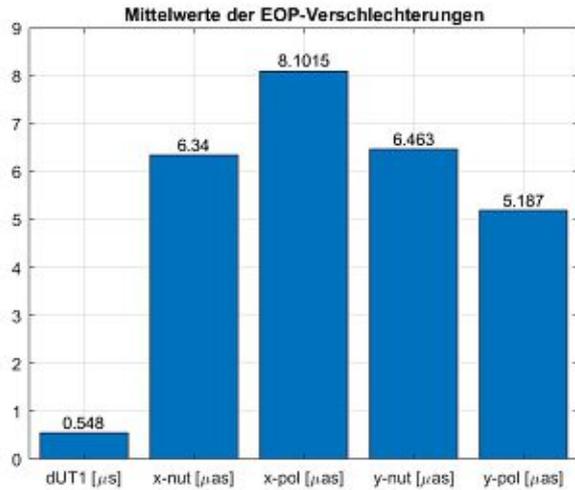


Abbildung 52: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (25.000 Sats).

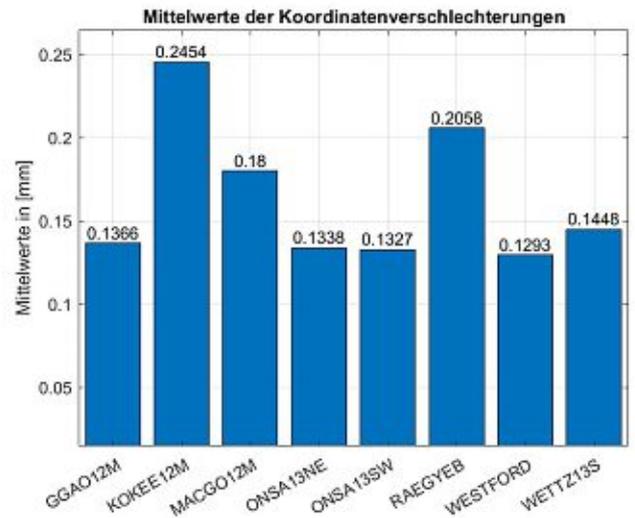


Abbildung 53: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterungen (25.000 Sats).

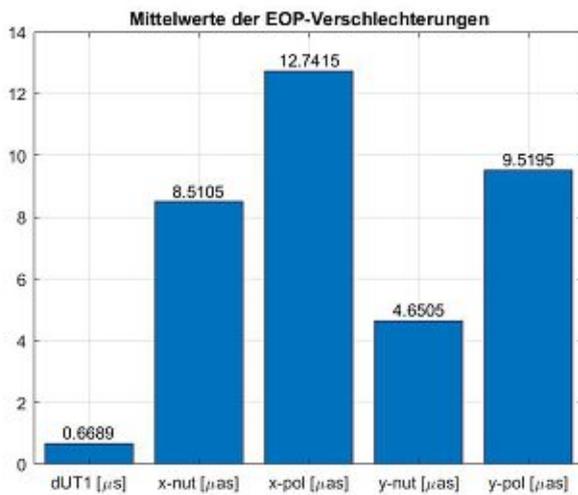


Abbildung 54: Mittelwerte der mfe EOP-Verschlechterungen (40.000 Sats).

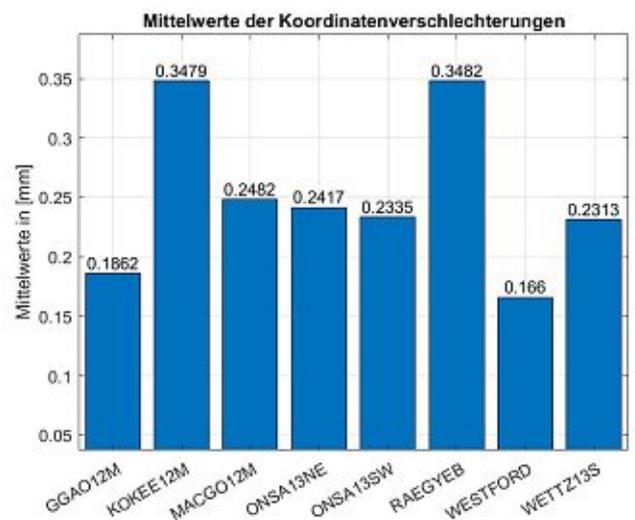


Abbildung 55: Mittelwerte der mfe Koordinatenverschlechterungen (40.000 Sats).