



# **Weiterentwicklung des Drehratendetektors für Raumfahrtanwendungen (Satelliten) „DREWSII“**



**Förderkennzeichen: 50JR0547**

**Abschlussbericht**

**20.11.2009**

EADS Deutschland GmbH

Innovation Works

IW-SI

81663 München

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>6</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>9</b>
<b>Abkürzungen</b>	<b>10</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>12</b>
1.1 Aufgabenstellung	13
1.2 Planung und Ablauf des Vorhabens	14
1.3 Wissenschaftlich/Technischer Stand	17
<b>2 Sensor, Funktion und Herstellung</b>	<b>26</b>
2.1 Design von Drehratensensorelementen	26
2.2 Herstellungsprozess	28
2.2.1 Sensortechnologie	28
2.3 Wafer-Level Packaging	31
2.4 Zweikammeraufbau (Dual-Cavity)	33
2.5 Test	35
2.6 Systemaufbauten	36
2.6.1 Elektronik-Konzept	36
2.6.2 Failsafe	37
2.7 ASIC-Technologie	39
2.8 Gehäusetechnik	40
2.8.1 Varianten	40
2.8.2 Packaging-Probleme	41
2.9 Bias-Instabilität	42
2.9.1 Qbias-Optimierung	43
<b>3 Testverfahren</b>	<b>47</b>
3.1 Berechnungsverfahren zur stochastischen Modellierung	48
3.1.1 Power-Spectral-Density	48
3.1.2 Allan-Varianz	49
3.2 Sensor-Kennwerte	50
3.2.1 Charakteristik	51
3.2.2 Rauschen	52
3.2.3 Drift	53
3.2.4 Temperaturkennwerte	54
3.3 Weltraum-Umwelteinflüsse	55
3.3.1 Strahlung	55
3.3.2 Weitere Einflüsse	57
3.3.2.1 Vakuum	57
3.3.2.2 Temperatur	58

3.3.2.3	Andere	58
<b>4</b>	<b>Prototypen</b>	<b>59</b>
4.1	<i>Prototyp I nur Gyro</i>	59
4.1.1	Performance Test	60
4.1.2	TID Strahlungstest	61
4.2	<i>Prototyp II Gyro + B-Sensor</i>	64
4.3	<i>Prototyp III Gyro + B-Sensor</i>	67
4.4	<i>Bewertung des Designs</i>	70
<b>5</b>	<b>Weiterentwicklung des Sensormoduls</b>	<b>71</b>
5.1	<i>MEMS Sensor</i>	71
5.2	<i>Modellphilosophie im Hinblick auf die OOV</i>	73
5.3	<i>PCB Redesign mit Latch-up Schutz</i>	74
5.3.1	Entwicklung der Latchup-Schutzschaltung	74
5.3.2	Allgemeine Schaltungseigenschaften	75
5.3.3	Zusammenfassung des fertigen Designs	76
5.4	<i>Fertigstellung der Hardware</i>	78
5.4.1	Entwicklungsmodelle (EM)	78
5.4.2	Qualifikationsmodelle (QM)	78
5.4.3	Proto-Flight-Modelle (PFM)	79
<b>6</b>	<b>Testplan zur Verifikation</b>	<b>81</b>
6.1	<i>Verifizierungsgrundlage</i>	81
6.2	<i>Testplan</i>	82
6.2.1	Anforderungen an die Tests	82
6.2.2	Testreihenfolge	83
6.2.3	Abgesetzte Tests	84
6.3	<i>Funktions- und Performance-Tests</i>	85
6.3.1	Testspezifikation Allan-Varianz und Noise (ALV-NOI)	85
6.3.1.1	Testbeschreibung	85
6.3.1.2	Testbedingungen	86
6.3.2	Testspezifikation Bias, Scalefactor und Non-Linearity über Temperatur (TEMP-BSN)	86
6.3.2.1	Testbeschreibung	86
6.3.2.2	Testapparatur	87
6.3.2.3	Testbedingungen	88
6.3.3	Testspezifikation Einschalt drift und Einschaltwiederholbarkeit (WUD-SSC)	89
6.3.3.1	Testbeschreibung	89
6.3.3.2	Testbedingungen	89
6.4	<i>Strahlungstests</i>	90
6.4.1	Testspezifikation Total-Ionising-Dose-Test (TID)	90
6.4.1.1	Testübersicht	90
6.4.1.2	Testbedingungen	95

6.4.2	Testspezifikation Single-Event-Effect-Test (SEE)	95
6.4.2.1	Testübersicht	95
6.4.2.2	Testbedingungen	101
6.5	<i>Thermaltests</i>	101
6.5.1	Testspezifikation Thermal-Cycling-Test (TEMP-CYC)	101
6.5.1.1	Testübersicht	101
6.5.1.2	Testbedingungen	104
6.5.2	Testspezifikation Thermal-Vacuum-Test (TEMP-VAC)	104
6.5.2.1	Testübersicht	104
6.5.2.2	Testbedingungen	108
6.5.3	Testspezifikation Burn-in-Test (BURN-IN)	109
6.5.3.1	Testbeschreibung	109
6.5.3.2	Testbedingungen	109
6.6	<i>Vibrationstests</i>	109
6.6.1	Testspezifikation Sinus-Vibration-Test (SIN-VIB)	109
6.6.1.1	Testübersicht	109
6.6.1.2	Testbedingungen	114
6.6.2	Testspezifikation Random-Vibration-Test (RND-VIB)	114
6.6.2.1	Testübersicht	114
6.6.2.2	Testbedingungen	117
<b>7</b>	<b>Auswertung der Tests</b>	<b>118</b>
7.1	<i>Einfluss mechanischer Spannungen auf die Parameter</i>	118
7.2	<i>Ergebnisse des Total-Ionising-Dose-Test</i>	120
7.2.1	Daten während der Bestrahlung	121
7.2.1.1	Versorgungsstrom	121
7.2.1.2	Bias der Sensoren	123
7.2.1.3	Rauschen	124
7.2.2	Analyse von Prerad- und Postradverhalten	126
7.2.2.1	Rauschen	126
7.2.2.2	Allan Varianz	129
7.2.2.3	Temperaturverhalten	130
7.2.2.4	Fehlercodes der Sensoren	136
7.2.3	Bewertung der Ergebnisse des Total-Dose-Test	139
7.3	<i>Ergebnisse der SEE-Tests</i>	140
7.4	<i>Ergebnisse der Thermaltests</i>	147
7.4.1	Ergebnisse des Thermal-Cycling-Test (TMP-CYC)	147
7.4.2	Ergebnisse des Thermal-Vakuum-Test (TMP-VAC)	148
7.5	<i>Ergebnisse der Vibrationstests</i>	150
7.5.1	Ergebnisse des Sinus-Vibration-Test (SIN-VIB)	150
7.5.2	Ergebnisse des Random-Vibration-Test (RND-VIB)	150
7.6	<i>Langzeitverhalten der Sensorparameter</i>	151
<b>8</b>	<b>Testergebnisse Proto-Flight-Modelle</b>	<b>153</b>
8.1	<i>Standardtests</i>	153
8.2	<i>Thermaltests und Vibrationstests</i>	154

<b>9</b>	<b>Möglichkeiten der On-Orbit-Verifikation</b>	<b>158</b>
9.1	<i>Missionsübersicht</i>	158
9.2	<i>Anforderungen an die Mission</i>	160
<b>10</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>163</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>165</b>

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1 Sensor Prinzip der EADS Siliziumstimmgabel.....	15
Abbildung 1-2 Sensorgehäuse .....	15
Abbildung 1-3 Modulare Sensorelektronik.....	16
Abbildung 1-4 IMU class versus rate gyros and accelerometers class. [6].....	20
Abbildung 1-5: Vergleich von MEMS B-Sensoren in IMUs: Bias und Bereich .....	22
Abbildung 1-6: Vergleich von MEMS Gyros in IMUs: Bias und Bereich .....	22
Abbildung 1-7: roadmap accelerometer versus technology [6].....	23
Abbildung 1-8: Roadmap rate gyro versus technology [6].....	24
Abbildung 1-9: MEMS gyro performance progress Honeywell, [7] .....	24
Abbildung 2-1: Mikromechanisches Drehratensensorelement .....	26
Abbildung 2-2: FEM-Simulation des Drehratensensors (a) Grobmodell (b) Vergrößerter Ausschnitt des Gittermodells im Anker und Federbereich (c) Simulationsergebnis eines parasitären Schwingungsmodes .....	27
Abbildung 2-3: Querschnitt durch eine MEMS-Struktur in PSM-X2 Technologie .	28
Abbildung 2-4: Gettermaterial innerhalb der Kavität.....	31
Abbildung 2-5: SUESS SB6 Prober (links) mit vorjustierten Sensor/Kappenwafer (rechts).....	32
Abbildung 2-6: Gettermaterial innerhalb der Kavität.....	32
Abbildung 2-7: Diffusionsmodell des Feinlecktests (a) und gemessene Gütefaktoren der Sensoren auf Waferebene .....	33
Abbildung 2-8: Zweikammernaufbau für Beschleunigungs- und Drehratensensoren .....	34
Abbildung 2-9: Design eines Dual-Cavity-Sensors (links: Drehratensensor, rechts: Beschleunigungssensor).....	34
Abbildung 2-10: Proberstation für die Wafervermessung (a) . Bereich der Nadelkarte für die Kontaktierung des Sensors.....	35
Abbildung 2-11: Graphische Nutzerschnittstelle zur Kontrolle der Waferendvermessung (links). Verteilung der „guten“ Sensoren über den Wafer (rechts) .....	36
Abbildung 2-12: Grobkonzept der Systemelektronik .....	37
Abbildung 2-13: Integrierte Systemelektronik für die Ansteuerung und Auswertung des Sensormoduls .....	37
Abbildung 2-14: Konzeptionelle Darstellung des Failsafekonzepts .....	38
Abbildung 2-15: User-Interface zur Überwachung der Sensorfunktionalität .....	39
Abbildung 2-16: Aufbauvarianten der Sensormodule (a) SOIC28, (b) Kunststoff OC (c) Keramik OC .....	41
Abbildung 2-17: Messergebnis $Q_{bias}$ gegen Temperatur für einen harten Kleber	41
Abbildung 2-18: Messergebnis $Q_{bias}$ gegen Temperatur für einen weichen Kleber .....	42
Abbildung 2-19: Messergebnisse zur Verdeutlichung des Zusammenhangs der Biasinstabilität im Vergleich zum $Q_{bias}$ . .....	43
Abbildung 2-20: Skizze der Prozesskammer eines Hochratenätzers mit Verlauf des Ionenstroms aus dem Plasma .....	44
Abbildung 2-21: Symmetrischer (a,b) und asymmetrischer (c) Kantenverlauf der Biegefedern.....	44
Abbildung 2-22: Vergleich der Referenz- zur Torsionsschwingung .....	45

Abbildung 3-1: Mittelung des Signals zur Berechnung der Allan Varianz (Bildquelle: [24]) .....	49
Abbildung 3-2 : Darstellung der Allan-Varianz und der darin enthaltenen Parameter .....	50
Abbildung 3-3: Berechnung der SEE-Rate. (Bildquelle: NASA Radiation Effects Group).....	57
Abbildung 4-1: Prototyp I; Gyro + ASIC.....	59
Abbildung 4-2: Prototyp I; Nichtlinearität bei 20°C.....	60
Abbildung 4-3: Prototyp I; Bias und Skalenfaktor über der Temperatur .....	61
Abbildung 4-4: Messaufbau für TID-Test.....	62
Abbildung 4-5: Co60 Quelle mit Messaufbau für TID-Test .....	62
Abbildung 4-6: Stromaufnahme während TID-Bestrahlung .....	63
Abbildung 4-7: Prototyp II; 3Chip Sensor: B-Sensor + Gyro + ASIC .....	65
Abbildung 4-8: Prototyp II; B-Sensor Rauschleistungsdichte .....	65
Abbildung 4-9: Prototyp II; Gyro Rauschleistungsdichte.....	66
Abbildung 4-10: Prototyp II; B-Sensor: Allanvarianz.....	66
Abbildung 4-11: Prototyp II; Gyro Allanvarianz.....	67
Abbildung 4-12: Prototyp III; 2 Chip Sensor: B-Sensor/Gyro + ASIC .....	68
Abbildung 5-1: Sensor für Strahlungstests: Gyro + ASIC .....	71
Abbildung 5-2: Schaltplan des Designs mit Latch-up Schutzschaltung .....	77
Abbildung 5-3: Das neue Gehäusedesign .....	77
Abbildung 5-4: Qualifikationsmodelle auf Basis der neuen Hardware Revision B .....	79
Abbildung 5-5: Proto-Flight Module .....	80
Abbildung 6-1: Testübersicht und Testreihenfolge .....	84
Abbildung 6-2: Aufbau des Allan-Varianz-und-Noise-Test .....	85
Abbildung 6-3: Schematischer Aufbau der Klimakammer mit Drehtisch .....	87
Abbildung 6-4: Bild der Temperaturkammer mit Drehtisch.....	88
Abbildung 6-5: Anlage zur Bestrahlung der Sensoren.....	91
Abbildung 6-6: Montierte Sensoren im Strahl (Sensor Einheiten auf der untere Platte).....	92
Abbildung 6-7: ELDORADO Low-Dose-Quelle und Vorraum mit den Messaufbauten.....	94
Abbildung 6-8: Schematischer Aufbau des Single-Event-Effekts-Test.....	98
Abbildung 6-9: SEE Strahlungskammer (Bild Quelle: UCL) .....	101
Abbildung 6-10: Schematischer Aufbau des Thermal-Cycling-Test .....	102
Abbildung 6-11: Testkurve des Thermal-Cycling-Test.....	103
Abbildung 6-12: Messaufbau des Temperatur-Zyklen-Test.....	103
Abbildung 6-13: Schematischer Aufbau des Thermal-Vakuum-Test .....	105
Abbildung 6-14: Testkurve des Thermal-Vakuum-Test .....	107
Abbildung 6-15: Interner Aufbau der Vakuumkammer .....	108
Abbildung 6-16: Experimentaufbau des Thermal-Vakuum-Tests .....	108
Abbildung 6-17: Aufbau des Sinus-Vibrationstest .....	110
Abbildung 6-18: Konstruktion der Montageadapter für die Vibrationstests.....	112
Abbildung 6-19: Shaker-Aufbau für den Sinus-Vibrationstest.....	114
Abbildung 6-20: Schematischer Aufbau des Random-Vibration-Test.....	115
Abbildung 6-21: Spektrale Verteilung Random-Vibration-Test .....	116
Abbildung 7-1: Messung des Biasdrift über jeweils 15 Std. (Verspannungen auf der Platine).....	118
Abbildung 7-2: Darstellung des Bias über die Temperatur (mit Spannungen auf der Platine).....	119

Abbildung 7-3: Biasdrift über 15 jeweils Stunden (mit verbesserter Lötung des Gehäuses) .....	120
Abbildung 7-4: Bias über die Temperatur (mit verbesserter Lötung des Gehäuses) .....	120
Abbildung 7-5: Versorgungsstrom Anstieg während der Bestrahlung .....	122
Abbildung 7-6: Biasdrift während der Bestrahlung .....	123
Abbildung 7-7: Schwingung des Ausgangsignals nach 60kRad beim Sensor 0133 .....	124
Abbildung 7-8: Sigma-noise Verlauf während der Bestrahlung .....	125
Abbildung 7-9: Noise-floor Verlauf während der Bestrahlung .....	125
Abbildung 7-10: Erhöhtes Rauschen bei der 50kRad Messung von Sensor 132-alu (Mitte).....	126
Abbildung 7-11: Vergleich des Sigma-Rauschens vor und nach der Bestrahlung .....	127
Abbildung 7-12: Vergleich des Noise-Floor vor und nach der Bestrahlung .....	127
Abbildung 7-13: Erhöhtes Rauschen kurz nach der Bestrahlung am Sensor 0133 .....	128
Abbildung 7-14: Entwicklung von Rauschspitzen über die Strahlung beim Sensor 0123.....	128
Abbildung 7-15: Vergleich der Grenzfrequenz vor und nach der Bestrahlung....	129
Abbildung 7-16: Vergleich des Angular-Random-Walk vor und nach der Bestrahlung.....	129
Abbildung 7-17: Vergleich der Bias-Instability vor und nach der Bestrahlung ....	130
Abbildung 7-18: Darstellung der Allan-Varianz vor und nach der Bestrahlung...	130
Abbildung 7-19: Vergleich des Rate-Bias-Drifts vor und nach der Bestrahlung..	131
Abbildung 7-20: Vergleich des Scale-Factor-Errors vor und nach der Bestrahlung .....	132
Abbildung 7-21: Temperaturverhalten der Sensoren vor und nach der Strahlung .....	136
Abbildung 7-22 : Geöffnete Messkammer für SEE-Tests.....	141
Abbildung 7-23 : Prinzipieller Messaufbau für SEE-Tests .....	142
Abbildung 7-24 : Messkammer und Steuerrechner für SEE-Tests .....	142
Abbildung 7-25 : SEL cross section curve .....	144
Abbildung 7-26 : SEU cross section curve .....	145
Abbildung 8-1: PFM: Daten B-Sensoren .....	153
Abbildung 8-2: PFM: Daten Drehratensensor.....	154
Abbildung 8-3: PFM: TMP-CYC Temperaturprofil .....	155
Abbildung 8-4: PFM: TMP-CYC Sensorsignale.....	156
Abbildung 8-5: PFM: Burn-in-Test: B-Sensor .....	157
Abbildung 8-6: PFM: Burn-in-Test: Gyro .....	157



## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1-1: Klassifizierung von Drehratensensoren, [5] .....	20
Tabelle 1-2: Klassifizierung von Beschleunigungs- und Drehratensensoren.....	21
Tabelle 2-1: Modulvarianten für Strahlungstests .....	35
Tabelle 2-2: Getestete Gehäusevarianten.....	40
Tabelle 4-1 : Prototyp III Ergebnisse der Charakterisierung: B-Sensor .....	69
Tabelle 4-2 : Prototyp III Ergebnisse der Charakterisierung: Gyro .....	69
Tabelle 5-1: Sensor Qualifikation im Automotive Bereich.....	72
Tabelle 5-2 : Technische Daten des Experimentes .....	78
Tabelle 6-1: Anforderungen der Tests auf den verschiedenen Verifikationsstufen	83
Tabelle 6-2: Auflistung der abgesetzten Tests .....	85
Tabelle 6-3: Testbedingungen Allan-Varianz-und-Noise-Test.....	86
Tabelle 6-4: Testbedingungen TEMP-BSN-Test .....	88
Tabelle 6-5: Temperaturlevels TEMP-BSN-Test .....	88
Tabelle 6-6: Eingangsgrößen TEMP-BSN-Test.....	89
Tabelle 6-7: Testbedingungen WUD-SSC-Test.....	89
Tabelle 6-8: Testbedingungen TID-Test.....	95
Tabelle 6-9: Testbedingung einer Zwischenmessung im TID-Test.....	95
Tabelle 6-10: UCL High-Penetration-Ion-Cocktail .....	97
Tabelle 6-11: Testbedingungen Single-Event-Latchup-Test.....	101
Tabelle 6-12: Testbedingungen Thermal-Zyklen-Test.....	104
Tabelle 6-13: Testbedingungen Thermal-Vakuum-Test .....	108
Tabelle 6-14: Testbedingungen Burn-In-Test.....	109
Tabelle 6-15: Testbedingungen Sinus-Vibration-Test .....	114
Tabelle 6-16: Testbedingungen Random-Vibration-Test.....	117
Tabelle 7-1: Durchgeführter Verlauf des TID-Tests.....	121
Tabelle 7-2: Entwicklung der Fehlercodes über die Strahlung .....	137
Tabelle 7-3: Fehler Typ a .....	138
Tabelle 7-4: Fehler Typ b .....	138
Tabelle 7-5: Fehler Typ c.....	139
Tabelle 7-6: Weibull Fitparameter für SEL.....	144
Tabelle 7-7: Weibull Fitparameter für SEU .....	146
Tabelle 7-7: <b>Events rate prediction</b> .....	147

## Abkürzungen

ABD	Acceleration Bias Drift
AOCS	Altitude and Orbit Control Subsystem
ARB	Angular Rate Bias
ARW	Angular Random Walk
ASIC	Application Specific Integrated Circuit
AVT	Aufbau und Verbindungstechnik
BCD	Bipolar CMOS DMOS Prozess
BJT	Bipolar Junction Transistor
CDS	Command and Data Subsystem
CMOS	Complementary Metal-Oxide Semiconductor
COTS	Commercial Off The Shelf
CTE	Coefficient of Thermal Expansion
CVCM	Collected Volatile Condensable Materials
DID	Dose in the Die
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EM	Entwicklungs Modell
EMC	Electro Magnetic Compatibility
EOL	End Of Life
EPPL	European Preferred Parts List
EPS	Electrical Power Subsystem
ESA	European Space Agency
ESCC	European Space Components Coordination
ESD	Electro Static Discharge
FET	Feld-Effekt Transistor
FFT	Fast Fourier Transformation
FPGA	Field Programmable Gate Array
FS	Full Scale
GPIB	General Purpose Instrumentation Bus
IC	Integrated Circuit
IMU	Inertial Measurement Unit
ITAR	International Traffic in Arms Regulations

LET	Linear Energy Transfer
LCP	Liquid Crystal Polymer
LU	Latch-up
MEMS	Micro Electro Mechanical System
MOSFET	Metal Oxide Semiconductor FET
MST	Mikrosystemtechnik = MEMS
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBDH	On Board Data Handling
OOV	On Orbit Verification
PCB	Printed Circuit Board
PFM	Proto Flight Model
ppm	parts per million
PPS	Polyphenylensulfid
PSD	Power Spectral Density
QM	Qualifikations Modell
RBD	Rate Bias Drift
RHA	Radiation Hardness Assurance
RML	Relative Mass Loss
RMS	Root Mean Square
SEE	Single Event Effect
SEL	Single Event Latchup
SET	Single Event Transient
SEU	Single Event Upset
SOI	Silicon On Insulator
SPI	Serial Peripheral Interface
SSC	Switch-on to Switch-on Change
TID	Total Ionising Dose
TML	Total Mass Loss
WUD	Warm Up Drift

## 1 Einleitung

In den letzten Jahren gab es einen regelrechten Boom auf dem MEMS-Markt. Der Begriff MEMS kommt dabei aus dem englischen und steht für Micro-Electro-Mechanical-Systems. In der deutschen Sprache wird dafür auch oft der Begriff MST für Mikrosystemtechnik genutzt. In beiden Fällen ist der kombinierte Einsatz von elektronischen und mechanischen Komponenten in einem einzelnen Chip gemeint. Wie der Name schon aussagt, sind die Strukturabmessungen der mechanischen Komponenten normalerweise sehr klein, wobei die Herstellung durch ähnliche Fertigungsverfahren wie in der Mikroelektronik erfolgt. Durch die Anwendung dieser Technologie lassen sich ganz neue Anwendungsgebiete und Funktionalitäten erreichen, die davor nicht denkbar gewesen wären.

Ein großes Thema ist in diesem Zusammenhang auch die Inertial-Sensorik. Durch den geschickten Einsatz der mechanischen Komponenten können Sensoren konstruiert werden, die in der Lage sind, auftretende Beschleunigungen und Drehraten zu messen. Ein Einsatz dieser Elemente findet zurzeit in der Automobilindustrie statt, aber auch im Bereich der Spielekonsolen und Handys wird in Zukunft ein großes Wachstum erwartet. Die Einheiten sind klein, leicht und benötigen nur einen geringen Versorgungsstrom. Dadurch wird diese Technologie auch für den Einsatz im Satellitensektor interessant. Zusätzlich besitzen MEMS-Bauteile schon von Grund auf eine hohe Zuverlässigkeit, die durch die Verwendung von redundanten Einheiten noch weiter erhöht werden könnte.

Bevor ein solcher Einsatz jedoch möglich wird, gibt es noch einige Hürden zu überwinden. So sind die Entwicklungskosten eines neuen Sensors extrem hoch, da die zugrunde liegenden Herstellungsprozesse sehr aufwändig sind. Eine rentable Vermarktung kann daher nur durch Massenproduktion erreicht werden, die in der Raumfahrt jedoch nicht gegeben ist. Daher sollte anstelle einer Neuentwicklung die Verwendung von COTS- Bauteilen angestrebt werden. Der Vorteil dieses Vorgehens ist, dass bereits eine große Auswahl an verfügbaren Bauteilen erhältlich ist. Darüber hinaus sind aufgrund des umfangreichen Einsatzes dieser Elemente bereits viele Erfahrungswerte über das Betriebsverhalten vorhanden. Allerdings entstehen auch einige Nachteile. Da die Bauteile nicht speziell für den Einsatz im Orbit entworfen wurden, muss vor dem Einsatz eine aufwändige Untersuchung über die Einsatztauglichkeit durchgeführt werden [32].

Aus diesem Grund gibt es eine Kooperation zwischen EADS Innovation Works, SensorDynamics und dem Fraunhofer-Institut für Siliziumtechnologie ISIT in Itzehoe. Ziel dieser Zusammenarbeit ist es, einen in der Automobilindustrie verwendeten kommerziellen Sensor für den Einsatz in der Weltraumumgebung zu testen.

### **1.1 Aufgabenstellung**

DREWSII ist die Fortsetzung des Forschungsvorhabens DREWS. Das Vorhaben DREWS „Drehratensensor für Raumfahrtanwendungen (Satelliten)“, Förderkennzeichen 50 JR 0247, wurde im Jahre 2002 gestartet und hatte eine Laufzeit von 2.5 Jahren.

Innerhalb des Vorhabens DREWS wurde ein Drehratendetektor untersucht, der bei EADS und TEMIC für Automobilanwendungen entwickelt wurde. Es konnte gezeigt werden, dass das Detektorelement bei allen vorgegebenen Missionsumweltbedingungen vollständiges Überleben und Funktion zeigt. Mit Hilfe der Untersuchungen konnten neue Erkenntnisse zur Belastbarkeit, als auch in designtechnischen Details des Detektors gewonnen werden. Diese führten während des Vorhabenszeitraums zu einzelnen Verbesserungen, wie z.B. Verbesserung der Strahlungshärte, Verbesserung des Detektor- / Pad-Designs und Verbesserung des Prozessablaufs

Die Aufgabe des Vorhabens `Drehratendetektoren für Raumfahrtanwendungen` (DREWSII) ist es, die gegenwärtigen mikromechanischen Drehratensensoren der Fa. EADS (Forschung) welche für die Automobilindustrie entwickelt wurden für die Tauglichkeit in der Luft und Raumfahrt (z.B. Kleinsatelliten-Navigation) zu untersuchen. Dabei sollen die Detektoren auf eine grundsätzliche Eignung hin untersucht werden.

Im vorausgegangenen Projekt DREWS wurde ausschließlich das mikromechanische Detektorelement hinsichtlich Strahlungseinflüsse untersucht. Im Anschlussprojekt DREWSII sollte eine Optimierung des Detektorelements und das Design einer strahlungstoleranten Sensorelektronik im Vordergrund stehen.

Ziel des Projektes sind Untersuchungen an Drehratensensoren, die sich an den Qualifikationstests für Raumfahrtanwendungen orientieren.

## **1.2 Planung und Ablauf des Vorhabens**

Zunächst wurde ein Projektplan ausgearbeitet. Dieser Projektplan sah im Wesentlichen folgende Schwerpunkte für die Arbeiten in DREWSII vor:

- Analyse von Missionsspezifikationen
- Untersuchung- und Test in Anlehnung an Raumfahrtanforderungen
- Herstellung und Optimierung der Drehratendetektoren
- Anpassung der Analog-/Digital-Elektronik an Raumfahrtanforderungen
- Untersuchung und Test der angepassten Sensoren
- Dokumentation der Ergebnisse

Das Detektorelement wurde speziell für Automobilanwendungen entwickelt und optimiert. Dies war ein kontinuierlicher Prozess, der von der Firma TEMIC mit der Unterstützung der EADS Forschung bis zur Serienreife des Gyros geplant war.

Die prinzipielle Funktionsweise des EADS-Gyros ist in Abbildung 1-1 zu sehen [1], [2], [3]. In der Anregungsmodus, der Stimmgabelschwingung, wird die Schwingung der Zinken erzeugt. Beim Anlegen einer Drehung der schwingenden Stimmgabel um die Achse  $\Omega$  erzeugt die Corioliskraft  $F_c$  eine Drehschwingung (sense-mode). Diese Drehschwingung ist proportional zur Amplitude der Anregungsschwingung und zur angelegten Drehrate  $\Omega$ . Über einen piezo-resistiven Sensor auf der Stimmgabelaufhängung und einer Elektronik wird die Drehschwingung erfasst. Nach einer Demodulation des Signals wird ein Signal ausgegeben, das der Drehrate entspricht.

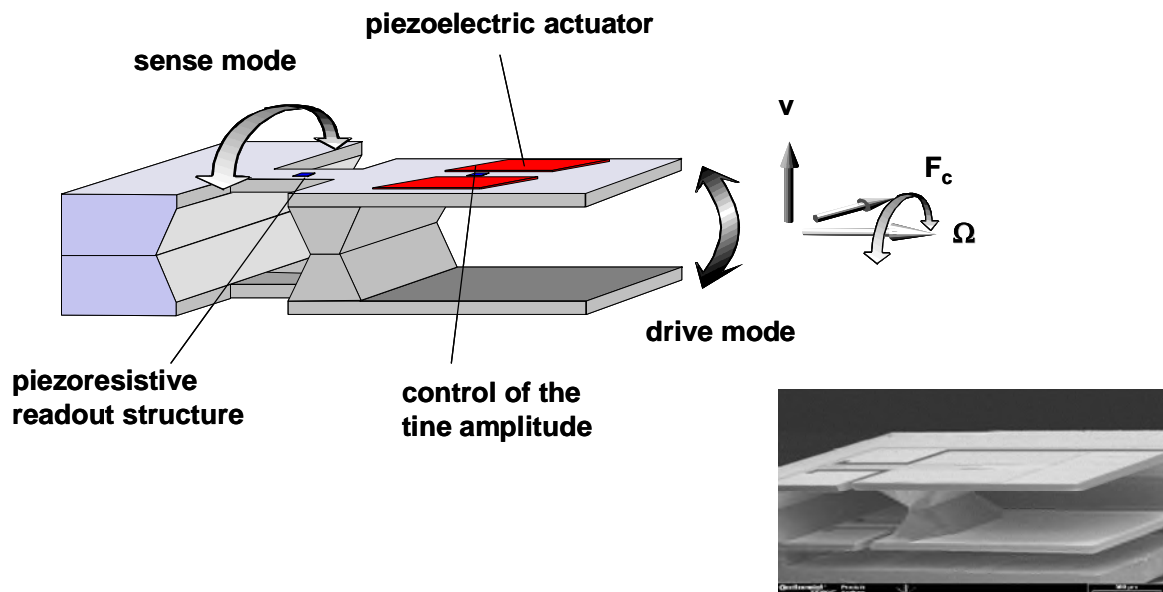


Abbildung 1-1 Sensor Prinzip der EADS Siliziumstimmgabel

Das Sensorelement wurde auf 4 Zoll Wafern gefertigt und nach ersten Tests auf Wafer Ebene vereinzelt. Danach wurde der Drehratensensor in ein TO8 Gehäuse eingebaut. Einen detaillierten Ablauf der Technologie und der Sensorherstellung kann in [4] nachgelesen werden.



Abbildung 1-2 Sensorgehäuse

Wie alle schwingenden mikromechanischen Drehratensensoren muss der Sensor bei sehr geringem Luftdruck (ca. 0.1 mBar) betrieben werden. Dies ist notwendig, um die Dämpfung der mechanischen Anregungsschwingung möglichst gering zu halten. In der Entwicklungsphase des Sensors wurde das durch Evakuierung und Verschluss in einem Metallgehäuse realisiert. In der späteren Produktion war selbstverständlich ein Verschluss auf Wafer Ebene durch einen gebondeten Deckelwafer geplant.



Abbildung 1-3 Modulare Sensorelektronik

Ausgangspunkt für die Elektronik war ein Labordemonstrator, der im Rahmen der Sensorentwicklung für Anwendungen im Automobilbereich, entwickelt wurde. Diese Elektronik ist in Abbildung 1-3 dargestellt. Der Aufbau der Elektronik wurde modular ausgeführt. In der unteren Platine wurde der Sensor mit der gesamten Analogelektronik aufgebaut. In der oberen Platine fanden alle digitalen Bauteile Platz. Herzstück der Digitalelektronik ist ein FPGA. Mit Hilfe des programmierbaren FPGA's kann jeder Sensor optimiert werden.

Im Rahmen des Projektes war geplant, die kommerziellen Bauteile soweit als möglich durch strahlungsharte oder strahlungstolerante Bauteile zu ersetzen. Dies hat sich als überaus schwierig herausgestellt, da nur sehr wenig raumfahrtqualifizierte Bauteile zur Verfügung stehen. Insbesondere bei der Verwendung von FPGA's ist der Einsatz von modernen SRAM-basierten Bausteinen nicht raumfahrttauglich.

Auf Seiten der Elektronik wurde damit begonnen den Analog- und Digitalteil mit strahlungstoleranten Bauteilen zu entwerfen. Aus Kostengründen war eine integrierte Lösung für die Elektronik nicht realisierbar. Hier konnten nur kommerzielle Bauteile durch strahlungstolerante/strahlungsfeste ersetzt werden. Dies gestaltete sich als erheblich schwieriger als ursprünglich angenommen, da bei aktiven, raumfahrttauglichen Bauelementen nur eine sehr geringe Auswahl zu Verfügung steht. Insbesondere bei der Verwendung von FPGA's ist der Einsatz von modernen



SRAM-basierten Bausteinen nicht möglich, da diese besonders empfindlich auf Strahlung reagieren.

Firmeninterne Überlegungen bei der Firma TEMIC haben Ende 2005 dazu geführt, dass die eigene Gyro Entwicklung eingestellt wurde.

Damit war die Fortführung des Projektes nach dem ursprünglichen Plan leider nicht mehr möglich.

Durch die neue Situation ergaben sich zwei Möglichkeiten für das Projekt DREWS. Die erste Möglichkeit wäre gewesen, das Projekt zu diesem Zeitpunkt zu beenden. Eine zweite Möglichkeit war, einen Sensorhersteller zu finden, mit dem das Projekt fortgeführt werden kann. Nach umfangreichen Analysen und Gesprächen wurde in Absprache mit dem Projektträger DLR entschieden das Projekt mit dem Fraunhofer Institut ISIT aus Itzehoe weiter zu führen. Das ISIT entwickelt zusammen mit der Firma SensorDynamics Inertialsensoren für Automobilanwendungen.

In einer Analyse für Anwendungsmöglichkeiten von inertialen MEMS-Sensoren in der Raumfahrt sollte eine Studie angefertigt werden. In dieser Studie sollte eine grundsätzliche Übersicht über Einsatzmöglichkeiten von Inertialsensoren in der Raumfahrt erstellt werden. Einen Schwerpunkt sollten Besonderheiten bei Raumfahrtanwendungen und nach Möglichkeit Spezifikationen für bestimmte Missionen sein. Für die Anfertigung dieser Studie konnte der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik von der TU-München gewonnen werden. Institutsleiter vom LRT ist Prof. Ulrich Walter. Sein Mitarbeiter Herr Andreas Peukert hat die Studie mit dem Titel "Silizium MEMS-Gyroskop für Raumfahrtanwendungen" verfasst [31].

### **1.3 Wissenschaftlich/Technischer Stand**

Der Einsatz und die Verwendung von MEMS-Strukturen (MicroElectro-MechanicSystem) als Sensoren ist in der Automobilindustrie der aktuelle Stand der Technik. Dies ist auf Vorteile dieser Technologie in den Bereichen Kosten, Masse, Bauvolumen und Funktionalität zurückzuführen. Speziell die enorme Kostenreduzierung hat den MEMS-Sensoren den größten Massenmarkt, den Konsumermarkt, eröffnet. Als Anwendungsbeispiele seien hier moderne Mobiltelefone, Digitalkameras und neuerdings auch Spielekonsolen erwähnt. Im Konsumermarkt werden hauptsächlich Sensoren im untersten Preissegment eingesetzt. Die Anfor-

derungen an die Leistungsfähigkeit sind hier deutlich geringer als bei Automobilanwendungen. Die gesamte Sensorausbeute kann dadurch deutlich erhöht werden, was sich selbstverständlich positiv auf die gesamte Preisentwicklung auswirkt.

Mit der weiter voranschreitenden technologischen Entwicklung der MEMS-Sensoren wird zunehmend die Messgenauigkeit und die Stabilität verbessert. Aufgrund dieser Verbesserungen wird es möglich, diese MEMS-Bauteile in der Luft- und Raumfahrt anzuwenden.

Mit Blick auf den Satellitenbereich scheinen Anwendungen, in Systemen zur Lagebestimmung der Satelliten im Orbit oder in der speziellen Phase der Separation vom Launcher, für möglich. In diesen Anwendungen werden gegenwärtig hochgenaue Sensoren, sogenannte Kreisel, eingesetzt. Es handelt sich hierbei hauptsächlich um Drehratensensoren der Typen Hemispherical Resonating Gyro (HRG), Ring Laser Gyro (RLG) und Fibre Optic Gyro (FOG). Ihr Entstehen verdanken diese Drehratensensoren ursprünglich dem hohen Bedarf in der Luft- und Raumfahrt sowohl militärisch als auch zivil. Sie sind hochgenau und sehr teuer, was bei dem hohen Bedarf enorme Kosten verursacht.

In der Raumfahrt wird bereits nach Möglichkeiten gesucht, den hohen Bedarf mit MEMS-Drehratensensoren zu decken, die in der Automobiltechnik bereits etabliert sind. Dabei sollen primär die Kosten, das Gewicht und das Bauvolumen reduziert werden. Aufgrund der hohen Anforderungen der Luft- und Raumfahrt sind viele kommerziell erhältliche MEMS-Drehratensensoren nicht einsetzbar. Es stehen den oben erwähnten Kreiseln bisher nur wenige mikromechanische Drehratensensoren zur Auswahl gegenüber. Hierzu zählen die mikromechanischen Drehratensensoren der Firmen Atlantik Inertial Systems, Robert Bosch, Honeywell und Systron Donner. Es ist jedoch bisher nur einer bekannt, welcher für die Raumfahrt geeignet ist. Dieser basiert auf einem Detektor-Element in Quarztechnik der US-Firma Systron-Donner (USA) und wird von der italienischen Firma LABEN verwendet. Aufgrund des US-amerikanischen Herstellers, könnten für dieses System ebenfalls Exportlizenzen drohen. Die Europäische Raumfahrt Agentur ESA finanziert ein Projekt, in dem Atlantik Inertial Systems ihren Gyro überarbeiten und für Raumfahrtanwendungen optimieren.

Wegen ihrer geringeren Genauigkeit werden mikromechanische Drehratensensoren die oben genannten HRG, RLG und FOG nicht in allen Fällen ersetzen können. Nach internen Analysen bei der Fa. ASTRIUM ist jedoch der Einsatz in verschiedenen Missionsprofilen äußerst erfolversprechend. Wie bereits erwähnt wurde dazu auch im Rahmen von DREWSII eine Studie beim LRT an der TUM in Auftrag gegeben [31].

Die für den Normalfall geforderte Lage-Genauigkeit wird durch Auswahl und Einsatz konventioneller primärer Sensoren (Erdsensor, Sonnensensor, Sternsensor) garantiert.

Die mikromechanische IMU (Inertial Measurement Unit) wird nur in speziellen temporären Phasen, z.B. nach Separation vom Launcher, während Sonnenakquisition etc. eingesetzt, sowie unter missionskritischen Bedingungen zum Erreichen eines sicheren S/C Betriebszustandes (Safe Mode) .

Mit Hilfe von Softwarealgorithmen im On-Board Computer, gehören zu den Hauptaufgaben der Inertialsensoren die Erkennung einer möglichen S/C Drehrate, eine eindeutige Bestimmung des Rotationsvektors, das „Entdrallen“ des Raumfahrzeuges und das Einleiten von Manövern zur Absicherung der weiteren Schritte.

Wahlweise wird ein solcher Drehratensensor zur Verbesserung der Gesamtzuverlässigkeit auch ständig im aktiven Betrieb sein, wird jedoch zur Verbesserung der Genauigkeit im "Normal Mode" kontinuierlich oder zu festen Zeitinkrementen mit den primären Sensoren kalibriert.

Dieses Profil entspricht Anforderungen von Satelliten. In diesen Bereichen ist der Preisdruck sehr hoch, so dass in einigen Fällen keine Kreisel eingesetzt werden. Ein Ausweg hierfür stellt die Verwendung von MEMS-Drehratensensoren dar. [39]

Für hochgenaue Inertialsensoren, die in der Navigation eingesetzt werden, haben sich 3 Genauigkeitsklassen etabliert. Diese Klassifikation für Drehratensensoren ist in Tabelle 1-1 dargestellt.

Tabelle 1-1: Klassifizierung von Drehratensensoren, [5]

	<b>inertial grade</b>	<b>tactical grade</b>	<b>rate grade</b>
<b>Bias stability [°/h]</b>	<0.01	0.1-10	10-1000
<b>Angle random walk [°/h]</b>	<0.0005	0.05-0.5	>0.5
<b>Scale factor accuracy [ppm]</b>	<100	100-1000	1000-10000
<b>Bandwidth [Hz]</b>	100	100	>70

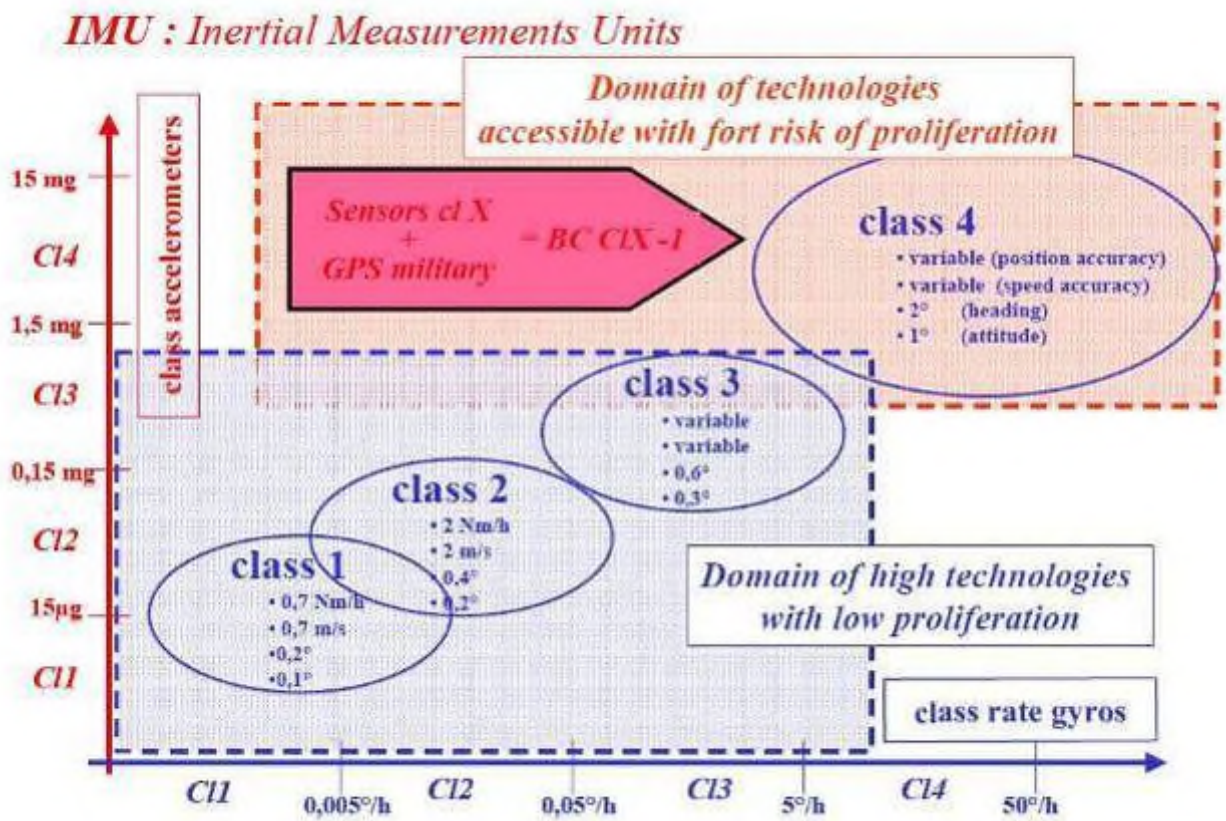


Abbildung 1-4 IMU class versus rate gyros and accelerometers class. [6]

Eine weitere, sehr ähnliche Klassifizierung für Inertielle Messeinheiten (IMU: Inertial Measurement Units) ist in Tabelle 1-2 und Abbildung 1-4 zu sehen. Wie bereits erwähnt, sind diese Klassifizierungen aus Navigationsanwendungen hervorgegangen. Im Automobilbereich werden inertielle Sensoren bisher nur für Fahrdynamik-

regelungen, wie z.B. ESP, verwendet. Die Anforderungen an die Sensoren sind in diesem Fall deutlich entspannter. Die besten derzeit auf dem Markt verfügbaren MEMS Sensoren erreichen gerade den oberen Bereich für Navigationsanwendungen. Die überwiegende Mehrzahl der verwendeten Sensoren liegt noch deutlich darüber. Dabei darf jedoch nicht vergessen werden, dass die Preise der Sensoren im Automobilbereich um Größenordnungen unter den Preisen der Navigations-sensoren liegen.

Tabelle 1-2: Klassifizierung von Beschleunigungs- und Drehratensensoren

	<b>class 1</b>	<b>class 2</b>	<b>class 3</b>	<b>class 4</b>
<b>Bias stability [°/h]</b>	<0.01	0.005 - 0.1	0.05 - 10	>2
<b>Accuracy of accelerometer [mg]</b>	<0.015	0.015 - 0.15	0.15 - 1	1 - 20

Die besten derzeit verfügbaren Inertialen Messeinheiten mit 3 Beschleunigungs- und 3 Drehratensensoren sind von AIS (vormals BAE), Systron Donner, Honeywell und iMAR erhältlich.

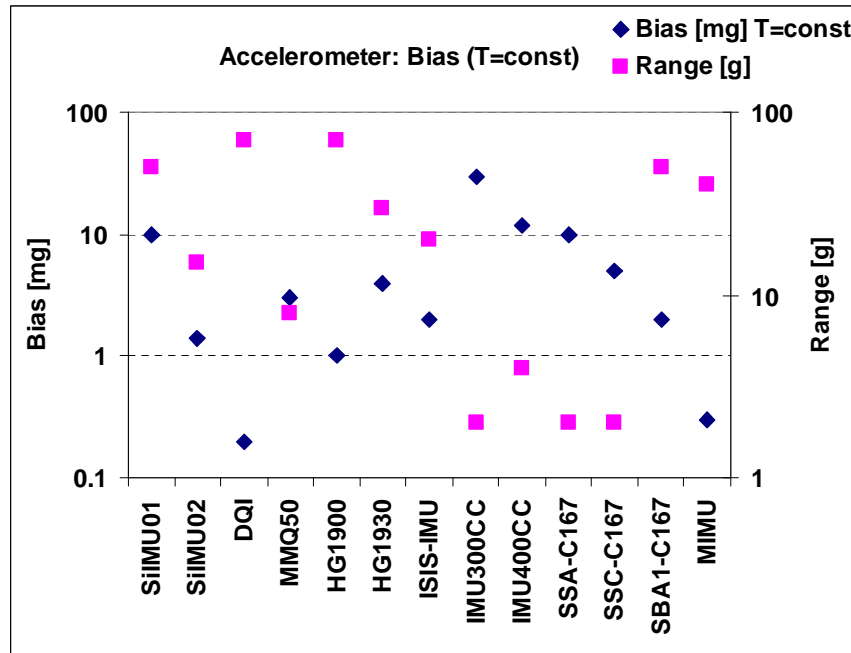


Abbildung 1-5: Vergleich von MEMS B-Sensoren in IMUs: Bias und Bereich

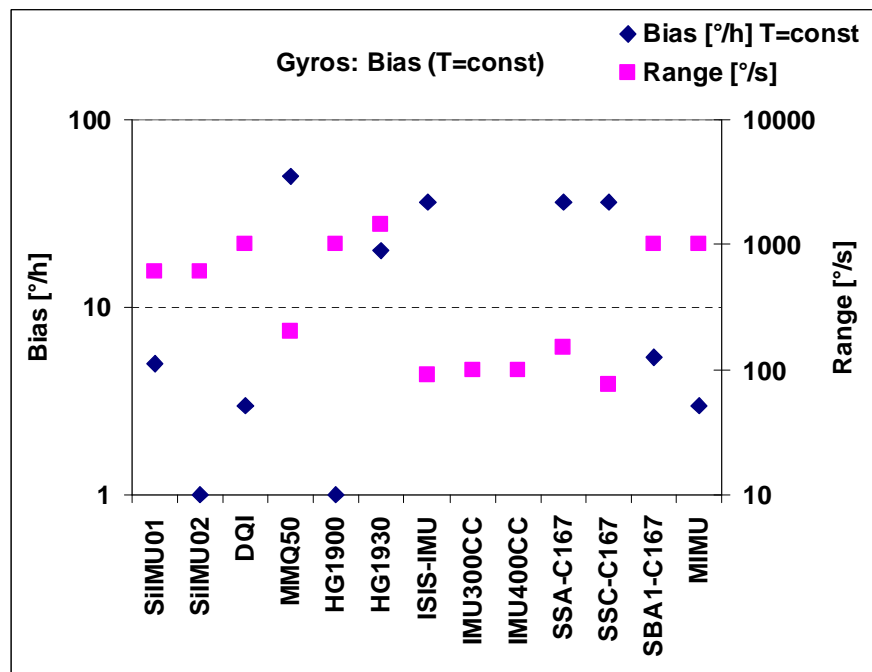


Abbildung 1-6: Vergleich von MEMS Gyros in IMUs: Bias und Bereich

Ein Vergleich wichtiger Sensordaten ist in Abbildung 1-5 und Abbildung 1-6 dargestellt. Abbildung 1-5 zeigt eine Zusammenstellung von MEMS-Beschleunigungssensoren und Abbildung 1-6 von MEMS Gyros. Die zusammen-

gestellten Daten sind aus den jeweiligen Datenblättern entnommen. Es sei hier erwähnt, dass ein Vergleich der unterschiedlichen Sensoren nur bedingt möglich ist, da es keine einheitliche Vorschrift gibt, die jeweiligen Daten zu bestimmen. Außerdem fehlen häufig die Bedingungen, unter denen die Daten ermittelt werden.

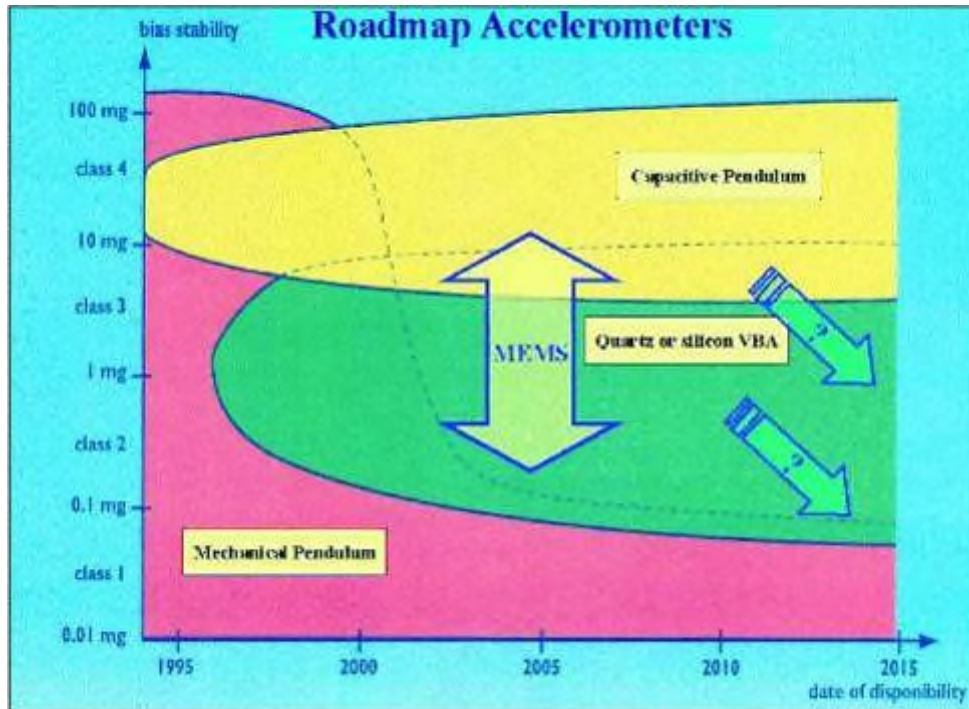


Abbildung 1-7: roadmap accelerometer versus technology [6]

Aus [6] sind Roadmaps für zukünftige Entwicklungen entnommen. Hier wird dargestellt, wie sich die Genauigkeit bei inertialen MEMS-Sensoren in den nächsten Jahren entwickeln könnte.

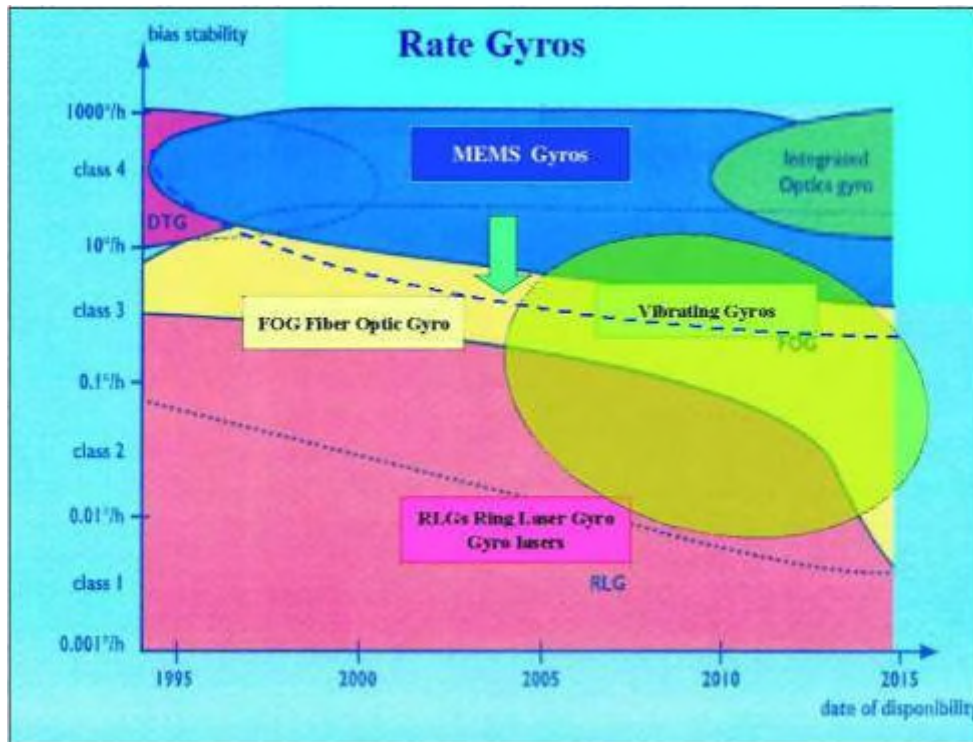


Abbildung 1-8: Roadmap rate gyro versus technology [6]

Abbildung 1-9 zeigt, wie Honeywell 1999 die Genauigkeit seiner MEMS Produkte für die Zukunft sieht. Hier sei erwähnt, dass die Realität nicht ganz den Prognosen entspricht. Die tatsächliche Genauigkeit von Sensoren, die kommerziell erhältlich sind, ist um einige Jahre (ca. 5-10 Jahre) nach hinten verschoben.

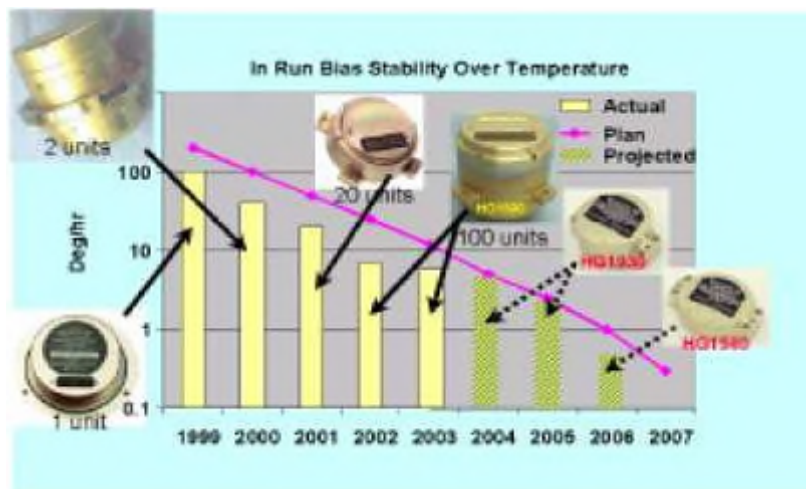


Abbildung 1-9: MEMS gyro performance progress Honeywell, [7]



Die Entwicklung der inertialen MEMS-Sensoren bezieht sich bisher nahezu ausschließlich auf kommerzielle oder bei hochgenauen Sensoren auf militärische Einsatzmöglichkeiten. Untersuchungen oder Entwicklungen von MEMS-Sensoren für Raumfahrtanwendungen sind derzeit noch im Anfangsstadium. In letzter Zeit sind einige Forschungsprogramme von der ESA ausgeschrieben und gefördert worden.

## 2 Sensor, Funktion und Herstellung

### 2.1 Design von Drehratensensorelementen

In Abbildung 2-1 ist das Design des Drehratensensors für die Automobilindustrie dargestellt. Die Siliziummikrostruktur ist nur an einem zentralen Ankerpunkt auf dem Wafer fixiert und befindet sich etwa  $2\mu\text{m}$  über der Waferoberfläche. Die äußere Ringstruktur wird mit interdigitalen Elektroden elektrostatisch in eine Oszillation ( $f \sim 6 - 11\text{kHz}$ ) um die senkrechte Achse versetzt.

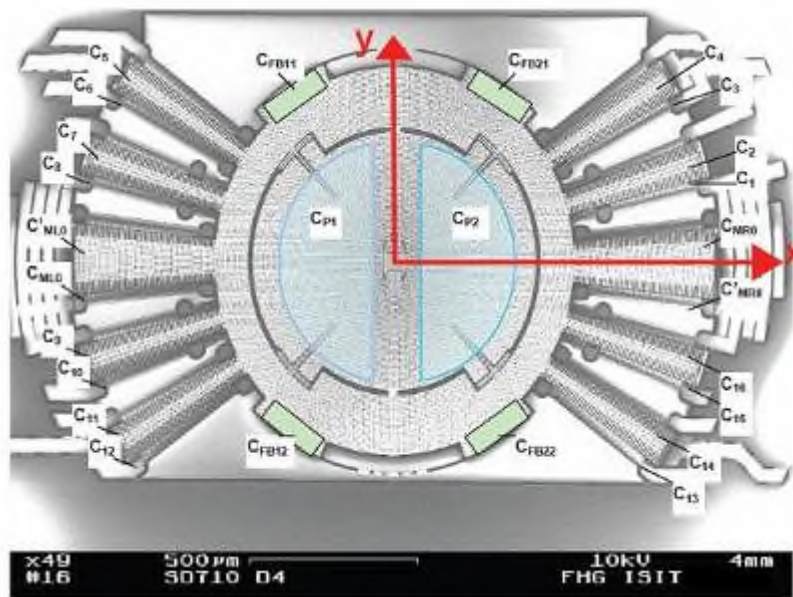
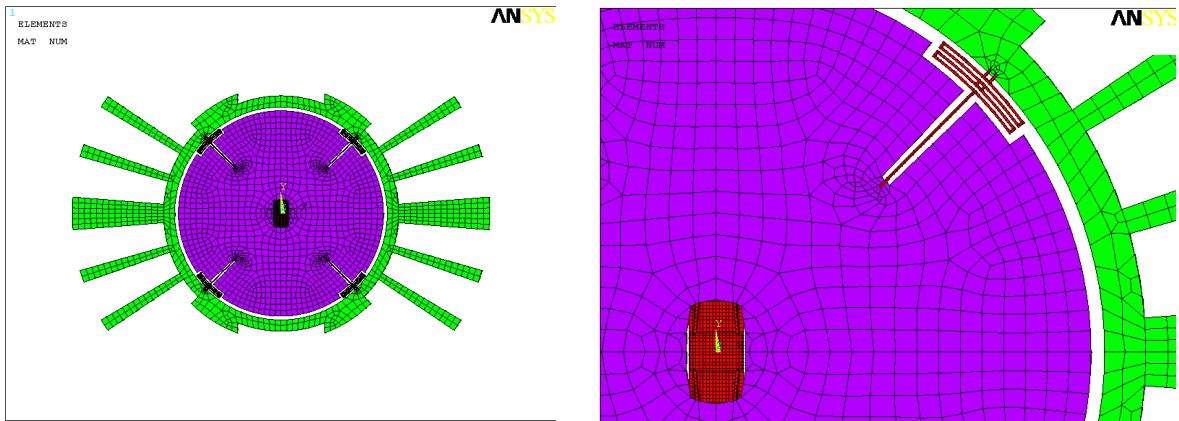


Abbildung 2-1: Mikromechanisches Drehratensensorelement

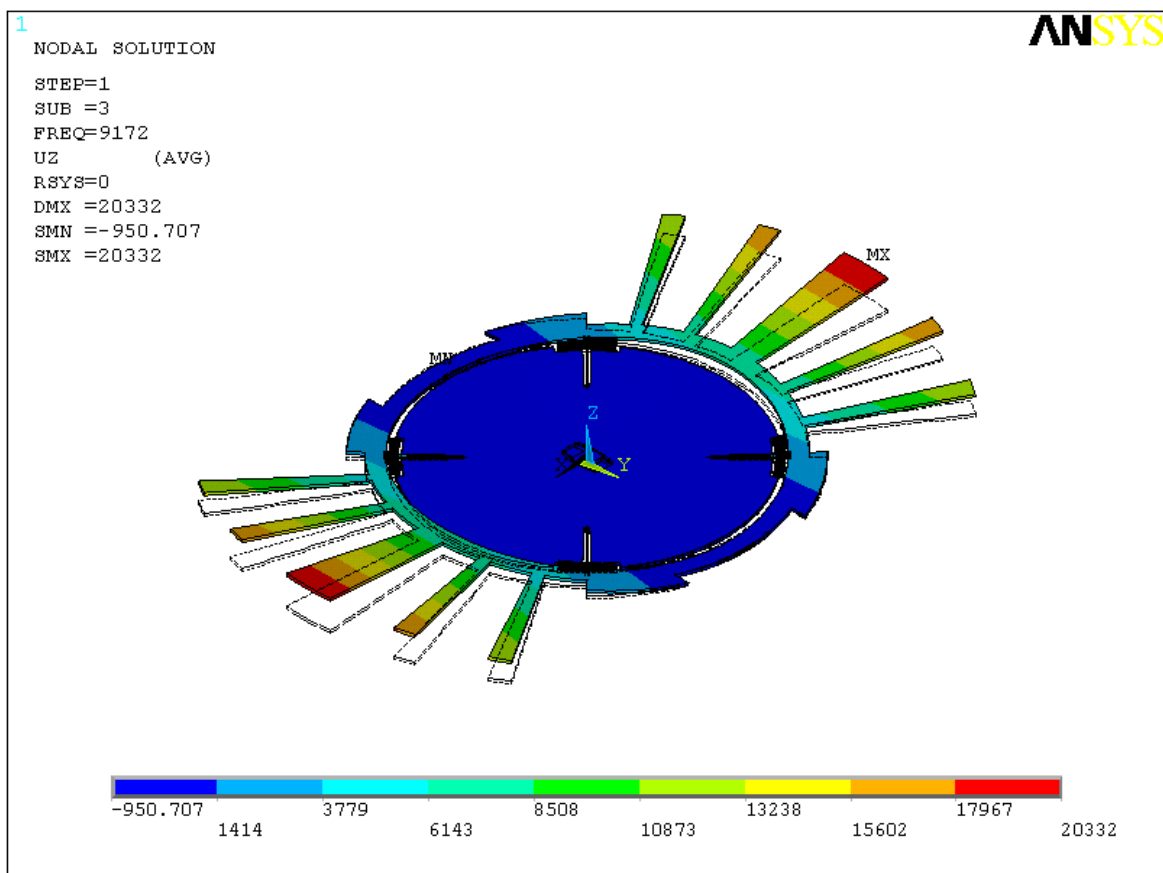
Bei Einwirkung der zu messenden äußeren Drehrate entlang der x-Achse in der Ebene ergibt sich aufgrund der Coriolis-Kraft eine Taumelbewegung des Gyroskops, die kapazitiv mittels unterhalb der zentralen Platte liegenden Elektroden erfasst wird. Die Genauigkeit dieser Sensoren ist dadurch limitiert, dass kleinste Asymmetrien in der Geometrie der etwa nur  $3\mu\text{m}$  breiten Federstrukturen ebenfalls ein Taumeln induzieren

Hierzu wurden Simulationsrechnungen durchgeführt, um das Design dahingehend zu optimieren, dass es möglichst geringe Empfindlichkeit gegenüber den technologiebedingten Schwankungen aufweist. Diese detaillierten Berechnungen wurden mit dem Finite-Elemente-Paket ANSYS durchgeführt.



(a)

(b)



(c)

Abbildung 2-2: FEM-Simulation des Drehratensensors (a) Grobmodell (b) Vergrößerter Ausschnitt des Gittermodells im Anker und Federbereich (c) Simulationsergebnis eines parasitären Schwingungsmodes

## 2.2 Herstellungsprozess

### 2.2.1 Sensortechnologie

Die Realisierung der in diesem Projekt verwendeten Drehratensensoren erfolgte mit Hilfe eines siliziumbasierten oberflächenmikromechanischen Prozesses. Dieser Prozess wurde bereits 1992 vom Fraunhofer Institut für Siliziumtechnologie (FhG-ISIT) im Rahmen eines von der EU geförderten Projekts in Zusammenarbeit mit der Firma BOSCH entwickelt. Die aktuelle Bezeichnung des Prozesses lautet PSM-X2.

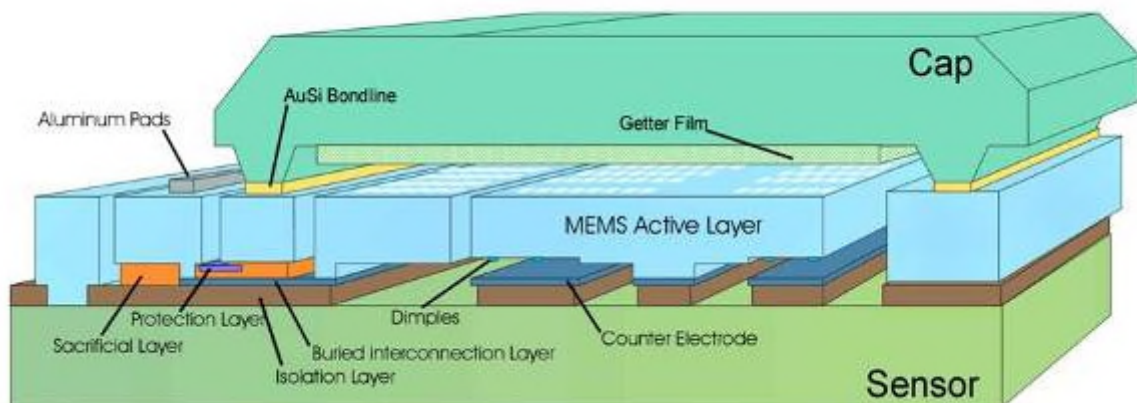
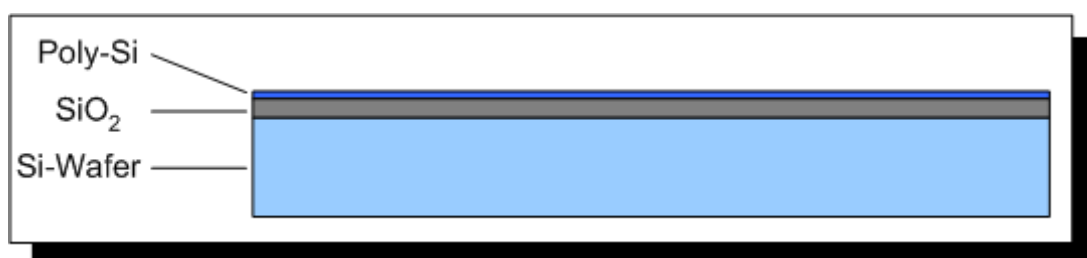
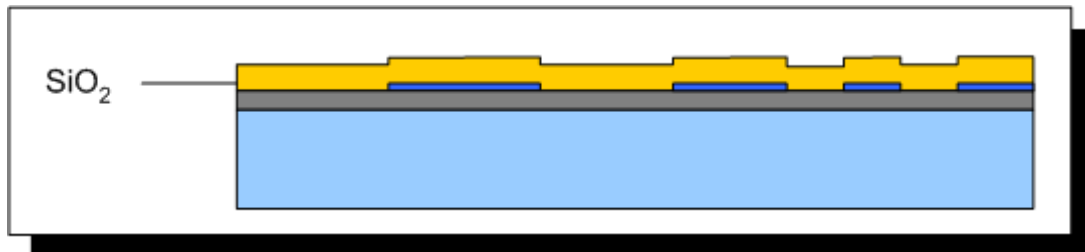


Abbildung 2-3: Querschnitt durch eine MEMS-Struktur in PSM-X2 Technologie

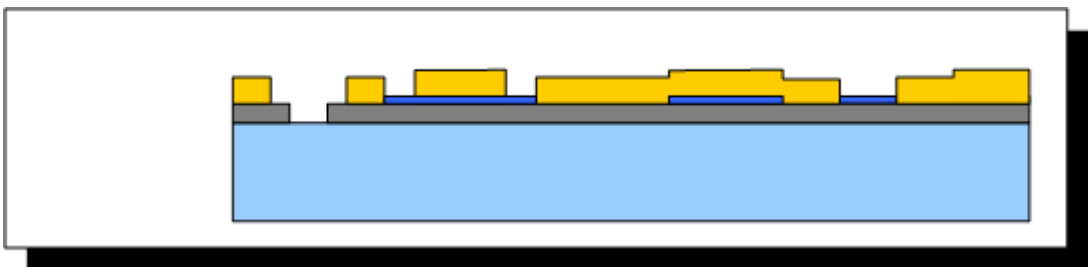
1. Die Ausgangsbasis bildet ein n-Siliziumsubstratwafer, auf dem mittels thermischer Oxidation ein etwa  $2.5\mu\text{m}$  dickes Isolationoxid ( $\text{SiO}_2$ ) aufgebracht wird, das die nachfolgenden Schichten elektrisch vom Substrat isoliert. Durch LPCVD-Abscheidung wird ein etwa  $450\text{nm}$  dickes, hochdotiertes polykristallines Silizium abgeschieden.



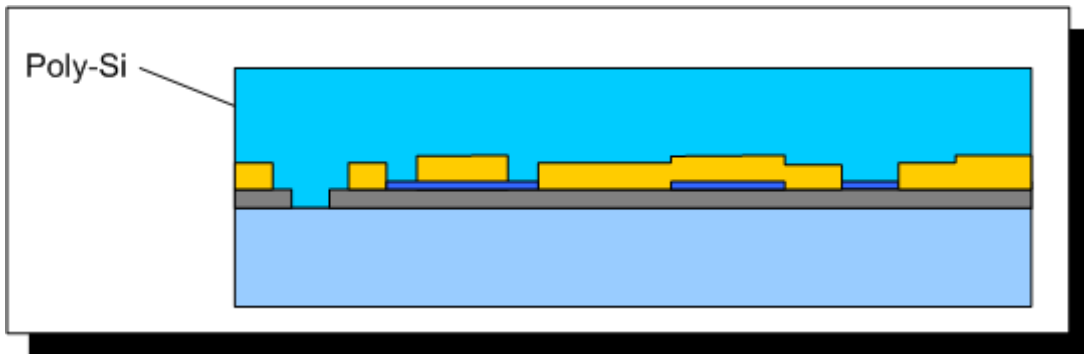
2. Durch geeignete Strukturierung dieser Schicht ergeben sich später die elektrischen Leiterbahnen. Hierauf wird erneut ein etwa  $1.6\mu\text{m}$  dickes Oxid aufgebracht, das im weiteren Prozessverlauf sowohl als Opferschicht als auch als weitere Isolationsschicht dient.



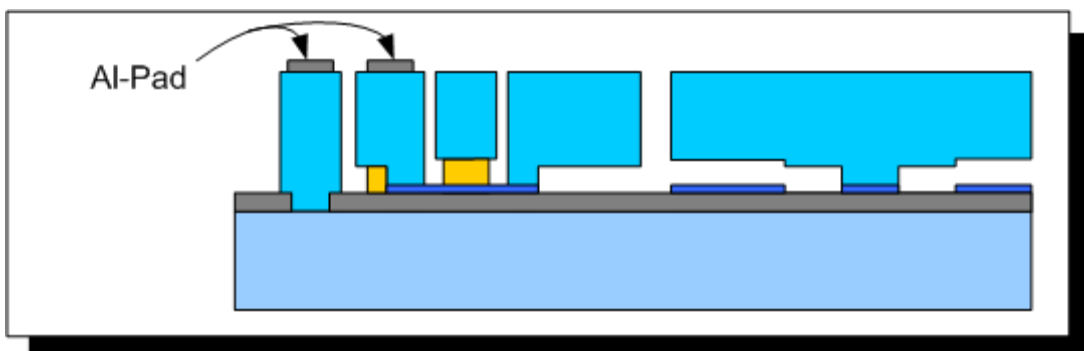
3. Das zweite Oxid wird nun an denjenigen Stellen geöffnet, an denen das Siliziumsubstrat und die erste Poly-Si-Schicht mit der nachfolgenden zweiten Poly-Schicht kontaktiert werden soll.



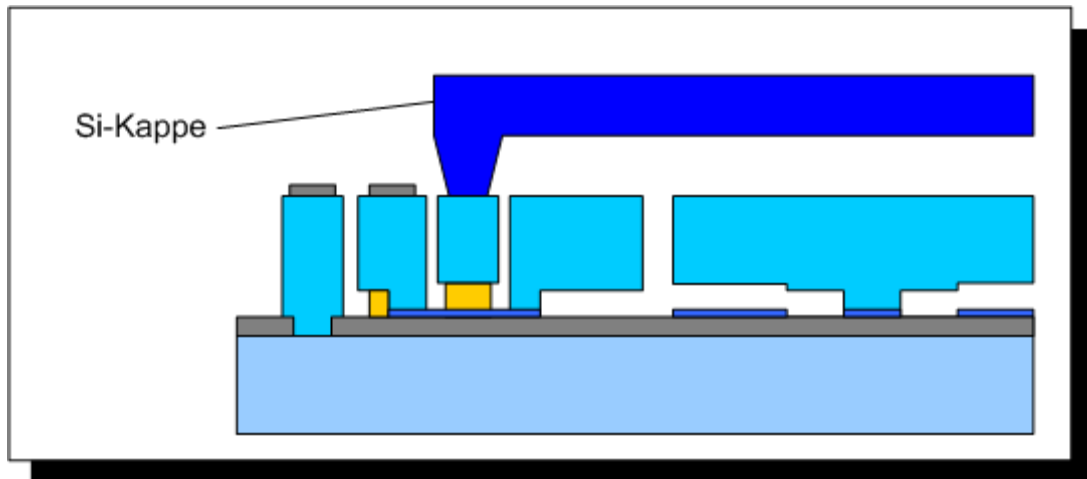
4. Diese zweite Schicht wird durch epitaktische Abscheidung abgeschieden und stellt das eigentliche Strukturmaterial des Sensors. Um möglichst grosse Resonatormassen zu erhalten, wird diese Schicht möglichst dick ( $12\mu\text{m}$ ) abgeschieden. In Vorbereitung auf die abschließende Verkappung auf Wafer Ebene wird nun zur Reduzierung von Topographieunebenheiten und Rauigkeiten das Strukturmaterial durch einen chemisch-mechanischen Polierschritt um etwa  $1\mu\text{m}$  heruntergedünnt und gleichzeitig eingeebnet.



5. Durch die Strukturierung der zweiten Poly-Si-Schicht unter Verwendung eines Hochratenätzprozesses wird die eigentliche Sensorstruktur definiert. Durch das Entfernen der Opferschicht werden die beweglichen Sensorteile gelöst. Lediglich an den in (3) festgelegten Stellen ist ein Kontakt mit dem Untergrund vorhanden. Aluminium, das im Pad-Bereich aufgebracht wird, ermöglicht die Bondbarkeit des Sensors im Trägergehäuse. Wichtig hierbei ist ein möglichst großes Aspektverhältnis, das sich in sehr schmalen Gräben mit nahezu senkrechten Ätzkanten widerspiegelt. Dies ist beim Drehratensensor vor allem für die Auslegung der Antriebselektroden von Bedeutung, um mit geringen Spannungen hohe elektrostatische Kräfte zu erzeugen. Zudem ergeben sich größere Kapazitäten an den äußeren Elektrodenkämmen, wodurch die Referenzschwingung genauer erfasst werden kann.



6. Abschließend wird eine Siliziumkappe über die freien Sensorstrukturen aufgebracht, um diese beim Vereinzeln der Sensorchips durch das Wafersägen vor Verunreinigungen zu schützen. Wird beim Verkappungsschritt der Umgebungsdruck abgesenkt, bleibt nach dem Verschließen das Vakuum in der entstandenen Kavität bestehen.



### 2.3 Wafer-Level Packaging

Um das Vakuum innerhalb der Kavität über eine von der Automobilindustrie geforderte Zeitspanne von mehr als 17 Jahre stabil zu halten wird in die in den Kappenwafer geätzte Grube ein sog. Gettermaterial aufgebracht. Es handelt sich hierbei um eine Zirkoniumverbindung, die bei der Firma SAES-Getters in Mailand/Italien beschichtet wird (s. Abbildung 3.4).

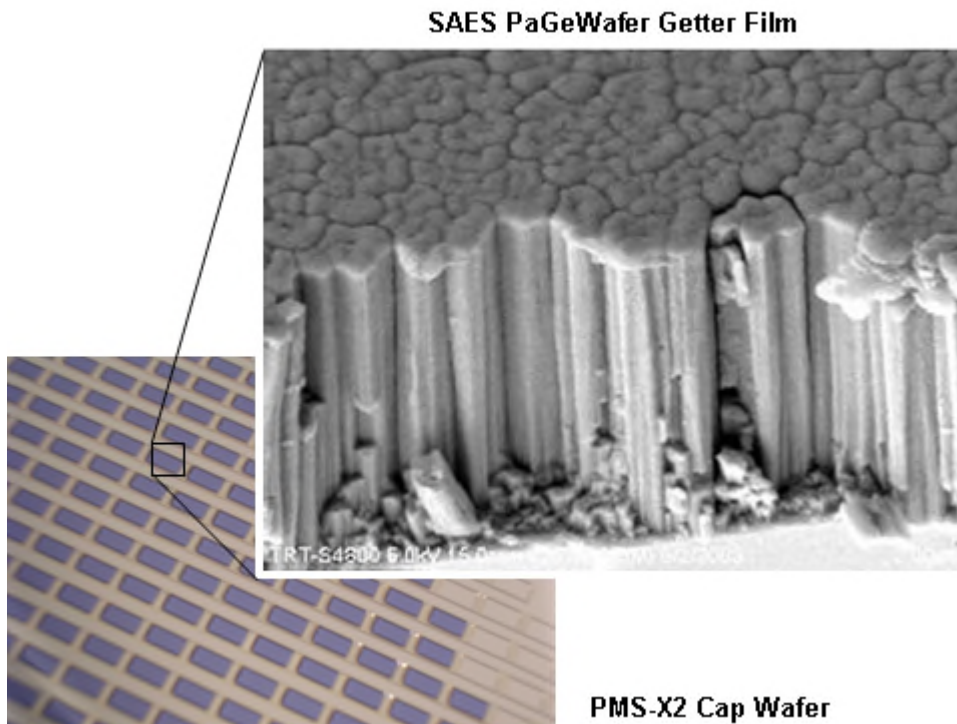


Abbildung 2-4: Gettermaterial innerhalb der Kavität

Das Aufbringen des Kappenwafer auf den Sensorwafer erfolgt am ISIT in einem SUESS SB6 Bonder. Hierbei werden die beiden Wafer zunächst zueinander vorjustiert und fixiert. Ein 100µm großer Luftspalt wird durch Spacerzungen aufrecht-erhalten.



Abbildung 2-5: SUESS SB6 Prober (links) mit vorjustierten Sensor/Kappenwafer (rechts).

Dann wird der Umgebungsdruck auf den Zielwert abgesenkt und nach einer ausreichenden Relaxationszeit die Spacer entfernt. (s. Abbildung 3.6 b). Durch gezieltes Aufheizen des unteren und oberen Heizchucks wird sowohl die eutektische Verbindung zwischen den Wafern hergestellt und das Gettermaterial aktiviert, d.h. die Absorptionsfähigkeit hergestellt.

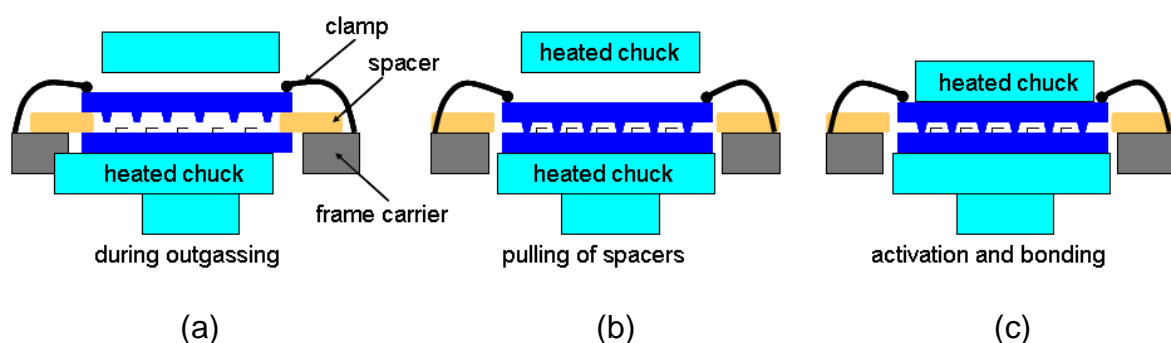


Abbildung 2-6: Gettermaterial innerhalb der Kavität

Um die Dichtigkeit der eutektischen Verbindung zu überprüfen wurde am ISIT eine Methode entwickelt, die noch auf Waferenebene die Hermetizität der Kavität testet. Hierzu werden die Wafer in eine Druckkammer eingebracht und unter Überdruck



eine definierte Zeit mit Neon gestresst. Kleinste Lecks in der Verbindung führen zu einer Diffusion der Neon-Atome in die Kavität. Da Neon von dem Gettermaterial nicht absorbiert wird steigt der Innendruck in der Kavität an. Während des abschließenden Wafer-Level Endtests wird über die Abklingkurve des Drehratensensors der Gütefaktor der Schwingung und dadurch der Innendruck gemessen. Alle Sensoren, die den Ne-Feinlecktest nicht bestehen, werden aussortiert. Die Übrigen besitzen eine Dichtigkeit, deren Druck über 17 Jahre garantiert ist.

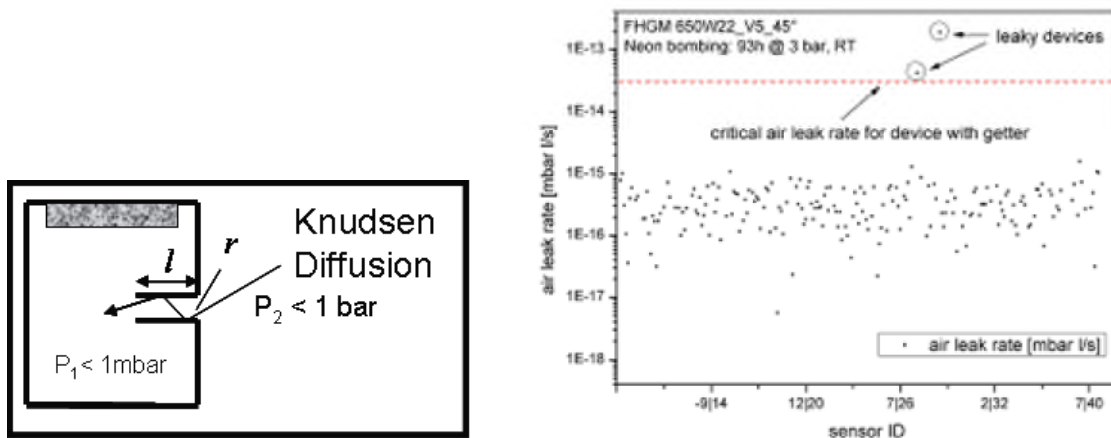


Abbildung 2-7: Diffusionsmodell des Feinlecktests (a) und gemessene Gütefaktoren der Sensoren auf Waferebene

## 2.4 Zweikammeraufbau (Dual-Cavity)

Im Rahmen des Projektes wurde die aktuelle Neuentwicklung der Sensoren für die Tests zur Verfügung gestellt. Um die in der Automobilindustrie gestellten Forderungen an Schock- und Vibrationstauglichkeit zu erfüllen wurden die Resonanzfrequenzen dieser Sensoren von 5.5kHz auf 11kHz angehoben.

Produktbedingt befanden diese sich in einem Zweikammeraufbau zusammen mit einem Beschleunigungssensor. Die Kammern bestehen aus jeweils einer, in den Deckelwafer geätzten Kavität, wobei sich nur in der Drehratensensorkammer ein Getter befindet.

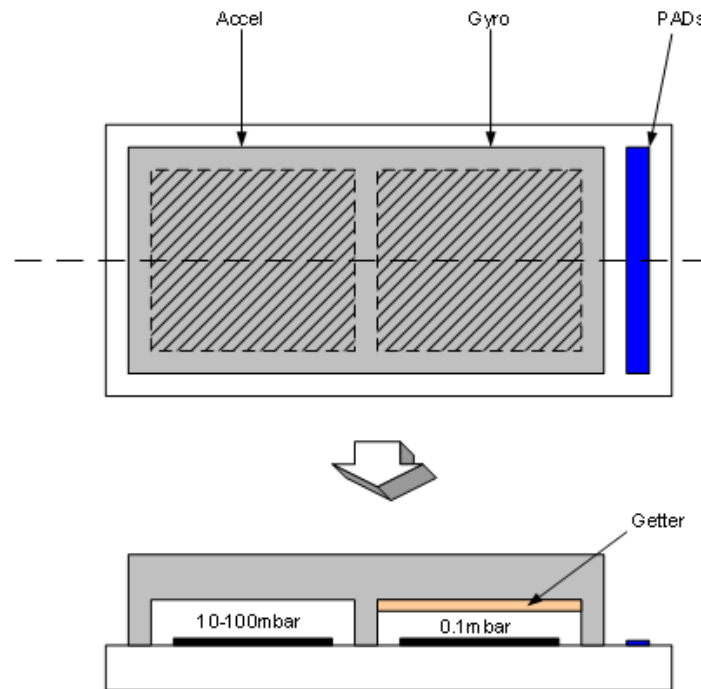


Abbildung 2-8: Zweikammernaufbau für Beschleunigungs- und Drehratensensoren  
Die Verkappung erfolgt bei 10-100mbar, um die Dämpfung des Beschleunigungssensors so groß wie möglich zu halten. Nach erfolgter Getteraktivierung stellt sich auf Drehratensensorseite ein Kammerinnendruck von 100µbar ein. Dieser Ansatz ist die Grundlage, um auf einem Stück Silizium eine 3D-IMU zu realisieren.

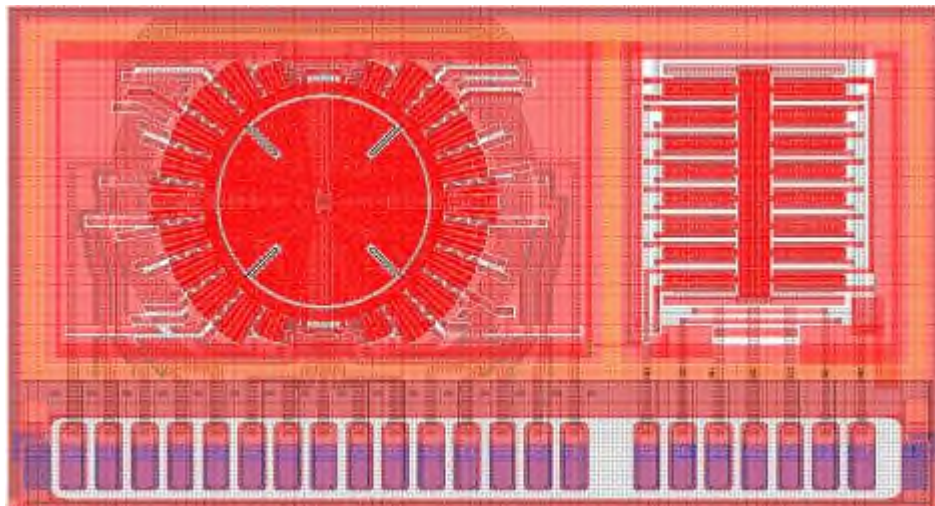


Abbildung 2-9: Design eines Dual-Cavity-Sensors (links: Drehratensensor, rechts: Beschleunigungssensor)

Tabelle 2-1: Modulvarianten für Strahlungstests

Typ	Sensor	ASIC	AVT
I	1D-Gyro	TSMC-CMOS	SOIC28
II	1D-Gyro, 1D-B-Sensor (3 Chip Lösung)	STM-BCD	Keramik Open Cavity
III	1D-Gyro + 1D-B-Sensor Dual Cavity / 2 Chip Lösung	STM-BCD	Keramik / Kunststoff Open Cavity

## 2.5 Test

Für die Charakterisierung der Sensor werden die Wafer auf Waferebene vermessen.



(a)



(b)

Abbildung 2-10: Proberstation für die Wafervermessung (a) . Bereich der Nadelkarte für die Kontaktierung des Sensors.

Im Rahmen dieser Vermessung, die auf SUESS PA200 erfolgt, werden folgende Parameter gemessen.

- Resonanzfrequenzen
- Gütefaktor
- Mechanische Kopplung (Qbias)
- Leckströme zwischen den Pads

Im Anschluss an die Vermessung werden die einzelnen Ergebnisse mit vorgegebenen Spezifikationen verglichen und die Eignung für die Weiterverarbeitung entschieden.

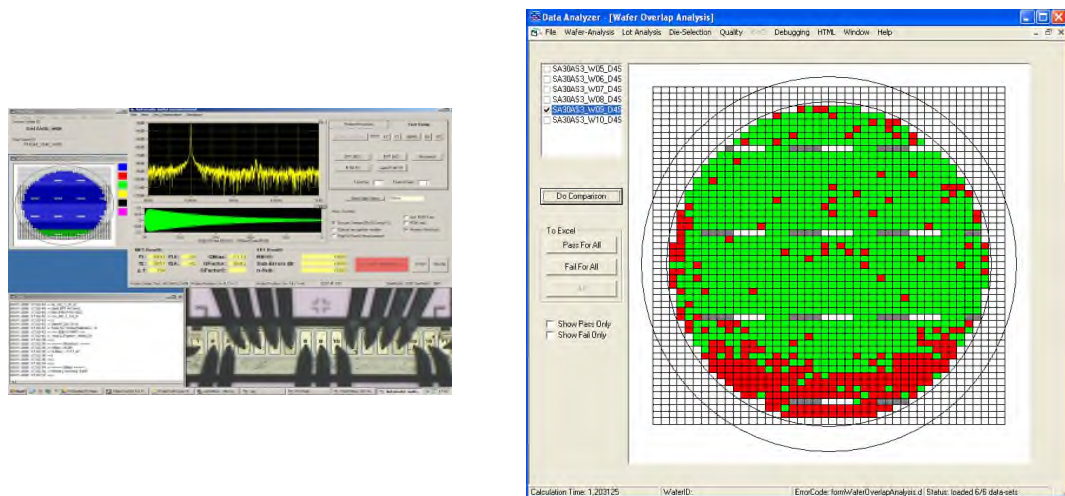


Abbildung 2-11: Graphische Nutzerschnittstelle zur Kontrolle der Waferendvermessung (links). Verteilung der „guten“ Sensoren über den Wafer (rechts)

## 2.6 Systemaufbauten

### 2.6.1 Elektronik-Konzept

Die Aufgabe der Systemelektronik besteht darin, den Sensor in Resonanz zu führen und die durch die Bewegung hervorgerufene kapazitive Änderung zu Erfassen. Durch geeignete Signalprozessierung wird sowohl der Regelkreis (PLL/AGC) geschlossen als auch das Ausgangssignal proportional zur Drehrate bereitgestellt.

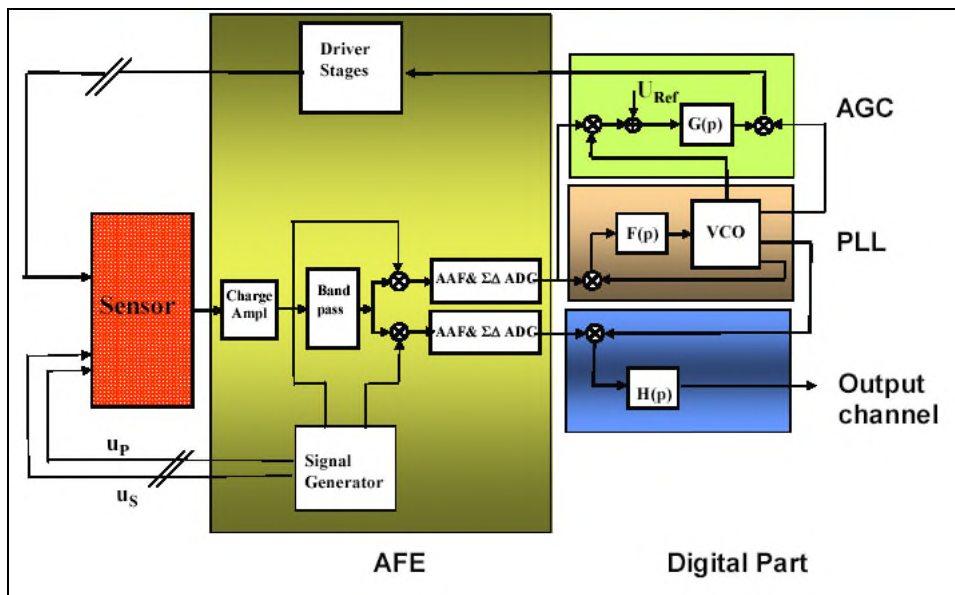


Abbildung 2-12: Grobkonzept der Systemelektronik

Die Realisierung der entwickelten ASICs erfolgte in der Anfangsphase des Projekts in einem  $0.35\mu\text{m}$ -Prozess bei der Firma TMSK in Korea. Aufgrund technologischer Schwierigkeiten musste der ASIC im weiteren Verlauf auf den BCD-Prozess der Firma ST Microelectronics umdesignt werden.

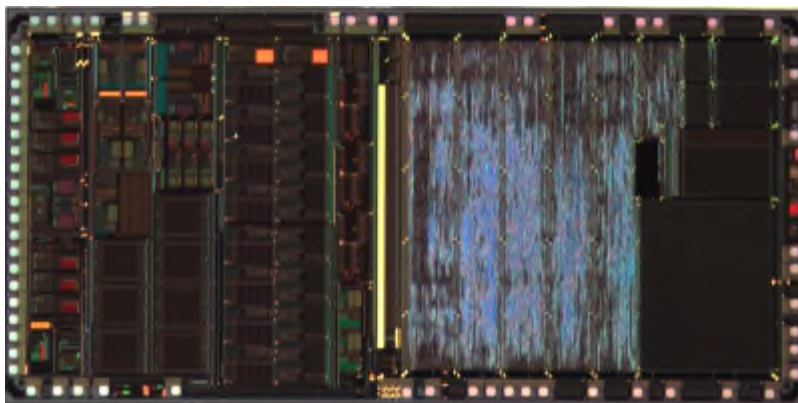


Abbildung 2-13: Integrierte Systemelektronik für die Ansteuerung und Auswertung des Sensormoduls

## 2.6.2 Failsafe

Eine von der Automobilindustrie geforderte Eigenschaft der Elektronik besteht in einer umfangreichen Online-Diagnostik des Gesamtsystems. Dieses sog. Failsa-

fesystem führt einen permanenten Test aller Sensor und ASIC-Funktionen durch. Sobald ein Parameter außerhalb vorgegebener Spezifikationen fällt, werden sofort Fehlersignale ausgelöst. Der Systemcontroller hat somit jederzeit die Möglichkeit den Zustand des Gesamtsystems zu überwachen. Durch die Einführung dieses Failsafesystems wird eine Ausfallwahrscheinlichkeit von weniger als einem FIT (Failure In Time) garantiert.

Die Failsafe-Architektur beinhaltet 3 Stufen:

- Funktionalebene: Hierin werden alle Blöcke getestet, die direkt an der Generierung des Drehraten/Beschleunigungs-Signals beteiligt sind.
- Monitoring-Ebene: Hierin werden alle zugehörigen Blöcke getestet
- Supervisions-Ebene: Alle Parameter werden übergeordnet gesammelt und mit Grenzwerten verglichen, was ggf. zu einem Alarmsignal führt.

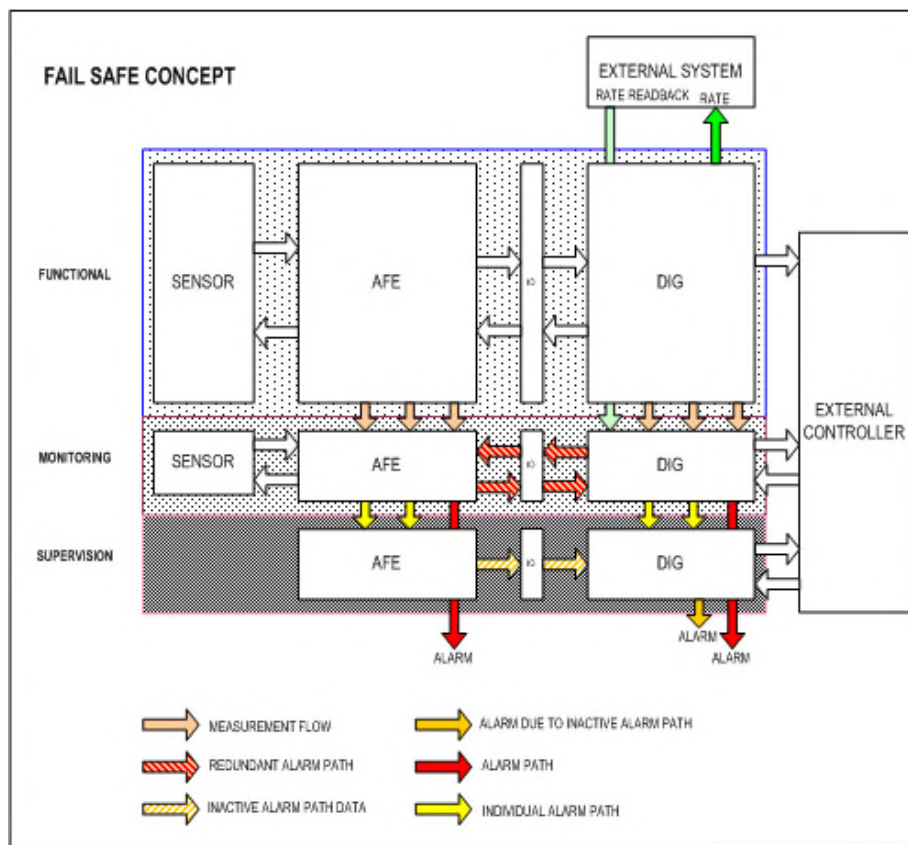


Abbildung 2-14: Konzeptionelle Darstellung des Failsafekonzepts

Im Rahmen dieses Projekts wurde zusätzlich ein Software-Paket entwickelt und zur Verfügung gestellt, die dem User sämtliche Failsafe-Informationen sichtbar macht. Gerade bei den durchgeführten Strahlungstests konnte der Funktionsausfall direkt angezeigt werden.

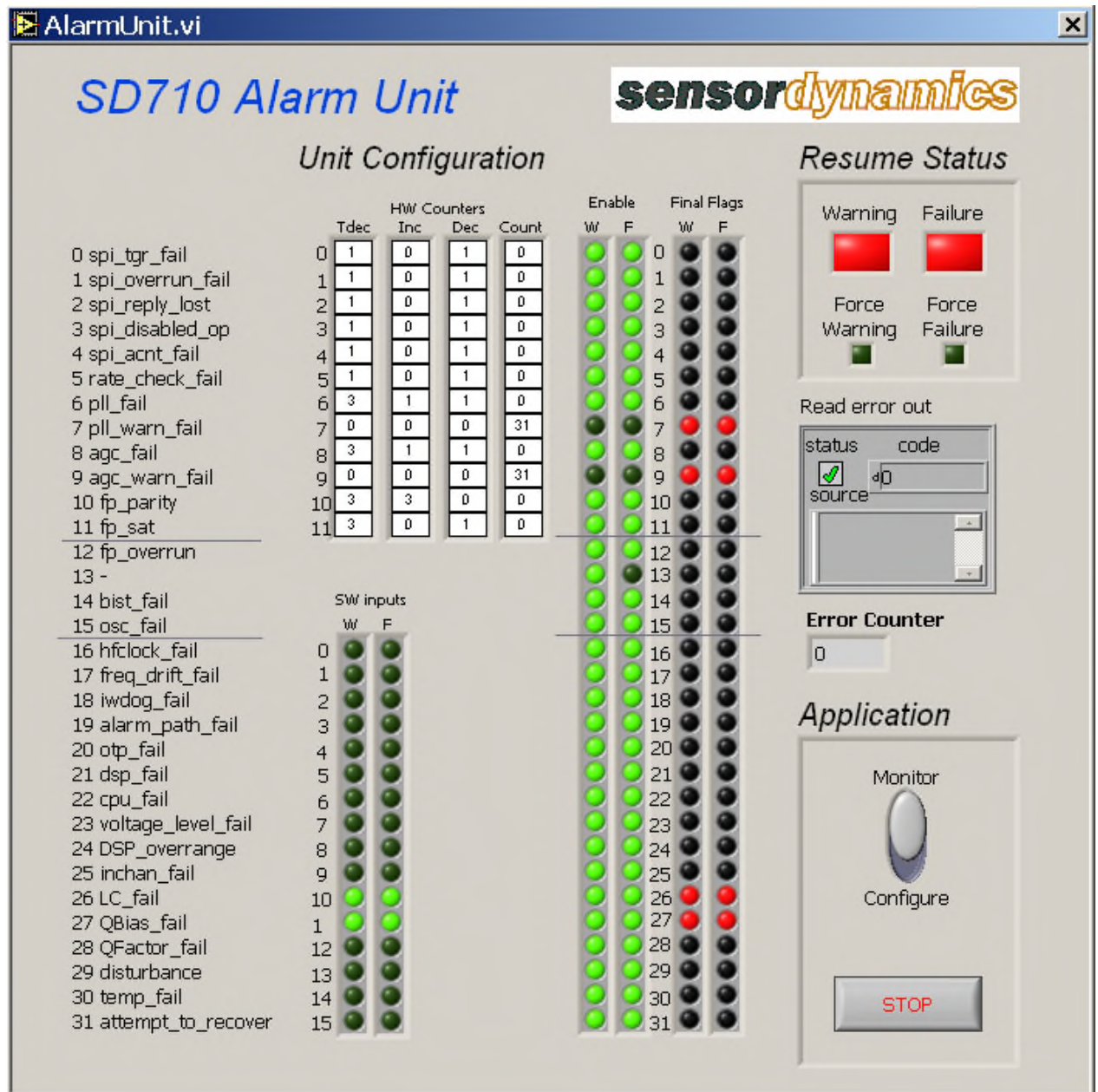


Abbildung 2-15: User-Interface zur Überwachung der Sensorfunktionalität

## 2.7 ASIC-Technologie

Die ersten Module, die im Rahmen des Projekts aufgebaut wurden beinhalteten einen ASIC, der bei der Firma TSMC mit einer 5V 0.35µm CMOS-Technologie

prozessiert wurde. Da sich die OTP (One Time Programmable) – Strukturen als nicht Automotive-tauglich darstellten, erfolgte ein Wechsel auf den BCD6-Prozess (0.35um Bipolar-CMOS-DMOS HV technology) der Firma ST Microelectronics.

Hier zeigten sich die Vorteil in folgenden Punkten:

- Geringerer Flächenbedarf
- B-Sensor-Interface konnte bei gleicher Gesamtgröße wie der TSMC-Ansatz eidesignt werden
- Möglichkeit zur low-risk Migration zum 0.18µm Prozess von STM
- Geringeres Rauschen und Übersprechen durch getrennte Triple-Well-Technologie für Digital- und Analogteil.
- Geringerer Stromverbrauch (<15 mA/Sensor)
- Größere Schock und Vibrationstauglichkeit

## 2.8 Gehäusetechnik

### 2.8.1 Varianten

Tabelle 2-2: Getestete Gehäusevarianten

Typ	Material	Anmerkung
<b>SOIC28</b>	Kunststoff (overmolded)	Produktqualifikation mit Einzelchip-Gyro gemäß AEC-Q100 erfolgt, aber für Dual-Cavity-Anwendungen zu klein
<b>CSOP24</b>	Keramik	Nicht unter Produktionsbedingungen herstellbar (zu teuer) -> kein Zielgehäuse für Massenproduktion
<b>OC24</b>	Kunststoff	Nach Lösung von Kleberproblem und damit verbundener Qbias-Instabilität erfolgte OC-Qualifikation. Massenproduktionsstart seit 06/2009

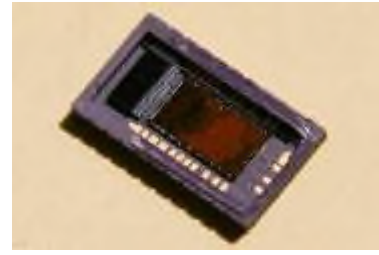




(a)



(b)



(c)

Abbildung 2-16: Aufbauvarianten der Sensormodule (a) SOIC28, (b) Kunststoff OC (c) Keramik OC

### 2.8.2 Packaging-Probleme

Im September 2008 wurde ein unerwarteter Effekt beobachtet, der sich in einer Drift der Empfindlichkeit des Sensors über die Temperatur zeigte. Dieser Effekt konnte direkt durch die Messung des Qbias-Wertes quantifiziert werden. Gleichzeitig zeigten die Module im PCB-Aufbau eine starke Anfälligkeit gegenüber externen mechanischen Stress.

Nach umfangreichen Analysen konnte dieser Effekt auf die mechanische Stresskopplung zwischen Package-Leadframe und Sensor identifiziert werden.

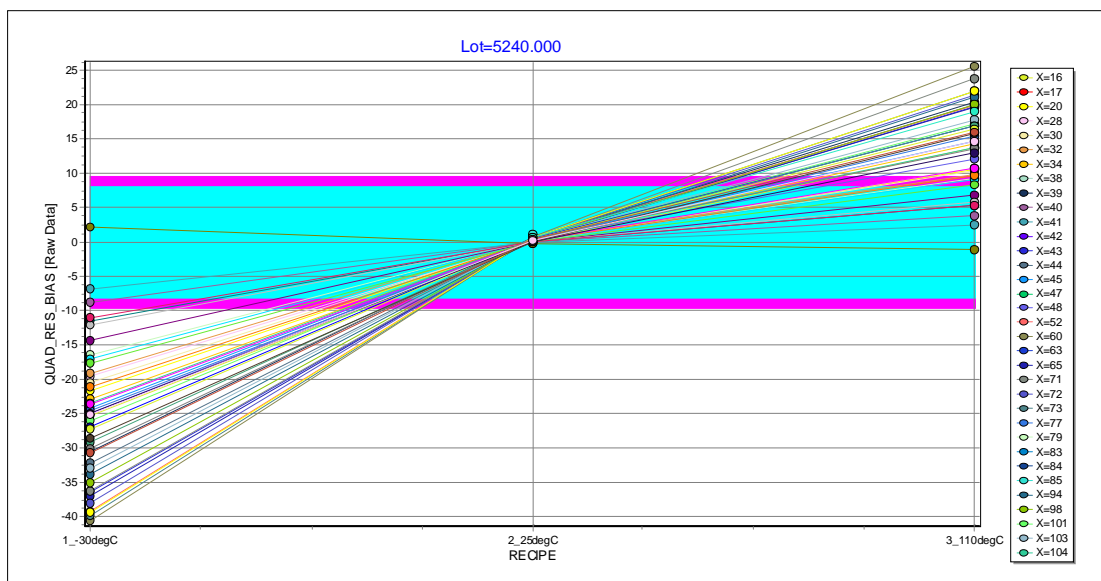


Abbildung 2-17: Messergebnis Qbias gegen Temperatur für einen harten Kleber

Dies lies den Schluss zu, dass durch geeignete Auswahl des Klebers der Effekt deutlich reduziert werden könnte. Eine umfangreiche DOE (Design of Experience) wurde gestartet und nach Auswahl des neuen weicheren Klebers konnten neue Module in 06/2009 geliefert werden.

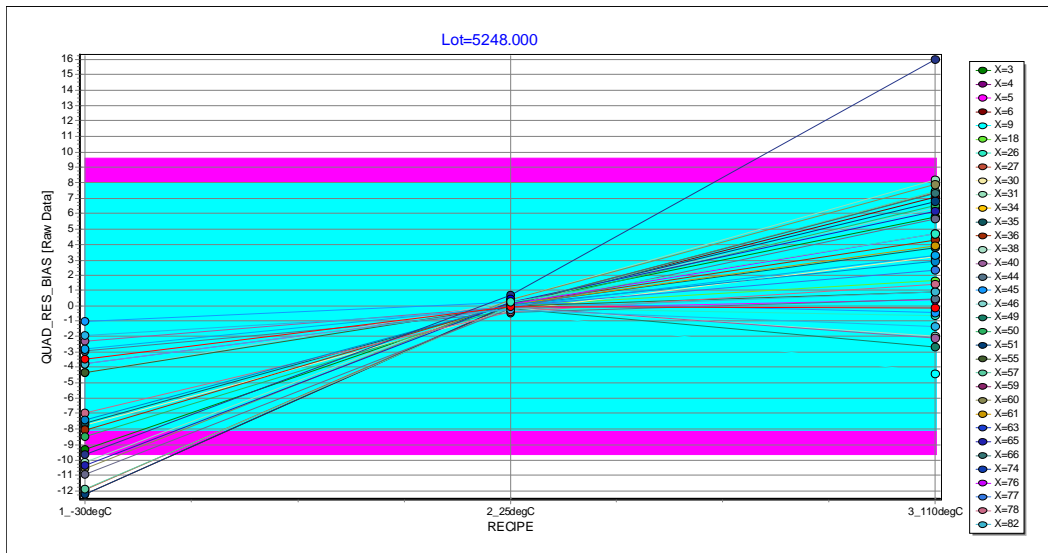


Abbildung 2-18: Messergebnis Qbias gegen Temperatur für einen weichen Kleber

## 2.9 Bias-Instabilität

Wie in Kapitel 4 gezeigt wird zeigen die Sensormodule mit steigender Typ-Klasse (I, II, III) eine zunehmende Bias-Instabilität. Untersuchungen an Modulen unterschiedlichster Variationen (vgl. Abbildung 2-19) zeigen den direkten Zusammenhang Bias-Instabilität und der mechanischen Kopplung, die in der Drehratensensorik als Qbias bezeichnet wird. Aus dieser Betrachtung ergibt sich direkt die Forderung der Qbias-Optimierung der Drehratensensoren.

## Bias Instability vs. Qbias

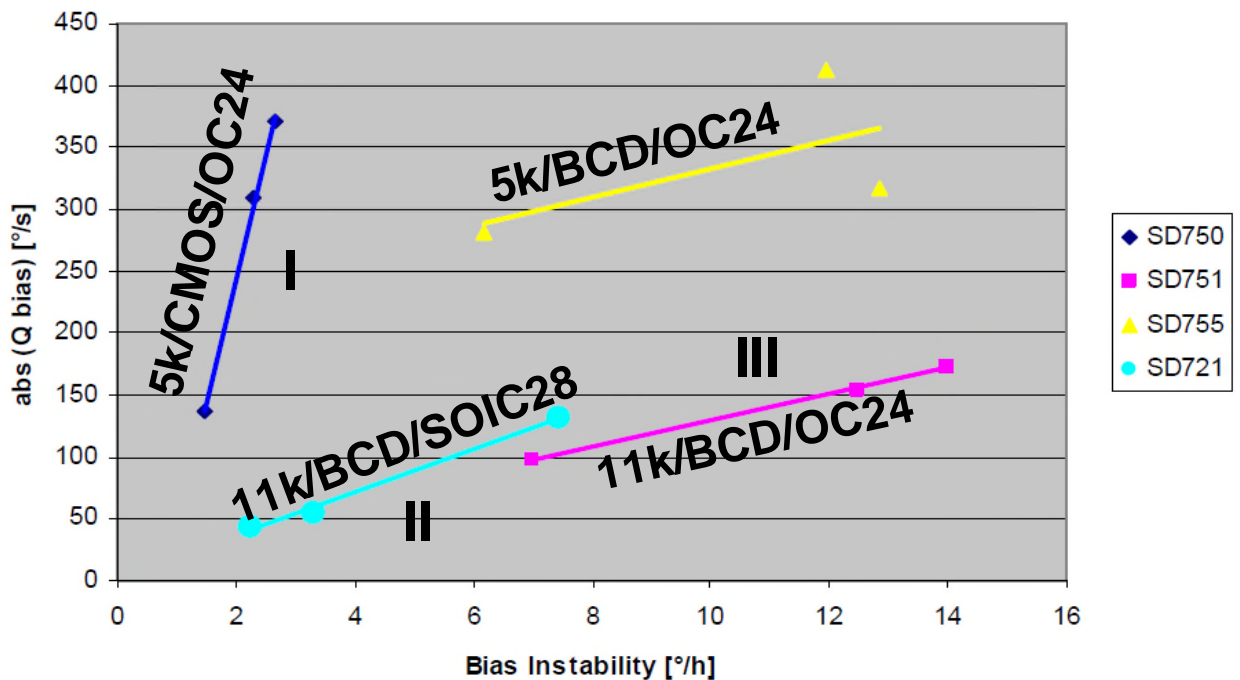


Abbildung 2-19: Messergebnisse zur Verdeutlichung des Zusammenhangs der Biasinstabilität im Vergleich zum Qbias.

### 2.9.1 Qbias-Optimierung

Die Ursache für dieses Verhalten ist in der Kantenasymmetrie der Biegefedern zu suchen. Die Strukturierung des Polysiliziums erfolgt in einem anisotropen Hochratenätzprozess. In einer Prozesskammer wird über dem Wafer ein Edelgas-Plasma erzeugt. Die Gasionen werden zur Kathode hin beschleunigt, wo sich der Wafer befindet. Durch den Aufprall auf der Wafer-Oberfläche wird Schichtmaterial herausgeschlagen. Der Zusatz eines entsprechenden Gases ruft eine reaktive Ätzreaktion hervor, d.h. ein Abtragen der Schicht durch einen chemischen Prozess. Es wird jeweils nur ein kurzes Stück weit in das Strukturmaterial geätzt, dann wird ein schützendes Polymer an den Seitenwänden abgeschieden. Dieser Vorgang wird solange wiederholt bis das Polysilizium vollständig durchgeätzt ist.

Idealerweise erzeugt dieser Prozess symmetrische Ätzkanten (vgl. Abb. 3.33a,b), die je nach Prozessführung sowohl absolut senkrecht als auch leicht schräg sein können. Leider wird bei den meisten Hochratenätzanlagen - so auch hier - der Strom der Gasionen zur Kathode hin nicht senkrecht beschleunigt. Es entstehen

daher Vorzugsrichtungen während des Ätzzvorgangs, die zu unterschiedlichen Ätzflankenwinkeln (vgl. Abb. 3.33 c) führen.

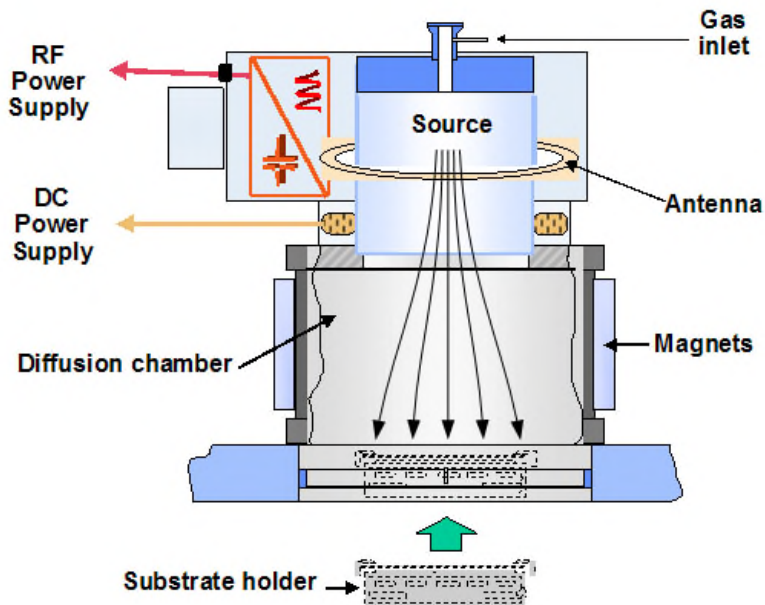


Abbildung 2-20: Skizze der Prozesskammer eines Hochratenätzers mit Verlauf des Ionenstroms aus dem Plasma

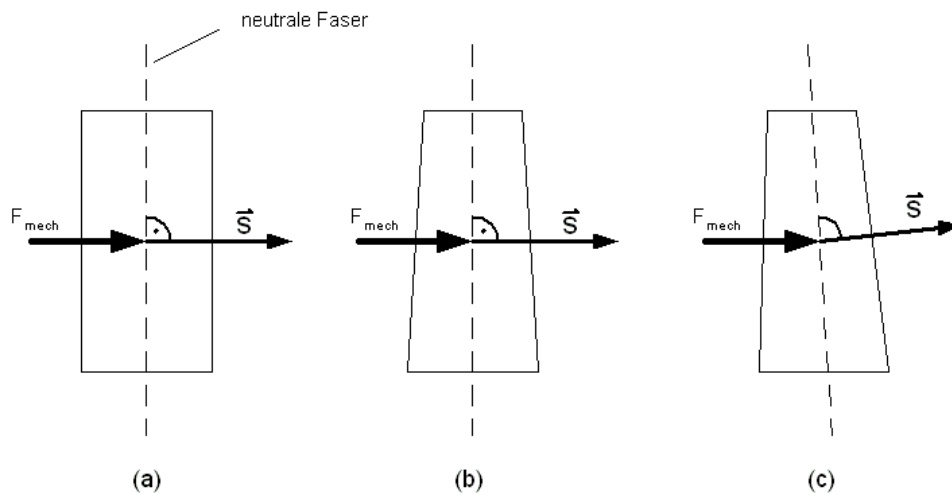


Abbildung 2-21: Symmetrischer (a,b) und asymmetrischer (c) Kantenverlauf der Biegefedern

Diese Unterschiede sind in der Regel so gering, dass sie nur sehr schwer während der Prozessierung messbar und somit kontrollierbar sind ( $< 0,2^\circ$ ). Erst im Betrieb bzw. beim elektrischen Vortest lassen sich die Auswirkungen dieses Effektes sichtbar machen. Hierzu wird die Referenzschwingung angeregt und die Torsionsschwingung betrachtet. Da keine Drehrate wirkt, ist im Messsignal das Ergebnis der mechanischen Kopplung direkt zu sehen.

Sobald eine Drehrate wirkt, überlagert sich diese additiv dem Störsignal. Nun wird auch direkt klar, dass die mechanische Kopplung auch eine entscheidende Einschränkung des Dynamikbereichs der C/V-Wandlung darstellen kann, sobald sie ein gewisses Maß überschreitet.

In der Regel ist ein Verhältnis von einem Faktor 10 tolerierbar. Die Größe dieses Signals ist dabei gleichzeitig ein Maß für die Qualität des Ätzprozesses.

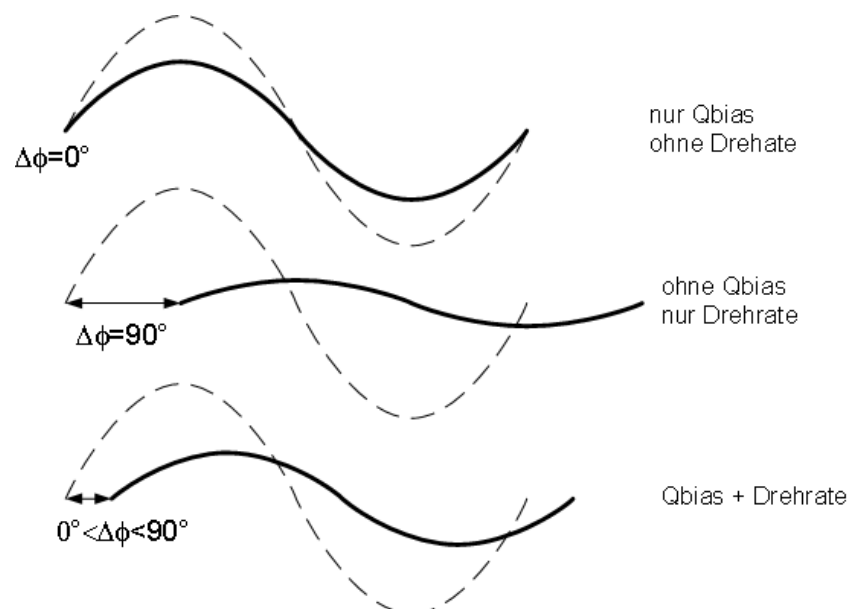


Abbildung 2-22: Vergleich der Referenz- zur Torsionsschwingung

Um das Störsignal vom eigentlichen Drehratensignal zu unterscheiden, erfolgt die Demodulation der durch die Corioliskraft erzeugten Schwingung phasenabhängig. Hier wird die Tatsache ausgenutzt, dass die mechanische Kopplung direkt auf das Messschwingungssystem wirkt, wohingegen die Corioliskraft gegenüber der Referenzschwingung um  $90^\circ$  verschoben ist.

Für die notwendige Prozessoptimierung wurde noch im Projektzeitraum eine neue Ätzanlage gekauft und mit der Optimierung begonnen. Die ersten Ergebnisse zeigten eine deutliche Reduzierung der Qbias-Werte. Die Überführung in einen produktionstauglichen Prozess läuft.

### 3 Testverfahren

Grundsätzlich werden die Tests an Inertialsensoren in zwei Kategorien eingeteilt. Das ist zum Einen die Charakterisierung des Sensors ohne inertiales Eingangssignal und zum Anderen mit der eigentlichen Messgröße Beschleunigung oder Drehrate. Das gelingt natürlich nur eingeschränkt, da die „Erdbeschleunigung und die Erddrehrate permanent vorhanden sind. Das Vorhandensein der Erddrehrate muss nur bei sehr empfindlichen Sensoren berücksichtigt werden. Das gilt im Allgemeinen nicht für Inertialsensoren, die für Automobilanwendungen konzipiert sind. Das gilt jedoch nicht für die Erdbeschleunigung. Der Messbereich der Beschleunigungssensoren liegt genau in diesem Bereich. Da es sich aber um eine konstante Größe handelt, ist das Vorhandensein der Erdbeschleunigung ohne Einfluss auf die Charakterisierung. Falls jedoch dieser Einfluss minimiert werden soll, kann die empfindliche Sensorachse senkrecht zur Eingangsachse gedreht werden.

Typische Sensorkenngrößen ohne „inertiales Eingangssignal“ sind:

- Rauschen (PSD)
- Allanvarianz (Rauschen, Drift)
- Warm-up drift (WUD)
- Switch on to switch on change/drift (SSC)

Typische Sensorkenngrößen mit „inertialem Eingangssignal“ sind:

- Skalenfaktor (Empfindlichkeit bei Analogausgang)
- Bias (offset) bei Eingang=0
- Nichtlinearität
- alle Parameter in Abhängigkeit von der Temperatur

Die Kenngrößen mit inertialem Eingangssignal werden hier ausschließlich durch einen Drehtisch realisiert.

### **3.1 Berechnungsverfahren zur stochastischen Modellierung**

Eine Messung von Geschwindigkeit, Position oder Winkel kann durch eine kontinuierliche Integration der gemessenen Sensorsignale erreicht werden. Da jedoch in jeder Messung immer kleine Fehler enthalten sind, integrieren sich diese auf, wodurch schon nach kurzer Zeit eine Abweichung des errechneten Wertes vom realen Zustand auftritt. Sensorfehler können dabei in zwei Kategorien aufgeteilt werden. Deterministische Fehler sind durch eine Analyse des Systems erfassbar und können durch eine Kalibrierung oder nachträgliche Umrechnung des Messsignals verringert werden. Stochastische Fehler sind dagegen nicht vorhersagbar. Dabei handelt es sich zum Beispiel um Drift und Rauscheffekte. Um spezifische Details über diese stochastischen Anteile zu erhalten, wird das Messsignal mit Hilfe von mathematischen Algorithmen analysiert. Diese werden im Folgenden kurz vorgestellt. [8]

#### **3.1.1 Power-Spectral-Density**

Die spektrale Leistungsdichte gibt die Leistung eines Signals in einem infinitesimal kleinen Frequenzband an. Zur Berechnung wird das Ausgangssignal durch eine diskrete-Fourier-Analyse in seine Frequenzanteile zerlegt, wobei im Normalfall zur Durchführung ein FFT-Computeralgorithmus zur Anwendung kommt. Werden alle Leistungsdichte-Werte als Kurve über der Frequenz dargestellt, dann erhält man das Leistungsdichtespektrum des Signals. Die darin enthaltene Leistungsdichte wird meistens in der Einheit Watt-pro-Hertz angegeben. Eine Integration über alle Frequenzanteile ergibt daher die komplette Leistung des Signals. Bei dieser kann es sich um die echte physikalische Leistung handeln. In einigen Fällen wird aber auch einfach das Quadrat des Signals als Leistung definiert. Alternativ kann auch die Wurzel dieses Wertes verwendet werden, wobei die Einheit dann in Amplitude/ $\sqrt{\text{Hz}}$  angegeben ist. Sollen wie in unserem Fall die Rauscheigenschaften bestimmt werden, dann benutzt man oft den Begriff Rauschleistungsdichte. Das Signal muss für diese Messung einen stationären Ausgangszustand mit konstantem Mittelwert besitzen, da sonst Fehler bei tiefen Frequenzanteilen auftauchen. Aus der Rauschleistungsdichte lässt sich erkennen, bei welchen Frequenzen die stärksten Rauschanteile auftreten [38]



### 3.1.2 Allan-Varianz

Die Allan-Varianz ist eine Analysetechnik im Zeitbereich, mit der die Drifteigenschaften eines Sensors untersucht werden können. Eine detaillierte mathematische Abhandlung ist in Literatur [24] zu finden. Die Allan-Varianz arbeitet mit einem gleitenden Mittelwert, wodurch auch langfristige Effekte sichtbar werden. Die Berechnung erfolgt über nacheinander angeordnete gemittelte Blöcke von Messwerten nach der folgenden Formel:

$$\sigma_A(\tau) = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \left( \frac{\bar{X}_{k+1} - \bar{X}_k}{2} \right)^2} \quad (3-1)$$

Die Berechnung der gemittelten Werte  $x_k$  erfolgt für eine festgelegte Zeit  $\tau$  wie in Abbildung 3-1 dargestellt.  $\tau$  kann dabei beliebig gewählt werden, wobei sich für jeden Wert ein anderes Ergebnis des Allan-Varianz-Wertes  $\sigma_A$  ergibt.

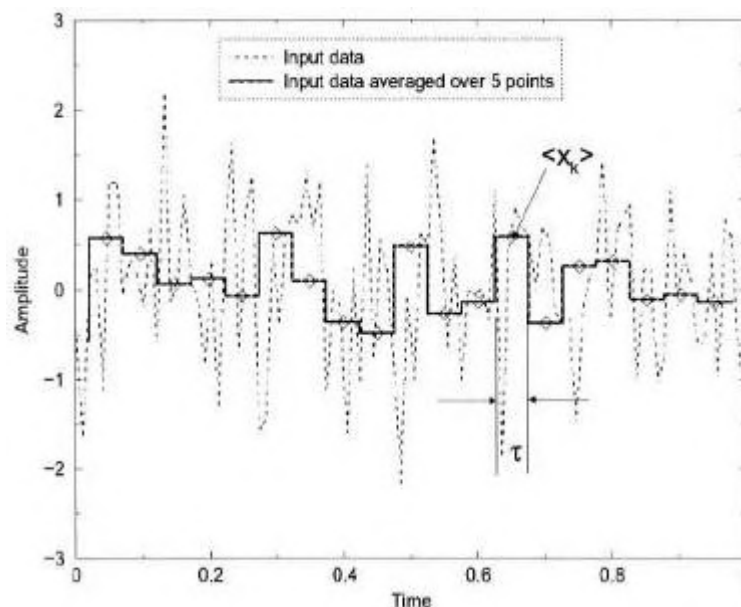


Abbildung 3-1: Mittelung des Signals zur Berechnung der Allan Varianz (Bildquelle: [24])

Stellt man alle diese Werte als Funktion von  $\tau$  dar, dann ergibt sich die Kurve der Allan-Varianz. Diese ist in Abbildung 3-2 dargestellt, wobei sich die höheren Frequenzanteile links befinden. Aus der Funktion lässt sich der erwartete Fehler der Messung bei einer bestimmten Mittlungszeit ablesen. Wie anhand der Grafik zu erkennen ist, fällt der Messfehler am Anfang ab, da die Einflüsse der Anteile des  $1/f$ -Rauschens und des weißen Rauschens mit steigender Integrationszeit immer

weniger Einfluss haben. Irgendwann wird dann der Tiefpunkt erreicht, da sich das Messergebnis durch langfristige Drifteffekte wieder verschlechtert. Aus der Kurve lassen sich theoretisch fünf Rauschparameter bestimmen, jedoch werden im Wesentlichen nur zwei davon benötigt. Sie werden in Kapitel 3.2 genauer erläutert.

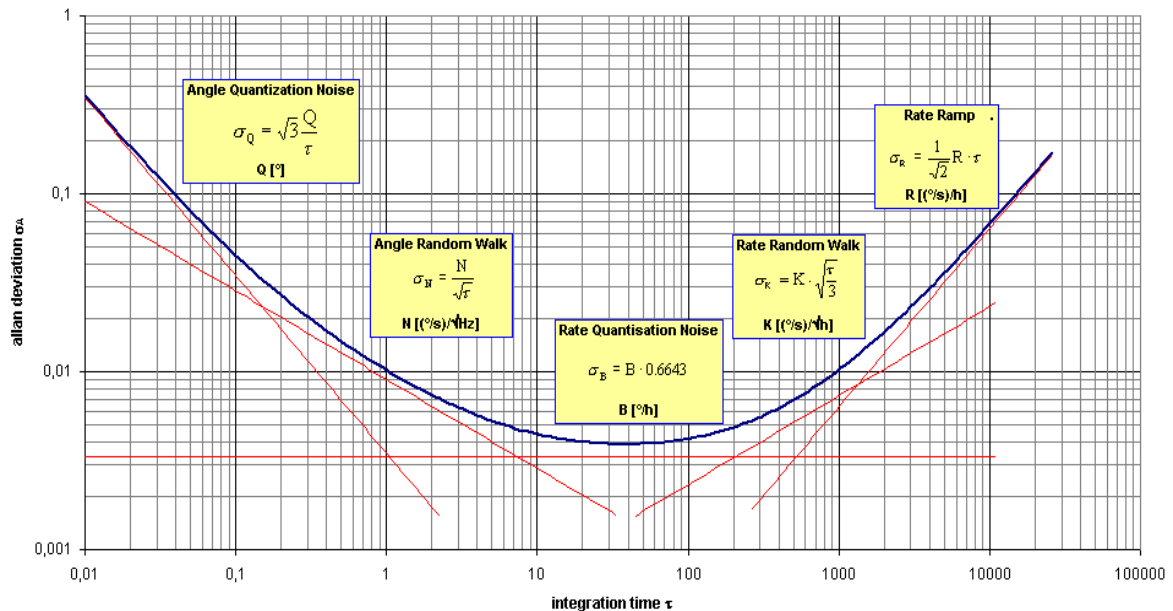


Abbildung 3-2 : Darstellung der Allan-Varianz und der darin enthaltenen Parameter

### 3.2 Sensor-Kennwerte

Die Sensoren können durch eine Vielzahl von Parametern charakterisiert werden. Aufgrund der vielen Möglichkeiten MEMS-Inertialsensoren zu charakterisieren, haben sich noch keine standardisierten Messverfahren durchgesetzt. Je nach Sensorgenauigkeit und Anwendungsgebiet werden unterschiedliche Parameter angegeben. So kommt es oft vor, dass je nach Hersteller unterschiedliche Kennwerte in den Datenblättern angegeben werden. Diese sind zusätzlich zum Großteil in verschiedenen Einheiten angegeben, bei denen es nicht immer gleich ersichtlich ist, wie und ob eine Umrechnung erfolgen kann. Aus diesem Grund werden hier alle wichtigen Kennwerte kurz dargestellt, wobei die verwendeten Begriffe angegeben sind. Alternative Bezeichnungen werden zur Übersicht ebenfalls genannt. Um die Vielfalt nicht noch weiter zu erhöhen, werden nur die englischen Namen verwendet. Literatur [8] und [26] können als weiterführende Quelle zu diesem Thema genutzt werden.

### 3.2.1 Charakteristik

#### Bias (Offset)

Drehrate alternativ: Angular-Rate-Bias (ARB)

Drehrate Einheiten:  $[^{\circ}/s] = 1/3600 [^{\circ}/h]$

Beschleunigung Einheiten:  $[m/s^2] \approx 1/10 [g]$

Der Bias ist die konstante Abweichung des Ausgangssignals von dem tatsächlichen herrschenden Eingangswert. Er wird dabei oft bei Raumtemperatur und einem Eingangssignal von Null bestimmt. Der Fehler ist deterministisch und kann bei bekannter Größe mathematisch korrigiert werden.

#### Scale-Factor (Slope)

Einheiten:  $[\% \text{ bezogen auf FS}] = 1/10000 [\text{ppm bezogen auf FS}]$

Der Skalenfaktor gibt die Abweichung der Steigung der linearen Ausgleichsgerade der Messwerte von der echten Steigung der Eingangswerte an. Auch dieser Fehler ist deterministisch.

#### Bandwidth (Cut-Off-Frequency)

Einheit:  $[Hz]$

Die Bandbreite ist die Frequenz, bei der der Wert der Ausgangsamplitude des Sensors um 3dB gegenüber der Amplitude des Eingangssignals abfällt. Da die meisten MEMS-Inertialsensoren nicht für die Messung hoher Frequenzen gebaut sind, wird die Bandbreite meistens durch die Einstellung eines zusätzlichen Filters am Sensorausgang festgelegt.

#### Non-linearity (Linearity-Error)

Einheiten:  $[\text{ppm bezogen auf FS}]$

Die Nichtlinearität stellt die bleibende Abweichung der Werte von der errechneten Ausgleichsgerade der Messwerte dar. Die typische Nichtlinearität ist deterministisch und weist ein reproduzierbares Verhalten auf. Bei analogen Bauteilen hat die

Kurve oft eine sinusähnliche Form. Bei komplexen digitalen Bauteilen kann es aber sein, dass die Kurvenform viel komplizierter ist und keine feste Reproduzierbarkeit mehr aufweist. Es wird dann der Begriff Linearity-Error verwendet.

### Switch-on to Switch-on Change (SSC)

Drehrate Einheiten:  $[\text{°/s}] = 1/3600 [\text{°/h}]$

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m/s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

Dieser Wert gibt die Schwankung des Bias nach Erreichen des statischen Zustandes, ermittelt über mehrere Einschaltvorgänge, an.

### 3.2.2 Rauschen

#### Sigma-Noise (Noise-Equivalent-Rate (NER))

Drehrate Einheiten:  $[\text{°/s}] = 1/3600 [\text{°/h}]$

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m/s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

Der Wert entspricht der Standardabweichung des Sensorsignals und wird normalerweise bei Raumtemperatur ermittelt. Rauschgrößen sind, wie weiter oben beschrieben, immer nichtdeterministisch.

#### RMS-Noise

Drehrate Einheiten:  $[\text{°/s}] = 1/3600 [\text{°/h}]$

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m/s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

In einigen Fällen wird auch statt dem Sigma-Rauschen das RMS-Rauschen angegeben, wobei zwischen den Größen folgender Zusammenhang besteht:

$$6\sigma = \sqrt{2} * 2RMS = \text{Signal}_{\text{Peak-Peak}}$$

Nach einer Umformung sieht man, dass das RMS-Rauschen in etwa um den Faktor 2 größer ist als das Sigma-Rauschen. Es ist in den Datenblättern jedoch oft nicht angegeben, welcher der beiden Werte bei der Angabe des Rauschens verwendet wurde.

### Noise-Floor (Equivalent-White-Noise / Noise-Equiv.-Rate-Density (NERD))

Drehrate Einheiten:  $[(^{\circ}/s)/\sqrt{\text{Hz}}]$

Beschleunigung Einheiten:  $[(\text{m}/\text{s}^2)/\sqrt{\text{Hz}}] = 1/10 [\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}]$

Diese Größe wird aus der 3.1.1 Power-Spectral-Density ermittelt. In der Grafik weisen die meisten Sensoren über einen weiten Frequenzbereich ein konstantes weißes Rauschen auf. Erst bei höheren Frequenzen fällt der Wert ab. Der Noise-floor entspricht dem Wert des weißen Rauschens.

### 3.2.3 Drift

#### Random-Walk

Drehrate alternativ: Angular-Random-Walk (ARW), White-Rate-Noise, Angle-Random-Walk

Drehrate Einheiten:  $[(^{\circ}/s)*\sqrt{s}] = [^{\circ}/\sqrt{s}] = 60 [^{\circ}/\sqrt{h}]$

Beschleunigung alternativ: Velocity-Random-Walk

Beschleunigung Einheiten:  $[(\text{m}/\text{s}^2)*\sqrt{s}] = [(\text{m}/\text{s})/\sqrt{s}] = 60 [(\text{m}/\text{s})/\sqrt{h}]$

Der Random Walk ist ein zufälliger Prozess mit unbestimmtem Ursprung. Dieser Parameter kann aus der Allan-Varianz-Kurve entnommen werden. Eine andere Bezeichnung für Random Walk ist das weiße Rauschen im Frequenzbereich. Bei der PSD-Darstellung im Frequenzbereich kann häufig ein nicht frequenzabhängiger Bereich ermittelt werden. Der Random Walk hat im Log-Log-Plot von Abbildung 3-2 eine Steigung von -1/2 und wird meistens bei  $t=1$  bestimmt [24]. Je größer der Parameter ist, desto länger muss die Integrationszeit sein um ein gutes Messergebnis zu erhalten.

#### Bias-Instability

Drehrate alternativ: Rate-Quantisation-Noise

Drehrate Einheiten:  $[^{\circ}/s] = 1/3600 [^{\circ}/h]$

Beschleunigung alternativ: Acceleration-Quantisation-Noise

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m}/\text{s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

Die Bias-Instability ist ebenfalls ein Parameter, der aus der Allan-Varianz gewonnen wird. Sie wird an der tiefsten Stelle der Kurve ermittelt, wobei der Wert der Bias-Instability ungefähr bei 66% des Kurvenwertes liegt [24]. Sie steht in Zusammenhang mit der maximalen Genauigkeit, die bei einem quasistationären Eingangssignal durch Mittelung erreicht werden kann. Aus dem Zeitpunkt des tiefsten Wertes in der Allan-Varianz kann die optimale Integrationszeit abgelesen werden.

### 3.2.4 Temperaturkennwerte

#### Bias-Drift über Temperatur

Drehrate alternativ: Rate-Bias-Drift (RBD)

Drehrate Einheiten:  $[\text{°/s}] = 1/3600 [\text{°/h}]$

Beschleunigung alternativ: Acceleration-Bias-Drift (ABD)

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m/s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

Der Bias des Sensors unterliegt über die Temperatur einem Drift. Der Bias-Drift ist die Differenz zwischen dem Maximum und Minimum des Bias innerhalb des spezifizierten Temperaturbereichs.

#### Scale-Factor-Error über Temperatur

Einheiten: [ppm bezogen auf FS]; FS: Full Scale

Wie der Bias-Drift weist auch der Skalenfaktor eine Drift über der Temperatur auf. Analog zum oberen Parameter wird auch hier der Wert aus der Differenz zwischen dem Maximum und Minimum des Skalenfaktors innerhalb des spezifizierten Temperaturbereichs berechnet.

#### Warm-Up-Drift (WUD)

Drehrate Einheiten:  $[\text{°/s}] = 1/3600 [\text{°/h}]$

Beschleunigung Einheiten:  $[\text{m/s}^2] \approx 1/10 [\text{g}]$

Bei Sensoren kommt es nach dem Einschalten durch die Erwärmung der Elektronik zu einer Drift in der Ausgangsgröße. Diese Drift ist am Anfang stark und lässt dann im Laufe der Zeit nach. So erreicht der Sensor nach einiger Zeit seinen stati-

onären Betriebszustand. Der Parameter gibt die Änderung des Bias vom Einschalten bis zum Erreichen des statischen Zustandes an.

### **3.3 Weltraum-Umwelteinflüsse**

#### **3.3.1 Strahlung**

Elektronische Komponenten sind im Orbit dem Einfluss von radioaktiver Strahlung ausgesetzt. Ein Großteil der Strahlung wird von im Erdmagnetfeld gefangenen Partikeln erzeugt. Dieser Strahlungsring wird als Van-Allen-Belt bezeichnet. Er unterteilt sich in zwei unterschiedliche Regionen. Im inneren Bereich, der bis in niedrige Umlaufbahnen von ungefähr 700km Höhe hinabreicht, sind hauptsächlich Elektronen gefangen, deren Energien bis 7MeV reichen. Im äußeren Bereich ab 10000km Höhe befinden sich dagegen hauptsächlich Protonen. Diese können weitaus höhere Energien bis zu einigen 100MeV besitzen. Zusätzlich zu diesen gefangenen Partikeln haben auch noch Teilchen aus dem tiefen Weltraum Anteil an der gesamten Strahlenmenge. Dabei handelt es sich zum einen um Protonen, die bei Sonnenstürmen entstehen und zum anderen um schwere Ionen und hochenergetische Gammastrahlung, die ihren Ursprung außerhalb des Sonnensystems haben. Eine weitaus ausführlichere Darstellung dieses Themas kann in Literatur [34] nachgelesen werden. Die hochenergetischen Teilchen dringen bis tief in den Satelliten vor und lösen dabei noch zusätzliche Bremsstrahlung aus. Dadurch können empfindliche elektronische Bauteile beeinflusst werden. Im Folgenden werden die auftretenden Probleme näher beschrieben.

#### **Total-Ionising-Dose (TID)**

Die Total-Dose ist ein Wert für die gesamte über die Missionsdauer gesammelte Strahlenmenge. Die Einheit wird in Rad gemessen, wobei 1rad der Energie von 0,01J/kg entspricht. Die Strahlungsenergie der einzelnen Teilchen ist dabei so groß, dass im Inneren des Halbleiters Elektronen-Lochpaare generiert werden. Diese sind im Normalfall nicht sehr beständig und lösen sich innerhalb von kurzer Zeit gegenseitig wieder auf. Jedoch können diese auch länger bestehen, wenn sie in Isolationsschichten entstehen oder durch das Vorhandensein von Spannung getrennt werden, wodurch eine Rekombination stark vermindert wird. Dadurch entsteht mit ansteigender Strahlungsdosis ein Verschleiß des Bauteils. Zuerst tritt

der Effekt durch einen Anstieg des Versorgungsstroms zu Tage. Anschließend kann es auch zum Totalausfall des Bauteils kommen. Daher ist es wichtig, die maximale Dosis des Bauteils zu kennen, wobei diese jedoch sehr stark schwanken kann. Kommerzielle Bauteile versagen meist schon bei 15-20kRad. Spezielle strahlungsharte Bauteile können dagegen auch bis einige 100kRad funktionieren. Zusätzlich können zur Verbesserung der Werte auch noch lokale Abschirmungen verwendet werden.

### **Single-Event-Effects (SEE)**

Neben der Total-Dose treten auch noch so genannte Single-Event-Effekte auf. Dabei bewirkt ein einzelnes Teilchen durch Energieabgabe in der aktiven Region des Halbleiters das Auftreten eines Fehlers. Bei den Single-Event-Effekten wird zwischen verschiedenen Typen unterschieden.

Single-Event-Upsets (SEU) entstehen, wenn in einem digitalen Bauteil Speicherzellen von einem in den anderen Zustand umspringen. Es kommt dabei aber zu keiner dauerhaften Beschädigung des Bauteils. Diese Fehlerart kann mit unterschiedlichen Sicherheitseinrichtungen erkannt und korrigiert werden. Bei kommerziellen Systemen sind solche Vorkehrungen aus Kostengründen aber nicht enthalten.

Ein weiterer Effekt ist der Single-Event-Latchup (SEL). Dieser Effekt tritt in der Regel nur bei MOS-Strukturen auf. Dort sind durch die Fertigungstechnologie bedingt parasitäre Thyristorstrukturen zwischen den dotierten Wannern im Halbleiter vorhanden. Beim Einwirken von hochenergetischen Teilchen können die Thyristorstrukturen gezündet werden, wodurch sich ein Kurzschluss ausbildet. Dieser kann nach sehr kurzer Zeit zur thermischen Zerstörung des Bauteils führen. Falls eine sofortige Abschaltung der Versorgungsspannung erfolgt, ist dieser Effekt aber ebenfalls reversibel. Durch spezielle Technologien wie zum Beispiel die Fertigung im SOI-Verfahren kann das Auftreten eines solchen Fehlers komplett verhindert werden. Wegen der hohen Kosten wird dieses Verfahren jedoch nicht bei kommerziellen Bauteilen verwendet.

Bei einem Single-Event-Burnout (SEB) ist die eingebrachte Energie so groß, dass es direkt zur Zerstörung kommt. Gefährdete Strukturen sind zum Beispiel die Gates von Feldeffekt Transistoren, bei denen es zu einem Durchschlagen der sehr



dünnen Isolationsschicht kommen kann. Dieser Fehlertyp ist extrem selten und kann nur durch spezielle konstruktive Maßnahmen verhindert werden. In neuerer Zeit findet man oft auch noch eine weitere Aufschlüsselung der Single-Event-Effekte. Einige Beispiele sind hier der Single-Event-Transient und der Single-Event-Gate-Rupture.

Zur Darstellung der Auftrittswahrscheinlichkeit von Single-Event-Effekten wird ein kritischer Querschnitt in Abhängigkeit des Linear-Energy-Transfer angegeben. Der LET ist dabei ein Maßstab für die abgegebene Energie pro Weglänge, wenn ein ionisierendes Teilchen das Material passiert. Bei elektronischen Bauteilen wird dafür die Einheit  $\text{MeV}/\text{mg}/\text{cm}^2$  genutzt. Der kritische Querschnitt gibt an, wie groß die Wahrscheinlichkeit ist, dass ein Teilchen mit einem festgelegten LET einen Single-Event-Effekt auslöst. Eine typische Kurve ist im mittleren Bild von Abbildung 3-3 zu sehen. Unterhalb eines bestimmten LET treten keine Effekte auf. Dann erfolgt ein rapider Anstieg, der schlussendlich in eine Sättigung übergeht. Aus der Kurve des kritischen Querschnitts, der Verteilung des Partikelspektrums und dem empfindlichen Volumen des Bauteils kann die erwartete Fehlerrate errechnet werden.

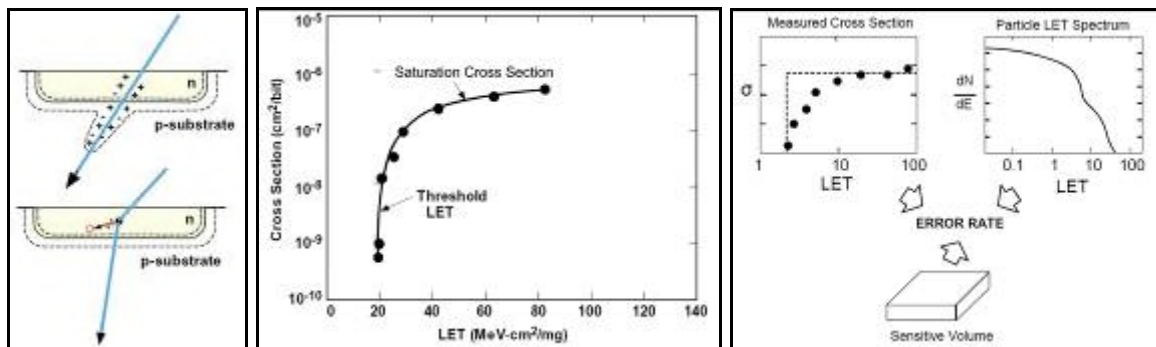


Abbildung 3-3: Berechnung der SEE-Rate. (Bildquelle: NASA Radiation Effects Group)

### 3.3.2 Weitere Einflüsse

#### 3.3.2.1 Vakuum

Die Dichte der Atmosphäre um einen Planeten nimmt mit der Höhe exponentiell ab. Im Bereich der Umlaufbahnen von Satelliten ist sie so dünn, dass nahezu ein perfektes Vakuum herrscht. Dieses kann einen möglichen Einfluss auf Bauteile haben, da interne Lufteinschlüsse zu unerlaubten Belastungen oder einer Beschädigung des Gehäuses führen können. Zusätzlich lösen sich Stoffe aus den

Materialien, was als Ausgasen bezeichnet wird. Das ausgegaste Material kann eine Beeinträchtigung von Messinstrumenten am Satelliten hervorrufen. Daher dürfen gewisse Grenzwerte nicht überschritten werden.

### **3.3.2.2 Temperatur**

Da im Orbit keine Luft vorhanden ist, gibt es auch keine Konvektion über diese. Die Wärme wird daher nur durch Wärmeleitung im Material, z.B. über das Gehäuse, sowie den Strahlungsaustausch zwischen zueinander sichtbaren Oberflächen übertragen. Das führt lokal zu höheren Temperaturspitzen, die Bauteile beschädigen können. Die mittlere auf dem Satelliten vorherrschende Temperatur wird über den Wärmeaustausch mit der Umgebung bestimmt. Es sind hauptsächlich vier den Strahlungsaustausch bestimmende Wärmeströme beteiligt. Über den ersten wird Energie in den Weltraum abgestrahlt, der als schwarzer Strahler mit einer Temperatur von ungefähr 3K betrachtet werden. Über die restlichen drei Wärmeströme wird Energie aufgenommen. Diese stammen von der Sonne, der Infrarotstrahlung der Erde und der an der Erde gestreuten Sonnenstrahlung, die als Albedo bezeichnet wird. Zusätzlich müssen auch innere elektrische Verlustleistungen berücksichtigt werden. Der Satellit würde dadurch bei gleich bleibenden Bedingungen nach sehr langer Zeit eine homogene Ausgleichstemperatur erhalten, jedoch entstehen durch die ständigen Änderungen der Umgebungsbedingungen und dem Wechsel zwischen Schatten und Sonnenseite große Temperaturschwankungen.

### **3.3.2.3 Andere**

Es gibt noch viele andere Einflüsse, die hier wegen ihrem in diesem Zusammenhang unbedeutenden Einfluss nicht genauer betrachtet werden. Zur Vollständigkeit sollen aber die wichtigsten von ihnen noch kurz erwähnt werden. Dabei handelt es sich um das Erdmagnetfeld, Mikrometeoriten sowie aggressiven atomaren Sauerstoff.

## 4 Prototypen

Während der gesamten Projektlaufzeit wurden EADS vom Sensorhersteller ISIT/SD Prototypen zur Charakterisierung zur Verfügung gestellt. Nach den Tests mit den Prototypen wurden für die Strahlungstests Sensormodule mit ASICs aufgebaut, wie sie auch für die Automobilanwendungen qualifiziert werden. Dadurch sollte gewährleistet werden, dass die Ergebnisse der Strahlungstests auch das Verhalten von Sensoren aus der Produktion repräsentieren.

### 4.1 Prototyp I nur Gyro

Beim ersten Prototyp war ein Gyro und der dazugehörige ASIC in einem Gehäuse untergebracht. Zum Betrieb des Sensormoduls waren noch einige externe Bauteile erforderlich. Für erste Tests lieferte das ISIT eine Experimentierplatine mit Nullkraftsockel. Alle notwendigen, externen Bauteile sind auf dieser Platine untergebracht, Abbildung 4-1.



Abbildung 4-1: Prototyp I; Gyro + ASIC

Das hier verwendete Sensormodul war in einem SOIC28 Gehäuse eingebaut. Im Gehäuse wurde ein MEMS-Gyro-Element und ein ASIC aufgebaut. Bei dieser Version wurden notwendige Speicherdaten auf einem externen EEPROM gespeichert. Für spätere Versionen war selbstverständlich ein ASIC geplant, auf dem auch die erforderlichen Speicherbausteine untergebracht sind..

### 4.1.1 Performance Test

Die Ergebnisse aus der Charakterisierung von Prototyp I sind in Abbildung 4-2 und Abbildung 4-3 zu sehen. Die Linearität des Gyros ist bereits bei diesem Prototypen sehr hoch und ist besser als 500ppm.

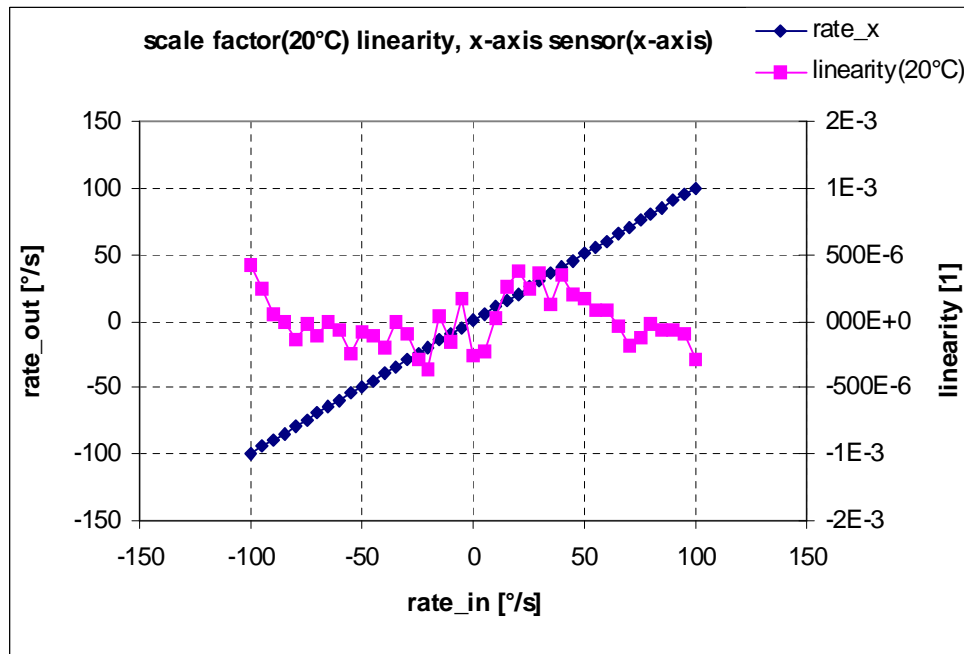


Abbildung 4-2: Prototyp I; Nichtlinearität bei 20°C

Abbildung 4-3 zeigt die Ergebnisse aus den Messungen der Drehrate im Temperaturschrank. Der entsprechend Messaufbau ist in Abbildung 6-4 dargestellt. Die wesentlichen Ergebnisse lassen sich wie folgt zusammenfassen.

Offset@20°C: 0.54°/s; ohne anliegende Drehrate

Rate-bias-drift: 2.266 °/s = 8156 °/h

Scale-factor-drift: 1.79% = 17852 ppm

Der gewählte Temperaturbereich ist von -30°C bis +70°C . Bei einer Messreihe wird dieser Temperaturbereich mehrmals durchlaufen, um Hysterese-Effekte oder Instabilitäten erkennen zu können.

Der Bias oder Offset bei 20°C ist für die Funktionalität des Sensors unkritisch und in einem akzeptablen Bereich. Entscheidend für diesen Wert ist die Reproduzierbarkeit und Langzeitstabilität. Sowohl die Bias-Drift mit ca. 2.3 °/s als auch der Skalenfaktorfehler mit 17800ppm ist relativ hoch. Es muss hier jedoch erwähnt

werden, dass in der vorliegenden ASIC-Version noch keine Temperaturkompensation erfolgt.

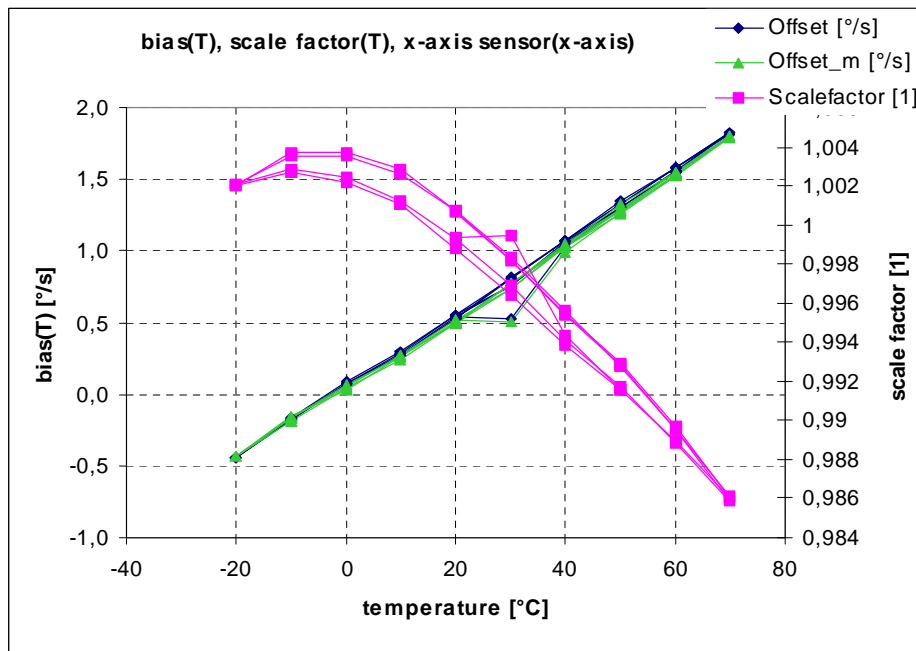


Abbildung 4-3: Prototyp I; Bias und Skalenfaktor über der Temperatur

#### 4.1.2 TID Strahlungstest

Um bereits in diesem frühen Stadium einen ersten Eindruck über die Empfindlichkeit des Sensormoduls auf Strahlungseinflüsse zu erhalten, wurde ein erster Strahlungstest durchgeführt. Aufgrund der anfallenden Kosten, konnte selbstverständlich nur Total-Ionising-Dose-Strahlungstests (TID) erfolgen. Eine detaillierte Beschreibung zu TID ist in Kapitel 6.4.1 zu finden.

Wie bereits oben erwähnt, ist auf der Experimentierplatine von ISIT/SD ein EEPROM vorhanden. Es ist jedoch bekannt, dass EEPROMs sehr empfindlich auf Strahlung reagieren. Im vorliegenden Fall sollte nach Möglichkeit nur das Sensorelement und vor allem das ASIC der Strahlung ausgesetzt werden. Daher wurde ein Messaufbau entwickelt, bei dem nur das Sensormodul und der Quarz in die Strahlungskammer eingeführt werden. Dieser Aufbau mit Elektronik, Kabel und 3 Sensormodule + Quarz ist in Abbildung 4-4 zu sehen.

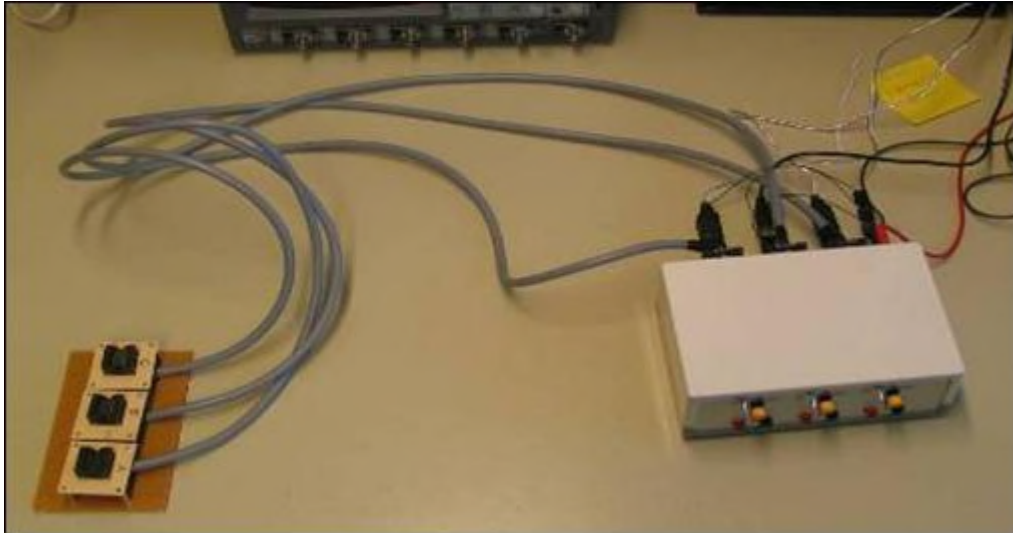


Abbildung 4-4: Messaufbau für TID-Test

Sehr wichtig beim Test in unter Strahlungsbedingungen ist, dass die normale Betriebsspannung an den Bauteilen anliegt. Der Messaufbau wurde hier so angefertigt, dass auch der Versorgungsstrom aller 3 Module separat von außen während der Bestrahlung gemessen werden konnte.

Die TID Messung konnte unter Anleitung von Astrium in Neuherberg beim HelmholtzZentrum München durchgeführt werden.



Abbildung 4-5: Co60 Quelle mit Messaufbau für TID-Test

In Abbildung 4-5 ist die Strahlungsquelle Cobalt60 mit dem Messaufbau zu sehen. Die Messbox mit den Kabeln zu den Sensoren ist mit einer Spannungsquelle ver-

bunden. Die Einzelströme der Sensoren werden mit der Spannungsquelle, die Sensorausgänge mit Multimetern erfasst.

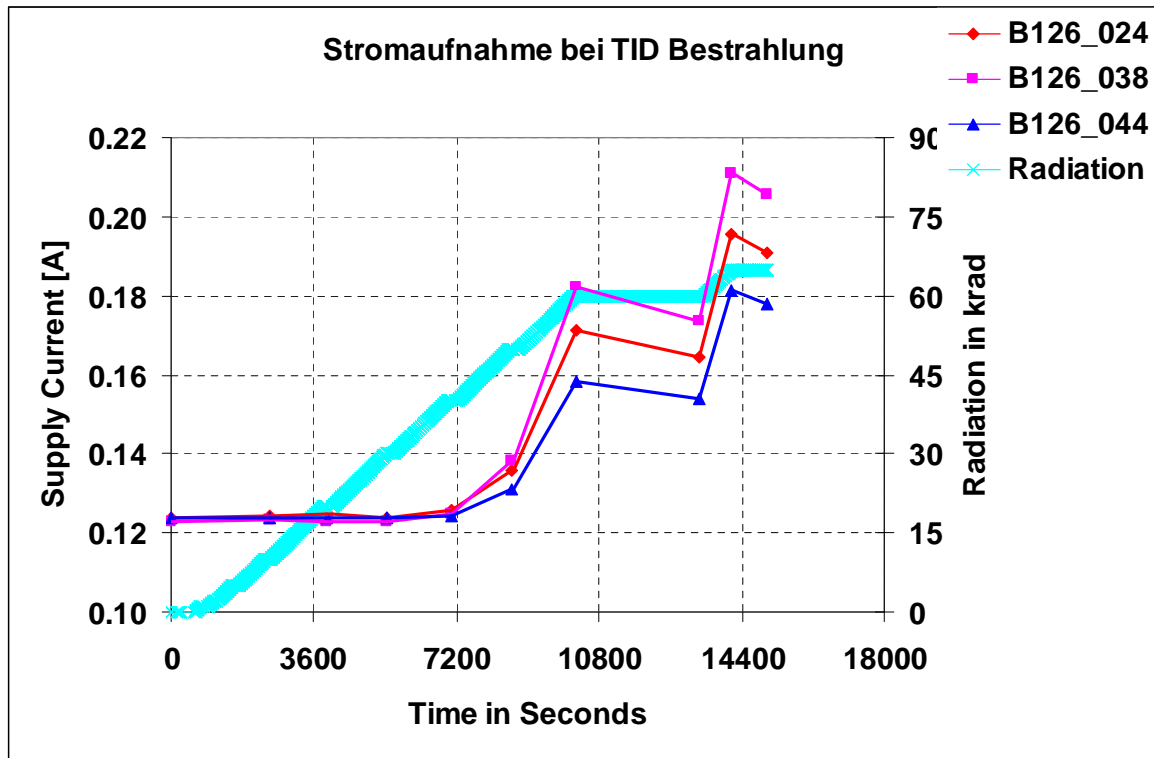


Abbildung 4-6: Stromaufnahme während TID-Bestrahlung

Zur Zeit  $t=0$  werden die Sensoren in die Messkammer eingebracht. Über die Kabelverbindungen wird die Betriebsspannung angelegt. Während der Bestrahlung können Versorgungsstrom und Ausgangssignal (Bias) erfasst werden. Der Kobalt60 Strahler hat zum Zeitpunkt der Messung eine Emission von ca. 18kRad/Stunde. In Abbildung 4-6 ist die Strahlendosis (hellblau) und die Sensorströme während der Bestrahlung aufgetragen. Die Versorgungsströme aller 3 Sensoren betragen zu Beginn ca. 0.122A. Nach ca. 2h oder 40kRad ist eine leichte Erhöhung der Ströme feststellbar. Mit zunehmender Dosis, bis 60kRad steigt der Strom auf 0.16 – 0.18 A an. Nach 60kRad werden die Sensoren aus der Strahlungskammer entfernt und es erfolgt eine Pause von ca. 1 Stunde. Nach dieser Stunde Erholungszeit sind die Versorgungsströme wieder deutlich gesunken. Anschließend werden die Sensoren wieder in der Strahlungskammer betrieben, was eine weitere Erhöhung des Stromes zur Folge hat. Bei ca. 0.2A oder 63kRad wird der Versuch abgebrochen, um die Sensoren nicht irreversibel zu zerstören.

Anschließend wurden mit den bestrahlten Sensoren die Performance-Tests aus Kapitel 4.1.1 noch einmal durchgeführt, um die Strahlungseinflüsse auf das Sensorverhalten zu untersuchen. Die wesentlichen Parameter nach der Strahlung können wie folgt zusammengefasst werden:

Offset@20°C: 0.36°/s

Rate-bias-drift: 2.279 °/s = 8203 °/h

Scale-factor-drift: 1.69% = 16887 ppm

Noise: 0.164 °/s

Noise-density: 0.03 (°/s)/√Hz @BW= 30 Hz

Bias Instability: 10.8 °/h

Ein Vergleich mit obigen Werten vor der Bestrahlung zeigt, dass alle 3 Sensoren nach 63 kRad praktisch das gleiche Verhalten aufweisen. Die Strahlung bleibt damit ohne nennenswerten Einfluss auf die MEMS-Drehratensensoren.

## **4.2 Prototyp II Gyro + B-Sensor**

Im weiteren Verlauf des Projektes konnte der Sensorhersteller ISIT/SD einen neuen Prototypen zur Verfügung stellen. Bei diesem Prototypen wurde ein weiter entwickeltes ASIC und ein OC24 Gehäuse in Keramik verwendet (OC: open cavity). Weiterhin war beim Sensorhersteller geplant Sensormodule herzustellen, die neben dem Drehratensensor auch einen Beschleunigungssensor in einem Gehäuse haben. Aus Kostengründen sollten die beiden Sensoren auf einem Silizium-Chip integriert sein. Das war jedoch zu diesem Zeitpunkt noch nicht möglich. Daher wurde zunächst eine 3 Chip-Lösung (Gyro + B-Sensor + ASIC) entwickelt. Bei dieser Lösung wurde der Beschleunigungssensor auf den ASIC aufgeklebt, siehe Abbildung 4-7 linkes Bild. Im rechten Bild ist der Sensorchip auf der Platine zu sehen. Auch in dieser Variante wurde noch ein externes EEPROM verwendet. Daher war für diesen Prototypen ein Strahlungstest nicht möglich. Ein komplettes Sensormodul war auf einer Platine montiert. Diese Variante wurde hinsichtlich Sensoreigenschaften untersucht.



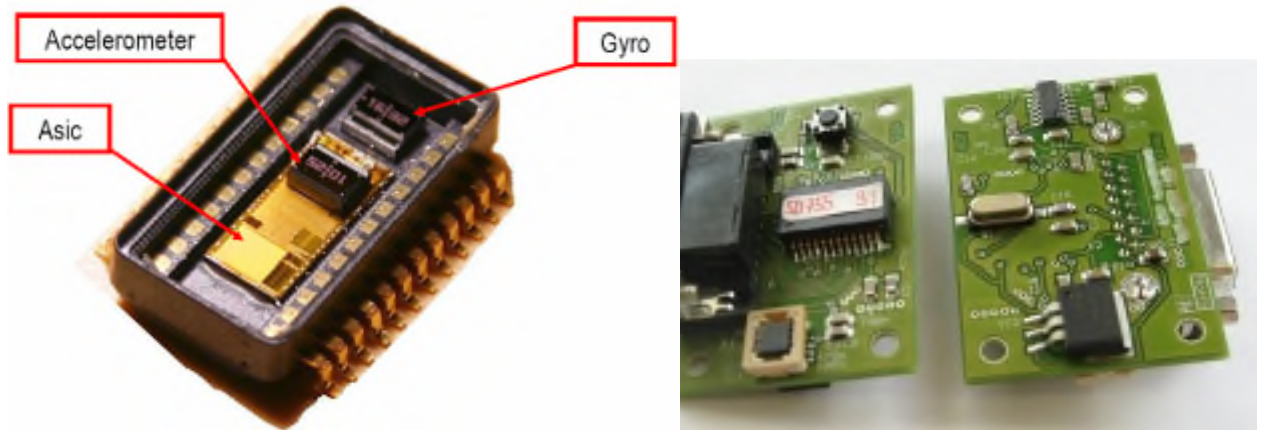


Abbildung 4-7: Prototyp II; 3Chip Sensor: B-Sensor + Gyro + ASIC

Die wichtigsten Ergebnisse sind im Folgenden dargestellt.

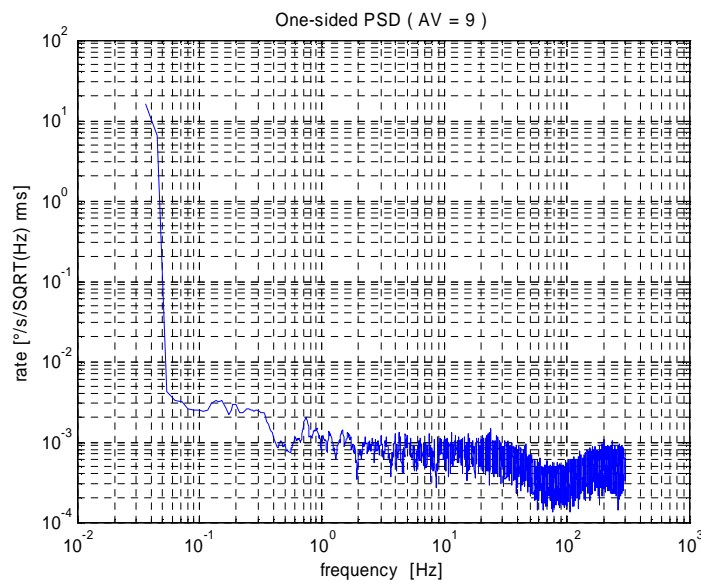


Abbildung 4-8: Prototyp II; B-Sensor Rauschleistungsdichte

In Abbildung 4-7 und Abbildung 4-8 ist die Rauschleistungsdichte der beiden Inertialsensoren der Sensormodule vom Prototyp II dargestellt. Diese Messung zur Ermittlung der Rauschleistungsdichte erfolgt bei Raumtemperatur, ca. 25°C. Für den Beschleunigungssensor beträgt die Rauschleistungsdichte ca.  $1e-3$  [ $m/s^2/\sqrt{Hz}$ ] oder  $100$  [ $\mu g/\sqrt{Hz}$ ].

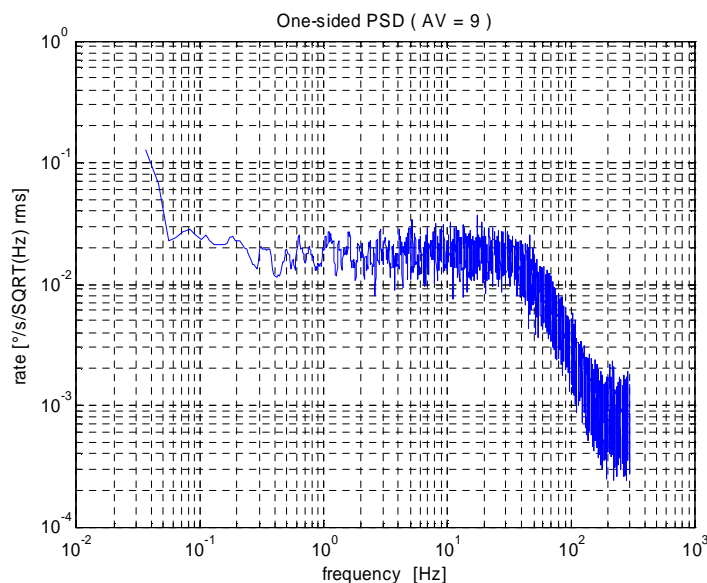


Abbildung 4-9: Prototyp II; Gyro Rauschleistungsichte

Für den Drehratensensor beträgt die Rauschleistungsichte ca.  $1.5e-2$  [°/s/√Hz]. Die Filter im Signalausgang sind hier deutlich zu erkennen. Das Filter ist auf ca. 30-40 Hz eingestellt.

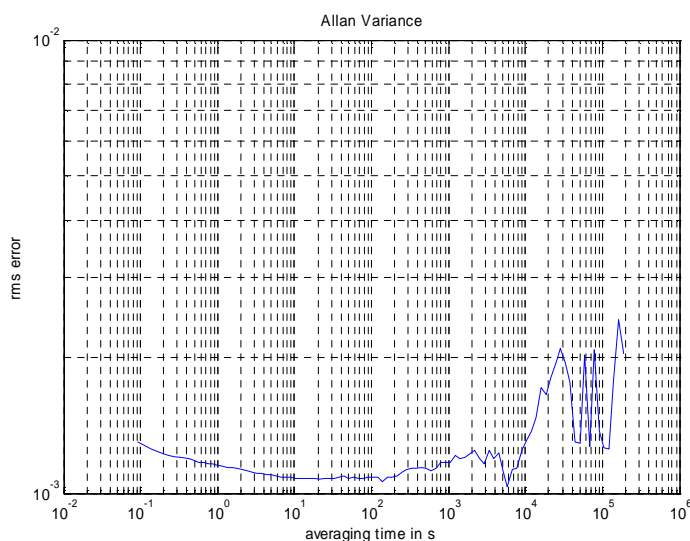


Abbildung 4-10: Prototyp II; B-Sensor: Allanvarianz

In Abbildung 4-10 und Abbildung 4-11 sind die Auswertungen zur Allanvarianz dargestellt. Der typische Verlauf einer Allanvarianz ist in Abbildung 3-2 dargestellt. Dort sind auch die entsprechenden Rausch- oder Driftanteile eingezeichnet. Beim Gyro in Abbildung 4-11 ist die ausgewertete Kurve der theoretischen Kurve sehr ähnlich. Im Gegensatz dazu kann bei MEMS Beschleunigungssensoren häufig nur der Acceleration Quantisation-Wert (Biasinstability) abgelesen werden. Das weiße

Rauschen für höhere Frequenzen (links im Allanvarianz-Diagramm) wird durch die Biasinstabilität (Kurvenminimum) dominiert.

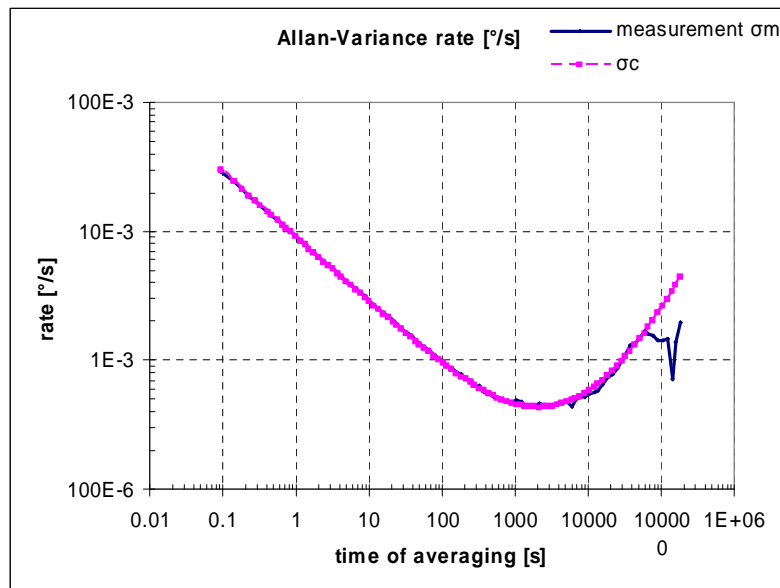


Abbildung 4-11: Prototyp II; Gyro Allanvarianz

Die wesentlichen Werte aus den Allanvarianzkurven lassen sich wie folgt zusammenfassen:

B-Sensor:

- AQN/Bias Instability:  $1e-3$  [ $m/s^2$ ] oder 100 [ $\mu g$ ]; Acceleration Quantisation Noise

Gyro:

- ARW:  $0.54$  [ $^\circ/\sqrt{h}$ ]; Angular Random Walk
- RQN/Bias Instability:  $1.8$  [ $^\circ/h$ ]; Rate Quantisation Noise oder Biasinstabilität

Der Gyro erreicht bei einer Integrationszeit von ca. 2000s den stabilsten Wert von  $1.8^\circ/h$ . Dies ist für MEMS-Gyros ein sehr guter Wert.

### 4.3 Prototyp III Gyro + B-Sensor

Die nächste Sensorgeneration, die der Sensorhersteller ISIT/SD zur Verfügung stellen konnte, war ein 2 Chip-Modul mit einem Beschleunigungssensor und einem Gyro. Beide Sensoren sind monolithisch auf einem Silizium-Substrat integriert. Diese Technologie wird vom Hersteller dual-cavity genannt, siehe Abbildung 2-8. Der ASIC wurde in BCD6 Technologie gefertigt und hatte bereits alle Funktio-

nen, die für das Produkt im Automobil vorgesehen waren. Der gesamte Sensoraufbau erfolgte in einem OC24-Keramik Gehäuse.

Im Vorfeld wurden eine Platine mit den externen Bauteilen und ein Gehäuse für eine spätere Raumfahrtanwendung entworfen und gefertigt. Dies war die erste Version der Experimentalhardware. Abbildung 4-12 zeigt das offene Gehäuse mit der Platine, auf der sich MEMS-Sensor, ein Linearspannungsregler mit Eingangsfilter und der Schwingquarz befinden. Die Elektronik ist in einem stabilen, geschlossenen Aluminiumgehäuse mit den Abmaßen von 80x50x23mm eingebaut. Um im Orbit die Strahlungs dosis auf den Sensor zu verringern, besitzt das Gehäuse eine Wandstärke von 1.5mm. Der Deckel ist mit 3mm Dicke ausgeführt

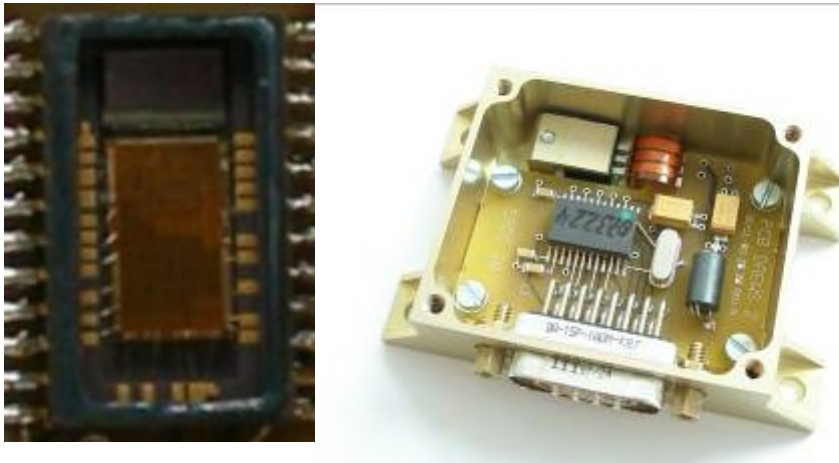


Abbildung 4-12: Prototyp III; 2 Chip Sensor: B-Sensor/Gyro + ASIC

Vom Prototypen III wurden 5 Module aufgebaut und getestet. Im Vordergrund standen hier auch wieder das Sensorverhalten und die Leistungsfähigkeit der Sensoren. Zur Charakterisierung der Sensoren wurden auch hier die Standardverfahren aus Kapitel 3 verwendet.

Die wesentlichen Parameter aus den Messungen sind in den beiden folgenden Tabellen dargestellt.

Tabelle 4-1 : Prototyp III Ergebnisse der Charakterisierung: B-Sensor

Parameter	Unit	SD756-01	SD756-02	SD756-03	SD756-04	SD756-05	Conditions
Acceleration Bias Drift (ABD)	mg	16	68	23	19	14	-30 – 70 °C
Acceleration Scale factor max	ppm	3339	-259	1217	8140	-2211	-30 – 70 °C
Acceleration Scale factor min	ppm	-1437	-5523	-3476	555	-4051	-30 – 70 °C
Velocity Random Walk	$\frac{m/s}{\sqrt{h}}$	0.18	0.072	0.072	---	0.072	room temperature (from Allan variance)
Acceleration Quantization Noise, Bias instability	μg	100	150	200	---	300	room temperature (from Allan variance)
RMS noise acceleration	mg	1.5	1.4	1.4	---	1.2	room temperature
Noise floor	$\frac{m/s^2}{\sqrt{Hz}}$	0.002	0.001	0.001	0.008	0.001	room temperature
warm up drift (WUD)	mg	30	43	25	20	45	room temperature

Tabelle 4-2 : Prototyp III Ergebnisse der Charakterisierung: Gyro

Parameter	Unit	SD756-01	SD756-02	SD756-03	SD756-04	SD756-05	Conditions
Gyro offset @0°/s	°/s	-0.213	-0.447	-0.41	-0.375	0.064	T=20°C
Rate Bias Drift (RBD)	°/h	1478	1739	316	1256	1148	-30 – 70 °C
Rate Scale factor max	ppm	2240	4010	3858	5590	3637	-30 – 70 °C
Rate Scale factor min	ppm	-3081	-1148	-4173	770	-4516	-30 – 70 °C
White Rate Noise, Angle Random Walk (ARW)	°/√h	0.72	0.6	0.54	---	0.6	room temperature (from Allan variance)
Rate Quantization Noise, Bias instability	°/h	20	22	22	---	24	room temperature (from Allan variance)
RMS noise rate	°/s	0.14	0.96	0.084	---	0.11	room temperature
Noise Floor	$\frac{°/s}{\sqrt{Hz}}$	0.01	0.01	0.01	0.1	0.01	room temperature
warm up drift (WUD)	°/h	180	900	288	540	252	room temperature

Die wichtigsten Parameter bei inertialen MEMS-Sensoren sind Drift von Bias und Skalenfaktor in Abhängigkeit der Temperatur. Bei den Beschleunigungssensoren ist hier eine Stabilität der Parameter über die Prototypen erkennbar. Die Bias drift ist über Temperatur und auch während der Aufwärmphase in der Größenordnung von etwa 20mg. Der Skalenfaktor driftet über der Temperatur ca. 5000-6000ppm. Das weiße Rauschen, Noise floor und Random Walk, bei beiden Sensortypen hat sich auch als stabil erwiesen und ist sehr konstant über die verschiedenen Versionen. Leider konnte bei den Drehratensensoren die Biasdrift über Temperatur nicht weiter verbessert werden. Üblicherweise liegt diese Drift bei 1000°/h und höher. Nur bei einem Sensor konnte ein Wert von ca. 300°/h erreicht werden. Auffällig ist bei dieser Version auch, dass bei den Drehratensensoren die Biasinstability um den Faktor 5-10 auf über 20°/h zugenommen hat. Die Ursache dieser Schwankung soll laut Hersteller an der BCD6-Technologie liegen.

#### ***4.4 Bewertung des Designs***

Nach einer detaillierten Analyse des Designs wurde der Entschluss getroffen, dass eine Überarbeitung notwendig ist. Hauptkritikpunkt war vor allem der fehlende Schutz vor Latch-up's. Außerdem gab es einige weitere kleinere Designschwächen bei der Montage und dem Erdungskonzept. Die Beschreibung der durchgeführten Änderungen ist im nächsten Kapitel dargestellt.

## 5 Weiterentwicklung des Sensormoduls

### 5.1 MEMS Sensor

Das verwendete MEMS Sensormodul wird von FhG-ISIT und SensorDynamics hergestellt. Die für den Einsatz geplante Version enthält ein Gyroskop und einen Beschleunigungsmesser. Beide Elemente werden durch einen Oberflächenprozess erzeugt. Der Gyro funktioniert bei der Detektion der Messgröße auf dem Prinzip des Coriolis-Effekt, wobei zum Auslesen des Wertes ein kapazitives System verwendet wird. Beim Beschleunigungssensor kommt ein Feder-Masse-System mit einem Freiheitsgrad zum Einsatz. Das Auslesen erfolgt auch hier kapazitiv. Vom Aufbau her sind die beiden Strukturen den in [9] beschriebenen Designs ähnlich. Die MEMS-Komponenten benötigen zum Erreichen der vollen Funktionstüchtigkeit einen spezifischen Umgebungsdruck. Deshalb werden die Elemente einzeln mit einem Deckel verkapselt, während der benötigte Druck im Inneren der entstehenden Kavität eingestellt wird.



Abbildung 5-1: Sensor für Strahlungstests: Gyro + ASIC

Zur Ansteuerung und Auswertung der beiden Sensor Elemente wird eine komplexe Elektronik benötigt, die in diesem Produkt auf einem Mixed-Signal ASIC integriert ist. Als Herstellungsverfahren wird ein BCD6 Prozess verwendet, wobei die resultierenden Strukturgrößen bei 350 nm liegen. Zur Kalibrierung des Produkts sind zusätzlich nicht flüchtige Speicher in Fuse Technologie vorhanden, die während der Fertigung beim Hersteller eingestellt werden.

Der Aufbau der kompletten Sensoreinheit erfolgt in einem Open-Cavity-Gehäuse. Ein Bild dieses Bauteils ist in Abbildung 5-1 zu sehen. Im rechten Gehäuse ist zu

erkennen, dass im inneren Hohlraum der ASIC und die MEMS-Elemente eingeklebt sind. Die Verbindung zwischen den Komponenten und den äußeren Pins werden durch Wirebonds erzeugt. Anschließend wird der Hohlraum mit Gel ausgegossen und das Gehäuse mit einem Deckel verschlossen.

Die Messdaten können über ein digitales SPI-Interface ausgelesen werden. Es stehen zwei verschiedene Messbereiche zur Verfügung, wobei jedoch nur der kleine für Raumfahrtanwendungen interessant ist. Weitere Angaben können aus den Datenblättern des Herstellers entnommen werden [20][21].

Eine Besonderheit ist, dass der Sensor ein eingebautes Fail-Safe-System besitzt. Dieses überwacht kontinuierlich alle wichtigen internen Betriebsparameter. Die Informationen können jederzeit in Echtzeit über die digitale Schnittstelle abgefragt werden. Darüber hinaus ist es auch möglich, detaillierte Informationen über den Systemzustand zum Zeitpunkt des letzten aufgetretenen Fehlers abzufragen. Um die Auswertung zu vereinfachen, ist zusätzlich ein globales Fehlerbit vorhanden. Dieses wird immer dann aktiv, wenn mindestens ein Fehler vorhanden ist. Es ist in jedem übertragenen Datenframe enthalten und auch als Hardware-Pin am Gehäuse zugänglich.

Der Sensor wird beim Hersteller für die Automobilindustrie nach der Norm AEC-Q100 [3] qualifiziert. Eine Zusammenfassung der Tests ist in Tabelle 5-1 aufgelistet.

Tabelle 5-1: Sensor Qualifikation im Automotive Bereich

Test	Bedingungen	Dauer
Temp. Cycling (TC)	-40°C/125°C	1000 Zyklen
Temp. Humidity Bias (THB)	85°C/85% (bias)	1000 h
Auto Clave (AC)	121°C/100%rh	96h
High Temp. Operating Life	125°C (bias)	1000h
Early Life Failure Rate (ELFR)	125°C (bias)	48h
Low Temp. Operating Life (LTOL)	-40°C	408h
High Temp. Storage Life (HTSL)	150°C	1000h
ESD – LU	Ref. MIL-Std	240h (10 Tage)
Mech. Shock (Powered)	Ref. Jedec (1500G)	72h
Mech. Shock (Un-Powered)	Ref. Jedec (2000G)	72h
Variable Frequency Vibration	Ref. AEC-Q100	72h
Vibration (System level)	Ref. ISO16750_3	216h (9 Tage)
Package Drop Test	Ref. AEC-Q100	8h
Wire Pull (Post TC1000h)	Ref. AEC-Q100	16h



## **5.2 Modellphilosophie im Hinblick auf die OOV**

Bei dem Prozess, die Hardware vom jetzigen Stand bis zur Eignung für die On-Orbit-Verifikation zu bringen, ist der Einsatz von verschiedenen Modellstufen vorgesehen. Diese sollen hier kurz dargestellt werden, wobei vor allem auf den geplanten Verwendungszweck eingegangen wird.

### **Entwicklungs-Modelle**

Entwicklungsmodelle werden während des Entwicklungsprozesses dazu verwendet, einzelne Komponenten der Hardware zu testen. Dadurch ist es frühzeitig möglich, Aussagen über die Funktionstüchtigkeit des geplanten Designs zu gewinnen.

### **Qualifikations-Modelle**

Diese Modelle dienen dazu, die Funktionalität des Gesamtdesign zu verifizieren, bevor mit der Produktion der eigentlichen Flughardware begonnen wird. Sie weisen bereits ein sehr ähnlichen Aufbau wie die endgültige Testhardware auf. Bei der Herstellung werden jedoch keine speziellen Qualitätssicherungsmaßnahmen in Bezug auf Produktion, Teileauswahl und Handhabung gestellt. Es kommen daher bei der Herstellung gewöhnliche Fertigungsverfahren zum Einsatz und die Module werden nicht mit weltraumqualifizierten Bauteilen bestückt.

### **Protoflight-Modelle**

Bei den Protoflight-Modellen handelt es sich um die endgültige Hardware. Nach einer erfolgreichen Absolvierung des Testzyklus werden sie zur Flughardware. Es kommen nur qualifizierte Teile und Herstellungsverfahren zum Einsatz.

Um eine Vergleichbarkeit zu erreichen, müssen die Modelle zueinander ähnlich sein. Dies ist dann der Fall, wenn Modell A gegenüber Modell B nur geringfügige Veränderungen aufweist. Dazu zählt zum Beispiel der Austausch von Teilen und Materialien gegen andere mit vergleichbarer Funktionalität oder das Hinzufügen von Messkomponenten zum Aufbau. Bei der Fertigung müssen identische Werkzeuge und Fertigungsprozesse zur Anwendung kommen. Werden für den Test Umweltbedingungen simuliert, dann müssen die gewählten Belastungen mit tieferen Modellebenen zunehmen.

### **5.3 PCB Redesign mit Latch-up Schutz**

Im Folgenden wird die Weiterentwicklung der Experimenthardware dargestellt. Um Entwicklungszeit zu sparen, wird gleich im ersten Schritt das endgültige Design für die On-Orbit-Verifikation entworfen. Es besteht aus der überarbeiteten Elektronik und dem angepassten Gehäuse. Allen später verwendeten Modellen liegt nur dieses eine Design zugrunde, wodurch auch die oben geforderte Ähnlichkeit gegeben ist. Die Klassifizierung der Modelle zu den einzelnen Modellstufen entsteht durch die im vorherigen Kapitel dargestellten Abweichungen in den Fertigungsverfahren sowie den Qualitätsunterschieden bei den verwendeten Komponenten.

#### **5.3.1 Entwicklung der Latchup-Schutzschaltung**

Diese Schaltungskomponente schützt den Sensor im Orbit vor der Zerstörung, falls im ASIC ein durch Strahlung ausgelöster Latchup entsteht. Eine Darstellung der theoretischen Grundlagen kann in [9] nachgelesen werden. Beim Auftreten eines solchen Ereignisses muss die Spannung sehr schnell abgeschaltet werden und für einige Millisekunden abgeschaltet bleiben, damit sich der im Halbleiter entstandene Kurzschluss ohne eine Beschädigung des Bauteils wieder auflöst.

#### **Anforderungen an die Latchup Schutzschaltung**

Im Folgenden sind alle Anforderungen aufgelistet, die für die Entwicklung der Latchup-Schutzschaltung relevant sind:

##### **Harte Anforderungen:**

- Die Schaltung muss die Spannung am Sensor abschalten, wenn eine Stromüberschreitung festgestellt wird.
- Die Abschaltung muss innerhalb von maximal 100µs erfolgen.
- Die Pausenzeit vor dem Wiedereinschalten muss auf mindestens 50ms eingestellt werden können
- Die Schaltung darf beim Wiedereinschalten durch den Einschaltstrom nicht auslöst werden.
- Der Spannungsabfall über die Schaltung darf maximal 0.5V betragen.
- Der Betrieb muss mit nur einer Betriebsspannung von 5V möglich sein.

- Es dürfen keine Spezialbauteile verwendet werden.
- Die Schaltung muss beim Einschalten in einen stabilen Zustand wechseln.
- Die Schaltung muss im Temperaturbereich von  $-40^{\circ}\text{C}$  bis  $80^{\circ}\text{C}$  funktionstüchtig sein.

**Optionale Anforderungen:**

- Der Sensor soll durch die Schaltung wieder automatisch reaktiviert werden können.
- Das OBDH soll die Möglichkeit haben, die Schutzschaltung zu überbrücken.

**5.3.2 Allgemeine Schaltungseigenschaften**

Die Latchup-Schutzschaltung besteht aus zwei Hauptkomponenten. Die erste Hauptkomponente ist für die Erkennung des Latchups zuständig. Dazu wird der Betriebsstrom überwacht, wobei im Falle einer Grenzüberschreitung die Abschaltung ausgelöst wird. Der Sensor hat zum Beginn der Mission einen Betriebsstrom von ungefähr 45mA. Es wird angenommen, dass der Stromverbrauch am Ende der vorgesehenen Lebenszeit durch Strahlungsdegradation auf maximal 100mA ansteigt. Da der Strom aufgrund der digitalen Schaltungsteile kurzfristige Spitzen aufweisen kann und die Schaltschwelle über dem Temperaturbereich einem geringfügigen Drift unterliegt, wird für die anfängliche Auslegung ein Schaltlevel von 200mA verwendet.

Beim Wiedereinschalten nach einem Latchup treten kurzzeitig hohe Ladeströme auf. Deshalb muss die Schaltung nach dem Einschalten mit einer Pufferzeit ausgestattet sein, in der sie nicht auf Überstrom reagiert. Sollte in dieser Zeit ein Latchup auftreten oder wurde ein alter Latchup nicht aufgelöst, dann führt das mit großer Wahrscheinlichkeit zur Zerstörung des Bauteils. Dies ist ein generelles schaltungstechnisches Problem einer Latchup-Schutzschaltung und lässt sich nicht vermeiden. Das Auftreten eines solchen Falls ist aber extrem unwahrscheinlich.

Zur Realisierung ist die Verwendung eines FPGA aufgrund der hohen Komplexität nicht sinnvoll. Es wird stattdessen in allen untersuchten Schaltungsvarianten ein einfacher Komparator angewendet. Dabei kommt eine für den Weltraum qualifizierte Version zum Einsatz, die Latchup resistent ist. Es ist aber bekannt, dass bei

diesen Typen am Komparatorausgang durch Strahlungseinfluss kurzfristige Transienten entstehen können. In solch einem Fall kann es zum ungewollten Auslösen der Schaltung kommen.

Die zweite Hauptkomponente der Schaltung ist für das Schalten der Leistung zuständig. Der dazu genutzte Leistungsschalter befindet sich zwischen der Spannungsversorgung und dem Sensoreingang. Dadurch kommt es je nach Ausführung dieser Komponente zu einem mehr oder weniger ausgeprägten Spannungsabfall am Sensor, der jedoch durch eine Erhöhung der Eingangsspannung ausgeglichen werden kann.

Beim Auftreten eines Latchups wird durch den Leistungsschalter nur die Spannung an den Versorgungseingängen des Sensors abgeschaltet. Der Latchup kann jedoch durch parasitäre Ströme, die über digitale oder analoge Eingangspins von benachbarten Systemen zugeführt werden, auch nach dem Abschalten der Versorgungsspannung noch erhalten bleiben. Daher müssen alle Pins bei einem Latchup auf Erde gezogen werden oder mit einem zusätzlichen Latch hochohmig geschaltet werden. In einigen Fällen können auch Vorwiderstände an den Bauteileingängen ausreichen. Die benötigte Größe solcher Widerstände sowie die Funktionalität dieser Maßnahme lassen sich aber nur im Test herausfinden. Eine ausführliche Beschreibung ist in [9] zu finden.

### **5.3.3 Zusammenfassung des fertigen Designs**

Abbildung 5-2 zeigt den angepassten Schaltplan der Experimentelektronik. Die Stromversorgung ist im unteren linken Teil dargestellt und die neu entwickelte Latchup- Schutzschaltung im unteren rechten Teil. Die obere Hälfte zeigt die Verschaltung des Sensors. Dieser Schaltungsteil ist zum Großteil unverändert geblieben. Ein Bild des angepassten Gehäuses ist in Abbildung 5-3 zu sehen.

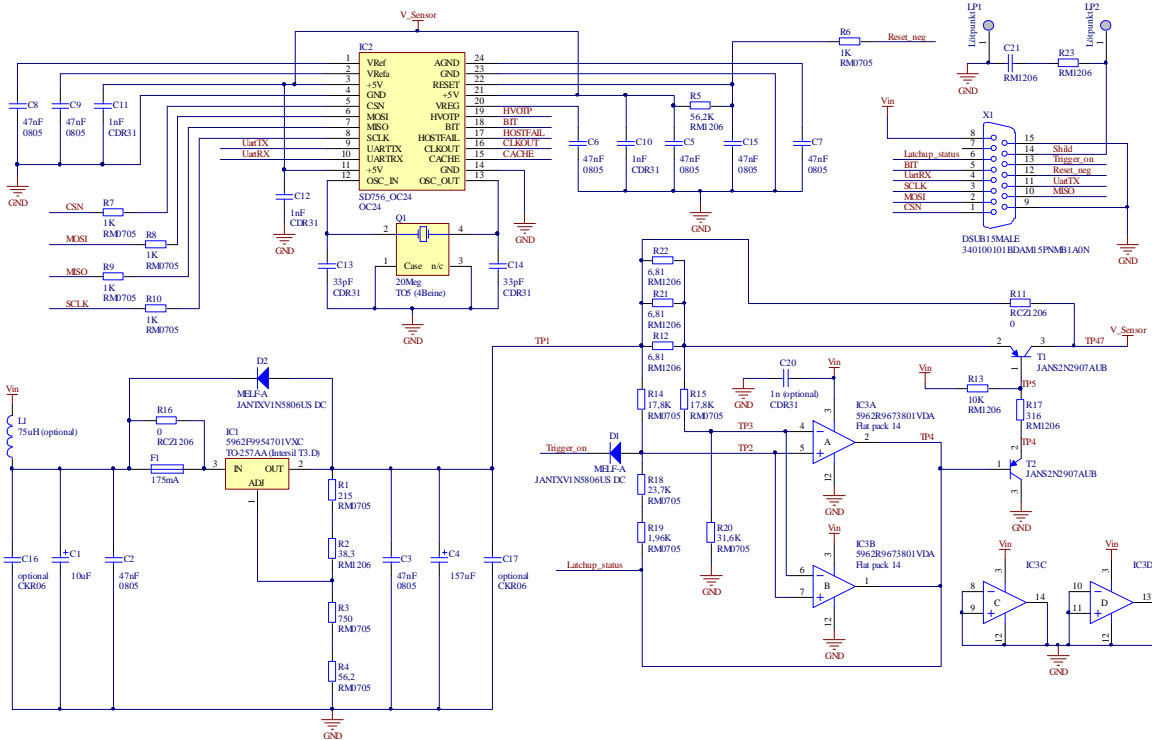


Abbildung 5-2: Schaltplan des Designs mit Latch-up Schutzschaltung

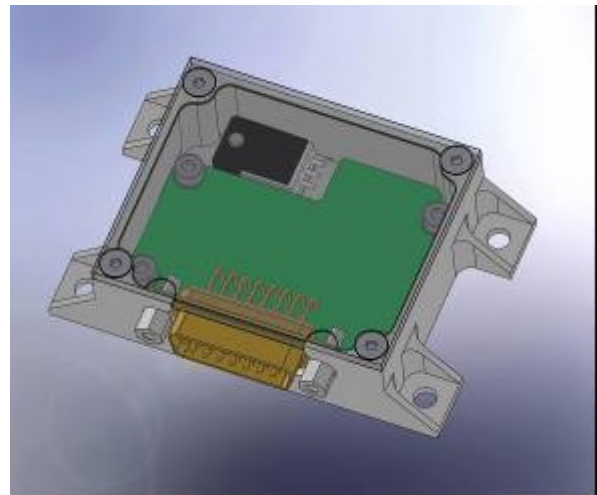
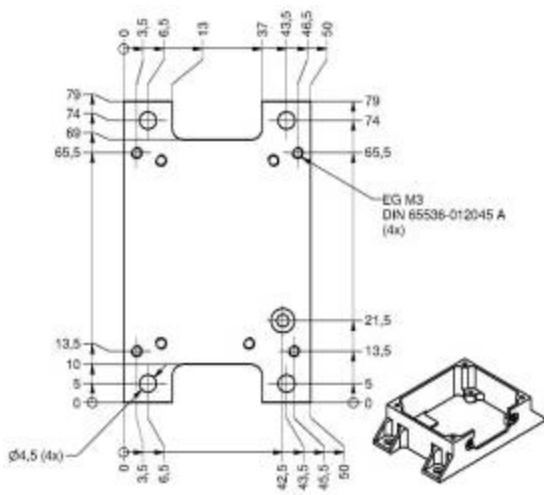


Abbildung 5-3: Das neue Gehäusedesign

Tabelle 5-2 gibt eine Übersicht über das Gewicht der einzelnen Experiment-Komponenten. Insgesamt bleibt die Masse mit ungefähr 93g deutlich unterhalb der angesetzten Grenze von 100g

Tabelle 5-2 : Technische Daten des Experimentes

Parameter	Wert	Kommentar
Gewicht Gehäuse	39g	Aus CAD Berechnung
Gewicht Deckel	24g	Aus CAD Berechnung
Gewicht Platine	<25g	Flugversion komplett bestückt mit Klebung der Bauteile
Gewicht Kleinteile	<5g	Schrauben, usw.

## 5.4 Fertigstellung der Hardware

### 5.4.1 Entwicklungsmodelle (EM)

Als Entwicklungsmodelle kamen Platinen der Qualifikationsmodelle zum Einsatz, wobei nur die relevanten Teile der Schaltung bestückt wurden. An den Modellen konnten Untersuchungen des Stromversorgungsteils durchgeführt werden. Die Tests ergaben keine Fehler der Hardware. Eine Vermessung der neu entwickelten Latchup Schutzschaltung wurde ebenfalls vorgenommen. Die Ergebnisse dieser Tests werden in [9] detailliert beschrieben.

### 5.4.2 Qualifikationsmodelle (QM)

Das Routen der Platine sowie die Bestückung der Bauteile wurden nach den vorgegebenen Angaben bei einem externen Hersteller durchgeführt. Abbildung 5-4 zeigt einen Teil der fertig bestückten Module. Bei allen Einheiten sind die Platinen in Standard Industriequalität gefertigt und die verwendeten Bauteile sind kommerzielle Typen. Um Kosten zu sparen, wurde nur für einen Teil der Platinen ein eigenes Gehäuse gefertigt. Die Modelle werden in dem folgenden Verifikationsprozess verwendet, der in Kapitel 6 beschrieben ist. Für die Durchführung der Verifikation werden die Platinen- und Gehäusemodelle je nach Bedarf kombiniert. Eine genaue Auflistung der Anzahl der verwendeten Einheiten sowie weitere den Aufbau betreffende Besonderheiten können aus den entsprechenden Testspezifikationen ab Kapitel 5.3 entnommen werden.



Abbildung 5-4: Qualifikationsmodelle auf Basis der neuen Hardware Revision B

Bei den in diesen Modellen verwendeten Sensoren ist zu beachten, dass Einheiten mit dem endgültigen Design wegen Komplikationen bei der Fertigung erst gegen Ende des dritten Quartals 2008 vom Hersteller ausgeliefert werden können. Da der Projektzeitplan nicht geändert werden kann, muss die Bestätigung der Gesamtfunktionalität des Designs mit einem vergleichbaren Sensor erfolgen. Dazu wird die Variante vom Typ SD751 verwendet. Diese Version weist die gleiche Bauweise und das gleiche ASIC wie der SD755 Sensor auf, jedoch ist darin kein MEMS Beschleunigungssensor eingebaut.

#### 5.4.3 Proto-Flight-Modelle (PFM)

Insgesamt wurden vier flugtaugliche Einheiten hergestellt. Das Platinenmaterial für die Hardware besteht aus Polyamid. Es wird bei einem externen Hersteller nach den gültigen Normen für weltraumqualifizierte Hardware gefertigt. Für die Bestückung stehen qualifizierte Bauteile zur Verfügung. Die Bestückung wurde von EADS Astrium vorgenommen und nach den geltenden Richtlinien durchgeführt. Um die Elektronik gegen Beschädigungen durch Vibrationen zu schützen, werden alle größeren Bauteile mit Kleber fixiert, wobei ein spezieller weltraumtauglicher und ausgasungsfester Kleber zum Einsatz kommt. Nach der Bestückung kann eine Schutzbeschichtung aus Parylene aufgebracht werden. Dabei handelt es sich um eine einige  $\mu\text{m}$  dicke Kunststoffschicht, die aus der Gasphase aufgedampft wird und einen geschlossenen Film auf der gesamten Elektronikoberfläche bildet.

Nach der Bestückung der Platinen wurde bei allen 4 Platinen (Abbildung 5-5 oben) ein Funktionstest durchgeführt. Dieser Test war für alle Platinen erfolgreich.

Anschließend wurden die Platinen bei Astrium fachgerecht in das Gehäuse eingebaut und verschlossen.

Die Gehäuse wurden an der Oberfläche gelb-chromatiert. In dieser Form können sie bereits im Orbit eingesetzt werden. Zusätzlich besteht durch diese Grundlage die Möglichkeit, nachträglich eine andere Beschichtung aufzubringen, falls dies von einer speziellen Mission gefordert wird. Da das Aluminium zu weich ist, werden für die Gewinde Helicoils eingeschraubt.



Abbildung 5-5: Proto-Flight Module



## **6 Testplan zur Verifikation**

### **6.1 Verifizierungsgrundlage**

Während alle Tests, die früher im Projekt durchgeführt wurden, auf die Entwicklung von einzelnen Hardwarekomponenten abzielten, sind die im Folgenden dargestellten Tests auf der Systemebene des Experimentes angesiedelt. Die im Rahmen des Testplans durchgeführten Tests müssen dabei zeigen, dass das Experiment alle im Missionsbetrieb auftretenden Belastungen mit größtmöglicher Wahrscheinlichkeit überleben wird. Deshalb muss bei der Auswahl der verwendeten Verifikationsmethoden darauf geachtet werden, dass diese auch ein akzeptables Vertrauensniveau an die Gültigkeit der Ergebnisse liefern. Testaufbauten, die hohe Risiken für das Personal oder andere Wertträger darstellen, sollen nur dann verwendet werden, wenn alternative Ansätze ausgeschlossen sind. Auch die technische Realisierbarkeit ist ein wichtiger Gesichtspunkt, dem Beachtung geschenkt werden muss, um die Durchführung der Verifikation im Rahmen des verfügbaren Projektbudgets und innerhalb des vorgesehenen Zeitplans zu ermöglichen. In diesem Zusammenhang ist auch die bereits bestehende Qualifizierung des Sensors im Automotiv-Bereich mit einzubeziehen.

Die Testkampagne wird in Anlehnung an die ECSS Normen aufgebaut. Diese Standards werden von der ESA und dem DLR verwendet und legen die Vorgehensgrundlagen im Bereich des Projektmanagements, der Entwicklung und der Qualitätssicherung für Weltraumanwendungen fest. Speziell sind in diesem Zusammenhang die Normen ECSS-E-10-03A [16] für das Testen von Hardware und ECSS-E-10-02A [15] für die Verifizierung zu nennen. Geringfügige Anpassungen der Testanforderungen können im Rahmen dieser Verifizierung dann toleriert werden, wenn sie den Verifizierungsprozess entscheidend vereinfachen und mit der im vorherigen Absatz genannten Testphilosophie übereinstimmen. Auch die Tatsache, dass zum Zeitpunkt der Testplanausarbeitung noch keine Mitfluggelegenheit auf einem Satelliten besteht, fließt in den Testplan ein. Tests, die nur in speziellen Missionsszenarien gefordert sind, werden aus Kostengründen vorerst zurückgestellt und müssen im Bedarfsfall später nachgeholt werden.

Zeitlich kann der im Folgenden benutzte Verifikationsprozess in zwei Verifikationsstufen unterteilt werden. Die Unterschiede und Kernpunkte dieser Stufen werden hier kurz dargestellt:

### **Qualifikations-Stufe:**

In dieser Stufe der Verifizierung muss das zugrunde liegende Design zeigen, dass es in der Lage ist, die gestellten Anforderungen zu erfüllen und genügend Sicherheitsreserven bereitstellt. Es ist die Verifikationsstufe, deren Tests im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt werden

### **Abnahme-Stufe:**

Hier ist bereits echte Flughardware im Einsatz. Zu diesem Zeitpunkt wird davon ausgegangen, dass keine Designfehler mehr vorhanden sind. In dieser Stufe muss die Hardware zeigen, dass sie fehlerfrei gefertigt und integriert wurde und bereit für den nachfolgenden Einsatz im Orbit ist.

Als Verifikationsmethode wird hauptsächlich der Test benutzt. Nach den ECSS Normen ist das die bevorzugte Methode mit dem kleinsten Risiko und beinhaltet die Kontrolle der Anforderungen durch Messung der Experimentfunktionalität und Leistung in unterschiedlichen simulierten Umweltumgebungen. Darüber hinaus sind Sichtprüfungen standardmäßig vor und nach jedem Test eingeplant. Diese lassen sich leicht durchführen und es besteht eine große Wahrscheinlichkeit, Fehler schon frühzeitig im Verifikationsprozess zu erkennen. Analysen werden hier nicht angewendet, da aufgrund der vielen unbekanntenen Faktoren im System keine aussagekräftige Bewertung getroffen werden könnte.

## **6.2 Testplan**

### **6.2.1 Anforderungen an die Tests**

Die Testanforderungen unterscheiden sich auf den verschiedenen Verifikationsstufen hinsichtlich des Vorgehens, des Umfangs der Dokumentation und den Testlevels. Tabelle 6-1 gibt eine kompakte Übersicht über die Unterschiede.

Tabelle 6-1: Anforderungen der Tests auf den verschiedenen Verifikationsstufen

	Entwicklungstests	Qualifikations-Tests	Abnahme-Tests
<b>Ziel des Tests</b>	Machbarkeitsstudie und Entwicklungshilfe	Bestätigung der Funktionalität des Design	Fehler finden; Bestätigung der Funktionalität innerhalb der spezifizierten Parameter
<b>Testobjekt</b>	Keine besonderen Anforderungen	Design, Konstruktion und Fertigung wie Endprodukt. Unbedeutende Änderungen erlaubt	Test aller Produkte der endgültigen Flughardware. Strikte Einhaltung der Testvorschriften
<b>Vorgehensweise</b>	Improvisation oder Testplan	Nach Testplan	Nach Testplan
<b>Dokumentation</b>	Ergebnisdokumentation	Umfangreiche Dokumentation (Zeiten, Arbeitsschritte, Ergebnisse Testhardware, Messdaten Test Equipment, Aufgetretene Störungen und Ausnahmen)	Umfangreiche Dokumentation (Zeiten, Arbeitsschritte, Ergebnisse Testhardware, Messdaten Test Equipment, Aufgetretene Störungen und Ausnahmen)
<b>Umweltsimulation</b>	Nach Bedarf	Härter als maximaler Einfluss während dem Lebenszyklus; Auch bis Zerstörung möglich	Simulation der Fluglevels. Keine Überschreitung der Sicherheitstoleranzen
<b>Testwiederholungen</b>	Nach Bedarf	Nach Fehler: Design Änderung und Testwiederholung	- Nach Fehler: Fehlerbehebung und Wiederholung der Testsequenz - Nach der Überschreitung der spezifizierten Lagerungszeit

### 6.2.2 Testreihenfolge

Die ECSS-E-10-03A Norm unterteilt die Hardwarekomponenten eines Weltraumsystems in verschiedene Kategorien. In jeder Kategorie ist für einen Teil der Standardtests die Durchführung gefordert, während der Rest optional ist oder nicht benötigt wird. Die Experimenthardware fällt in die Kategorie „Elektronik und Elektrische Geräte“. Der in Anlehnung an die Norm erarbeitete Testplan ist in Abbildung 6-1 zu sehen. Eine detaillierte Beschreibung der einzelnen Testspezifikationen ist ab Kapitel 6.3 zu finden.

Der Testplan gliedert sich in vier Hauptlinien auf. Am Beginn und am Ende ist eine vollständige Charakterisierung der Sensoren durch umfangreiche Funktionstests geplant. Für die Qualifikationstests stehen 28 Einheiten zur Verfügung. Als Hardware kommen die in Kapitel 5.4.2 vorgestellten Qualifikationsmodelle zum Einsatz. Aufbauspezifische Besonderheiten, die bei den einzelnen Tests erforderlich werden, sind in den dazugehörigen Testplänen enthalten. Für die Acceptance Tests werden vier Protoflight Modelle verwendet, wie sie in Kapitel 5.4.3 beschrieben sind. Diese Einheiten werden nach dem Durchlaufen des unten gezeigten Testplans zur Flughardware.

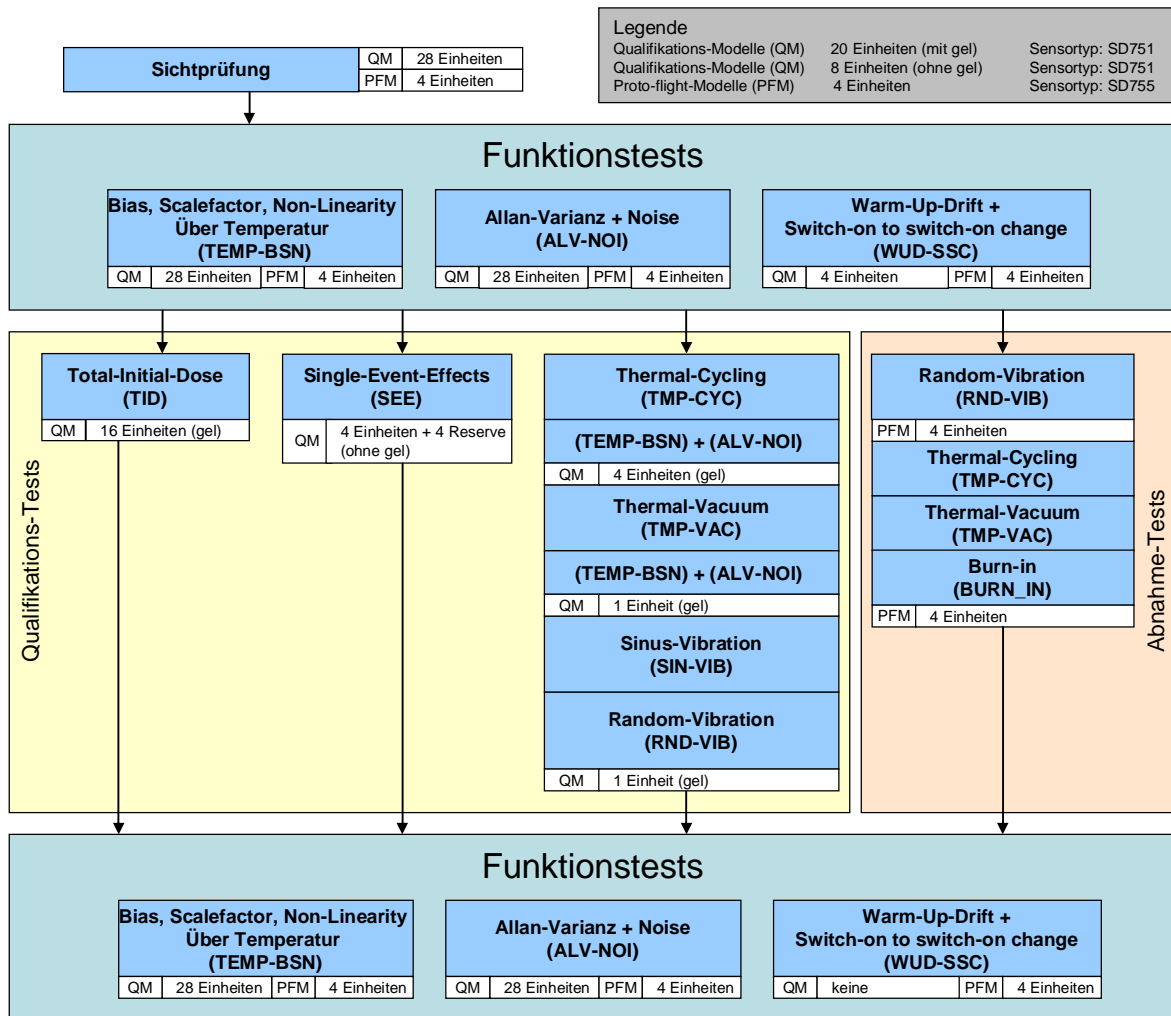


Abbildung 6-1: Testübersicht und Testreihenfolge

### 6.2.3 Abgesetzte Tests

Um den Verifikationsumfang zu minimieren, werden einige Tests nicht durchgeführt. Tabelle 6-2 listet diese auf und gibt eine Übersicht der Argumente, die zu den Entscheidungen geführt haben.

Tabelle 6-2: Auflistung der abgesetzten Tests

Test	Durchführung laut ECSS-E-10-03A Norm	Begründung
Dichtigkeit und Druck	Nicht gefordert	Experiment ist nicht versiegelt Es sind keine bedruckten Elemente vorhanden
Akustik	Nicht gefordert	Test ist bei elektronischen Geräten nicht gefordert Kleine Gehäuseabmaße. Stabile Bauweise
Corona and Lichtbogen	Nicht gefordert	Experiment ist während des Aufstiegs ausgeschaltet
Mikrogravitation / Hörbarer Lärm	Nicht gefordert	Keine beweglichen Teile Ein Einsatz auf einem Träger der eine Mikrogravitationsumgebung fordert, ist für das Experiment nicht sinnvoll.
Konstante Beschleunigung und Schock	Optional	Alle Elemente auf der Platine vor Schock gefedert Sensor bereits beim Hersteller auf Schock getestet
Lebenszeit	Optional	Alle einzelnen Bauteile werden bei den Herstellern getestet Einsatzzeit im Orbit nur einige Monate
Luftfeuchtigkeit	Optional	Gehäuse ist geschlossen Es sind keine hohen Spannungen vorhanden
EMC / ESD	Test gefordert Durchführung wenn von Satellitenbetreiber gefordert	Keine hohen Frequenzen im Experiment vorhanden Keine großen Leistungen im Experiment vorhanden Elektronik ist im geschlossenen Alu Gehäuse geschirmt
Ausgasen Plastikgehäuse des Sensors	Nicht im Testplan enthalten Durchführung wenn von Satellitenbetreiber gefordert	Plastikbauteil innerhalb des geschlossenen Alu Gehäuses Komplette Elektronik mit Parylene beschichtet

### 6.3 Funktions- und Performance-Tests

#### 6.3.1 Testspezifikation Allan-Varianz und Noise (ALV-NOI)

##### 6.3.1.1 Testbeschreibung

Ziel dieses Tests ist es, die Rausch- und Driftparameter des Sensors bei Raumtemperatur zu bestimmen. Diese Werte können aus dem Ausgangssignal über der Zeit bestimmt werden. Die Thematik wird in Kapitel 3.1 und 3.2 genauer erläutert.

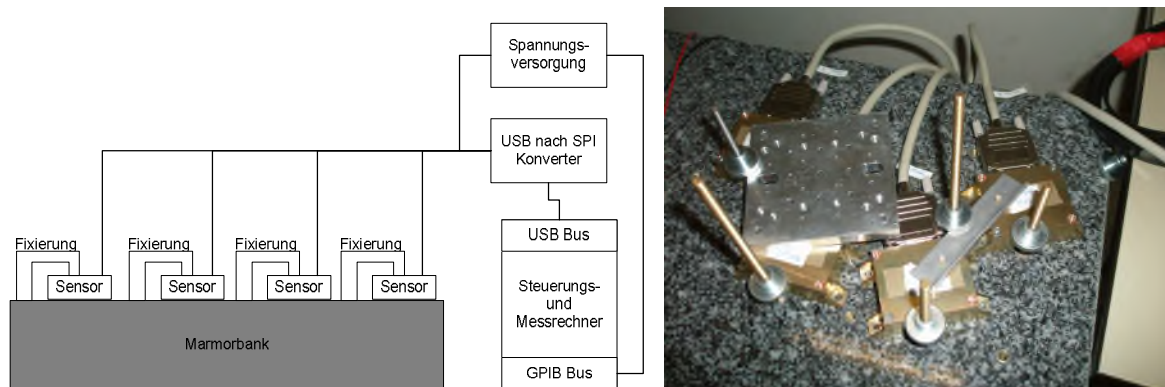


Abbildung 6-2: Aufbau des Allan-Varianz-und-Noise-Test

Abbildung 6-2 zeigt den Testaufbau. Die Sensoren im Experimentgehäuse werden fest auf eine Marmorbank geklemmt. Durch die große Masse der Unterlage wird die Übertragung von Erschütterungen der Umgebung auf den Sensor reduziert. Die Messung wird ohne Klimakontrolle bei Raumtemperatur durchgeführt. Um sicherzustellen, dass die Temperatur nicht zu stark schwankt, wird die Sensortemperatur während dem Test mitgespeichert.

Damit die Sensoren einen konstanten Betriebszustand erreichen, werden sie mindestens eine halbe Stunde vor Beginn der Messung eingeschaltet. Bei der Rauschmessung werden die Sensoren einzeln über einen kurzen Zeitraum mit der maximalen Samplingrate ausgelesen. Dadurch kann bei der Auswertung auch die Filtercharakteristik aus der Leitungsspektraldichte gewonnen werden. Bei der Allan-Varianz Messung wird der Sensorausgang über einen Zeitraum von mehreren Stunden aufgezeichnet, wobei alle vier Sensoren gleichzeitig gemessen werden, um die Testzeit kurz zu halten.

### 6.3.1.2 Testbedingungen

Tabelle 6-3: Testbedingungen Allan-Varianz-und-Noise-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: alle 28 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan)
Versorgungsspannung Platine	7V
Umgebungsbedingungen	Auf optischer Bank fixiert Raumtemperatur
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y (nur Sensortyp SD755)
Rauschmessung	Über 130000 Samples. Sensoren einzeln messen. Maximale Samplingfrequenz (ungefähr 800Hz)
Allan Varianz	15 Stunden oder länger Samplingfrequenz ungefähr 100Hz. Mittelung über 5 Samples
Gesamte Testdauer	16 Stunden für 4 Sensoren

### 6.3.2 Testspezifikation Bias, Scalefactor und Non-Linearity über Temperatur (TEMP-BSN)

#### 6.3.2.1 Testbeschreibung

Mit diesem Test wird das Verhalten des Sensorausgangs über dem Temperaturbereich bestimmt. Abbildung 6-3 zeigt den schematischen Testaufbau. Der Ausgang des Sensors wird bei diesem Test in Bezug auf die Eingangsgröße gemessen. Diese wird durch einen Drehtisch erzeugt. Durch die Vorgabe einer konstan-

ten Winkelgeschwindigkeit kann der Sensor mit einer Drehrate beaufschlagt werden. Beschleunigungen können durch die Positionierung mit verschiedenen Winkeln in Bezug auf den Vektor der Erdbeschleunigung bis zu den Levels  $\pm 1g$  simuliert werden. Zur Simulation der Umgebungstemperatur steht ein Klimaschrank zur Verfügung, der den gesamten Drehtischaufbau umschließt.

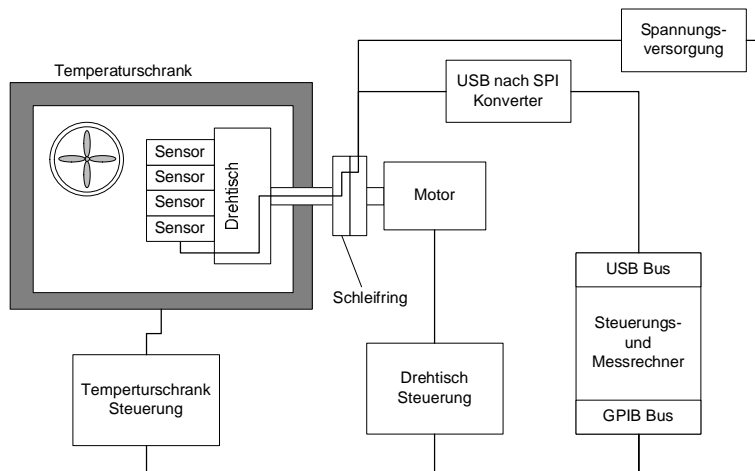


Abbildung 6-3: Schematischer Aufbau der Klimakammer mit Drehtisch

Die Aufzeichnung des Sensorsignals erfolgt an mehreren Punkten über den gesamten Eingangsbereich des Sensors, wobei die Eingangsgröße schrittweise verändert wird. Aus den gewonnenen Daten können der Bias, der Skalenfaktor und die Nichtlinearität errechnet werden. Dieser Messvorgang am Sensor wird bei unterschiedlichen Betriebstemperaturen über den gesamten spezifizierten Temperaturbereich des Sensors wiederholt. Aus der grafischen Darstellung der Sensorparameter über den Temperaturbereich können die Driftparameter des Sensors gewonnen werden.

### 6.3.2.2 Testapparatur

Der Aufbau der Testapparatur ist in Abbildung 6-4 zu sehen. Das linke Bild zeigt die Temperaturkammer. Der Drehtisch ist an der Außenseite befestigt und über eine Lagerung in der Kammerwand mit der Montageplatte für die Sensoren verbunden. Die Sensoren sind auf dem Drehtisch festgeklemmt und durch einen Anschlag zur Drehachse ausgerichtet. Die elektrische Verbindung erfolgt über eine Drehdurchführung. Das gesamte System wird über ein GPIB Bus vom Steuerungsrechner kontrolliert.



Abbildung 6-4: Bild der Temperaturkammer mit Drehtisch

### 6.3.2.3 Testbedingungen

Tabelle 6-4: Testbedingungen TEMP-BSN-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: alle 28 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan)
Versorgungsspannung Platine	7V
Umgebungsbedingungen	In der Klimakammer auf dem Drehtisch montiert
Gesamte Testdauer	32 Stunden für 4 Sensoren

Die Temperaturlevels werden wie in Tabelle 6-5 angegeben eingestellt:

Tabelle 6-5: Temperaturlevels TEMP-BSN-Test

Parameter	Min.	Max.	Schritt	Wartezeit	Zyklen
Temperatur Levels	-30°C	70°C	10°C	30 min auf jedem Level vor den Messungen	Mindestens 3 Zyklen auf und ab (Start bei 20°C)

Die Einstellung der Eingangsgrößen muss wie in der folgenden Tabelle angegeben vorgenommen werden:



Tabelle 6-6: Eingangsgrößen TEMP-BSN-Test

Parameter	Gyro	Beschleunigungsmesser (nur Sensortyp SD755)
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x	Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y
Min Input Level	-120 °/s	0°
Max Input Level	+120 °/s	360°
Schrittgröße	10 °/s	10°
Zyklen	1 Zyklus von min. nach max.	1 Zyklus von min. nach max.
Anzahl der Messungen	1 auf jedem Inputlevel 10 zusätzliche bei 0°/s	1 auf jedem Inputlevel 10 zusätzliche bei 0g Eingangsgröße
Mittelung	Über 5 Sekunden (1000 Samples)	Über 5 Sekunden (1000 Samples)

### 6.3.3 Testspezifikation Einschalt drift und Einschaltwiederholbarkeit (WUD-SSC)

#### 6.3.3.1 Testbeschreibung

Mit diesem Test wird das Verhalten des Sensorausgangs in der Aufwärmphase nach dem Einschalten bewertet. Der Messaufbau entspricht dem des Allan-Varianz and Noise Tests und wird in Abbildung 6-2 gezeigt. Die Messung des Sensorausgangs findet bei Raumtemperatur statt. Die Sensoren werden abwechselnd ein- und ausgeschaltet. Der Zeitraum zwischen dem Schalten wird dabei so groß gewählt, dass der gesamte Einschwingvorgang in den stationären Betriebszustand beobachtet werden kann. Um den Trend über die Zeit zu messen, wird der Vorgang über einen längeren Zeitraum wiederholt.

#### 6.3.3.2 Testbedingungen

Tabelle 6-7: Testbedingungen WUD-SSC-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: alle 28 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten (mehrmaliges Vermessen / siehe Testplan)
Versorgungsspannung Platine	7V
Umgebungsbedingungen	Auf optischer Bank fixiert Raumtemperatur
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y (nur Sensortyp SD755)
Mittelung	Jeweils Über 1000 Samples
Zeit	30 min eingeschaltet und 30 min ausgeschaltet
Zyklen	Zyklen über mindestens 48 Stunden

## **6.4 Strahlungstests**

### **6.4.1 Testspezifikation Total-Ionising-Dose-Test (TID)**

#### **6.4.1.1 Testübersicht**

##### **Testbeschreibung**

Der Total-Dose Test dient dazu, die Strahlungsfestigkeit der Sensoren zu bestimmen. Eine kompakte Übersicht über dieses Thema kann in Kapitel 3.3.1 nachgelesen werden. Die Durchführung des Total-Dose Test wird nach der ESCC22900 Norm [35] vorgenommen. Bei dem Test werden die Sensoren einer konstanten Rate an Gamma Strahlung ausgesetzt. Erzeugt wird diese Strahlung von einer Kobalt-60 Quelle, die sehr ähnliche Degradationsphänomene wie die Strahlung im Orbit hervorruft. Um die Testzeit zu verkürzen, ist die Strahlungsrate dabei aber höher als im Orbit. Durch eine temperaturgestützte Alterung nach dem Test wird eine längere Bestrahlung mit einer niedrigeren Rate simuliert.

Die Entscheidung über die Auswahl der Strahlungsrate ist ein wichtiger Punkt. Bei komplexen Bauteilen wie einem MEMS-Sensor, der sowohl mechanische Komponenten als auch analoge und digitale Bauelemente enthält, kommen sehr unterschiedliche Degradationsprozesse zum Tragen. Es hat sich gezeigt, dass Bauteile, die in einer bipolaren Technologie aufgebaut sind, am anfälligsten gegen sehr geringe Strahlungsraten sind, während CMOS-Bauteile stärker bei höheren Raten verschleifen. Die Sensorelektronik ist in einem BCD6-Prozess gefertigt. Dadurch enthält der Chip Bipolar- und CMOS-Technologie. Das Verhalten von MEMS Elementen unter Strahlungseinfluß ist wegen der Neuheit der Technologie noch unzureichend untersucht. Aus diesem Grund werden zurzeit von der ESA spezielle Testvorschriften erarbeitet, die aber zum Zeitpunkt der Testplanung noch nicht zur Verfügung standen. Zurzeit wird davon ausgegangen, dass Aufladungsmechanismen innerhalb von Isolatoren in den MEMS-Elementen den Haupteinfluss der Strahlungsauswirkungen ausmachen. Diese Effekte sind bei höheren Bestrahlungsraten größer. Als Testoptionen stehen eine High-Dose-Quelle mit 18kRad/h oder eine Low-Dose-Quelle mit 360rad/h zur Verfügung. Frühere Exemplare der

Sensoren wurden schon einmal mit einer hohen Rate getestet. Daher wird bei diesem Test die niedrigere Rate gewählt.

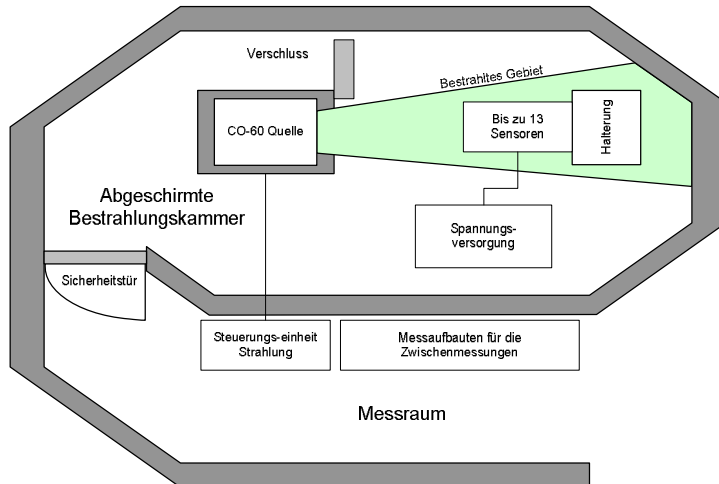


Abbildung 6-5: Anlage zur Bestrahlung der Sensoren

Um Kosten zu sparen, wird die Bestrahlung in Kooperation mit EADS Astrium durchgeführt. Deren Bauteile werden bei dem Test über einen Zeitraum von knapp zwei Wochen mit einer Gesamtdosis von 100kRad bestrahlt. Es ist nicht vorgeschrieben, dass die Sensoren zwangsläufig auch diesen Level erreichen müssen. Stattdessen soll die maximale Dosis herausgefunden werden, bei der die Sensoren noch funktionieren. Da es sich um kommerzielle Bauteile handelt, bei denen keine speziellen Strahlungsmaßnahmen integriert sind, ist zu erwarten, dass die Sensoren innerhalb der 100kRad Grenze versagen. Um nach der Bestrahlung ein aussagekräftiges Ergebnis über die maximale Strahlungstoleranz zu erhalten, ist es wichtig, dass die Sensoren während der Bestrahlung nicht zerstört werden. Sollte ein Sensor Anzeichen größerer Veränderungen zeigen, so wird dieser frühzeitig aus dem Test entnommen, damit er für eine ausführliche Vermessung nach der Bestrahlung zur Verfügung steht. Darüber hinaus werden einige der Sensoren bei niedrigeren Gesamtdosen entnommen, um von verschiedenen Strahlungsniveaus Einheiten für die ausführliche Vermessung zu erhalten.

Abbildung 6-6 zeigt die Montagehalterung der Sensoren. Der bestrahlte Bereich hat eine Fläche von 50x50cm. Allerdings kann die Dosis nahe an den Randgebieten leicht vom vorgegebenen Wert abweichen. Ein Teil der Fläche wird von Astrium belegt, so dass bei einem Sicherheitsabstand von 5cm zum Rand für die Experimente noch eine nutzbare Fläche von 40cm x 13cm übrig bleibt. Auf dieser Flä-

che können bis zu 13 Sensoren gleichzeitig untergebracht werden. Um alle 16 geplanten Einheiten zu testen, müssen Sensoren während des Tests ausgetauscht werden. Dieses Vorgehen ist möglich, da nicht alle Sensoren über die gesamte Testzeit im Strahl verbleiben. Zur Fixierung sind die Platinen auf einen Adapter geschraubt und können dadurch leicht ausgetauscht werden. Da in der Kammer während der Bestrahlung eine relativ starke elektrostatische Aufladung stattfindet, werden alle schwebenden Leiterinseln geerdet. Die Drehrate der Sensoren liegt während der Bestrahlung bei 0°/s und die Umgebungstemperatur bei Raumtemperatur.

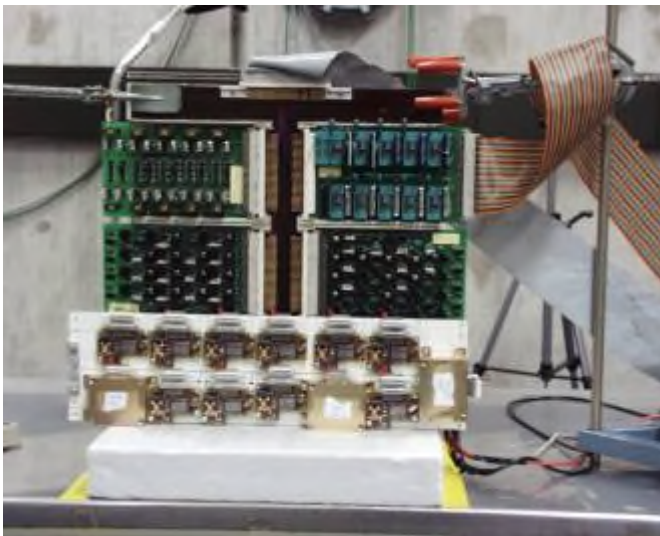


Abbildung 6-6: Montierte Sensoren im Strahl (Sensor Einheiten auf der unteren Platte)

Da die Platinen bei den Testexemplaren noch nicht mit raumfahrtqualifizierten Bauteilen bestückt sind, müssen einige Anpassungen vorgenommen werden. Der Linearregler IC1 wird vor Beginn der Bestrahlung entfernt und überbrückt. Die Versorgung der Platine geschieht direkt über ein externes 5V Labornetzteil. Die Kondensatoren am Linearregler verbleiben auf der Platine, um die Betriebsspannung zu glätten. Dies ist für einen fehlerfreien Betrieb unerlässlich. Es ist unwahrscheinlich, dass die Kondensatoren während der Bestrahlung einen Einfluss zeigen. Auch die Latchup-Schutzschaltung wird entfernt und mit einem 0Ohm Widerstand überbrückt.

Bei der Bestrahlung von Bauteilen kann es einen großen Unterschied machen, ob diese unter Spannung stehen oder nicht. In einigen Fällen zeigen die ausgeschalteten Bauteile weniger Verschleiß. Es kann aber auch vorkommen, dass die Strah-

lungsauswirkungen deutlich stärker sind. Um dieses Verhalten zu testen, werden sowohl eingeschaltete als auch ausgeschaltete Sensoren bestrahlt. Die Versorgungseingänge der ausgeschalteten Module sind dabei während des Tests kurzgeschlossen. Dies erfolgt über einen speziellen Stecker an der Platine, damit die Module schnell für die Messungen vorbereitet werden können. Bei dem Total-Dose-Test kann der weitere Effekt auftreten, dass niederenergetische Streustrahlung von den Wänden Einfluss auf den Degradationsprozess des Sensors hat. Um diesen Effekt auszuschließen, können einige Kontrolleinheiten mit einer dünnen Schicht aus Aluminium oder Blei umgeben werden. Diese Abschirmung wird mit dem Gehäuse des Experiments realisiert.

Während der Bestrahlung treten zeitabhängige Effekte auf. Die Auswirkungen verschlimmern sich mit ansteigender Dosis und nehmen nach der Bestrahlung wieder ab. Eine direkte Messung an den Sensoren ist während der Bestrahlung nicht möglich. Stattdessen werden die Sensoren an mehreren Punkten über der geplanten Dosis vermessen. Die geplanten Messungen sollen bei 0k, 10k, 20k, 50k, 75k und 100k durchgeführt werden. Diese Levels können sich leicht verschieben, da Messungen an arbeitsfreien Tagen und in der Nacht vermieden werden. Zusätzliche Messungen werden kurzfristig eingeplant, wenn die Sensoren frühzeitig deutliche Effekte zeigen.

Zur Durchführung der Zwischenmessungen wird die Bestrahlung kurz unterbrochen. Die Dauer dieser Unterbrechung darf zwei Stunden nicht überschreiten, da sonst davon ausgegangen werden muss, dass deutliche Erholungseffekte auftreten. Mit Ab- und Wiederaufbau in der Strahlungskammer bleibt damit noch etwa eine Stunde, um die Sensoren zu testen. An jedem Sensor wird ein kurzer Funktionstest durchgeführt, wobei das Ausgangssignal analysiert und auf ein auffälliges Verhalten überprüft wird. Mit einem kurzen Drehratentest per Hand wird getestet, ob der Ausgang der Sensoren noch reagiert. Dann erfolgt eine Aufzeichnung des Sensorsignals, um später eine Auswertung des Rauschverhaltens durchführen zu können. Zusätzlich werden der Versorgungsstrom sowie mögliche Fehlercodes dokumentiert. Da die Auswirkungen der Strahlung nicht vorhergesagt werden können, muss damit gerechnet werden, dass es während des Tests nötig wird zu improvisieren. Die Entscheidung des Austausches von Sensoren muss kurzfristig

getroffen werden. Für den Fall, dass andere Komplikationen auftreten, ist es nötig, eine komplette Werkzeug- und Lötausrüstung mitzuführen.

Alle Sensoren werden nach der Bestrahlung für 24 Stunden bei Raumtemperatur unter Spannung betrieben. Dazu muss der entfernte Spannungsregler IC1 wieder auf die Platine gelötet werden. Nach diesem Zeitraum wird der Sensor einem Funktionstest unterzogen und dann unter Spannung für eine Woche bei 100°C getempert. Anschließend erfolgt erneut ein kompletter Funktionstest und Charakterisierung.

### Testapparatur

Die Bestrahlung wird am Helmholtz Zentrum für Strahlenschutz in München Neuherberg durchgeführt. Es steht dort die ELDORADO CO-60 Quelle zur Verfügung. Das linke Bild in Abbildung 6-7 zeigt die Quelle in der Bestrahlungskammer sowie den fertigen Aufbau der Sensoren im Strahl. In einem abgeschirmten Vorraum sind Plätze für die Durchführung der Messungen und Umbauten vorhanden.

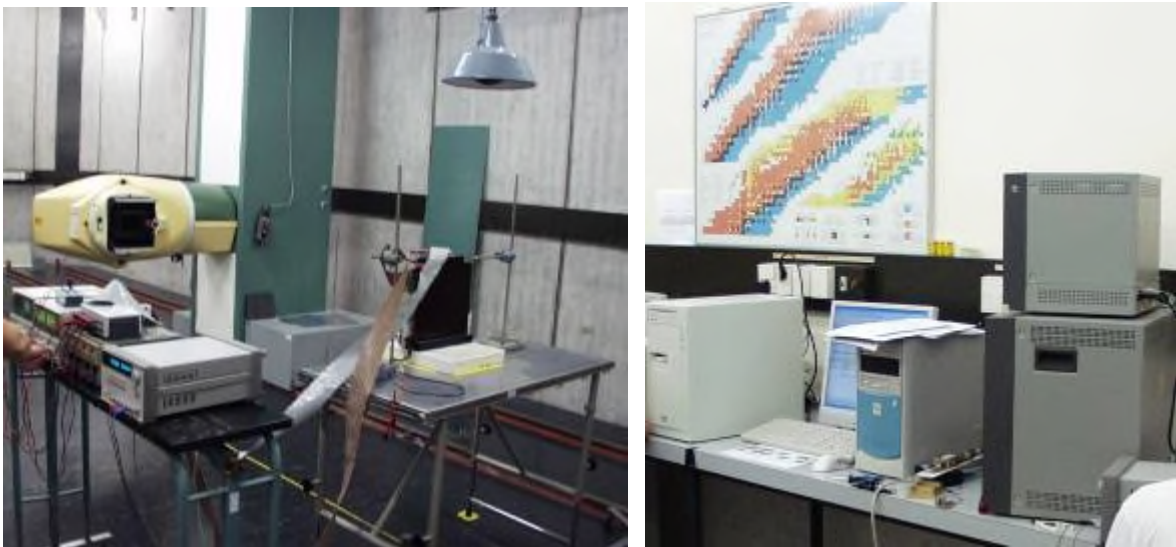


Abbildung 6-7: ELDORADO Low-Dose-Quelle und Vorraum mit den Messaufbauten

Der Abstand zur Quelle ist so gewählt, dass auf der Sensorebene die Strahlungsrate von 360rad/h herrscht. Dieser Wert wird vor Beginn des Tests gemessen. Die Dosismessung während der Bestrahlung wird nur über die bekannte Rate der Quelle und die Zeit durchgeführt. Die Stromaufnahme der Sensoren wird direkt auf

der Anzeige des Netzgerätes abgelesen. Die Genauigkeit von 1mA ist dafür ausreichend.

### 6.4.1.2 Testbedingungen

Tabelle 6-8: Testbedingungen TID-Test

Parameter	Level
Testumfang	Nur Qualifikations-Modelle: 10 Einheiten (mit Gel) offen und eingeschaltet 3 Einheiten (mit Gel) im Gehäuse und eingeschaltet 3 Einheiten (mit Gel) offen und ausgeschaltet
Versorgungsspannung Platine	5V (da Linearregler entfernt)
Umgebungsbedingungen	Raumtemperatur
Dosis und Rate	bis maximal 100kRad bei 360 rad/h
Zwischenmessungen	0kRad, 10kRad, 20kRad, 50kRad, 75kRad und 100kRad
Gesamtdauer	12 Tage

Tabelle 6-9: Testbedingung einer Zwischenmessung im TID-Test

Parameter	Level
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x
Messungsumfang bei den Zwischenmessungen	Funktionstest durchführen Fehlercodes überprüfen Messung: Bias / Versorgungsstrom / Rauschmessung über 70000 Samples
Dauer	< 2 Stunden

## 6.4.2 Testspezifikation Single-Event-Effect-Test (SEE)

### 6.4.2.1 Testübersicht

#### Testbeschreibung

Mit diesem Test wird die Anfälligkeit des Sensors auf Single-Event-Effekte untersucht. Eine Darstellung der Grundlagen dieses Gebiets kann in Kapitel 3.3.1 nachgelesen werden. Bei dem Test sollen die Sensoren sowohl auf Single-Event-Upsets als auf Single-Event-Latchups untersucht werden. Zur Auslösung dieser Effekte muss lokal Energie in die elektrische Schaltung eingebracht werden. Dafür stehen zwei verschiedene Methoden zur Verfügung. Die Energie kann mit Hilfe eines Lasers oder durch den Beschuss mit schweren Ionen erzeugt werden.

Als Laser eignet sich ein YAG-Laser mit einer Wellenlänge von 1,06µm. Die Photonen haben dann genug Energie, um durch den Photoeffekt im Inneren des Halbleiters Elektronen auf das Valenzband anzuheben. Die Pulslängen liegen bei einigen 100ps bei einer maximalen Frequenz von 5kHz. Damit ist es möglich, alle in-

interessanten LETs bis zu Energien von  $90\text{MeV}/\text{mg}/\text{cm}^2$  zu simulieren. Die gewünschte Energie lässt sich dabei sehr genau einstellen, so dass sowohl Latchups als auch Upsets getestet werden können. Da der Laser auf sehr kleine Bereiche von  $1\mu\text{m}^2$  fokussiert werden kann, ist auch eine Untersuchung von regionalen Einflüssen möglich. Die elektrische Schaltung muss allerdings von der Substratseite bestrahlt werden, da ansonsten Metallisierungen zwischen der Oberfläche und der aktiven Region zu einer Abschwächung der Laserenergie führen, wodurch die Ergebnisse verfälscht werden. Da der Sensor nicht in Flip-Chip-Technik aufgebaut ist, muss das Gehäuse in diesem Fall von der Unterseite geöffnet werden, um zum ASIC zu gelangen. Bei dem verwendeten Plastikgehäuse kann dies durch Ätzen oder Fräsen erfolgen. Unter Umständen muss das Gehäuse vor der Bearbeitung für diesen Fall mit Kleber ausgegossen werden. Zusätzlich ist es erforderlich, eine neue Platine zu fertigen, weil sich in dieser ebenfalls ein Durchgang unter dem Sensorgehäuse befinden muss.

Ein großer Vorteil ist, dass für die Messung per Laser nur 1 bis 2 Chips nötig sind und diese auch bei einer längeren Testdauer nicht zerstört werden. Der Laser kann im Gegensatz zu der stochastischen Verteilung der Ionen exakt kontrolliert werden, wodurch deterministische Aussagen über das Verhalten des Chips gewonnen werden können. Eine Mittelung der Einwirkungen über mehrere Chips ist nicht mehr nötig. Bei der Umrechnung der Laserenergie in den äquivalenten LET wird allerdings eine Kalibrierung benötigt, wobei diese Umrechnung bei ICs auch einen nichtlinearen Zusammenhang aufweisen kann. Die bei dem Lasertest gewonnenen Ergebnisse sind so aussagekräftig wie ein klassischer Strahlungstest. Zur Gewinnung ähnlicher Aussagen mit einem Ionenstrahl muss ein sehr teurer  $\mu$ -Beam verwendet werden, der allerdings keine so großen Energien liefern kann. Wegen der Neuheit der Technologie reicht ein Lasertest jedoch zurzeit noch nicht für eine Qualifizierung nach ESA Norm aus.

Nach einer Absprache mit dem Auftraggeber wurde entschieden, für den Test doch einen herkömmlichen Ionenstrahl zu verwenden. Der Test wird an der Heavy-Ion-Irradiation-Facility [36] durchgeführt. Auch bei Ionen besteht das Problem, dass diese nicht sehr tief ins Material eindringen können. Zur Bestrahlung des ASIC werden daher spezielle Sensoren verwendet, bei denen der Deckel entfernt wird. Darüber hinaus sind diese Einheiten im Inneren des Open-Cavity-Gehäuses



nicht mit Gel aufgefüllt. Abbildung 5-1 zeigt diesen Aufbau. Wegen der freiliegenden Elektronik müssen die Sensoren während der Testprozedur vor Licht abgeschirmt werden, um Störeinflüsse auszuschließen. Bei dem im Inneren des Gehäuses untergebrachten MEMS-Element besteht das Problem, dass dieses einen eigenen, relativ dicken Deckel hat, den die Ionen nicht durchdringen können. Dieser kann nicht entfernt werden, ohne dass das System funktionsuntüchtig wird. Es wird aber sowieso nicht davon ausgegangen, dass das die MEMS-Element Single Event Effekte zeigen würde.

Zur Erzeugung von verschiedenen Energien sind unterschiedliche Ionen nötig. Die Anlage erzeugt einen Ionen Cocktail, der in einem Speicherring gehalten wird. Die Ionen müssen dabei ein sehr ähnliches Verhältnis von Masse zu Ladung aufweisen. Tabelle 6-10 zeigt die Zusammensetzung dieses Cocktails.

Tabelle 6-10: UCL High-Penetration-Ion-Cocktail

Ion-Spezies	Energy [MeV]	Range [ $\mu\text{m Si}$ ]	LET [MeV/mg/cm <sup>2</sup> ]
13 C 4+	131	266	1.2
22 Ne 7+	235	199	3.3
28 Si 8+	236	106	6.8
40 Ar 12+	372	119	10.1
58 Ni 17+	500	85	21.9
83 Kr 25+	756	92	32.4

Für die Bestrahlung wird die gewünschte Ionen-Spezies aus dem Ring geholt, wobei diese innerhalb des verwendeten Cocktails in einigen Minuten gewechselt werden kann. Zur Verfügung stehen 6 diskrete Energien von 1.2 bis 32.4 MeV/mg/cm<sup>2</sup>. Energien zwischen diesen Werten können durch eine Neigung des Experimentes gegen den Strahl erzeugt werden. Dadurch verlängert sich der Weg der Ionen durch die aktive Region und der effektive LET wird erhöht. Die Strahlendosis des Testobjekts muss während des gesamten Experiments überwacht werden. Wenn aufgrund einer hohen Dosis TID-Effekte auftreten, muss das Experiment ausgewechselt werden.

Abbildung 6-8 zeigt den schematischen Aufbau des Tests. Die Sensoren werden auf einer 25cm x 25cm großen Montageplatte fixiert. In der Kammer kann innerhalb von 10 Minuten ein Vakuum erzeugt werden, da der Ionenstrahl das Testobjekt sonst nicht erreichen kann. Zur Positionierung der Sensoren im Strahl kann

die Montageplatte in der Strahlebene verschoben werden, wobei der Bewegungsspielraum 260mm x 100mm beträgt. Für die Veränderung des LET ist ein Mechanismus zur Drehung der Platte um  $\pm 90^\circ$  gegen den Strahl vorhanden. Um die Drehachse durch die aktive Region im Chip zu legen, ist es möglich, die Montageplatte einige Zentimeter in der Strahlrichtung zu verschieben.

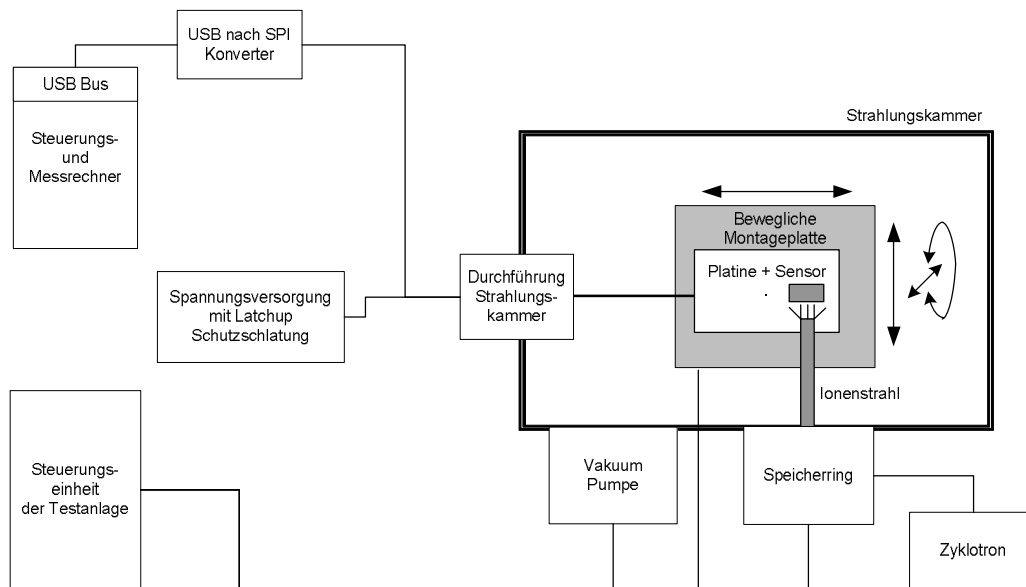


Abbildung 6-8: Schematischer Aufbau des Single-Event-Effekts-Test

Der zur Steuerung der Anlage benötigte Kontrollrechner wird vom Betreiber zur Verfügung gestellt. Die Versorgung der Sensoren wird von EADS Astrium über zwei spezielle Energiequellen gewährleistet, die im Falle eines auftretenden Latchups dafür sorgen, dass der Sensor nicht zerstört wird. Ein weiterer separater Computer wird dazu verwendet, die Sensoren während des Tests auszulesen.

Um die Sensoren für den Test vorzubereiten, ist eine Anpassung der Platine nötig. Damit die Schutzschaltung der Energieversorgung funktioniert, müssen der Linearregler IC1 und die dazugehörigen Filterkondensatoren sowie die Latchup-Schutzschaltung auf der Platine entfernt werden. Die Kondensatoren am Sensor sind für den Betrieb nötig und verbleiben auf der Platine. Sie haben eine Gesamtkapazität von ca. 300nF, was im Latchup-Fall nicht zu einer Zerstörung des Sensors führt. Beim Sensor muss der Deckel vorsichtig entfernt werden, da die Bonddrähte im Gehäuse sehr empfindlich sind. Nach dieser Prozedur wird ein Funktionstest des Sensors durchgeführt. Dabei ist Umgebungslicht zu vermeiden. Zusätzlich muss der Sensor vor Staub und Feuchtigkeit geschützt werden.

Der Latchup-Test und der Single-Event-Upset-Test werden gleichzeitig durchgeführt. Da die Anfälligkeit des Sensors vor dem Test nicht bekannt ist, soll zu Beginn möglichst schnell ein LET gefunden werden, bei dem Single-Event-Effekte auftreten. Wenn die Teilchenenergie und Rate groß genug sind, dann treten Effekte innerhalb von sehr kurzer Zeit nach dem Einschalten des Strahls auf. Deshalb wird der Test gleich bei mittleren Ionen Energien begonnen. Danach werden abwechselnd höhere und niedrigere Levels benutzt, um die Schwellenwerte und die Sättigungslevel für das Auftreten von SEE zu bestimmen. In der Regel sind Messungen bei fünf verschiedenen LET nötig, um die Kurven der kritischen Querschnitte zu erstellen. Der Teilchenfluss bei einer zugehörigen Ionen Energie muss so groß gewählt werden, dass in der Aufzeichnungszeit von maximal 10 Minuten genügend viele Ereignisse auftreten. Die Teilchenrate der Ionenquelle kann dazu von einigen bis zu  $1 \times 10^4$  Teilchen pro Sekunde eingestellt werden. Sollte bei einer Teilchenenergie kein Ereignis auftreten, dann wird nach  $10^7$  Ionen/cm<sup>2</sup> abgebrochen.

### **Latchup-Test**

Latchups treten im Normalfall bei höheren Energien der Ionen auf. Zur Berechnung der kritischen Querschnitte ist es nötig, die Zahl der Latchup Ereignisse pro Zeit zu zählen. Zusätzlich soll auch eine Übersicht gewonnen werden, welche Ströme der Sensor im Fall eines Latchup aufnimmt, soweit dies ohne Zerstörung möglich ist. Bei einem komplexen System wie dem MEMS-Sensor können im Inneren sehr unterschiedliche Latchup-Fälle auftreten, die von einer leichten Stromerhöhung bis zum kompletten Kurzschluss reichen. Diese Informationen werden später benötigt, um in der Flughardware die Schaltströme der Latchup Schutzschaltung einzustellen. Auch die Häufigkeit des Auftretens von Mikro-Latchups, die nur einen sehr geringen Stromanstieg bewirken, ist eine wichtige Größe, da diese später nicht von der Schutzschaltung erkannt werden.

### **Single-Event-Upset-Test**

Die Schwellenenergie, ab der es zu SEU kommt, liegt in der Regel tiefer als die der SEL. Die Kurve des kritischen Querschnitts kann entweder für alle auftretenden SEU gezeichnet werden oder es erfolgt eine Aufschlüsselung in einzelne Upset Arten, wobei sich dann für jeden Fall eine eigene Kurve ergibt. Um die Er-

eignisse zu erfassen, werden der Sensorausgang und die Fehlerregister des Sensors während der Bestrahlung ausgelesen. Auftretende Ereignisse werden zusammen mit der Zeitinformation für die spätere Auswertung abgespeichert. Die Zeitinformation ist nötig, um später die Einstellung des Ionenstrahles mit den Messdaten zu synchronisieren. Bei der Wahl der Teilchenrate der Ionen muss auch auf die Reaktionszeiten der Aufzeichnungshardware geachtet werden. Diese muss in der Lage sein, das System nach einem Fehler wieder in den normalen Betriebsmodus zu bringen, ohne dass in dieser Zeit bereits der nächste Fehler auftritt. Die Zeit, in der die Software nicht in der Lage ist, auftretende Fehler zu erkennen, darf bei der späteren Berechnung der Ereignisrate nicht miteinbezogen werden. Wenn ein Fehler dauerhaft bestehen bleibt oder das Experiment nicht mehr auf Anfragen am digitalen Interface reagiert, wird ein Reset des Sensors durchgeführt. Wechselt der Sensor auch dadurch nicht wieder in den normalen Betriebszustand, dann gibt die Software ein sichtbares Signal aus. Es wird manuell der Strom aus- und wieder eingeschaltet. Eine Beschreibung des Effekts muss in einem solchen Fall dokumentiert werden.

### **Testapparatur**

Die Heavy-Ion-Irradiation-Facility (HIF UCL) liegt in Belgien. Der Aufbau befindet sich in einer der Experimenthallen des Louvain-la-Neuve Zyklotrons (CYCLONE). Diese Anlage ist speziell für die Untersuchung von Single-Event-Effekten gebaut worden und wird von der ESA betrieben. Das linke Bild in Abbildung 6-9 zeigt die Bestrahlungskammer. Auf der rechten Seite ist der Montagerahmen zu sehen. Zur Beobachtung der Sensoren während der Bestrahlung ist eine Kamera im Inneren der Kammer vorhanden. Die Konfiguration des Strahls erfolgt über einen Steuerungsrechner, der alle Einstellungen der Anlage für die Auswertung abspeichert. Mit in der Kammer angebrachten Sensoren kann die Strahlungsintensität, Strahl-Homogenität sowie die Strahlungsdosis auf den Sensor aufgezeichnet werden.

Die Belegung der Anlage ist sehr hoch. Daher ist eine längere Planung mit dem Betreiber erforderlich.

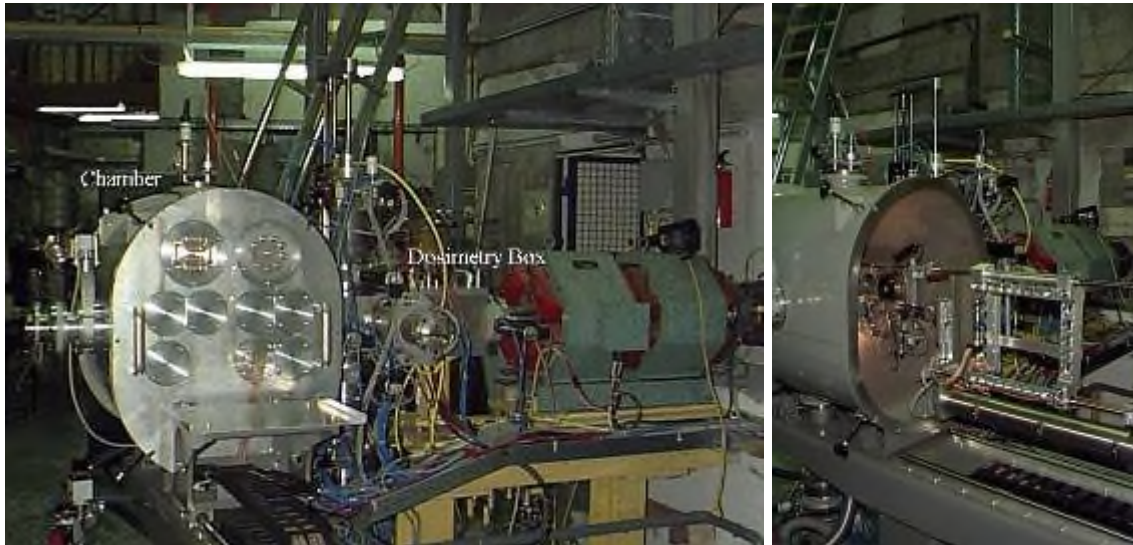


Abbildung 6-9: SEE Strahlungskammer (Bild Quelle: UCL)

#### 6.4.2.2 Testbedingungen

Tabelle 6-11: Testbedingungen Single-Event-Latchup-Test

Parameter	Level
Testumfang	Nur Qualifikations-Modelle: 4 Sensoren
Versorgungsspannung Platine	5V (da Linearregler IC1 überbrückt) von Spannungsversorgung mit Latchup-Schutz
Umgebungsbedingungen	Raumtemperatur
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 %/s) Name im Datenblatt: Rate2x

### 6.5 Thermaltests

#### 6.5.1 Testspezifikation Thermal-Cycling-Test (TEMP-CYC)

##### 6.5.1.1 Testübersicht

##### Testbeschreibung

Ziel dieses Tests ist es, die Funktionstüchtigkeit des Experimentes bei den maximal spezifizierten Temperaturen sowie schnellen Temperaturwechseln zu bestätigen. Zu diesem Zweck wird das Experiment in eine Klimakammer eingebaut. Abbildung 6-10 zeigt diesen Testaufbau. Die Temperatur wird durch die Umgebungsluft an der Oberfläche des Experiments vorgegeben. Um eine gleichmäßige Verteilung zu erreichen, wird die Luft von einem Ventilator durchgemischt. Zusätzlich wird die Kammer getrocknet, damit bei tiefen Temperaturen keine Kondensa-

tion von Wasser stattfindet. Die Umgebungstemperatur des Experiments wird während des gesamten Tests gemessen, um sicherzustellen, dass die maximalen und minimalen Qualifikationstemperaturen auch erreicht werden.

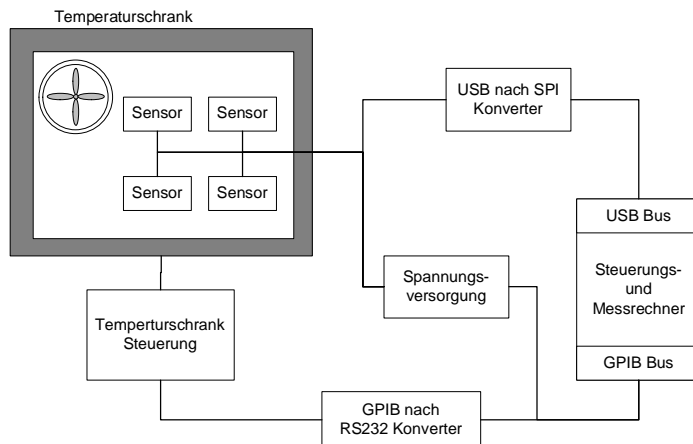


Abbildung 6-10: Schematischer Aufbau des Thermal-Cycling-Test

Bei der Wahl der Temperaturlevels gibt es zwei Ansätze. Ein großer Temperaturbereich erfordert zwar eine aufwändige Qualifikation, erleichtert aber später die Temperaturregelung im Missionseinsatz. Ein kleiner Temperaturbereich macht im Gegensatz später ein aufwändiges Thermalkontrollsystem erforderlich. Für die Qualifikation werden die Testlevels gewählt wie sie in der Norm ECSS-E-10-03 Appendix B.5 für Standard-Equipment vorgeschlagen werden:

- Qualifikations-Limits:  $-35^{\circ}\text{C}$  bis  $70^{\circ}\text{C}$
- Abnahme-Limits:  $-25^{\circ}\text{C}$  bis  $60^{\circ}\text{C}$
- Maximale Einschalttemperatur:  $-45^{\circ}$  bis  $80^{\circ}\text{C}$

Maximale Betriebstemperatur (ausgeschaltet):  $-40^{\circ}\text{C}$  bis  $80^{\circ}\text{C}$

Zur Vereinfachung der Testdurchführung wird für alle oben genannten Limits der ungünstigste Fall von  $-45^{\circ}\text{C}$  bis  $80^{\circ}\text{C}$  gewählt. Um Kontrollunsicherheiten auszuschließen, werden diese Levels noch einmal um  $5^{\circ}\text{C}$  erweitert. Abbildung 6-11 zeigt den geplanten Temperaturverlauf. Insgesamt werden acht komplette Zyklen gefahren. Beim ersten Zyklus ist das Experiment während der Temperaturrampen ausgeschaltet. Dafür wird das Experiment nach dem Erreichen der beiden Maxi-

maltemperaturen einem Einschalt-Test unterzogen. Für den Rest der Zyklen bleibt der Sensor eingeschaltet, wobei das Sensorsignal kontinuierlich ausgelesen wird.

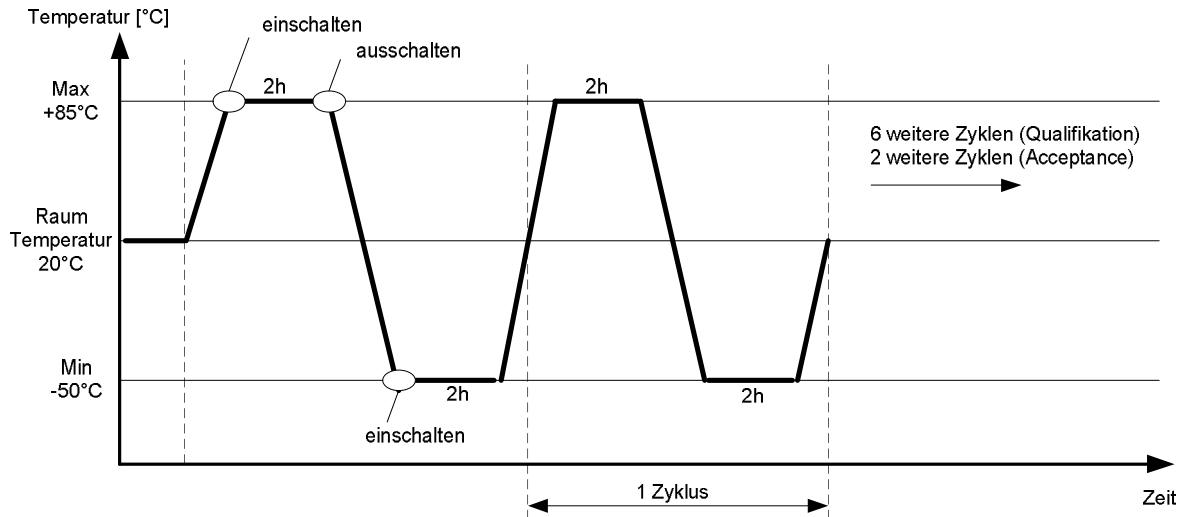


Abbildung 6-11: Testkurve des Thermal-Cycling-Test

### Testapparatur

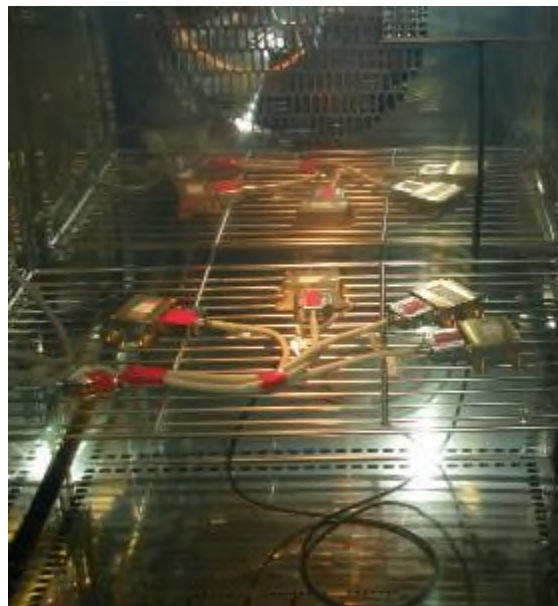


Abbildung 6-12: Messaufbau des Temperatur-Zyklen-Test

Während den Temperaturwechseln soll die Temperatur möglichst schnell geändert werden. Deshalb wird das Experiment in der Mitte der Temperaturkammer auf einem Gitter befestigt, damit es an allen Seiten von der Luft umströmt wird.

### 6.5.1.2 Testbedingungen

Tabelle 6-12: Testbedingungen Thermal-Zyklen-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: 4 Einheiten (mit Gel) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten
Versorgungsspannung Platine	7V
Umgebungsbedingungen	In der Klimakammer Wärmekapazität der Befestigung möglichst klein
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y (nur Sensortyp SD755)
Anzahl der Zyklen	8 Komplette Temperaturzyklen (Qualifikations-Modelle) 4 Komplette Temperaturzyklen (Proto-flight-Modelle)
Maximale Temperatur	+80 °C (+5°C Testunsicherheit)
Minimale Temperatur	-45 °C (-5°C Testunsicherheit)
Temperaturgradient (dT/dt)	>2 °C/min
Testzeit	Min. 2 Stunden pro Testabschnitt, nach Einschwingen auf die Temperatur

## 6.5.2 Testspezifikation Thermal-Vacuum-Test (TEMP-VAC)

### 6.5.2.1 Testübersicht

#### Testbeschreibung

Ziel dieses Tests ist es zu zeigen, dass das Experiment in der Lage ist, die wegen des vorhandenen Vakuums im Orbit auftretenden Thermalbelastungen auszuhalten. Im Vakuum kommt es aufgrund der fehlenden Konvektion zu lokal höheren Temperaturbelastungen, was im ungünstigsten Fall zu Fehlern oder dem Versagen der Hardware führen kann. Für die Durchführung des Tests befindet sich das Experiment in einer Vakuumkammer, die in einem Temperaturschrank montiert ist. Abbildung 6-13 stellt den Aufbau des Systems schematisch dar.



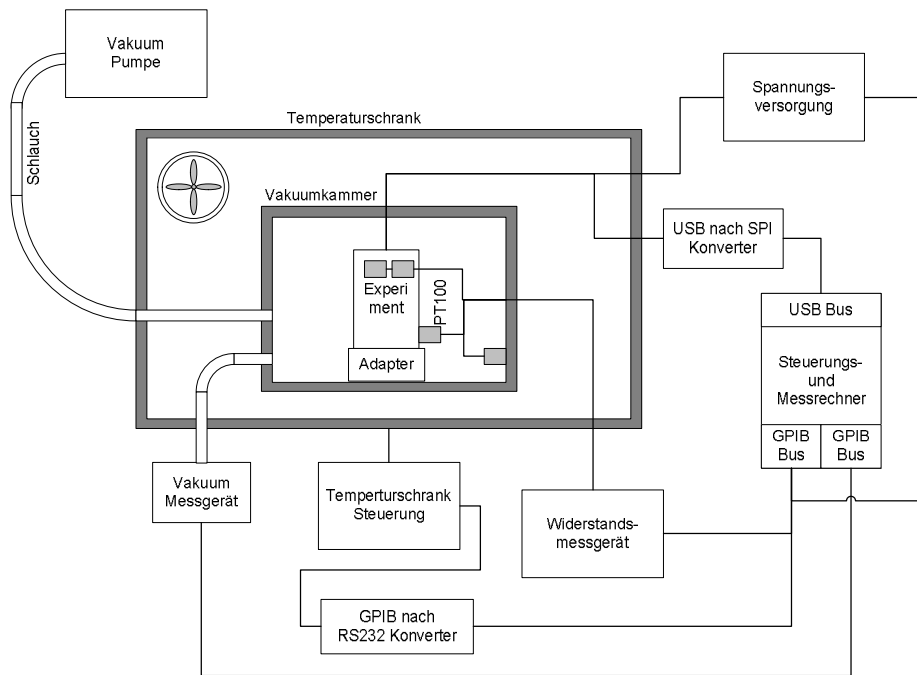


Abbildung 6-13: Schematischer Aufbau des Thermal-Vakuum-Test

Durch die kleine Bauweise der Vakuummkammer ist es nicht möglich, Strahler einzubringen, die den Einfluss der Sonne oder Erde simulieren. Da später ein Einsatz des Experimentes im Inneren des Satelliten geplant ist, müssen solche Einflüsse auch nicht getestet werden. Dort wird meist ein schwarzer Anstrich verwendet, um einen optimalen Wärmeausgleich durch Strahlung zu ermöglichen. Daher wird dieser Aufbau auch hier verwendet. Alle Innenflächen mit Ausnahme der Kontaktflächen des Experiments sind schwarz angestrichen. Die Kammer wird mit Hilfe eines zweistufigen Vakuumsystems evakuiert. Eine Membranpumpe sorgt für die Herstellung eines groben Vakuums. Dahinter folgt eine zusätzliche Turbomolekularpumpe, die das Hochvakuum erzeugt. Da die Pumpleistung eines solchen Systems begrenzt ist, dürfen keine großen Lecks vorhanden sein. Dies stellt einen kritischen Punkt des Systems dar, da viele Dichtungen verwendet werden. Zur Kontrolle des Vakuums ist ein Druckmessgerät an das System angeschlossen, mit dem der Restdruck über die ganze Zeit des Experimentes überprüft wird.

In der Vakuummkammer wird das Experiment mit einer Montagevorrichtung montiert, die dem Design der echten Anbindung entsprechen sollte. Da dieses aber noch nicht bekannt ist, wird mit dem worst-case Szenario gearbeitet. Die Wärme wird dann hauptsächlich über Strahlung ausgetauscht. Die Anbindung des Sensors an die Kammer erfolgt durch ein dünnes Winkelelement, über das nur ein

geringer Wärmestrom fließt. Die Temperatur der Einspannstelle ist bei diesem Test nicht geregelt. Der Temperaturlevel der gesamten Vakuumkammer wird durch die Umgebungstemperatur der Temperaturkammer eingestellt. Da das System eine relativ große Wärmekapazität aufweist, sind schnelle Temperaturwechsel nicht möglich. Diese werden stattdessen im Thermalzyklen-Test durchgeführt.

Der Sensorausgang wird während dem Test gemessen. Dafür ist ein Kabel in die Vakuumkammer hineingeführt, über das die Versorgungsspannung und die Datensignale geleitet werden. Für den Test der Latchup-Schutzschaltung sind zwei zusätzliche Signale erforderlich. Mit einem davon kann die Schaltung nach einer Auslösung wieder aktiviert werden. Über die andere Leitung kann der Betriebsstrom im Inneren des Experiments erhöht werden. Dafür ist am Ausgang der Latchup-Schutzschaltung ein Widerstand angebracht. Wird dieser auf das Ground-Level gelegt, dann erhöht sich der Strom über den Transistor der Latchup-Schutzschaltung auf 100mA und simuliert damit den EOL-Fall des Sensors nach der Strahlungsbelastung im Orbit. Der Widerstand ist im Inneren des Gehäuses untergebracht, um die Leistung dort in Wärme abzugeben.

Es werden insgesamt 6 Temperaturen überwacht. Die Temperatur der Thermal-kammer sowie die interne Temperatur des Sensors können direkt über Software ausgelesen werden. Zur Überwachung der restlichen Temperaturen werden PT100-Widerstände eingesetzt. Diese sind mit Kleber an den vorgesehenen Stellen fixiert, wobei Wärmeleitpaste zwischen Sensor und Teststelle für einen hohen Wärmeübergang sorgt. Mit PT100-Temperaturfühlern werden folgende vier Temperaturen gemessen:

- Temperatur an der Innenwand der Vakuumkammer
- Temperatur des Gehäuses nahe der Einspannstelle
- Temperatur der Platine unter den 2N2907A Transistoren der Latchup-Schutzschaltung
- Temperatur der Platine unter dem MEMS-Sensor

Die Temperatur am Experimentgehäuse dient dabei als Referenztemperatur und wird zur Einstellung der Qualifikationslevel verwendet. Wegen der Kompaktheit des Experiments wird nur dieser eine Referenzpunkt benutzt.

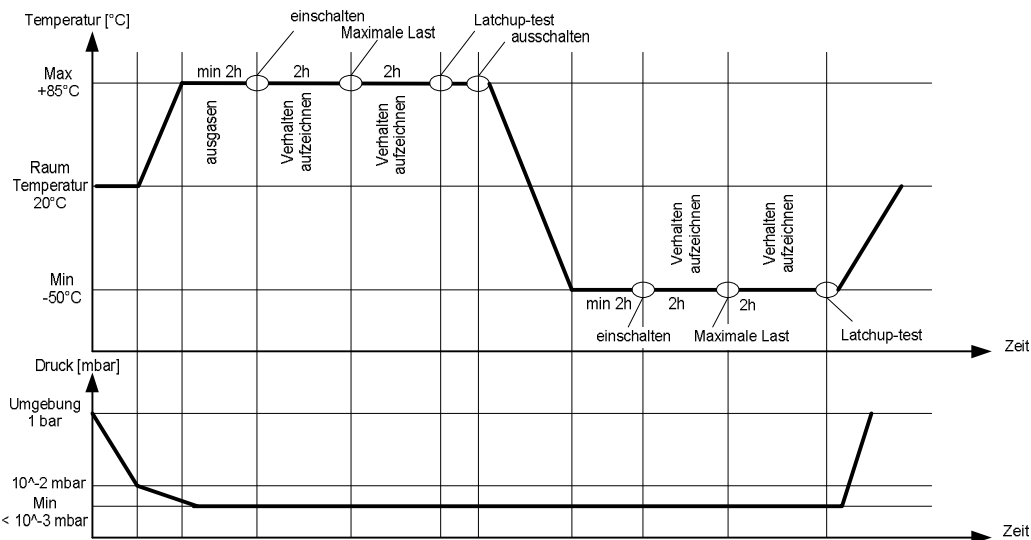


Abbildung 6-14: Testkurve des Thermal-Vakuum-Test

Abbildung 6-14 zeigt die geplante Testkurve. Die verwendeten Temperaturlevels sind dabei die gleichen wie im Thermal Zyklen Test. Wie in der ECSS-Norm als Option angegeben, wird nur ein kompletter Zyklus im Vakuum gefahren. Für die restlichen Zyklen wird der Thermalzyklus-Test unter normalem Umgebungsdruck verwendet. Die hohe Temperatur wird zuerst angefahren, um das Ausgasen im Vakuum zu erhöhen.

### Testapparatur

Abbildung 6-15 zeigt den Aufbau der Vakuumkammer. Im rechten Bild ist die Montagehalterung für den Sensor zu erkennen. Links ist die fast fertig montierte Kammer dargestellt. Zum Zeitpunkt der Fotos fehlte noch der schwarze Innenanstrich. Der linke Teil von Abbildung 6-16 zeigt den gesamten Testaufbau. Im rechten Bild ist die in der Temperaturkammer eingebaute Vakuumkammer zu sehen.

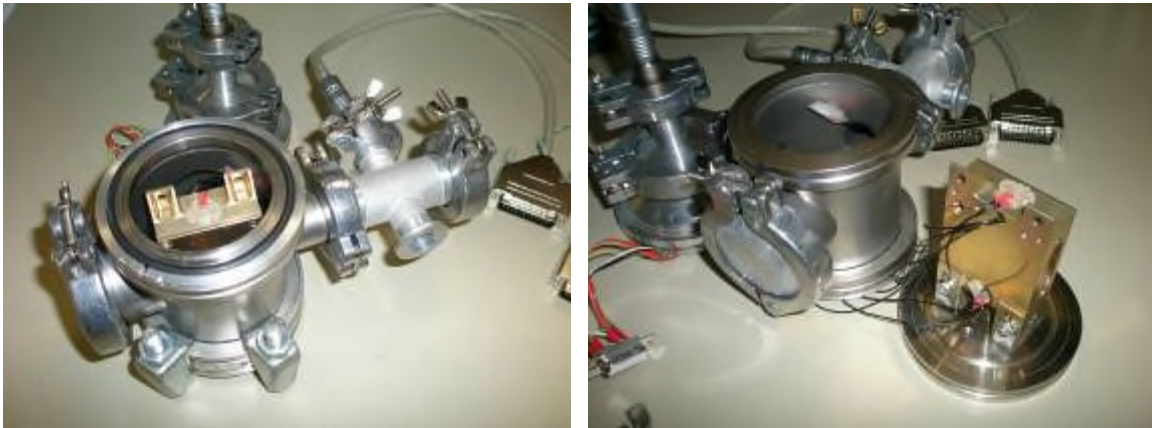


Abbildung 6-15: Interner Aufbau der Vakuummkammer

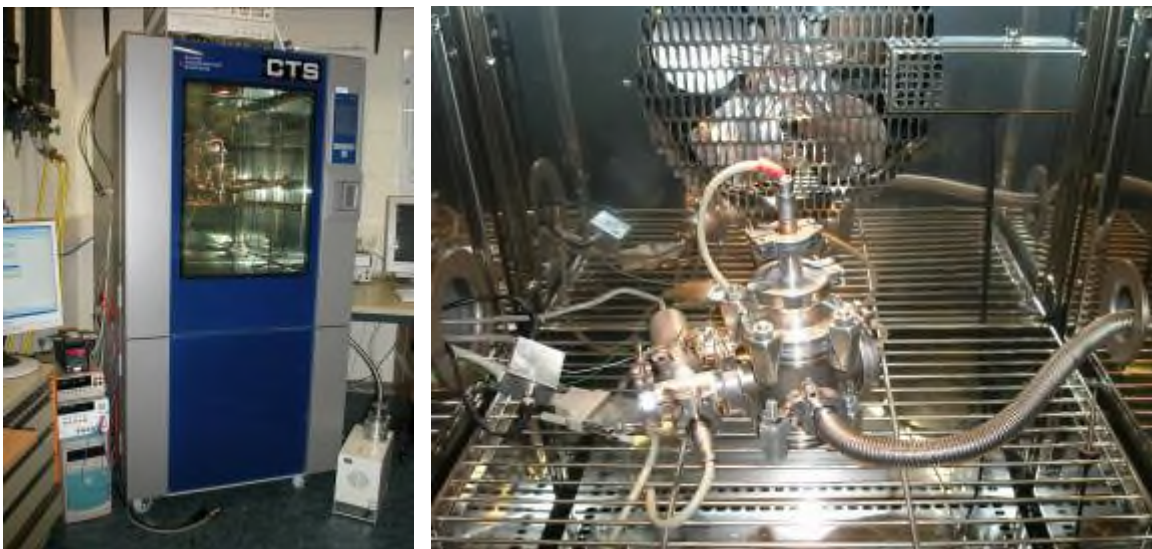


Abbildung 6-16: Experimentaufbau des Thermal-Vakuum-Tests

### 6.5.2.2 Testbedingungen

Tabelle 6-13: Testbedingungen Thermal-Vakuum-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: 1 Einheit (mit Gel) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten
Versorgungsspannung Platine	7V
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y (nur Sensortyp SD755)
Anzahl der Zyklen	1 Kompletter Temperaturzyklus im Vakuum
Maximale Temperatur	+80 °C (+5°C Messunsicherheit)
Minimale Temperatur	-45 °C (-5°C Messunsicherheit)
Vakuum Druck	10 <sup>-2</sup> hPa (mbar) oder weniger
Temperaturgradient (dT/dt)	<2 °C/min (Hohe Temperaturgradienten werden im Temp. Cycling Test getestet)
Testzeit	2 Stunden pro Testabschnitt

### 6.5.3 Testspezifikation Burn-in-Test (BURN-IN)

#### 6.5.3.1 Testbeschreibung

Dieser Test wird nur an den Flugeinheiten durchgeführt. Er dient dazu, fehlerhafte Einheiten vor Beginn der Mission zu identifizieren. Bei elektrischen Bauteilen gilt die Regel, dass die Ausfallwahrscheinlichkeit der Komponenten in den ersten Betriebsstunden am größten ist. In den meisten Fällen tritt ein im Bauteil vorhandener Fehler bereits innerhalb kurzer Zeit nach Betriebsbeginn zum Vorschein und führt damit zum Ausfall. Nach diesem Zeitraum fällt die Kurve der Ausfallwahrscheinlichkeit stark ab, so dass Komponenten, die diesen Anfangszeitraum unbeschadet überleben, mit großer Wahrscheinlichkeit auch in der spezifizierten Lebenszeit nicht ausfallen.

Es werden über einen längeren Zeitraum Temperaturzyklen gefahren. Der Test wird bei den maximal spezifizierten Temperaturlevels durchgeführt, um die Bauteile bis an die Belastungsgrenze zu testen. Zum Bestehen des Tests dürfen die Einheiten innerhalb der letzten 100 Stunden keine Ausfallerscheinungen zeigen.

#### 6.5.3.2 Testbedingungen

Tabelle 6-14: Testbedingungen Burn-In-Test

Parameter	Level
Testumfang	Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten
Versorgungsspannung Platine	7V
Sensor Kanal	Messbereich 1 (+/- 100 °/s) Name im Datenblatt: Rate2x Messbereich 1 (+/- 2 g) Name im Datenblatt: Acc2y
Testumfang	Qualifikation: Alle Flugeinheiten
Dauer	> 212 Stunden (250 Stunden – Thermal Vakuum Zeit – Thermal Zyklen Zeit)
Temperaturlevels	+80 °C (+5°C Messunsicherheit) -45 °C (-5°C Messunsicherheit)
Wartezeit	Jeweils 4 Stunden bei den Maximaltemperaturen

## 6.6 Vibrationstests

### 6.6.1 Testspezifikation Sinus-Vibration-Test (SIN-VIB)

#### 6.6.1.1 Testübersicht

##### Testbeschreibung

Ziel des Tests ist die Bestätigung der Widerstandsfähigkeit des Experimentes gegen Vibrationen mit niedriger Frequenz. Diese treten während der Aufstiegsphase in der Rakete auf und werden hauptsächlich durch Verbrennungsschwingungen im Triebwerk erzeugt. Im darauf folgenden Orbit-Betrieb ist eine derartige Belastung nicht mehr vorhanden.

Der zur Durchführung des Tests benutzte Messaufbau ist schematisch in Abbildung 6-17 dargestellt. Die Sinus-Vibration wird mit einem mechanischen Schwingtisch erzeugt. Die Funktionsweise eines solchen Elements entspricht in etwa der eines gewöhnlichen Lautsprechers. Das zur Ansteuerung genutzte Sinus Steuersignal wird von einem Signalgenerator erzeugt und dann von einem Leistungsverstärker verstärkt, bevor es den Schwingtisch treibt. Die entstehende Schwingung wird mit einem Piezo-Beschleunigungssensor, der auf dem Experiment aufgeklebt ist, abgegriffen. Dessen Signal wird von einer Ladungspumpe verstärkt und in den Signalgenerator zurückgeführt. Zur Schließung der Regelungsschleife ist dafür ein spezieller Eingang vorhanden.

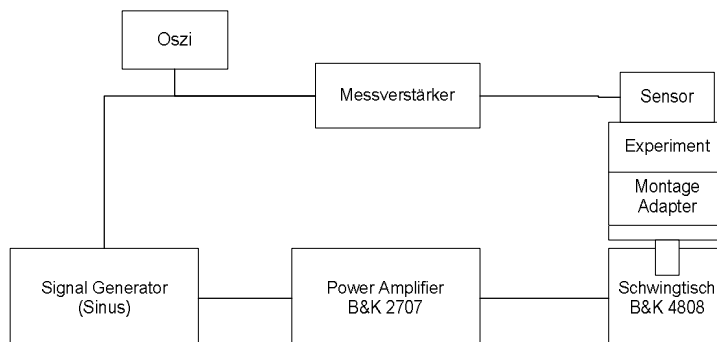


Abbildung 6-17: Aufbau des Sinus-Vibrationstest

Zur Charakterisierung einer Sinusvibration können die drei Größen Beschleunigung, Geschwindigkeit und maximale Auslenkung verwendet werden. Dabei ist es entscheidend, dass alle drei Größen voneinander abhängig sind. Eine Beschreibung dieser Verhältnisse kann in der Literatur [25] nachgelesen werden.

Die Grenzlevels des Tests werden durch zwei Parameter des Schwingtisches festgelegt. Aufgrund der zur Verfügung stehenden elektrischen Leistung ergibt sich eine maximale erzeugbare Kraft. Diese limitiert bei einem festgelegten Beschleunigungslevel die mögliche Nutzlast. Bei sehr starken Leistungsverstärkern kann es allerdings auch vorkommen, dass die durch Reibung erzeugte Wärme im Inneren des Schwingtisches der limitierende Faktor ist. Bei niedrigen Frequenzen

spielt dagegen die maximale Auslenkung die entscheidende Rolle. Bei einer festgelegten Maximalbeschleunigung steigt die daraus resultierende Amplitude mit abfallender Frequenz stetig an. Hierdurch wird der maximal erzeugbare Beschleunigungslevel begrenzt.

Die verwendeten Testamplituden sollten dem des benutzten Trägersystems inklusive einem Sicherheitsfaktor entsprechen. Da das verwendete Trägersystem zum Zeitpunkt der Testplanung noch nicht bekannt ist, werden die in der ECSS-Norm angegebenen Standard-Level verwendet. Für Hardware mit einer Masse kleiner 50kg und einer ersten Resonanzfrequenz größer 100Hz werden folgende Beschleunigungen angesetzt:

- Von 5Hz bis 21Hz      22 mm (Spitze -- Spitze)
- Von 21Hz bis 60Hz    20 g (0 -- Spitze)
- Von 60Hz bis 100Hz   6 g (0 -- Spitze)

Der zur Verfügung stehende Schwingtisch hat allerdings nur eine Auslenkung von maximal 12mm. Dadurch müssen die Beschleunigungslevels ab Frequenzen unterhalb von 30Hz reduziert werden. Da das Experiment durch seine kleinen Abmessungen und dicken Wände einen sehr steifen Aufbau besitzt, sind die tiefen Frequenzen bei diesem Test aber auch nicht der kritische Punkt.

Bei dem Test muss der Sensor in drei senkrecht zueinander stehenden Achsrichtungen getestet werden. Eine direkte Befestigung des Experimentes auf dem Schwingtisch kommt daher nicht in Frage. Stattdessen wird für diesen Zweck ein spezieller Adapter benötigt. Da dieser beim Test mit beschleunigt werden muss, ist sein maximal erlaubtes Gewicht limitiert. Der verwendete Schwingtisch kann bei einem Maximallevel von 20g mit einer Nutzlast von 420g betrieben werden. Da davon ausgegangen werden muss, dass die Schwingungsformen bereits im nahen Grenzbereich Verzerrungen aufweisen, wird in diesem Fall für den gesamten Aufbau ein maximales Gewicht von 350g festgesetzt. Das Gewicht der Experimentteile ist in Tabelle 5-2 aufgelistet. Insgesamt wiegt dieses etwa 100g. Die Befestigungsschrauben und restlichen Kleinteile haben ein Gewicht von ungefähr 30g, so dass nach dem Abzug ein Gewicht von 220g für den Adapter übrig bleibt. Trotz des kleinen Gewichts muss die Konstruktion starr sein, um die spezifizierten Vibra-

tionen übertragen zu können. Während dem Test in eine Achsrichtung sollen keine Beschleunigungen in andere Achsrichtungen auftreten.

Die Sensoren sollen auf dem Adapter wie im Flugeinsatz montiert sein. Der Sensor liegt in diesem Fall eben auf dem Untergrund auf und ist über die vier dafür am Gehäuse vorgesehenen Befestigungsflansche fixiert. Beim Test soll der Unterschied in der Übertragungsstärke der Schwingungen über die Montagepunkte den Faktor 3dB nicht überschreiten. Daher ist es nötig, die Befestigungsschrauben gleichmäßig mit einem Drehmomentschlüssel anzuziehen. Des Weiteren müssen die Schrauben mit einem Sicherungskleber fixiert werden, damit sich diese beim Test nicht lösen. Um Gewicht zu sparen, wurden zwei verschiedenen Adapterplatten gefertigt. Abbildung 6-18 zeigt die Konstruktion dieser Elemente.

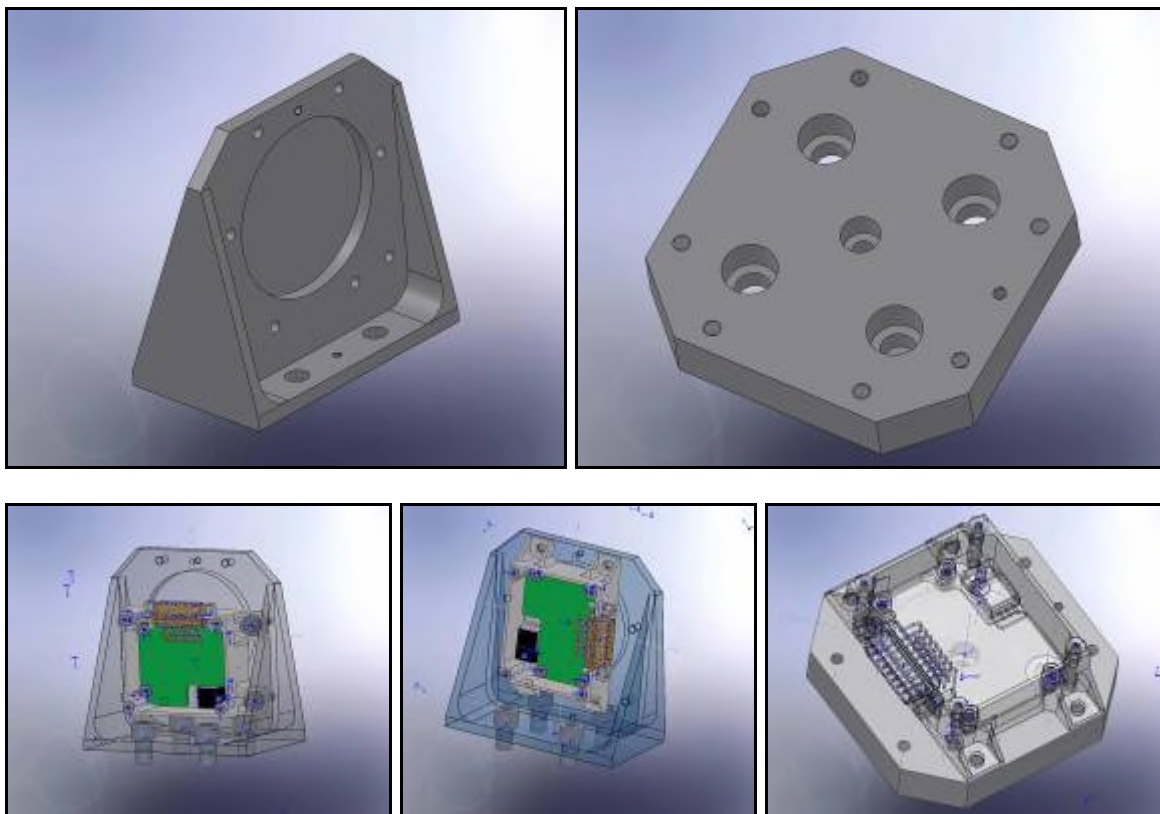


Abbildung 6-18: Konstruktion der Montageadapter für die Vibrationstests

Die Qualifikationsmodelle müssen speziell für den Test vorbereitet werden. Alle großen Bauteile auf der Platine müssen mit Kleber fixiert werden, wie dies auch in der fertigen Flugversion der Fall ist. Der Kleber wird vor dem Verkleben erwärmt, um seine Viskosität zu erhöhen. Dadurch gelangt er beim Klebevorgang besser unter die Bauteile. Für das Einlöten des Steckers muss der dazu vorgesehene



Lötadapter benutzt werden. Vor der Lötung müssen alle Schrauben fest angezogen sein. Dieses Vorgehen verhindert, dass an der Einlötstelle im späteren Gehäuse Spannungen auftreten, die während des Vibrationstests zu Rissen auf der Platine führen können. Bei der Montage der Platine im Testgehäuse müssen alle Befestigungsschrauben mit Sicherungsringen und Sicherungslack versehen werden. Damit an den Einspannstellen keine Spannungsspitzen entstehen, muss an jeder Schraube eine Beilagscheibe mit großem Kopf verwendet werden. Bei der kommerziellen Version des Linearreglers, die bei diesem Test zum Einsatz kommt, wird für den Betrieb im Gegensatz zu der weltraumqualifizierten Version eine Isolationsscheibe benötigt. Sie muss bei der Durchführung des Tests entfernt werden, da dieses weiche Material sonst beim Vibrationstest fließen kann, wodurch eine sichere Befestigung des Linearreglers nicht gewährleistet ist. Bei der späteren Mission ist der Sensor während der Aufstiegsphase ausgeschaltet. Daher wird auch der Vibrationstest ohne angelegte Spannung durchgeführt, wodurch die fehlende Isolation kein Problem darstellt.

Im Test sollen alle Resonanzfrequenzen erfasst werden. Dazu wird vor Beginn des eigentlichen Tests eine Resonanzfrequenzsuche durchgeführt, wobei alle Frequenzen mit einem Verstärkungsfaktor größer 3 aufgezeichnet werden. Die Resonanzfrequenzsuche findet in dem Frequenzbereich von 5Hz bis 2000Hz statt und wird bei einem niedrigen Beschleunigungslevel durchgeführt. Danach werden nacheinander alle drei Achsen getestet. Um Fehler frühzeitig zu erkennen, wird der Test zuerst auf einem reduzierten Levels durchgeführt. Danach erfolgt eine Wiederholung mit den spezifizierten Werten. Jeweils vor und nach dem Test müssen Sichtkontrollen am Design durchgeführt werden. Alle Unregelmäßigkeiten sind zu dokumentieren.

### **Testapparatur**

Im linken Bild von Abbildung 6-19 ist der komplette Messaufbau des Sinus-Vibrationstests zu sehen. Im rechten Bild ist der Schwingtisch mit Montageadapter und dem darauf befestigten Sensor gezeigt.



Abbildung 6-19: Shaker-Aufbau für den Sinus-Vibrationstest

### 6.6.1.2 Testbedingungen

Tabelle 6-15: Testbedingungen Sinus-Vibration-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: 1 Einheit (mit Gel) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten
Versorgungsspannung Platine	Ohne Spannung
Dauer	Ein Zyklus hoch auf 200Hz und ein Zyklus runter bis 5Hz. 2 Oktaven pro Minute
Umfang	Alle 3 Achsen
Level 5Hz - 30Hz	12mm peak-peak
Level 30Hz - 60Hz	20g
Level 60Hz – 200Hz	6g

## 6.6.2 Testspezifikation Random-Vibration-Test (RND-VIB)

### 6.6.2.1 Testübersicht

#### Testbeschreibung

Der Random-Vibration-Test wird zur Simulation der höherfrequenten unregelmäßigen Schwingungen, die während der Startphase entstehen, benutzt. Beim Test erfährt der Schwingtisch eine zufällige Anregung. Es kann dabei keine feste Fre-

quenz angegeben werden. Stattdessen weist die Schwingung eine vorgegebene spektrale Verteilung auf.

Der schematische Aufbau des Experiments kann in Abbildung 6-20 gesehen werden. Er ist dem Aufbau des Sinus-Vibrationstests sehr ähnlich, allerdings wird als Signalquelle und Messgerät ein Vektor-Signal-Analysator verwendet. Dieser besitzt einen Signalausgang, mit dem das für den Test benötigte Spektrum ausgegeben werden kann. Außerdem kann das vom Referenzsensor stammende Messsignal durch eine Fourieranalyse auf seine spektrale Zusammensetzung überprüft werden. Der Test wird direkt nach dem Sinus Vibrationstest durchgeführt. Das Experiment inklusive Montageadapter wird direkt übernommen. Informationen über den Aufbau und die Vorbereitung können in Kapitel 6.5.3 nachgelesen werden.

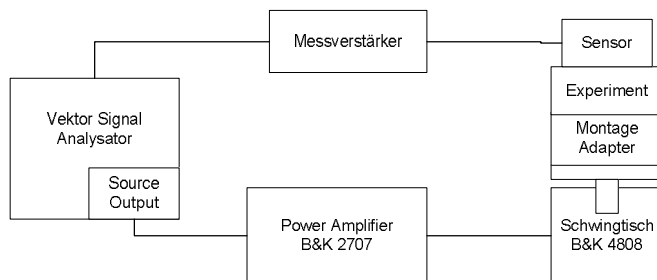


Abbildung 6-20: Schematischer Aufbau des Random-Vibration-Test

Da noch kein Trägersystem feststeht, erfolgt die Auslegung in Anlehnung an die Standardlevels nach den Angaben in der ECSS-Norm. Für Hardware mit einer Masse von 100g und einer ersten Resonanzfrequenz größer 100Hz errechnet sich der maximale Qualifikations-Level im Frequenzbereich von 100Hz bis 300Hz zu  $2,2 \text{ g}^2/\text{Hz}$ , wenn eine senkrechte Schwingung in Bezug auf die Montagefläche vorliegt. Für den Fall einer parallelen Anregung liegt der Wert bei  $0,9 \text{ g}^2/\text{Hz}$ . Unter 100Hz fällt die Kurve mit 3dB pro Amplitude ab. Über 300Hz mit 5dB pro Amplitude. Die geforderten Abnahme-Levels sind um den Faktor 2,25 kleiner.

Bei einer Zufallsanregung gibt es keine definierbare Maximalamplitude. Stattdessen wird die Standardabweichung vom Mittelwert angegeben. Die Wahrscheinlichkeiten der Amplituden entspricht in etwa einer Gausverteilung. Das heißt, dass für kurze Zeiträume auch sehr große Amplituden auftreten können. Im Normalfall wird die maximale Amplitude mit dem dreifachen Wert der Standardabweichung angenommen. Dann liegen 99.6% aller Werte innerhalb dieser Grenzen. Eine An-

leitung zur Auslegung von Vibrationstests kann beim Schwingtischhersteller Labworks-inc [25] nachgelesen werden. Die maximale Amplitude bei zufälliger Anregung kann danach mit folgender Formel bestimmt werden. Die  $g_i$  sind darin stückweise konstante spektrale Beschleunigungslevels und  $f_i, f_{i+1}$  die zugehörigen Frequenzgrenzen.

$$D_{3\sigma-p} = 42,8 \left[ g_1 \left( \frac{1}{f_1^3} - \frac{1}{f_2^3} \right) + g_2 \left( \frac{1}{f_2^3} - \frac{1}{f_3^3} \right) + \dots \right]^{1/2}$$

Die Tatsache, dass die Filter das vorgegeben Band nicht scharf begrenzen und damit auch noch Schwingungsanteile außerhalb der Grenzen auftreten, ist darin schon enthalten. Für die auftretende Amplitude sind wieder die tiefen Frequenzen entscheidend. Wegen der maximalen Schwingtischauslenkung von 12mm müssen die Anteile mit niedrigen Frequenzen wie schon beim Sinus-Vibrationstest abgeschwächt werden, um innerhalb der Betriebsgrenzen des Schwingtisches zu bleiben. Aufgrund der maximalen Leistung des Verstärkers kann nur ein Level von  $1,4g^2/\text{Hz}$  erreicht werden, welches in allen drei Achsen angewendet wird. Abbildung 6-21 zeigt den für den Random-Vibration-Test gewählten Kurvenverlauf der Anregung.

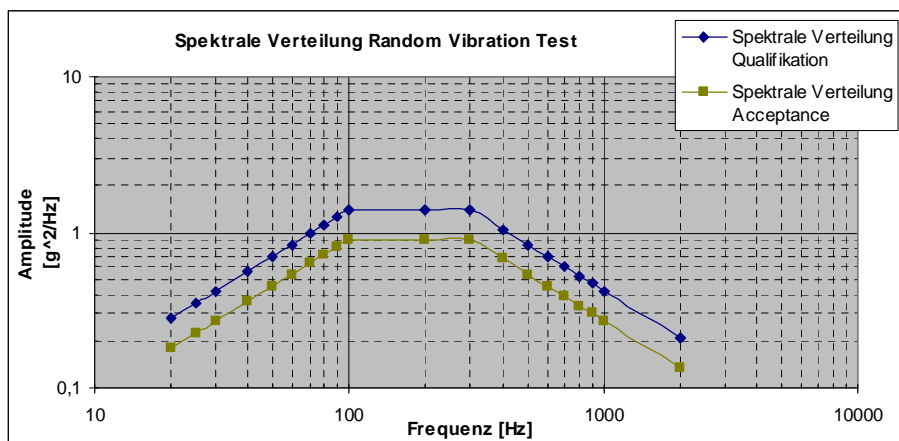


Abbildung 6-21: Spektrale Verteilung Random-Vibration-Test

### 6.6.2.2 Testbedingungen

Tabelle 6-16: Testbedingungen Random-Vibration-Test

Parameter	Level
Testumfang	Qualifikations-Modelle: 1 Einheit (mit Gel) Proto-flight-Modelle: 4 Einheiten
Versorgungsspannung Platine	Ohne Spannung
Dauer	2 Minuten pro Achse
Umfang	Alle 3 Achsen
Level 20Hz - 100Hz	+3 dB/octave
Level 100Hz - 300Hz	Qualifikation: PSD(Max)=1,4 g <sup>2</sup> /Hz Acceptance: PSD(Max)=0,9 g <sup>2</sup> /Hz
Level 300Hz – 2000Hz	-5 dB/octave

## 7 Auswertung der Tests

### 7.1 Einfluss mechanischer Spannungen auf die Parameter

Bei der Messung der Sensorenparameter wurde festgestellt, dass die Einheiten schlechte Bias Werte aufwiesen, die darüber hinaus auch noch einer zeitlichen Drift unterlagen. Zur Veranschaulichung dieser Effekte werden hier exemplarisch die Ergebnisse eines Sensors dargestellt. Alle anderen getesteten Einheiten weisen ein sehr ähnliches Verhalten auf. Abbildung 7-1 zeigt die Messwerte des Sensorausgangs bei einer Eingangsdrehrate von 0 °/s. Zur Sicherheit wurde die Messung mehrmals durchgeführt. Die Dauer jeder der dargestellten Messung beträgt 15 Stunden. Wie in den Bildern zu erkennen ist, ändert sich der Bias dabei um bis zu 0.7 °/s.

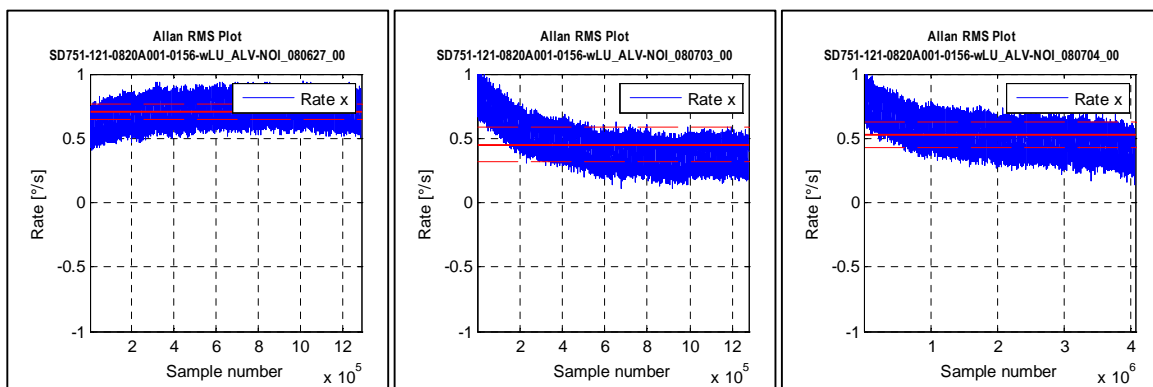


Abbildung 7-1: Messung des Biasdrift über jeweils 15 Std. (Verspannungen auf der Platine)

Bei der Charakterisierung über die Temperatur ist der Einfluss sogar noch stärker. Abbildung 7-2 zeigt die Ergebnisse des Temperaturtests nach der Testspezifikation in Kapitel 6.3.2 am gleichen Sensor. Der Bias erreicht dabei sogar Spitzenwerte von 2°/s und weist beim mehrfachen Durchlaufen der Temperaturzyklen starke Hysterese Effekte auf.

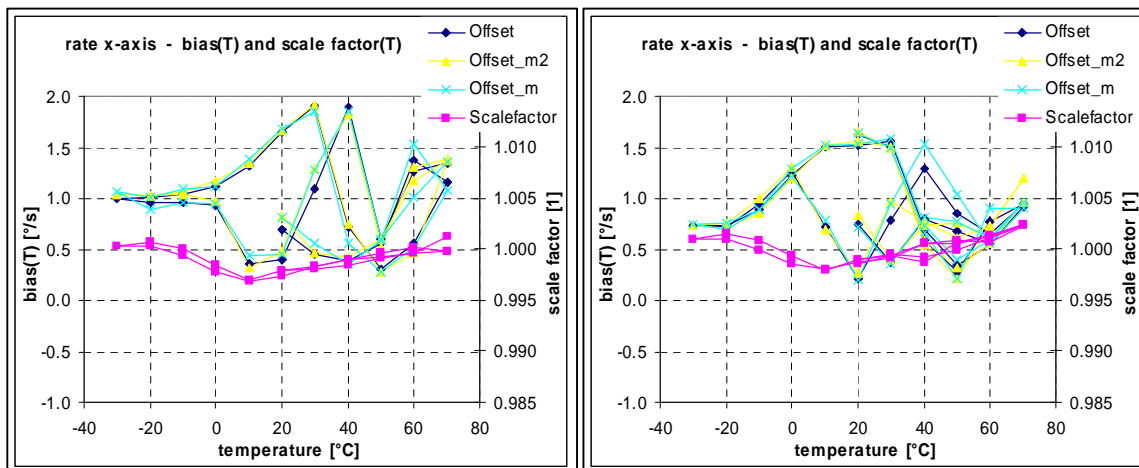


Abbildung 7-2: Darstellung des Bias über die Temperatur (mit Spannungen auf der Platine)

Ein Fehler im Messaufbau kann als Ursache dieses Verhaltens ausgeschlossen werden, da Sensoren anderer Hersteller problemlos vermessen werden können. Nach vielen Versuchen zeigte es sich, dass der Bias des Gyroskops empfindlich auf mechanischen Einfluss reagiert. Sogar eine Änderung der Schraubenspannung an der Platine oder Druck auf das Gehäuse zeigen starken Einfluss.

Bei der weiteren Untersuchung konnte die Art der Lötung des Sensorgehäuses als Ursache für die Probleme identifiziert werden. Um mechanische Spannungen weitgehend vom Sensor fernzuhalten, kann eine Lötung mit sehr wenig Lötzinn genutzt werden. Dabei erweist es sich als günstig, wenn das Lötzinn nur zwischen dem Pad und dem Bein sitzt. Lot, welches beim Lötvorgang geringfügig an den Beinen des Gehäuses nach oben gezogen wird und dadurch die Steifigkeit an der unteren Fußkante vergrößert, wirkt sich sehr ungünstig aus.

Im Folgenden wurde alles überflüssige Lot mit Hilfe einer Entlötflitze entfernt. Nach der Anpassung weist der gleiche Sensor ein stark verbessertes Verhalten auf. Abbildung 7-3 und Abbildung 7-4 zeigen die Ergebnisse der wiederholten Messungen. Wie aus den Grafiken entnommen werden kann, ist der ursprüngliche Biasdrift nicht mehr vorhanden. Auch das Verhalten über der Temperatur weist nun keine Hysterese mehr auf, und die maximalen Abweichungen des Bias haben sich stark verringert. Das Problem ist mittlerweile beim Hersteller bekannt und wird zurzeit behoben.

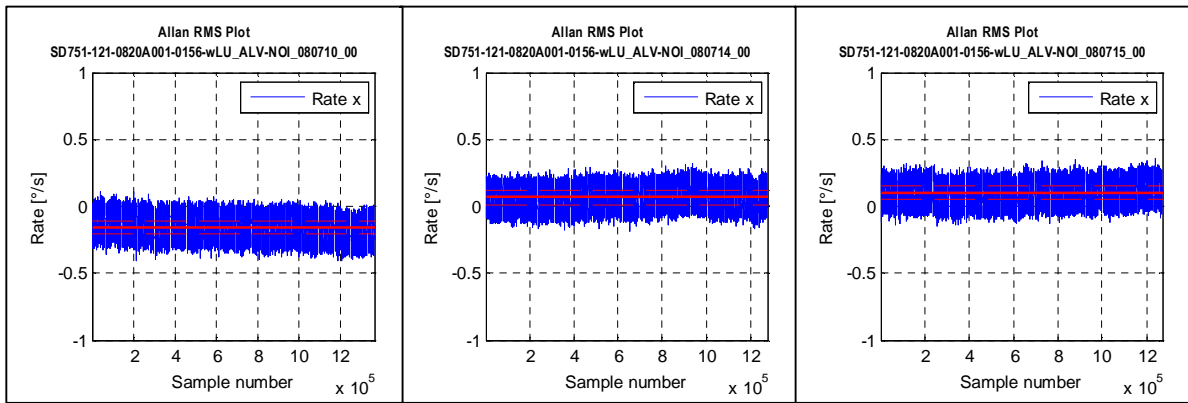


Abbildung 7-3: Biasdrift über 15 jeweils Stunden (mit verbesserter Lötung des Gehäuses)

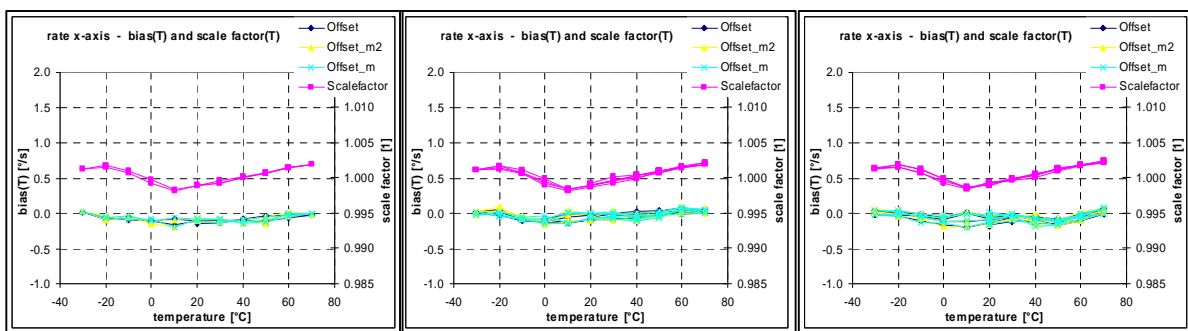


Abbildung 7-4: Bias über die Temperatur (mit verbesserter Lötung des Gehäuses)

Für die Durchführung der Strahlungstests kam diese Erkenntnis allerdings zu spät, da zu diesem Zeitpunkt schon alle Sensoren vermessen waren und die Bestrahlung bereits begonnen hatte. Daraus folgt, dass kleine Einflüsse der Strahlung auf das Temperaturverhalten nicht beobachtet werden können.

## 7.2 Ergebnisse des Total-Ionising-Dose-Test

Im Folgenden werden die Ergebnisse dargestellt, die beim Total-Ionising-Dose-Test gewonnen wurden. Die Testspezifikation, nach der der Test durchgeführt wurde, kann in Kapitel 6.4 nachgelesen werden. Tabelle 7-1 zeigt den Verlauf des durchgeführten TID-Test. Getestet wurden insgesamt 16 Sensoren. Davon waren 10 Einheiten ohne Gehäuse und unter Spannung, 3 Einheiten mit Gehäuse und unter Spannung und 3 Einheiten ohne Gehäuse und ausgeschaltet.



Tabelle 7-1: Durchgeführter Verlauf des TID-Tests

Sensor	Mounting	[kRad]										Gesamtdosis		
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	planned [kRad]	ist [kRad]	
SD751-121-0820A001														
0031	Alu Case	1	1	1	1	1	1	1	1				100	75
0123	Alu Case	1	1	1	1	1	1	1	1				100	75
0129	Alu Case	1	1	1	1	1	1	1	1				100	75
0075	0V	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1		100	108
0120	0V	1	1	1	1	1	1	1	1				100	75
0122	0V	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1		100	108
0150		1	1	1	1	1	1	1					100	67
0147		1	1	1	1	1							50	50
0076		1	1	1	1	1	1	1					100	67
0133		1	1	1	1	1	1						100	59
0090				1	1	1	1	1	1				80	51
0158				1	1	1	1	1	1				80	51
0175				1	1	1							30	26
0328							1	1	1	1	1		50	58
0530							1	1	1				50	25
0144			1										10	15
<b>Summe Sensoren</b>														
<b>16 total</b>		<b>10</b>	<b>11</b>	<b>13</b>	<b>13</b>	<b>13</b>	<b>13</b>	<b>12</b>	<b>10</b>	<b>3</b>	<b>3</b>			

## 7.2.1 Daten während der Bestrahlung

### 7.2.1.1 Versorgungsstrom

Die während der Bestrahlung gemessenen Versorgungsströme sind in Abbildung 7-5 dargestellt. Die Messgenauigkeit beträgt nur 1mA. Deshalb wird sie in einigen Fällen sichtbar. Es sind sehr deutlich zwei verschiedene Entwicklungsverläufe erkennbar. Wie bei einer Bestrahlung typisch, kommt es mit ansteigender Dosis zu einem Anstieg der Stromaufnahme. Bei einem Teil der Sensoren ist dieser Effekt stärker ausgeprägt. Diese Einheiten waren während der Bestrahlung mit Spannung versorgt. Die drei Einheiten im Aluminiumgehäuse, bei denen die niederenergetische Streustrahlung abgeschirmt ist, weisen wie erwartet kein abweichendes Verhalten auf. Die ersten Auswirkungen der Strahlung beginnen bei ungefähr 25kRad. Danach wird der Stromanstieg mit steigender Strahlungsdosis immer stärker. Zwischen 50kRad und 75kRad zeigen die Sensoren dann erste Ausfallerscheinungen. Die Bestrahlung der betroffenen Einheiten wurde an dieser Stelle beendet. Insgesamt ist über die Strahlung ein Stromanstieg von ungefähr 10mA oder 20% des nominalen Betriebsstroms zu beobachten.

Bei den Sensoren mit den Seriennummern 075, 120 und 122 ist der Stromanstieg dagegen nur minimal. Diese drei Sensoren wurden bei der Bestrahlung ohne Spannung und mit kurzgeschlossenen Power-Pins betrieben. Die Sensoren zeigen nicht nur beim Betriebsstrom viel weniger Einfluss, sondern sind auch bis zum getesteten Maximallevel von 108kRad funktionstauglich, ohne dass Strahlungsauswirkungen auftreten. Sensor 120 wurde dem Test extra frühzeitig bei 75kRad entnommen, ohne dass dies aufgrund von Ausfällen nötig gewesen wäre.

Im Anschluss an die Bestrahlung erholt sich der Betriebsstrom und erreicht nach einer Woche Tempern wieder den Anfangswert. Aus dem Messergebnis ist eindeutig zuerkennen, dass die getesteten Sensoren ein reproduzierbares Verhalten aufweisen. Es wurden keine Ausreißer beobachtet.

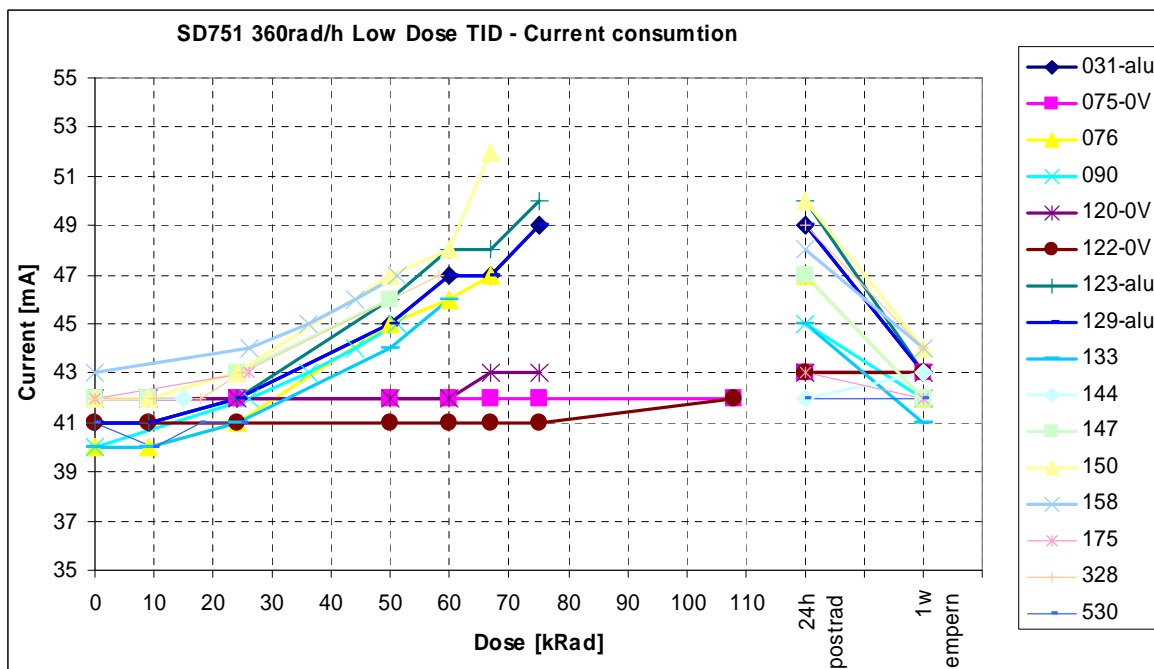


Abbildung 7-5: Versorgungsstrom Anstieg während der Bestrahlung

## 7.2.1.2 Bias der Sensoren

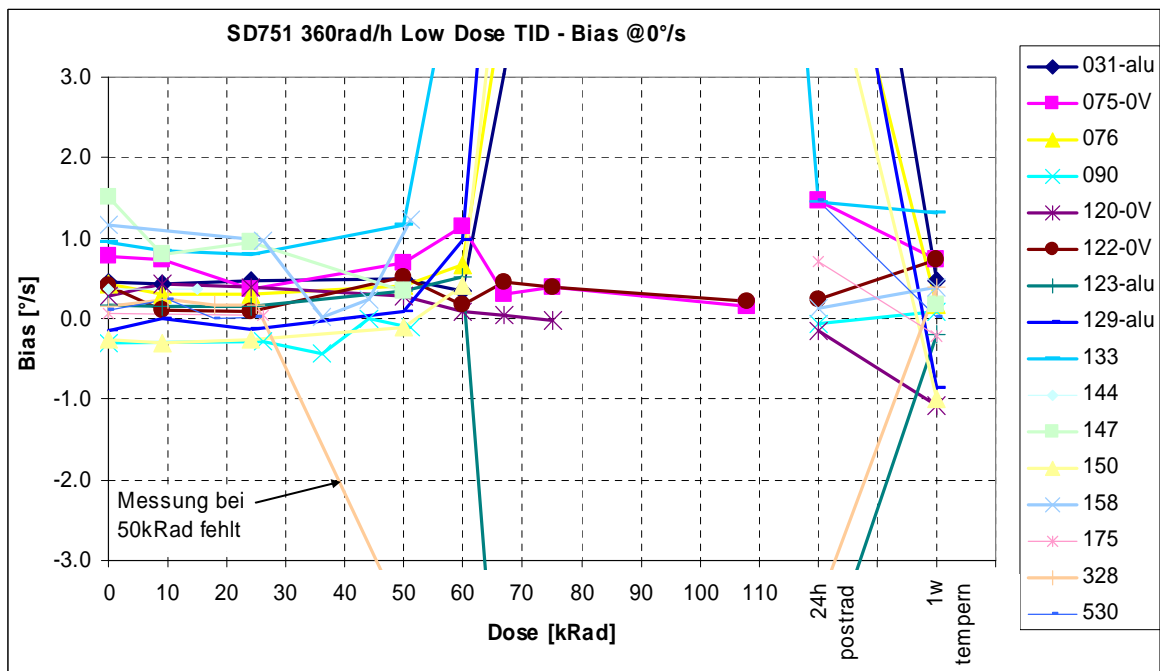


Abbildung 7-6: Biasdrift während der Bestrahlung

Die Sensoren weisen hier schon vor Beginn der Bestrahlung große Biasabweichungen auf. Das liegt daran, dass die verwendeten Sensoren empfindlich auf mechanische Spannungen reagieren. Genauere Informationen können in Kapitel 7.1 nachgelesen werden. Die Ergebnisse der Bias Messung sind in Abbildung 7-6 dargestellt. Aufgrund des schlechten Bias Verhaltens kann nicht gesagt werden, ob die sichtbaren Veränderungen durch die Strahlung oder mechanische Verspannungen ausgelöst werden. Es ist aber wahrscheinlicher, dass der Haupteinfluss durch Änderungen der Einspannung ausgelöst wird, da die Platinen für die Zwischenmessungen immer wieder aus der Halterung entfernt werden mussten. Eine unregelmäßige Schwankung, wie sie im Diagramm zu sehen ist, ist auch bei nicht bestrahlten Sensoren zu finden. Auf jeden Fall bleibt die Bias Änderung aber bis zur Dosis von 50kRad unter 1°/s.

Zwischen der Bestrahlungsdosis von 50kRad und 70kRad versagen die Sensoren. Der Ausgang beginnt dann an undefinierbar zu schwingen. Ein typisches Ausgangssignal von diesem Zustand ist Abbildung 7-7 zu sehen. Der Bias springt dadurch ebenfalls auf ein undefinierbares Level, was im Diagramm anhand der steil abknickenden Linien zu erkennen ist. Beim Sensor mit der Identifikationsnummer 328 fehlt der Messpunkt bei 50kRad.

Der Bias aller Sensoren erholt sich ebenfalls im Verlauf der Temperung wieder. Dabei nimmt die Stärke der Ausgangsschwingung immer weiter ab und verschwindet anschließend komplett. Auch bei dieser Messung zeigen alle Sensoren ein sehr ähnliches Verhalten.

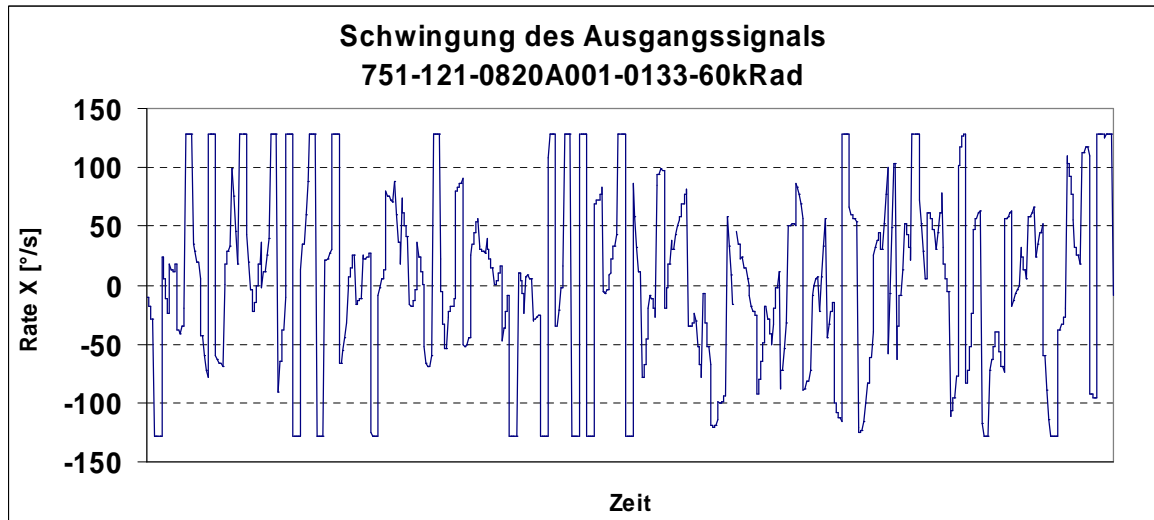


Abbildung 7-7: Schwingung des Ausgangssignals nach 60kRad beim Sensor 0133

### 7.2.1.3 Rauschen

Das Sigma-Rauschen und der Noise-Floor der Sensoren bleiben bis zum Versagen der Sensoren unverändert. Die Verläufe sind in den Grafiken Abbildung 7-8 und Abbildung 7-9 dargestellt. Ein kleiner Ausreißer ist beim Sensor mit der Nummer 123-alu während der 50kRad Messung zu verzeichnen. Beide Werte sind bei der Messung erhöht. Abbildung 7-9 zeigt den Verlauf des Noise-Floor zwischen 24Rad und 60kRad.

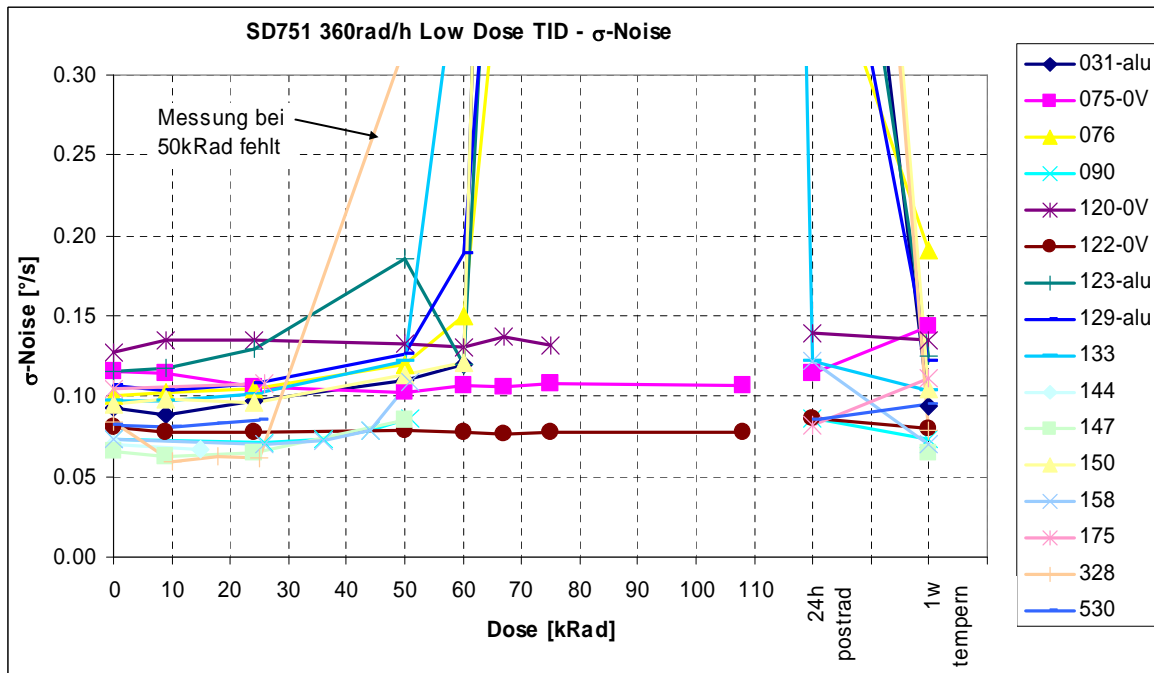


Abbildung 7-8: Sigma-noise Verlauf während der Bestrahlung

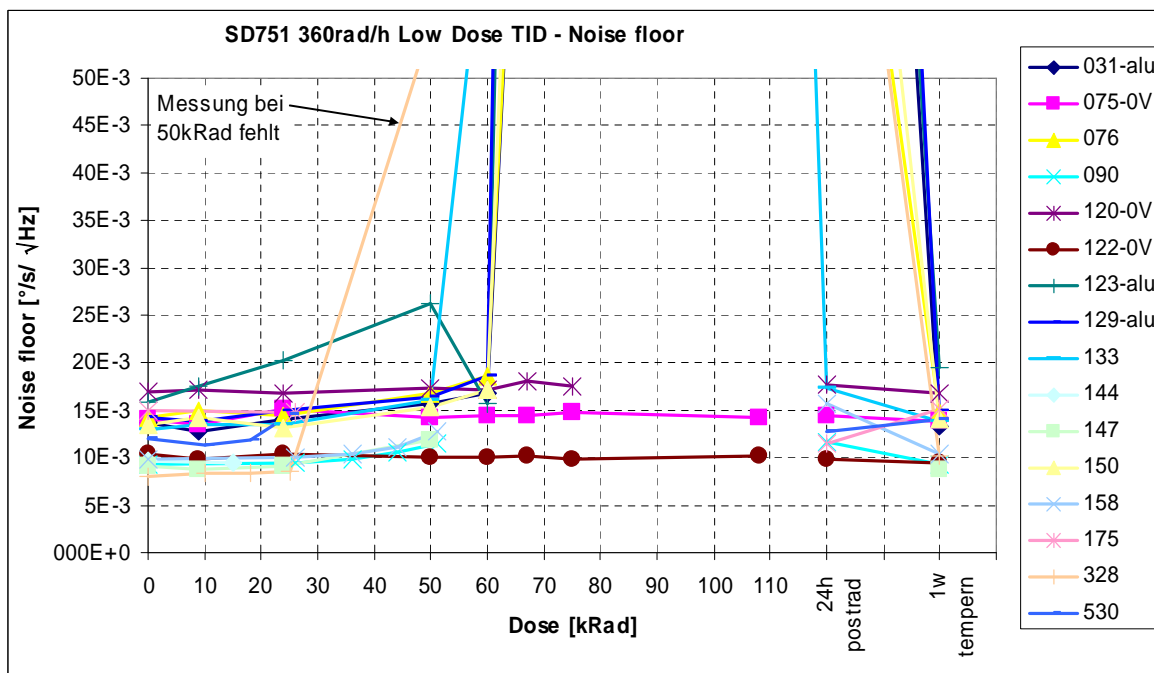


Abbildung 7-9: Noise-floor Verlauf während der Bestrahlung

Wie schon in den vorherigen Grafiken des Bias sind die Rauschwerte mit dem Versagen des Sensorausgangs nicht mehr aussagekräftig. Nach der Bestrahlung erholen sich diese durch das Tempern wieder bis auf das Normalniveau. Auch bei den Rauschparametern lässt sich ein gut reproduzierbares Verhalten beobachten.

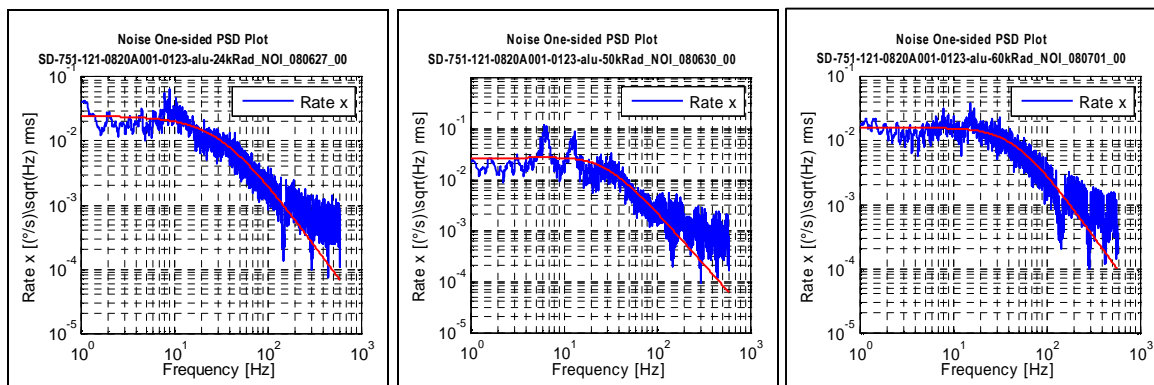


Abbildung 7-10: Erhöhtes Rauschen bei der 50kRad Messung von Sensor 132-alu (Mitte)

## 7.2.2 Analyse von Prerad- und Postradverhalten

Da eine Messung der meisten Sensorparameter während der Bestrahlung nicht durchführbar war, wurden die Sensoren vor und nach der Bestrahlung ausführlich vermessen. Im Folgenden werden diese Ergebnisse dargestellt, wobei vor allem auf das veränderte Verhalten über die Bestrahlung eingegangen wird. Die in den Balkendiagrammen in gelber Farbe dargestellten Ergebnisse der Messung 24 Stunden nach der Bestrahlung sind nicht überall vorhanden, da ein Teil der Sensoren zu diesem Zeitpunkt immer noch Ausfallerscheinungen zeigte.

### 7.2.2.1 Rauschen

Beim Rauschen ist kein großer Einfluss über die getestete Strahlung zu erkennen. Der Vergleich des Sigma-Rauschens sowie des Noise-Floors sind in Abbildung 7-11 und Abbildung 7-12 dargestellt. Die Daten vor und nach der Bestrahlung weisen ein gut reproduzierbares Verhalten auf. Nur zwei der Sensoren zeigen leichte Auffälligkeiten. Dabei handelt es sich um die Einheiten mit den Nummern 0133 und 0123. Der Sensor 0123 zeigt nach 60kRad und 24 Stunden bei Raumtemperatur ein leicht erhöhtes Rauschen bei niedrigen Frequenzen unter 4Hz. Eine detaillierte Darstellung dieser Rauschmessungen ist in Abbildung 7-13 gegeben. Die relevante Messung ist im mittleren Bild gezeigt. Der Sensor 0123 weist eine deutlichere Veränderung auf. Nach der Bestrahlung mit 75kRad und der Temperung über eine Woche bei 100°C sind in der Leistungsspektraldichte deutliche Rauschspitzen zu sehen. Die Ergebnisse der Messung sind im rechten Bild von Abbildung 7-14 dargestellt. Die Bilder links daneben zeigen zwei Messungen, die vor der Be-

strahlung durchgeführt wurden. Dabei ist zu erkennen, dass der Sensor auch dort schon Auffälligkeiten im Rauschverhalten zeigt, wobei die Stärke dieser Erscheinungen jedoch geringer ist. Auch in den Messungen während der Bestrahlung, die im letzten Kapitel dargestellt wurden, konnten Auffälligkeiten festgestellt werden.

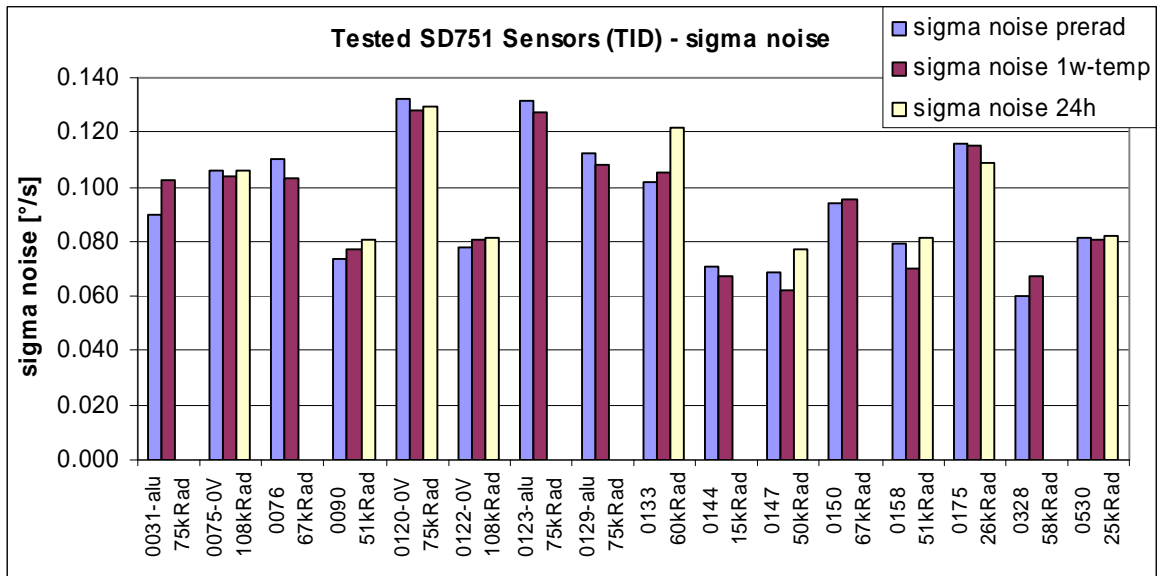


Abbildung 7-11: Vergleich des Sigma-Rauschens vor und nach der Bestrahlung

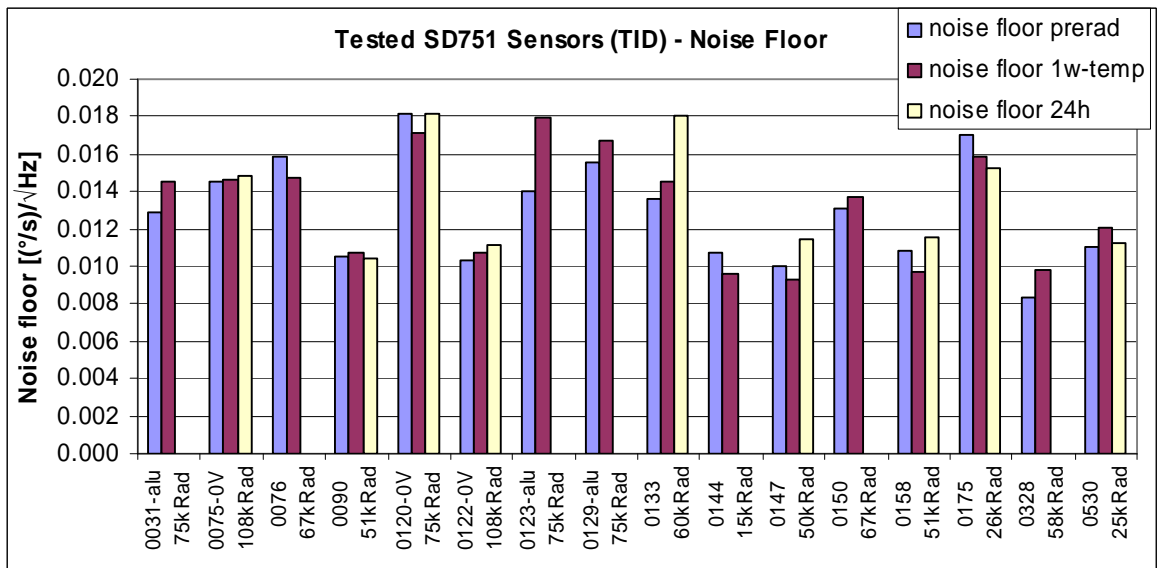


Abbildung 7-12: Vergleich des Noise-Floor vor und nach der Bestrahlung

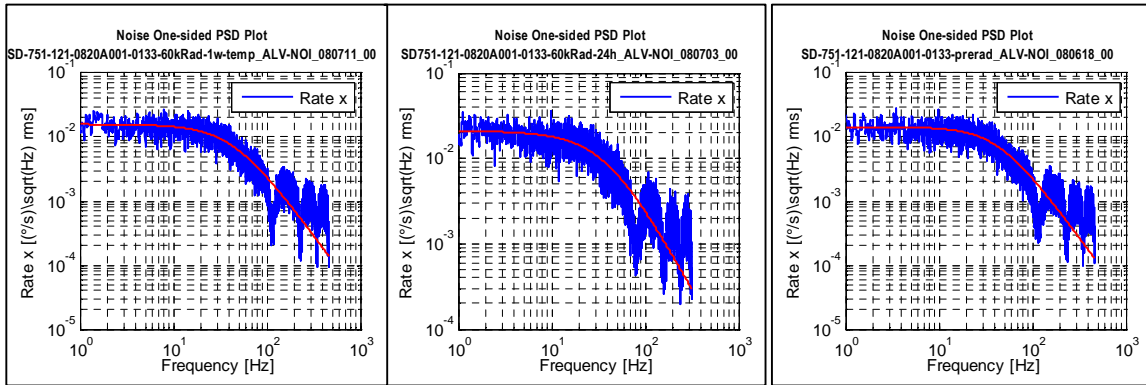


Abbildung 7-13: Erhöhtes Rauschen kurz nach der Bestrahlung am Sensor 0133

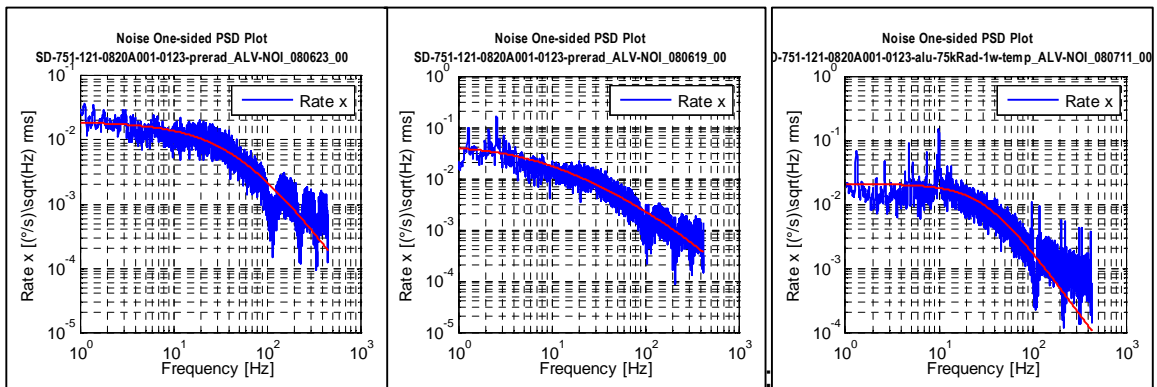


Abbildung 7-14: Entwicklung von Rauschspitzen über die Strahlung beim Sensor 0123

Die Darstellung der Grenzfrequenz des internen Filters wird in Abbildung 7-15 gezeigt. Wie aus den Ergebnissen zu erkennen ist, gibt es keine gravierenden Änderungen. Bei der Ermittlung dieses Parameters sind die Messtoleranzen relativ groß, so dass die gezeigten Abweichungen darauf zurückgeführt werden können.

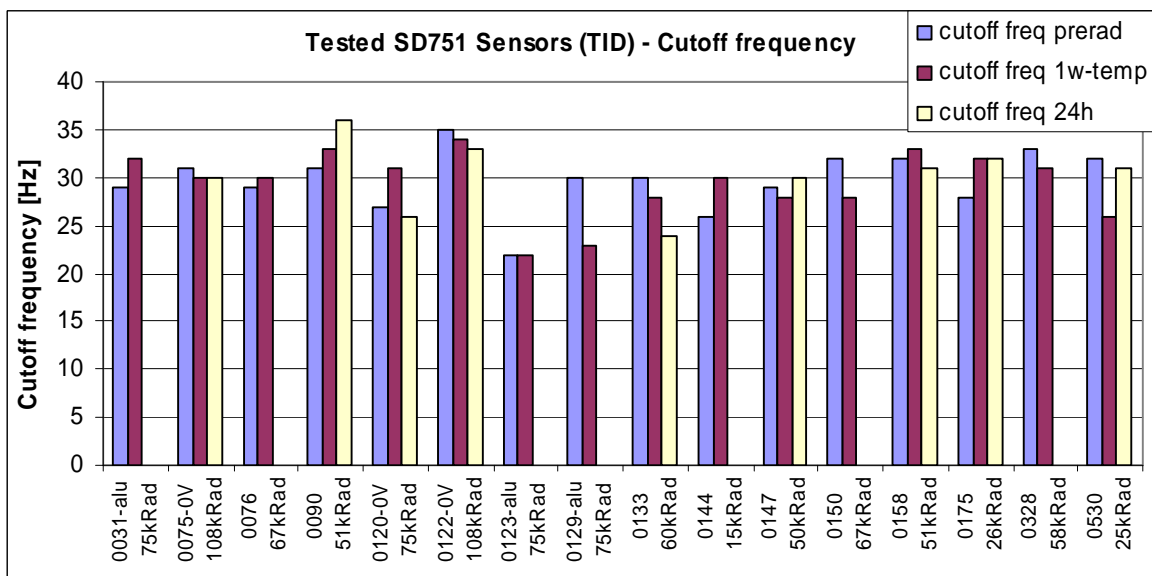




Abbildung 7-15: Vergleich der Grenzfrequenz vor und nach der Bestrahlung

### 7.2.2.2 Allan Varianz

Der Vergleich des Angular-Random-Walk wird in Abbildung 7-16 gezeigt und der Vergleich der Bias-Instability in Abbildung 7-17. Aus den Grafiken ist gut zu erkennen, dass bei den Parametern keine großen Veränderungen auftreten. Sensor 0123 zeigt, wie auch schon bei den vorherigen Rauschmessungen, Auffälligkeiten. Vor Beginn der Bestrahlung war der Angular-Random-Walk erhöht. Nach der Bestrahlung ist dieses Verhalten verschwunden. Aus den Ergebnissen der Allan-Varianz kann im Zusammenspiel mit den weiter oben dargestellten Rauschmessungen des Sensors darauf geschlossen werden, dass der Sensor 0123 zeitweise ein erhöhtes Rauschen aufweist. Dieses Verhalten war aber bereits vor der Bestrahlung vorhanden.

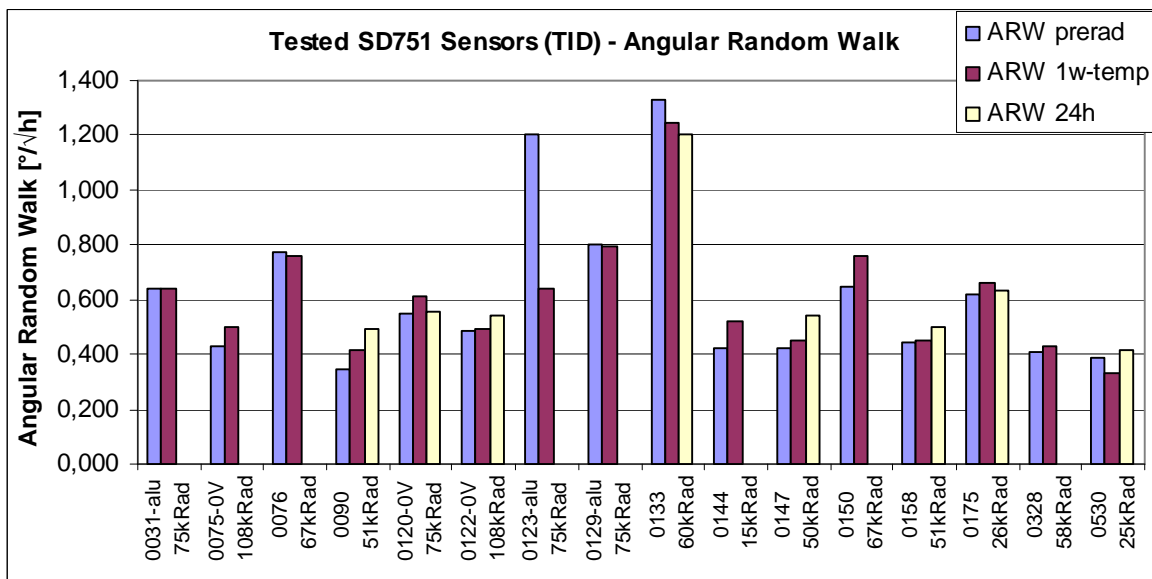


Abbildung 7-16: Vergleich des Angular-Random-Walk vor und nach der Bestrahlung

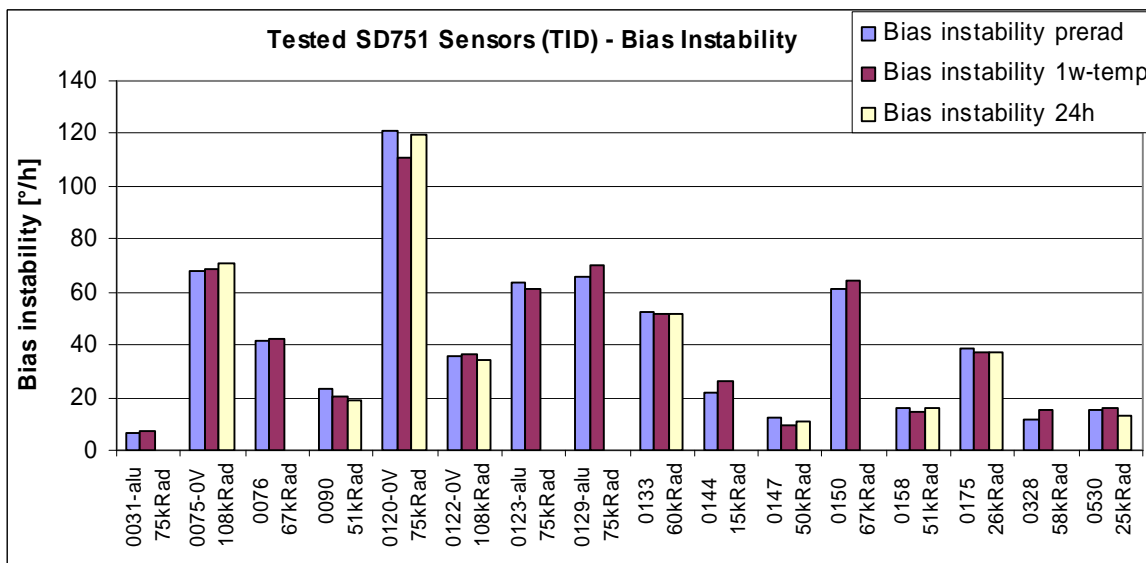


Abbildung 7-17: Vergleich der Bias-Instability vor und nach der Bestrahlung

Neben den oben dargestellten Parametern bleiben in den Allan-Varianzen der Sensoren auch die Kurvenformen sowie die Zeitpunkte der niedrigsten Werte über die getestete Strahlungsdosis unverändert. Exemplarisch werden dafür die gemessenen Kurven des Sensors 0147 in Abbildung 7-18 dargestellt.

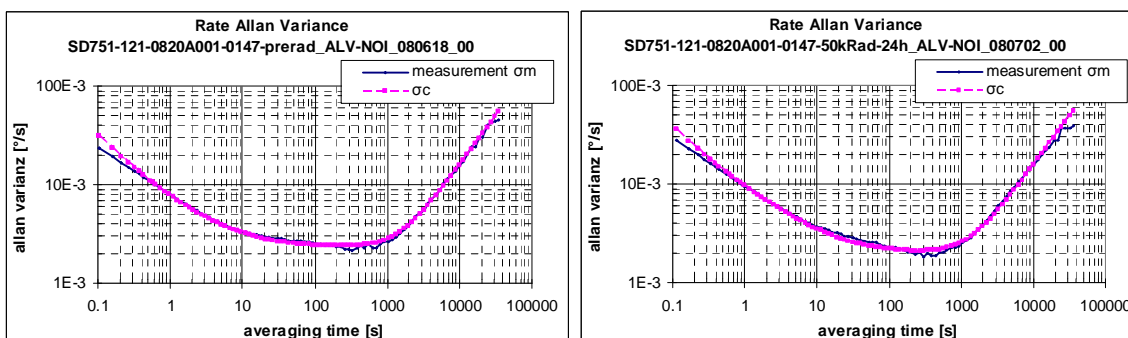


Abbildung 7-18: Darstellung der Allan-Varianz vor und nach der Bestrahlung

### 7.2.2.3 Temperaturverhalten

Abbildung 7-19 zeigt die gemessenen Ergebnisse des Rate-Bias-Drifts. Bei den Messungen des Temperaturverhaltens kommen die in Kapitel 7.1 beschriebenen Probleme mit der Lötung zum Tragen. Deshalb sind die Werte der dargestellten Parameter teilweise sehr groß. Für die Durchführung der Messungen mussten die Sensoren öfters neu im Gehäuse montiert werden, was aufgrund der mechanischen Spannungsempfindlichkeit zu einer starken Änderung der gemessenen Parameter führen kann. Auch die hohen Temperaturen beim Tempern können Effek-

te in diese Richtung hervorrufen. Die gezeigten Abweichungen müssen also nicht zwangsläufig vom Strahlungseinfluss herrühren. Trotz dieser Probleme ist auch hier eine gewisse Reproduzierbarkeit der Messergebnisse über die getestete Dosis zu beobachten.

Die detaillierten Kurvenverläufe des Bias werden weiter unten in Abbildung 7-21 dargestellt. Die einzelnen Kurven ändern sich teilweise sehr stark über die durchgeführten Messungen, jedoch zeigen alle das typische Verhalten wie es auch bei einer zu steifen Einspannung beobachtet wird. Messergebnisse dazu sind in Abbildung 7-4 zu finden. Aufgrund dieser Tatsache ist davon auszugehen, dass die gezeigten Effekte zum großen Teil auf die Probleme mit der Einlötlung zurückzuführen sind. Dies wird auch noch durch eine weitere Tatsache gestützt, die bei den Einheiten 0076, 0123, 0150, 0328 und 0530 zu sehen ist. Diese Sensoren besitzen durch Zufall eine günstige Einlötlung auf der Platine und zeigen dadurch ein besseres Verhalten, das auch durch die Strahlung nicht verändert wird. Wie hoch der genaue Strahlungseinfluss ist, lässt sich nicht genau bestimmen.

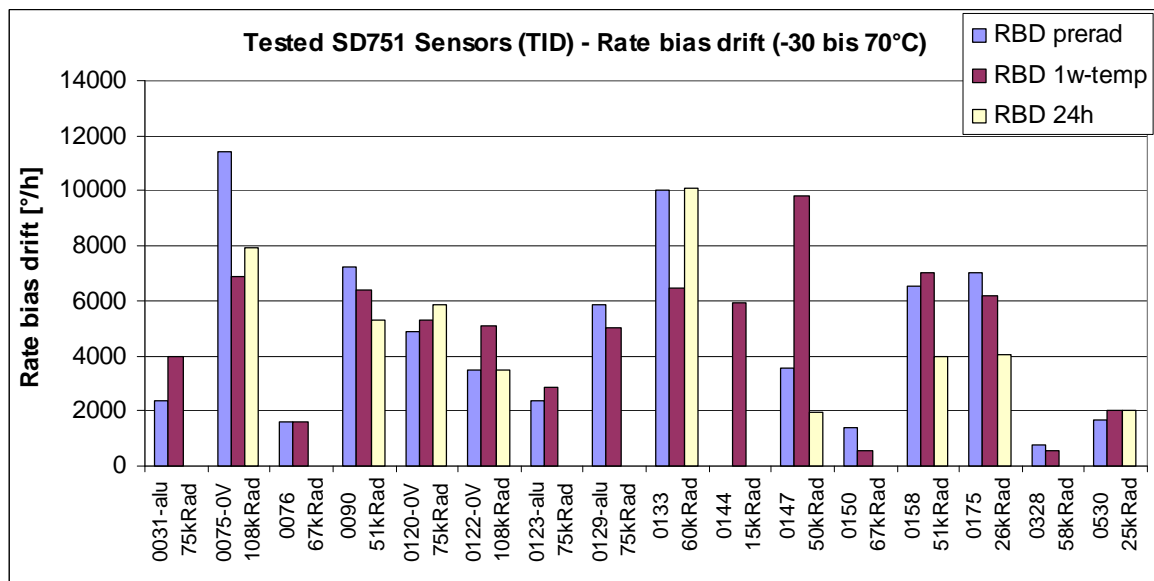


Abbildung 7-19: Vergleich des Rate-Bias-Drifts vor und nach der Bestrahlung

Die Probleme mit den mechanischen Spannungen auf der Platine beeinflussen auch beim Skalenfaktor die gemessenen Werte. Der Einfluss ist aber deutlich kleiner als beim Rate Bias Drift, so dass die in Abbildung 7-19 dargestellten Änderungen sicher auf den Strahlungseinfluss zurückzuführen sind. Bei allen Einheiten mit Strahlendosen über 50kRad, die zur 24 Stunden Messung bereits wieder funkti-

onstüchtig waren, ist ein starker Anstieg des Skalenfaktor-Fehlers sichtbar. Nach dem Tempern hat sich dieser Zustand wieder zurückgebildet, jedoch ist über alle getesteten Sensoren die Tendenz eines leichten Anstiegs zu beobachten.

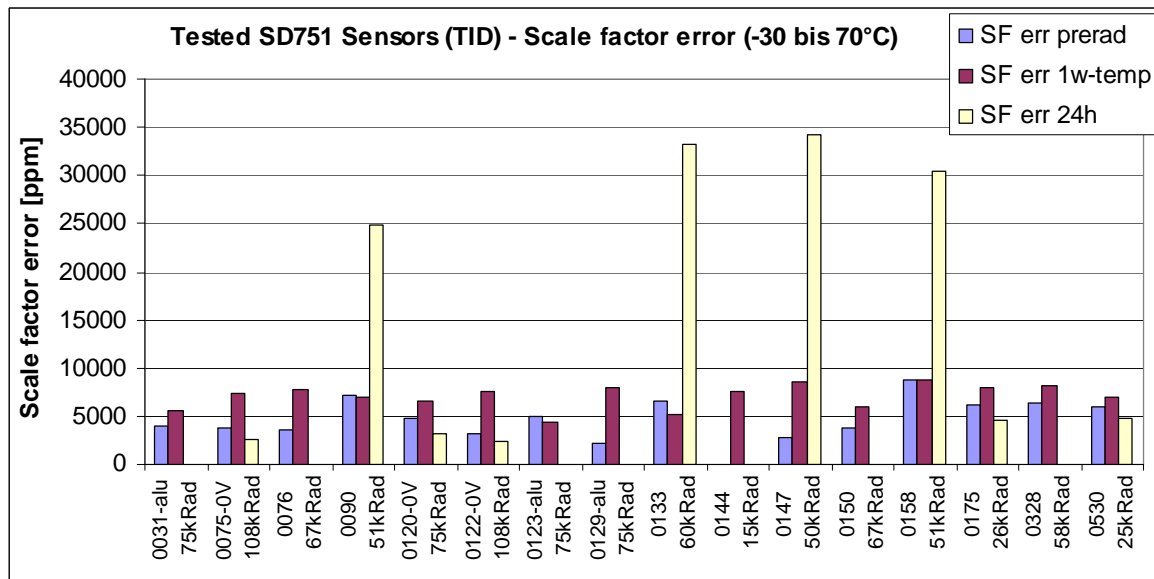


Abbildung 7-20: Vergleich des Scale-Factor-Errors vor und nach der Bestrahlung

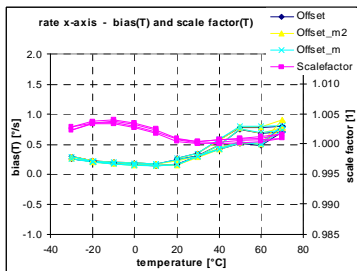
Die detaillierten Kurven des Skalenfaktors über der Temperatur werden in Abbildung 7-21 gezeigt. Die relevanten Kurven sind dabei in türkiser Farbe dargestellt. Vor Beginn der Bestrahlung weisen die Kurven, die auf der linken Seite dargestellt sind, eine mehr oder weniger ausgeprägte V-Form auf. Die Stelle des Knicks der Kurve liegt aufgrund der internen Temperaturkompensation bei 20°C und bleibt von der Strahlung unbeeinflusst.

Bei der Messung 24 Stunden nach der Bestrahlung, die in den mittleren Bildern von Abbildung 7-21 zu sehen ist, bleibt die Stelle des Kurvenknicks unverändert. Die beiden nur mit 25kRad bestrahlten Einheiten 0175 und 0530 sowie die ausgeschalteten Sensoren zeigen darüber hinaus auch keine Veränderung der Kurvenform. Bei höheren Dosen bis ungefähr 60kRad entsteht ein starker Einfluss. Die Sensoren erreichen dabei wie oben beschrieben sehr große Werte im Skalenfaktor Fehler. Die Kurve nimmt mit steigender Dosis immer mehr die Form einer Gerade an, die zu größeren Temperaturen hin ansteigt. In den Messergebnissen kann über die gefahrenen Temperaturzyklen bereits eine leichte Erholung gesehen werden.

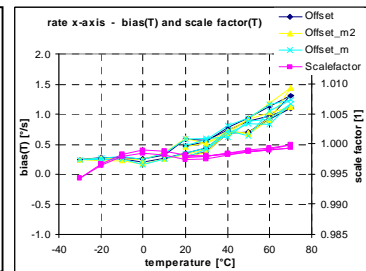
Durch das Tempern entstehen weitere Änderungen. Die Kurven werden in den rechten Diagrammen gezeigt. Der Wert des Skalenfaktor Fehlers am Knick verschiebt sich nach unten. Auch die Kurvenform ändert sich. Während die rechte Kurvenhälfte davon fast unbeeinflusst ist, erhält der linke Teil der Kurve eine stärkere Rundung und kippt nach unten weg. Es ist allerdings nicht geklärt, ob die Effekte durch den Strahlungseinfluss hervorgerufen werden. Genauso könnten die hohen Temperaturen beim Tempern die Ursache der Veränderung sein. Diese Annahme wird dadurch verstärkt, dass auch Sensoren, die bei der Messung nach 24 Stunden noch keinerlei Einfluss zeigen, diese Effekte aufweisen.

prerad	24h nach der Strahlung, falls Sensor funktionstüchtig ist	Nach 1 Woche bei 100°C
--------	---	------------------------

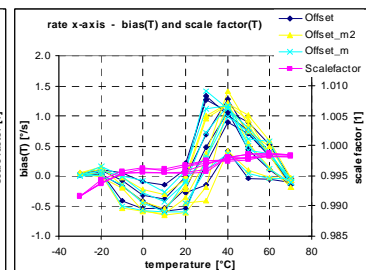
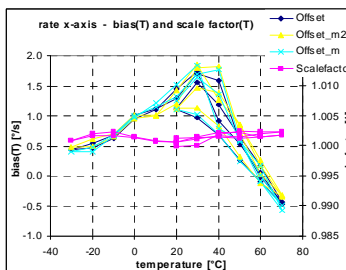
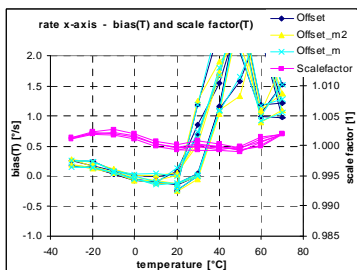
**0031**  
alu  
75kRad



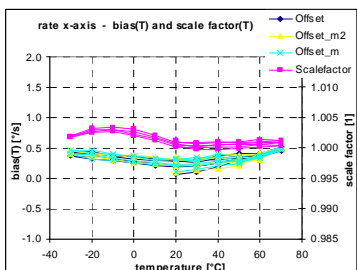
Keine Messung möglich



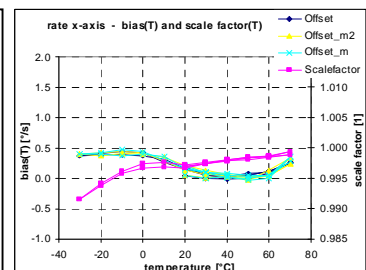
**0075**  
OV  
108kRad



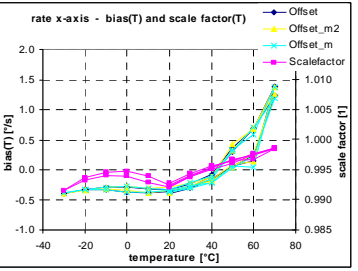
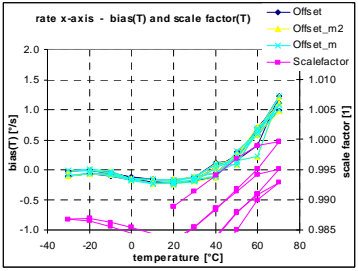
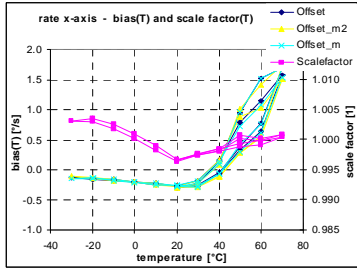
**0076**  
67kRad



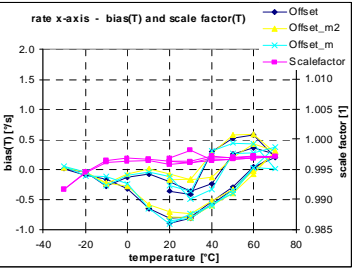
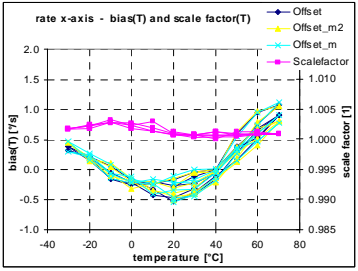
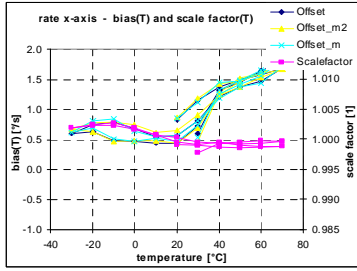
Keine Messung möglich



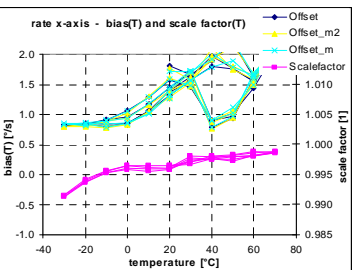
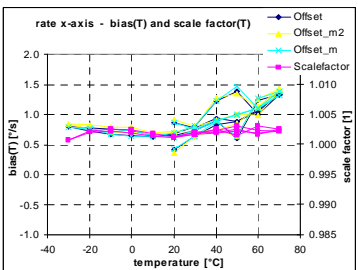
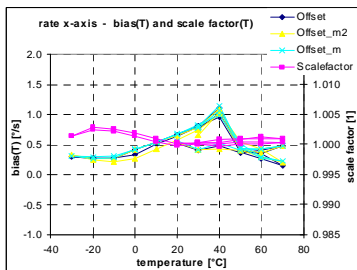
**0090**  
51kRad



**0120**  
0V  
75kRad



**0122**  
0V  
108kRad

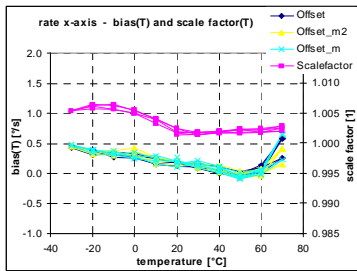


prerad

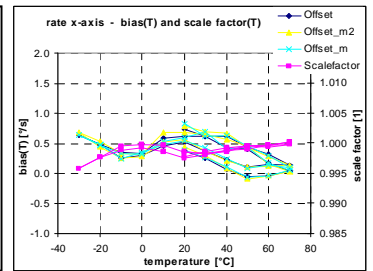
24h nach der Strahlung, falls  
Sensor funktionstüchtig ist

Nach 1 Woche bei 100°C

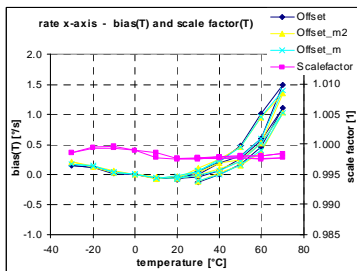
**0123**  
alu  
75kRad



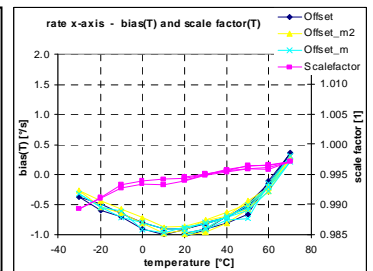
Keine Messung möglich



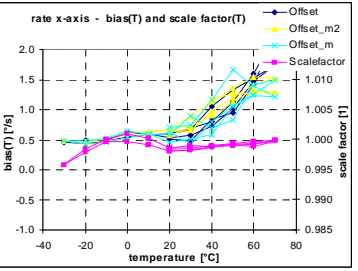
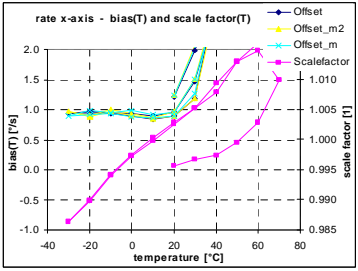
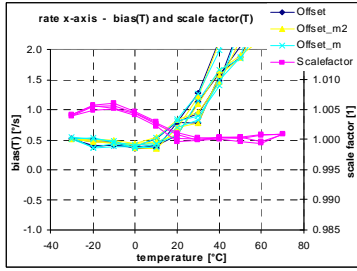
**0129**  
alu  
75kRad



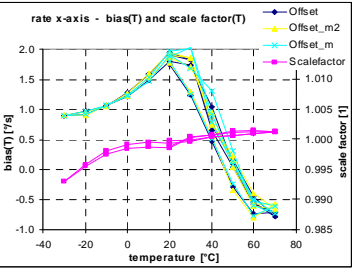
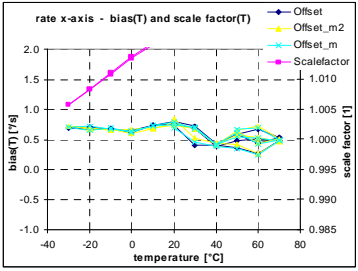
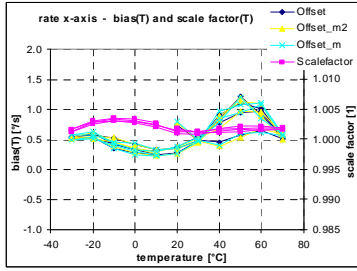
Keine Messung möglich



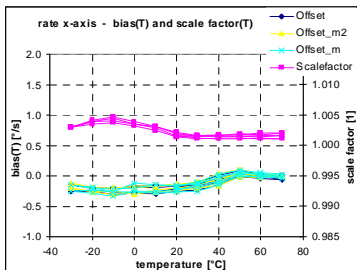
**0133**  
60kRad



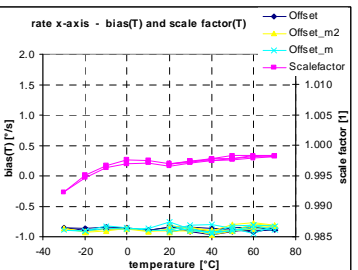
**0147**  
50kRad



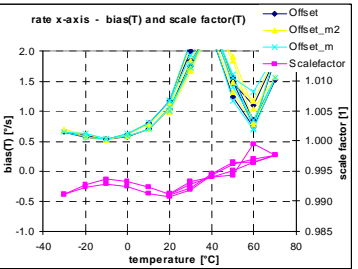
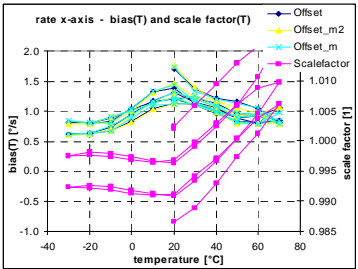
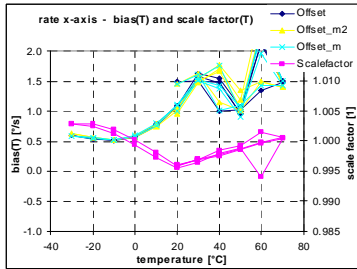
**0150**  
67kRad



Keine Messung möglich



**0158**  
51kRad

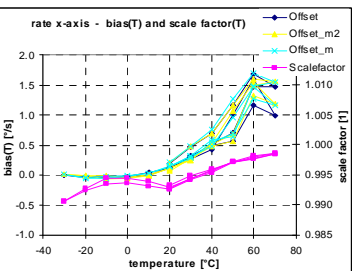
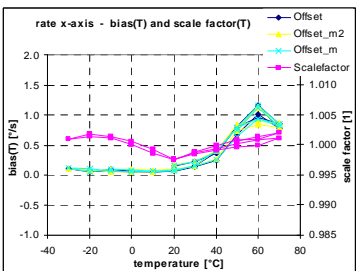
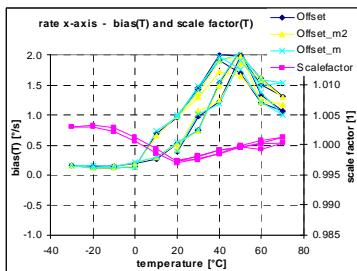


prerad

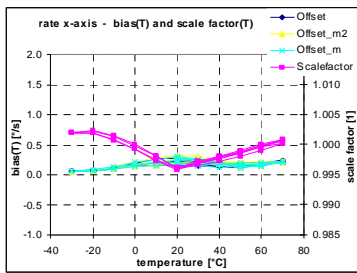
24h nach der Strahlung, falls Sensor funktionstüchtig ist

Nach 1 Woche bei 100°C

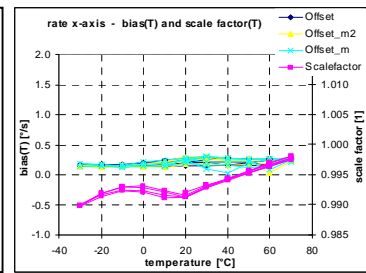
**0175**  
26kRad



**0328**  
58kRad



Keine Messung möglich



**0530**  
25kRad

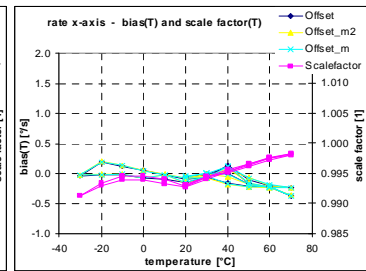
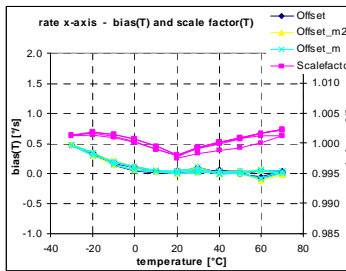
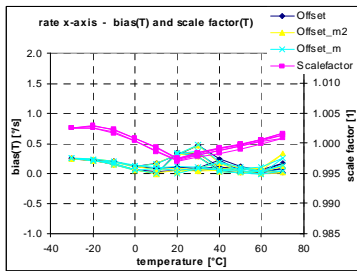


Abbildung 7-21: Temperaturverhalten der Sensoren vor und nach der Strahlung

### 7.2.2.4 Fehlercodes der Sensoren

Der Sensor besitzt ein internes Fail-Safe-System. Über das digitale Interface können zwei verschiedene Fehlertelegramme ausgelesen werden. In dem ersten Telegramm „Read Status“ wird der Status des Sensors in Echtzeit dargestellt. Das zweite mit dem Namen „Error Flags Transfer“ speichert den Zustand beim Auftreten des letzten Fehlers und liefert darüber hinaus noch erweiterte Informationen. Tabelle 7-2 zeigt eine Übersicht der aufgetretenen Fehler. Dabei ist deutlich ein reproduzierbares Verhalten zu erkennen. Bei der Analyse wurden drei verschiedene Fehlerkombinationen beobachtet. Diese werden im Folgenden mit den Buchstaben a bis c bezeichnet, wobei die Anzahl der auftretenden Fehlercodes mit steigendem Buchstabe wächst.



Tabelle 7-2: Entwicklung der Fehlercodes über die Strahlung

Sensor	Strahlungsdosis	Nach 0 Stunden Unter Spannung Bei Raumtemperatur	Nach 24 Stunden Unter Spannung Bei Raumtemperatur	Nach 1 Tag Unter Spannung Bei 100°C	Nach 1 Woche Unter Spannung Bei 100°C
Nummer	[kRad]	Fehlertyp	Fehlertyp	Fehlertyp	Fehlertyp
075 0V	108	ok	ok		ok
122 0V	108	ok	ok		ok
031 Alu	75	c	c		ok
123 Alu	75	c	c		ok
129 Alu	75	c	c		ok
120 0V	75	ok	ok		ok
150	67	c	c	ok	ok
076	67	c	c	ok	ok
133	60	c	b		ok
328	58	c	c	a	a
090	51	b	b		ok
158	51	b	b		ok
147	50	b	ok ?		ok
175	26	ok	ok		ok
530	25	ok	ok		ok
144	15	ok	ok		ok

In Tabelle 7-3 bis Tabelle 7-5 sind die Fehlerkombinationen genauer aufgelistet. Dabei wird für die Aufschlüsselung der einzelnen Fehler die Namensgebung aus dem Datenblatt verwendet. Wie aus Tabelle 7-2 zu sehen ist, entstehen für die mit Spannung betriebenen Sensoren mit steigender Dosis immer mehr Fehler. Bei 25kRad sind noch keinerlei Auswirkungen zu sehen. Bis zur Dosis von 50kRad erscheinen dann die ersten Fehler. Der Sensor zeigt dort Levelüberschreitungen der Referenzspannung des Digitalkonverters an. Auch 24 Stunden nach der Bestrahlung ist dieser Fehlertyp noch bei einigen Sensoren vorhanden. Der Skalenfaktor zeigt starke Abweichungen, was in den Messungen der entsprechenden

Sensoren in Abbildung 7-21 zu sehen ist. Zwischen 50kRad und 60kRad tritt dann Fehlertyp c in Erscheinung. Ab diesem Zeitpunkt schwingt der Ausgang wie in Abbildung 7-7 gezeigt ist. Aus den Fehlercodes ist zu erkennen, dass die Phase-Lock-Loop des Sensors nicht mehr funktioniert, wodurch der Sensor funktionsun-tüchtig wird. Nach der Bestrahlung erholen sich die Fehler mit steigender Tempe-rungszeit immer weiter. Nach einer Woche sind alle Fehler wieder verschwunden. Einzige Ausnahme stellt der mit 58kRad bestrahlte Sensor 0133 dar. Dieser zeigt noch einen Fehler im Spannungslevel der Versorgungsspannung an, was aber keine messbaren Störungen der Funktionalität bewirkt.

Tabelle 7-3: Fehler Typ a

Typ a	<b>Read Status (Opcode 0x02)</b>		
	<b>Bit Nummer in Status Wort</b>	<b>Fehlerbeschreibung</b>	<b>Beobachtete Häufigkeit</b>
	23	voltage_level_fail	immer
	<b>Error Flags Transfer (Opcode 0x07)</b>		
	<b>Bit Nummer in Status Wort</b>	<b>Fehlerbeschreibung</b>	<b>Beobachtete Häufigkeit</b>
	28	voltage_level_fail -> Vdd check	immer

Tabelle 7-4: Fehler Typ b

Typ b	<b>Read Status (Opcode 0x02)</b>		
	<b>Bit Nummer in Status Wort</b>	<b>Fehlerbeschreibung</b>	<b>Beobachtete Häufigkeit</b>
	23 26	voltage_level_fail LC_fail	immer
	<b>Error Flags Transfer (Opcode 0x07)</b>		
	<b>Bit Nummer in Status Wort</b>	<b>Fehlerbeschreibung</b>	<b>Beobachtete Häufigkeit</b>
	30	voltage_level_fail -> DACREFs	immer

Tabelle 7-5: Fehler Typ c

Typ c	Read Status (Opcode 0x02)		
	Bit Nummer in Status Wort	Fehlerbeschreibung	Beobachtete Häufigkeit
	27	Qbias_fail	immer
	28	Qfactor_fail	
	29	disturbance	
	25	inchan_fail	
	26	LC_fail	
	23	voltage_level_fail	
	19	freq_drift_fail	
	8	agc_fail	
	6	ppl_fail	
	Error Flags Transfer (Opcode 0x07)		
	Bit Nummer in Status Wort	Fehlerbeschreibung	Beobachtete Häufigkeit
	11	fp_sat -> sd_filter_bank_internal_saturation	immer
	8	disturbance -> disturbance check	immer
	9	agc_fail -> AGC_lock error	immer
	6	ppl_fail -> PPL_lock_error	immer

Bei der Bewertung des Fehlerverhaltens wurde auch das globale Fehlerbit untersucht. An der Funktion des Bits konnte kein Fehlverhalten festgestellt werden. Das in der Software enthaltene globale Fehlerbit wurde immer synchron mit dem externen Signal am Sensor-Pin beobachtet und war auch nur dann vorhanden, wenn andere Fehler aktiv waren.

### 7.2.3 Bewertung der Ergebnisse des Total-Dose-Test

Abschließend kann gesagt werden, dass die Sensoren bis zu einer Dosis von 25kRad überhaupt keinen Einfluss zeigen. Während der Bestrahlung entstehen bis zum Level von 50kRad die ersten Fehler. Das betrifft vor allem den Skalenfaktor, der dann einen starken Drift über die Temperatur aufweist. Ab 60kRad versagen die Sensoren komplett. Die angezeigten Fehlercodes stimmen in allen Fällen mit den sichtbaren Veränderungen überein, was darauf schließen lässt, dass das interne Fail-Safe-System des Sensors auch unter Strahlungseinfluss funktioniert.

Nach dem Tempern sind alle Sensoren wieder voll funktionstüchtig und arbeiten ohne sichtbare Veränderungen. Wird der Endtest als Bewertung verwendet, dann arbeiten die Sensoren bis zu einem Level von 75kRad. Noch höher liegt die Grenze bei den ausgeschalteten Einheiten. Diese zeigen selbst nach einer Dosis von 108kRad keinerlei Veränderungen im Betriebsverhalten.

### **Zusammenfassung TID**

- funktionsfähig bis ca. 50 kRad
- geringe Zunahme der Leistungsaufnahme
- Fehlermeldungen kündigen Störungen rechtzeitig an (fail-safe-system im ASIC)
- Fehlermeldungen nehmen mit Strahlung zu
- Funktionsstörungen (Schwingung) ab 50/60 kRad
- nach Tempern: alle Sensoren funktionstüchtig
- Sensor bis 75kRad einsetzbar
- Sensor ohne Spannung: kein Einfluss bis 108 kRad erkennbar

### **7.3 Ergebnisse der SEE-Tests**

Im Folgenden werden die Ergebnisse dargestellt, die beim Single-Event-Effect-Test gewonnen wurden. Die Testspezifikation, nach der der Test durchgeführt wurde, kann in Kapitel 6.4 nachgelesen werden. Für die Durchführung von SEE-Tests an Bauteilen ist ein Teilchenbeschleuniger erforderlich. Von großem Vorteil war hier, dass im Konzern EADS jahrelange Erfahrung im Umgang mit derartigen Testeinrichtungen besteht. So war es möglich zusammen mit Astrium Frankreich die SEE-Tests in Belgien Louvain la neuve bei UCL durchzuführen.

Die Kollegen von Astrium sind mit der Hardware vor Ort bestens vertraut und verfügen über Software, die zur Durchführung der Tests und deren Auswertung erforderlich ist. Der Aufbau der Messkammer, Abbildung 7-22, erlaubt den Einbau einer bestimmten Probengröße und es sind 6 elektrische Durchführungen in D-Sub 25-polig vorhanden. Für die Durchführung der Tests wurden 8 Sensormodule ohne Gel vorbereitet. Vier davon wurden auf eine Halterung aufgeschraubt und in der Messkammer mit den Adaptern an die elektrischen Durchführungen angeschlos-

sen. Die Metalldeckel konnten nach der Fixierung in der Messkammer entfernt werden.

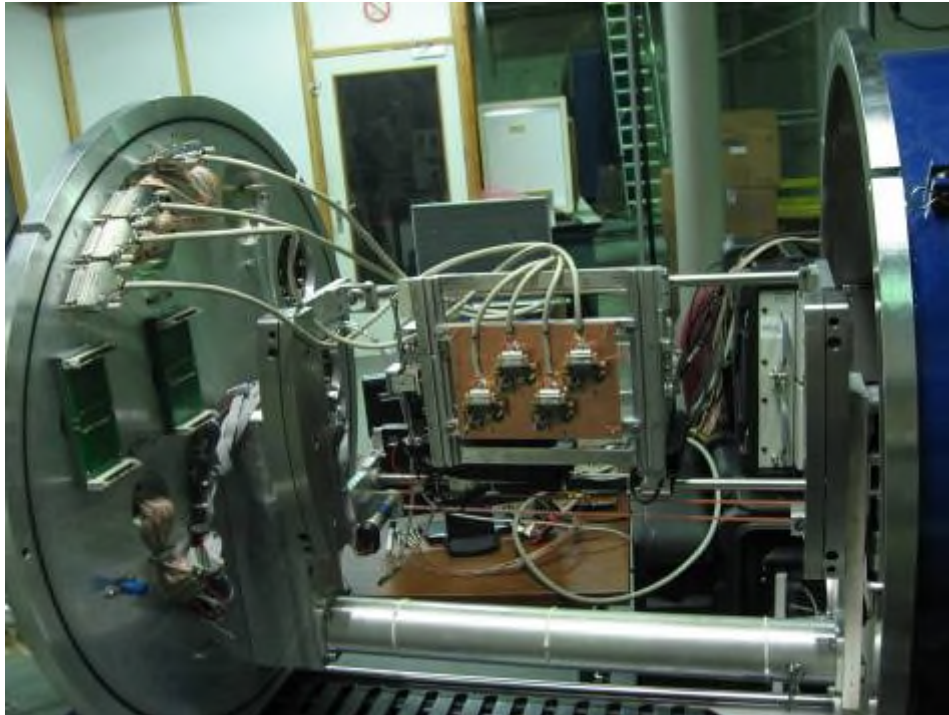


Abbildung 7-22 : Geöffnete Messkammer für SEE-Tests

Der prinzipielle Messaufbau ist in Abbildung 7-23 zu sehen. Außen an der Messkammer sind eine Spannungsversorgung und die Messwertaufnahme angeschlossen. Die Spannungsquelle wird von Astrium gestellt und kann im Falle eines Latch-ups definiert die Spannung abschalten. Diese Quelle wird über einen Steuerrechner kontrolliert. Die Messwertaufnahme ist von EADS-IW und nimmt Sensordaten und Fehlermeldungen des Sensors während der offenen Sensor mit Ionen beschossen wird. Durch den Einbau von 4 Sensoren können diese 4 Sensoren getestet werden, ohne zwischendurch die Kammer wieder belüften und evakuieren zu müssen. Zum Umschalten zwischen den Sensoren muss lediglich außen an der Kammer von einem D-Sub (25 polig) Anschluss zum anderen umgesteckt werden.

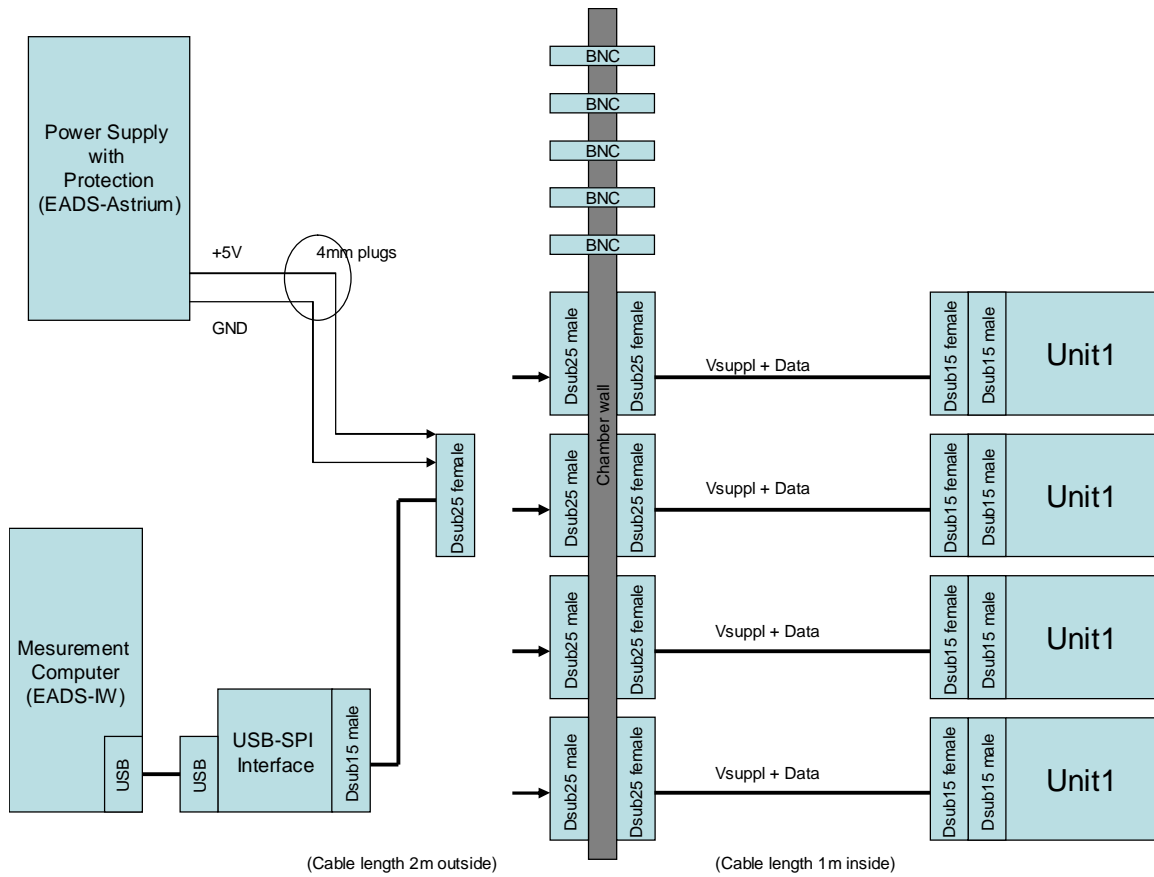


Abbildung 7-23 : Prinzipieller Messaufbau für SEE-Tests



Abbildung 7-24 : Messkammer und Steuerrechner für SEE-Tests

Abbildung 7-24 zeigt den realen Messaufbau, wie er beim Teilchenbeschleuniger in Belgien bei UCL verwendet wurde. Im Hintergrund ist die geöffnete Messkammer zu sehen, in die die Sensoren eingebaut wurden. Die Messkammer ist in Abbildung 7-24 von der anderen Seite als in Abbildung 7-22 aufgenommen. Das bedeutet, der Teilchenstrahl kommt in Abbildung 7-24 von der gegenüberliegenden Seite.

Im Vordergrund ist auf der linken Seite der Steuerrechner von Astrium zu sehen. Dieser Rechner steuert die Anlage und überwacht den Teilchenstrom. Die Auswahl der Teilchenart nach Tabelle 6-10 wird vom Bedienungspersonal vorgenommen und dauert ca. 15-30 Minuten.

Bei einem auftretenden Latch-up wird die Spannungsversorgung nach definierten Strom-Zeit-Relationen unverzüglich abgeschaltet, um Beschädigungen am Testobjekt in der Messkammer zu vermeiden.

Auf der rechten Seite in Abbildung 7-24 ist der Messwerverfassungsrechner zu sehen. Mit diesem Rechner wird während der Bestrahlung das normale Ausgangssignal des Sensors mit maximaler Abtastrate aufgezeichnet. Das Messwerverfassungsprogramm wurde so ausgelegt, dass jeder größere, unplausible Sprung im Sensorsignal oder eine auftretende Fehlermeldung einen Zählerwert (error-counter) um eins erhöhte. Darüber hinaus wurden bei allen auftretenden Fehlern sowohl die Zeit wie auch die genaue Fehlermeldung in einer Datei mitprotokolliert. Da im Vorfeld nicht vorhersehbar war, wie sich der Sensor, und hier natürlich in erster Linie der ASIC beim Beschuss mit den Ionen verhält, wurde nach jeweils 8 Fehlermeldungen ein Reset des Sensors durchgeführt. Dadurch sollte sichergestellt werden, dass Fehlermeldungen gelöscht werden und nicht durch ein einziges Event über einen längeren Zeitraum bestehen bleiben. Grundlage für die Erkennung von auftretenden Fehlern ist das im ASIC implementierte Fail-Safe-System. Dieses System hat bereits bei den TID-Tests, siehe Kapitel 7.2, rechtzeitig auf auftretende Fehler hingewiesen.

Als erstes sollte das Auftreten von sogenannten Singel-Event-Latchups ermittelt werden. Da die Schwelle für Latchup-Effekte bei kommerziellen Bauteilen oft sehr gering ist, wurde vorsichtig mit den energetisch niedrigeren Teilchen begonnen. Es stellte sich für die Fachleute von Astrium sehr schnell heraus, dass die Strah-

lungsfestigkeit des ASICs nicht sehr hoch ausfallen wird. Die auftretenden Latchups wurden mit der Steuersoftware erfasst und mit den entsprechenden Daten gespeichert. Um Exemplarstreuungen auszuschließen, wurden alle 4 eingebauten Sensoren getestet. Es wurde eine sehr gute Reproduzierbarkeit über alle 4 Sensoren festgestellt.

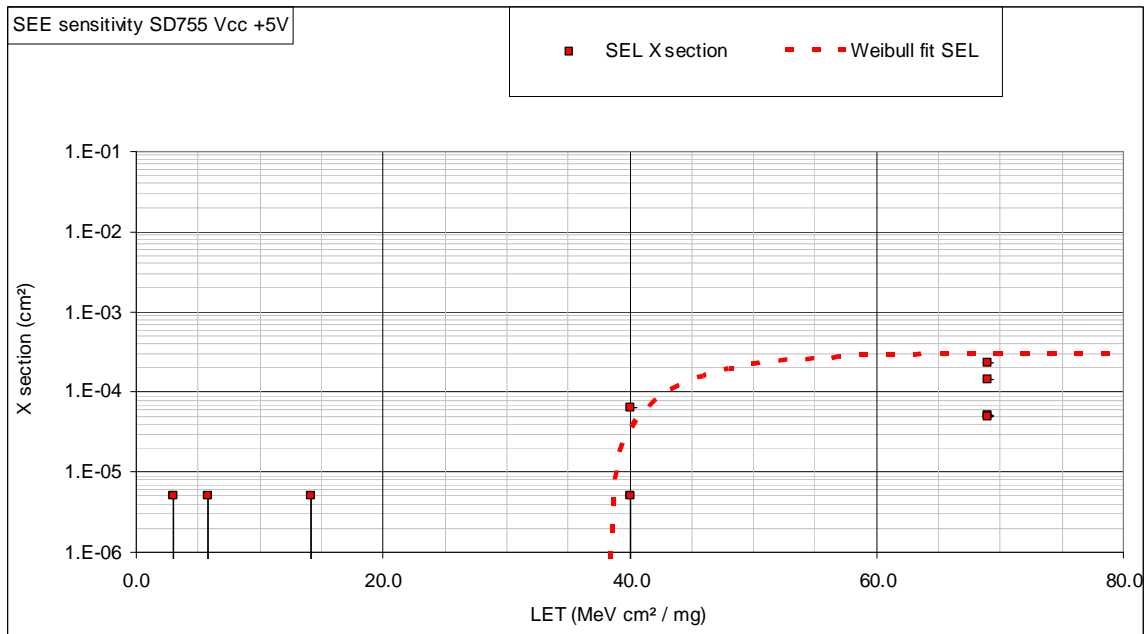


Abbildung 7-25 : SEL cross section curve

Tabelle 7-6: Weibull Fitparameter für SEL

	Weibull fit SEL
$\sigma_{sat}$ (cm <sup>2</sup> )	3.00E-04
<b>LET<sub>th</sub></b> (MeV cm <sup>2</sup> /mg)	38
<b>S</b>	1.3
<b>W</b> (MeV cm <sup>2</sup> /mg)	10

Im Anschluss an die Testreihe konnte bereits über ein Auswerteprogramm die entsprechende Kurve, Abbildung 7-25, und die Fitparameter, Tabelle 7-6, ermittelt werden.

Der Schwellwert des Linear Energy Transfer (LET<sub>th</sub>) liegt mit 38 MeVcm<sup>2</sup>/mg relativ niedrig. Er ist aber für kommerzielle Bauteile in einem noch akzeptablen Bereich.



Im Anschluss an die SEL-Tests wurden SEU-Tests durchgeführt. Was sich bereits bei den Latchup-Untersuchungen angedeutet hat, kann bei den Single-Event-Upsets noch deutlicher gesehen werden. Nach der Auswertung ist das Verhalten in Abbildung 7-26 zu sehen. Es wird einmal das Auftreten einer Fehlermeldung dargestellt (blau) und als zweite Kurve die Anzahl der Resets, die erfolgt sind. Die beiden Kurven unterscheiden sich, wie bereits oben erläutert, durch den Faktor 8. Dieser Faktor kommt dadurch zustande, dass nach dem Auftreten eines Fehlers, der durch das Fail-Safe-System erkannt wurde die Fehlermeldung aufrecht erhalten blieb. Erst durch einen Reset (nach 8 Fehlermeldungen) konnte die Fehlermeldung zurückgesetzt werden.

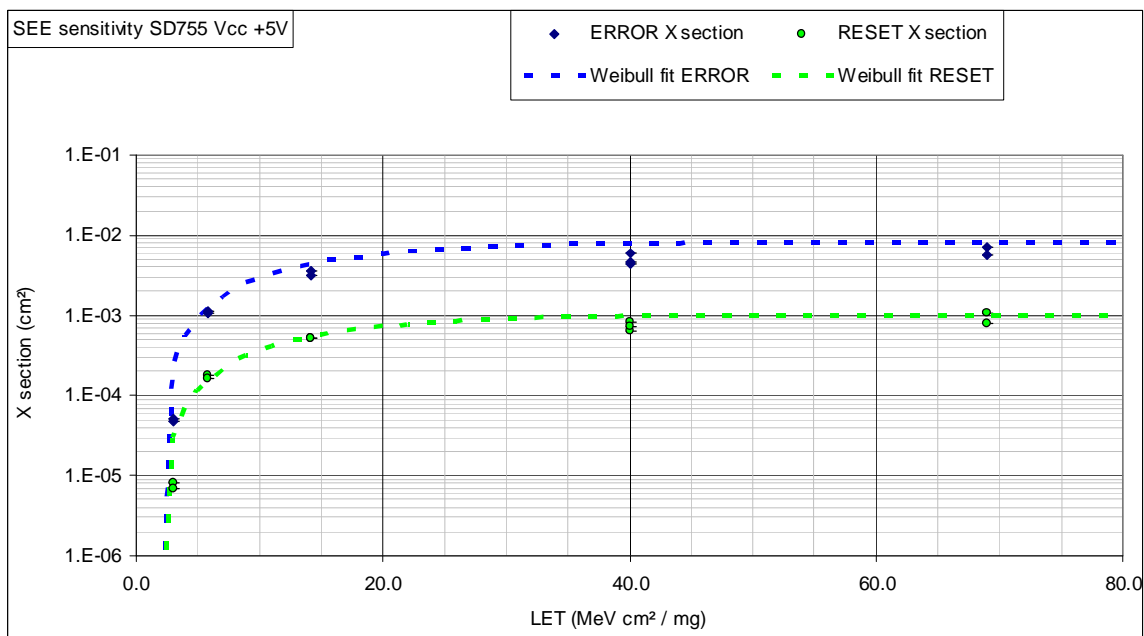


Abbildung 7-26 : SEU cross section curve

Tabelle 7-7: Weibull Fitparameter für SEU

	Weibull fit ERROR	Weibull fit RESET
$\sigma_{sat}$ ( $cm^2$ )	8.00E-03	1.00E-03
$LET_{th}$ ( $MeV\ cm^2/mg$ )	2	2
<b>S</b>	1.3	1.3
<b>W</b> ( $MeV\ cm^2/mg$ )	15	15

Die entsprechenden Fitparameter sind in Tabelle 7-7 zu sehen. Hier fällt der besonders geringe Schwellwert des  $LET_{th}$  auf. Das bedeutet, dass bereits bei sehr niedriger Teilchenenergie ein Fehler im ASIC auftreten kann. Das Fail-Safe-System zeigt die Fehler sehr frühzeitig an. Das Sensorausgangssignal blieb weitgehend unbeeinflusst von den Fehlermeldungen. Bei einer Zunahme der Teilchenenergie konnten am Sensorausgang einzelne Signalspitzen und in Ausnahmefällen auch ein Sensorausfall detektiert werden. Allerdings konnte in allen Fällen der Sensor über den Reseteingang zurückgesetzt werden. Danach war der Sensor wieder funktionsfähig. Die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse war auch hier bei 6 Sensoren sehr hoch.

Anhand der Messergebnisse wurde von Astrium eine Vorhersage über das Verhalten des Sensors für bestimmte Konstellationen berechnet. In Tabelle 7-8 sind die berechneten Latchup- und Fehlerraten aufgelistet. Bei dieser Vorhersage wurden eine Low Earth Orbit und eine geostationäre Umlaufbahn als Beispiel verwendet. Als weiterer Parameter ist die Sonnenaktivität implementiert. Angegeben sind die jeweiligen zu erwartenden Fehlerraten pro Tag.

Tabelle 7-8: **Events rate prediction**
 $Z = 20$ 

		SEL rate [/day]	
		M=3	M=8
GEO	LEO	3.21E-05	2.44E-02
		7.88E-06	6.10E-03

 $Z = 5$ 

		error rate [/day]	
		M=3	M=8
GEO	LEO	8.73E-02	2.51E+01
		2.27E-02	7.21E+00

 $Z = 5$ 

		reset rate [/day]	
		M=3	M=8
GEO	LEO	1.07E-02	3.02E+00
		3.30E-03	8.11E-01

**Z** : collection charge depth, **GEO** Geostationary Earth Orbit, **LEO** Low Earth Orbit (1000km / 99°), **M** Solar indice, 3 --> quiet sun, 8 --> solar flare

## 7.4 Ergebnisse der Thermaltests

### 7.4.1 Ergebnisse des Thermal-Cycling-Test (TMP-CYC)

Im Thermal-Zyklus-Test wurden die vier Einheiten mit den Nummern 156, 263, 311 und 559 getestet. Abb. 7-1 präsentiert die gemessenen Daten. Die blauen Kurven stellen den Verlauf der Temperaturen dar und zeigen, dass die spezifizierten Levels erreicht wurden. Die interne Sensortemperatur liegt aufgrund der Verlustleistung im Chip ungefähr 20°C höher.

Die türkise Kurve stellt das Ausgangssignal des Sensors dar. Die Einschaltvorgänge auf den Maximallevels funktionierten fehlerfrei. Auch während dem Test weisen die Sensoren keine Ausfälle auf. Der Bias Unterschied zwischen den bei-

den Maximaltemperaturen liegt mit 0.2°/s im normalen Bereich der Sensoren. Wie in den beiden linken Bildern von Abb. 7-1 zu sehen ist, kann der Bias des Sensorausgangs jedoch während den Temperaturrampen deutliche Spitzen aufweisen. Wenn dieses Verhalten für den geplanten Einsatz kritisch ist, dann können durch eine Selektion geeignete Sensoren ausgewählt werden, da dieser Effekt nicht bei allen Sensoren auftritt.

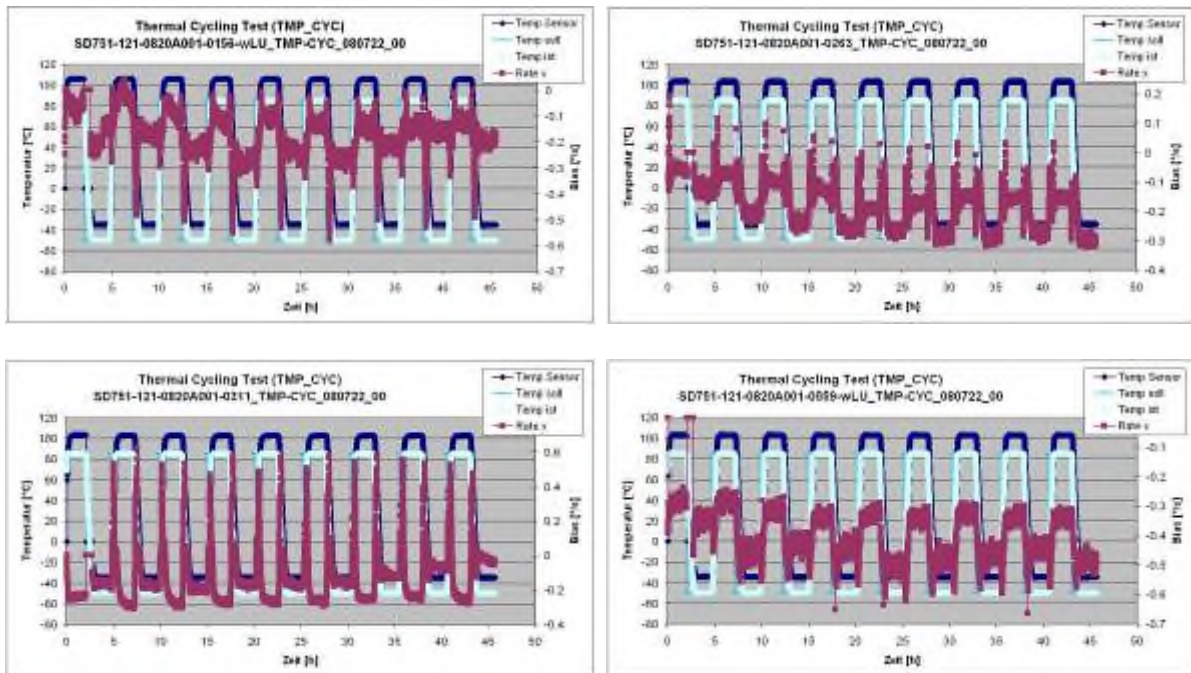
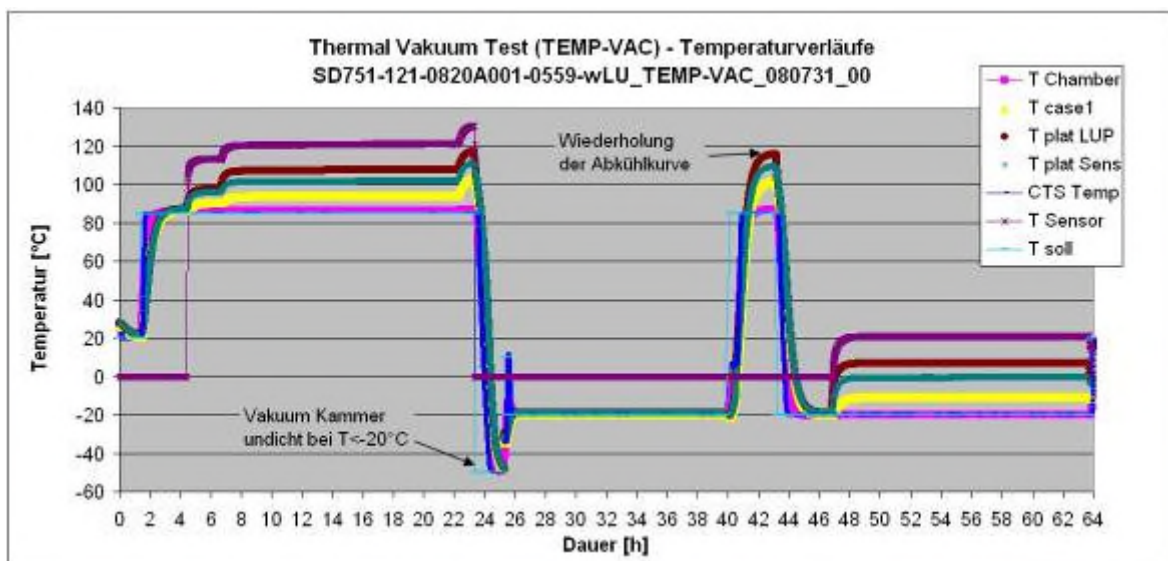


Abb. 7-1: Sensorverhalten während dem Thermal-Zyklus-Test

### 7.4.2 Ergebnisse des Thermal-Vakuum-Test (TMP-VAC)



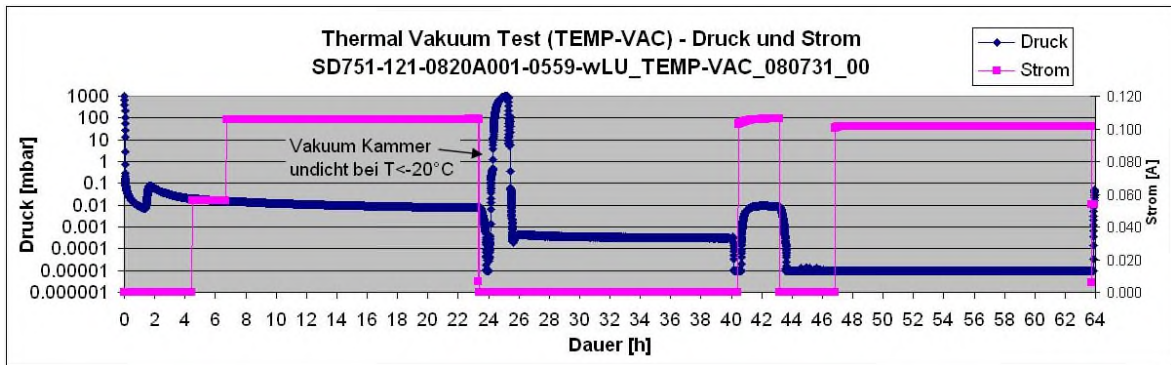


Abb. 7-2: Temperatur und Druckverläufe während dem Thermal-Vakuum-Test

Die beiden Grafiken in Abb. 7-2 zeigen die Temperatur und Druckverläufe während dem Thermal-Vakuum-Test. Der Test wurde an dem Sensor mit der Nummer 559 durchgeführt. Bei den hohen Temperaturen liegt der Druck wegen dem Ausgasen nur bei 0,01mbar. Bei Temperaturen unter  $-20^{\circ}\text{C}$  entstanden Probleme mit den Dichtungen an der Vakuumkammer. Dies ist am Verlauf der Kurven beim Zeitpunkt von 24 Stunden zu sehen. Die Kammer wurde undicht, was zu einer Notabschaltung der Turbomolekularpumpe führte. Zur Behebung dieses Problems werden in Zukunft spezielle Silikon-Dichtungen verwendet, die bei diesen Temperaturen keine Dichtigkeitsprobleme aufweisen. Um den Projektzeitplan einhalten zu können, wurde der Test fortgesetzt und die Abkühlung wiederholt, wobei der Level nur bis zu einer tiefen Temperatur von  $-20^{\circ}\text{C}$  eingestellt wurde. Da der Sensor bei dem Thermal-Zyklen-Test einwandfrei funktionierte, ist nicht zu erwarten, dass bei den tiefen Temperaturen im Vakuum Probleme auftreten. Der Test mit einem Temperaturlevel von  $-50^{\circ}\text{C}$  wird erst bei den Abnahme-Tests angewendet.

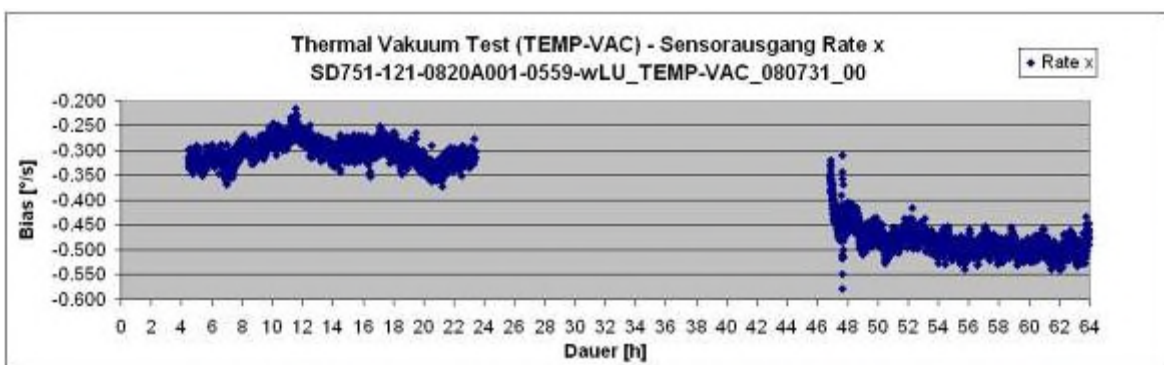


Abb. 7-3: Bias am Sensorausgang während des Thermal-Vakuum-Tests

Abb. 7-3 zeigt die Verläufe des Bias am Sensor. Auf der linken Seite befindet sich die Messung bei den hohen Temperaturen, während rechts die Messung bei tiefen

Temperaturen abgebildet ist. Wie aus der Grafik ersichtlich ist, funktioniert der Sensor innerhalb der normalen Parameter.

## 7.5 Ergebnisse der Vibrationstests

### 7.5.1 Ergebnisse des Sinus-Vibration-Test (SIN-VIB)

Für die Vibrationstests kam der Sensor mit der Nummer 559 und später die 4 Flugmodelle zum Einsatz. An Anfang wurde die Resonanzmessung zwischen 5Hz und 2000Hz durchgeführt. In allen drei Achsen wurden keine Resonanzfrequenzen mit einem merklichen Verstärkungsfaktor gefunden. Beim folgenden Sinus-Vibrationstest mit einem Maximallevel von 20g traten keine Probleme an der Hardware auf. Auch in der nach dem Test durchgeführten Sichtprüfung konnten keine Veränderungen festgestellt werden.

### 7.5.2 Ergebnisse des Random-Vibration-Test (RND-VIB)

Abb. 7-4 zeigt die gemessene spektrale Kurve beim Random-Vibration-Test. Der zur Messung verwendete Beschleunigungssensor hat eine Empfindlichkeit von 0,1V/g. Bei einem geforderten Level von  $1,4\text{g}^2/\text{Hz}$  ergibt das umgerechnet ein Spannungslevel von  $70\text{mV}_{\text{rms}}/\sqrt{\text{Hz}}$  am Sensor. Auch beim Random-Vibration-Test traten während der Durchführung keine Probleme auf und es konnten nach dem Test keine Veränderungen am Experiment festgestellt werden.

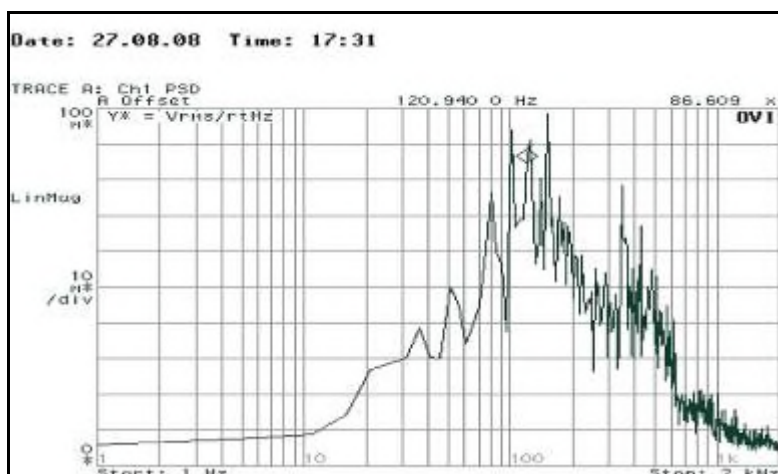


Abb. 7-4: Gemessene spektrale Verteilung beim Random-Vibration-Test

## 7.6 Langzeitverhalten der Sensorparameter

An den vier nicht bestrahlten Sensoren mit den Nummern 156, 263, 311 und 559 wurden während der Testkampagne viele Messungen durchgeführt. Abb. 7-5 bis Abb. 7-8 stellt das Langzeitverhalten der Parameter dar. Ein Versagen von Bauteilen tritt oft nicht sofort auf, sondern kündigt sich durch ein kontinuierliches Verschlechtern einzelner Parameter an. Daher lässt sich ein Ausfall meist schon frühzeitig voraussagen, wenn die Degradationsprozesse beobachtet werden.

Anhand der Grafiken ist zu erkennen, dass die Parameter bei den Sensoren zwar teilweise schwanken, jedoch keinen kontinuierlichen Trend zu einer Verschlechterung aufweisen. Nur beim Bias-Drift in Abb. 7-8 sind die letzten beiden Messungen der Sensoren 311 und 559 schlechter. Das liegt an dem Einfluss von mechanischen Spannungen, die in Kapitel 7.1 beschrieben sind. Für die Durchführung der Vibrationstests war es nötig, die beiden Sensoren mit Kleber auf der Platine zu fixieren.

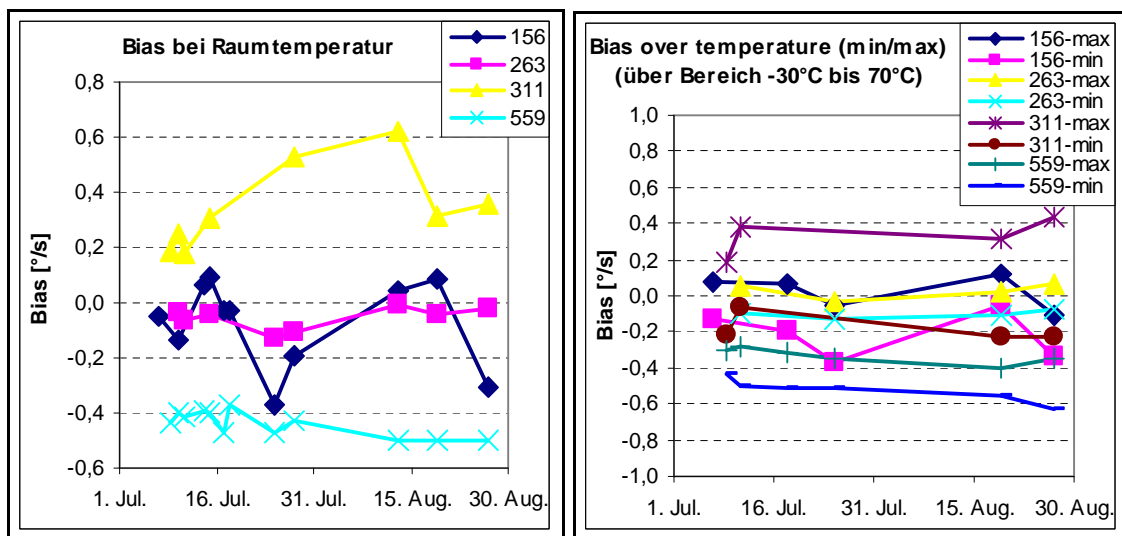


Abb. 7-5: Langzeitverhalten des Sensor Bias

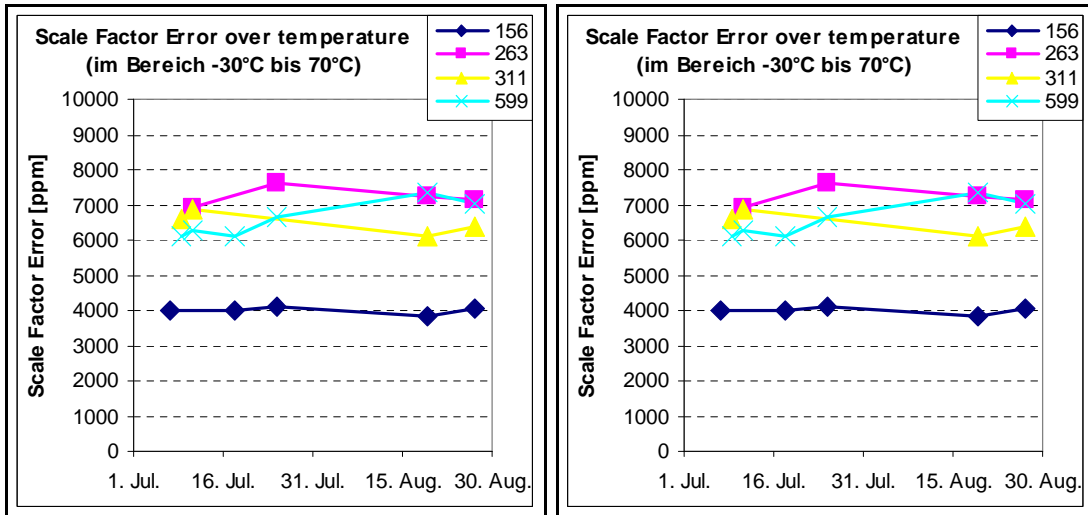


Abb. 7-6: Langzeitverhalten des Skalenfaktor-Fehlers

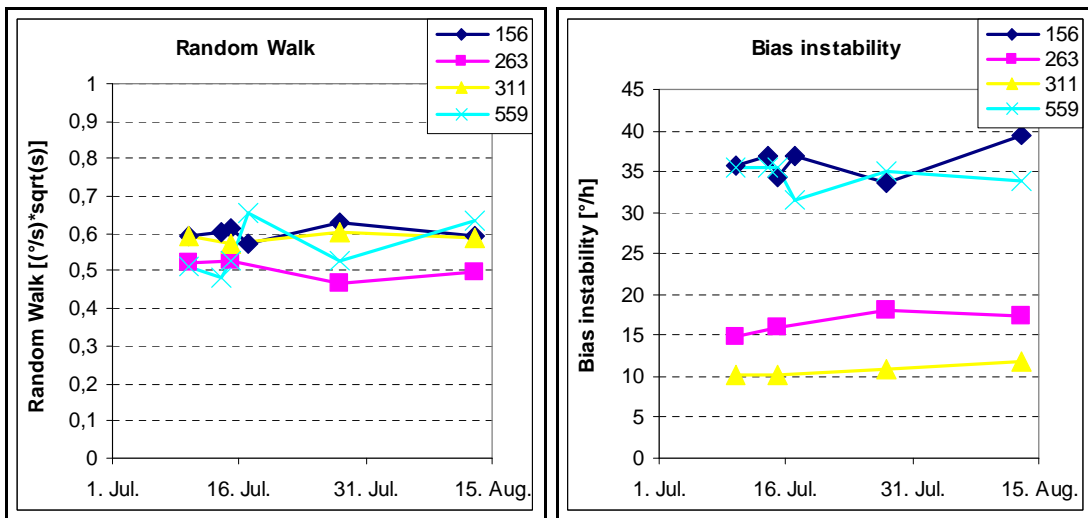


Abb. 7-7: Langzeitverhalten der Allan-Varianz-Parameter

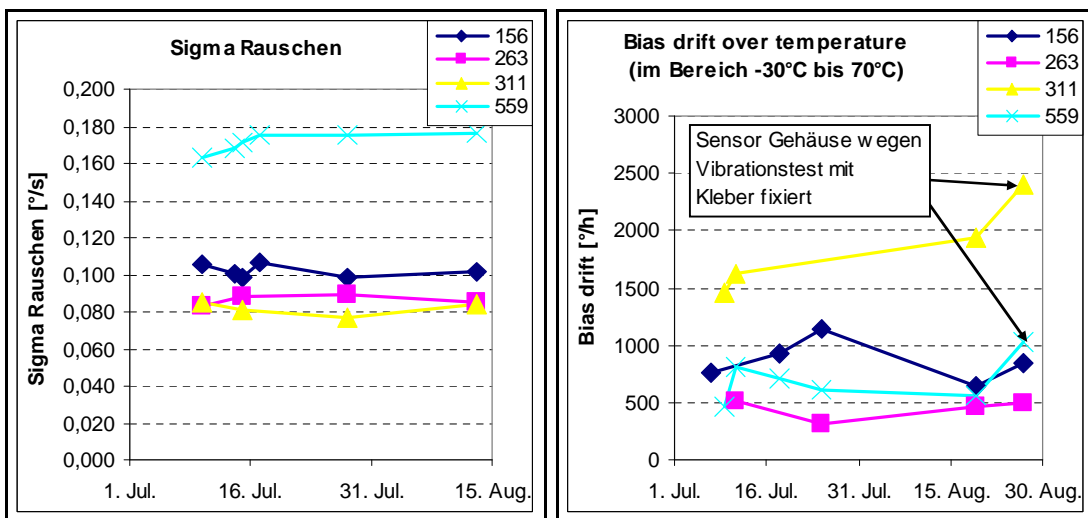


Abb. 7-8: Langzeitverhalten des Rauschens und des Bias-Drift




## 8 Testergebnisse Proto-Flight-Modelle

Nach Fertigstellung der Proto-Flight-Modelle, Abbildung 5-5 , wurden alle Test laut Testplan an diesen Sensoren durchgeführt. Alle Belastungstests konnten erfolgreich ohne Ausfälle durchgeführt werden.

### 8.1 Standardtests

In den Standardtests sind z.B. Rauschen, Allanvarianz, Bias, Skalenfaktor und die Temperaturabhängigkeiten enthalten. Die wichtigsten Ergebnisse der Standardtests lassen sich wie folgt darstellen:

Das Rauschen der 4 Beschleunigungssensoren beträgt ca. 0.6 mg. Die Rauschleistungsdichte beläuft sich bei ca. 70ug/√Hz. Aus der Allanvarianz lässt sich die Biasinstability zu ca. 280ug bestimmen. Schließlich noch ein sehr wichtiger Parameter die Biasdrift über der Temperatur. Dieser Wert beträgt zwischen 12 und 25 mg.

SD755-126 Test Results, 2 chips dual cavity, Flughardware								
 Sensor	noise 1σ	PSD Noise floor	Velocity Random Walk	Acc. Quantization Noise, Bias instability	Bias (20°C)	Acceleration Bias Drift(T)	Scale factor error (T)	Non linearity (20°C)
	[m/s <sup>2</sup> ]	[m/s <sup>2</sup> /√Hz]	[m/s/√h]	[m/s <sup>2</sup> ]	[m/s <sup>2</sup> ]	[g]	[ppm]	[ppm]
126-0912A008-0002	6.8E-3	798.0E-6	0.066	2.9E-3	-0.265	20.7E-3	6323	631
126-0912A008-0129	6.3E-3	646.0E-6	0.047	2.6E-3	-0.180	12.7E-3	7315	779
126-0912A008-0158	6.8E-3	723.0E-6	0.044	3.0E-3	-0.317	17.2E-3	6983	822
126-0912A008-0161	7.0E-3	791.0E-6	0.066	3.0E-3	-0.219	25.1E-3	6029	988

0.6 mg 70ug/√Hz 280ug -25mg

Abbildung 8-1: PFM: Daten B-Sensoren


SD755-126 Test Results, 2 chips dual cavity, Flugmodule										
 Sensor	Bias(RT)	noise 1 $\sigma$	PSD Noise floor	Angular Random Walk	Rate. Quantization Noise, Bias instability	Bias(20°C)	Rate Bias Drift(T)	Scale factor error (T)	Non linearity (20°C)	SSC Switch-on Switch-on Change
	[°/s]	[°/s]	[°/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$ ]	[( $^{\circ}$ )/ $\sqrt{\text{h}}$ ]	[°/h]	[°/s]	[°/h]	[ppm]	[ppm]	[°/h]
126-0912A008-0002	-0.194	121.5E-3	18.2E-3	0.62	28.8	-0.174	765	1747	408	20
126-0912A008-0129	-0.442	149.6E-3	22.4E-3	1.07	33.8	-0.434	803	2640	323	32
126-0912A008-0158	-0.232	128.4E-3	18.1E-3	1.01	30.0	-0.241	1228	2017	413	32
126-0912A008-0161	-0.104	113.8E-3	16.5E-3	0.60	31.0	-0.140	999	1752	292	34

Abbildung 8-2: PFM: Daten Drehratensensor

Das Rauschen der Drehratensensoren hat sich im Laufe der ausgelieferten Versionen ein wenig verschlechtert. Die Flugmodelle zeigen eine spektrale Rauschleistungsdichte von ca. 0.02 °/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$ . Bei früheren Versionen konnten auch Werte von ca. 0.01 °/s/ $\sqrt{\text{Hz}}$  erzielt werden. Besonders auffällig in dieser Tabelle ist die Biasinstability. Auch dieser Wert hat sich leider noch einmal erhöht und liegt nun bei ca. 30°/h. Beim Prototyp II, Abbildung 4-10, konnte noch ein Wert von 2°/h erzielt werden. Die Biasdrift liegt relativ konstant bei ca. 1000°/h. Nach der Charakterisierung der ersten Prototypen war die Hoffnung sicherlich berechtigt, dass im Laufe der Weiterentwicklung eine Leistungssteigerung der Sensoren zu erwarten sein wird. Trotz Vorselektion konnte hier aber kein besserer Wert von etwa 100-300°/h erzielt werden.

## 8.2 Thermaltests und Vibrationstests

Grundsätzlich sind die Ergebnisse dieser Tests mit den Proto-Flight-Modellen genauso, wie die der Qualifikationsmodelle in den Kapiteln 7.4 und 7.5. Nach Fertigstellung der Flugmodelle wurden alle 4 Flugmodelle dem Thermal-Zyklus-Test unterzogen. Überprüfungen nach den Vibrationstests ergaben keine Hinweise auf Veränderungen, die auf die Vibrationen zurückzuführen gewesen wären.

Der Verlauf eines der Sensoren wird in Abbildung 8-3 und Abbildung 8-4 verdeutlicht. Die Solltemperatur, in Abbildung 8-3 rot dargestellt, wird zwischen -30 °C und 65°C umgeschaltet. Dabei wird jede der beiden Temperaturen 2 Stunden einge-

stellt. Insgesamt wurden 4 Temperaturzyklen gefahren. Die Ist-Temperatur im Temperaturschrank ist in magenta und die Sensortemperatur in hellblau dargestellt. Nach ca. 3.5 und 4.5 Stunden ist in der Sensortemperatur ein kleiner Peak nach unten zu erkennen. Zu diesen Zeitpunkten wurde die Versorgung am Sensormodul für 3 Minuten ausgeschaltet, um das Einschaltverhalten (power off/on) unter extremen Bedingungen zu testen. Für alle 4 Sensoren war dieser Test erfolgreich.

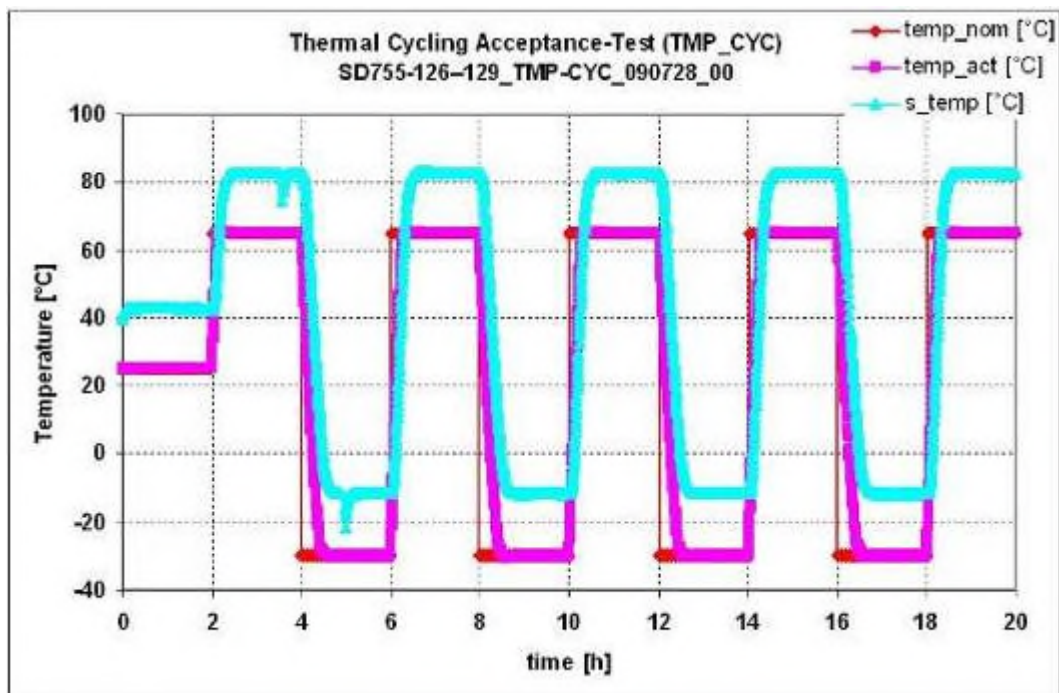


Abbildung 8-3: PFM: TMP-CYC Temperaturprofil

In Abbildung 8-4 werden die Sensorsignale von Beschleunigungssensor (grün) und Drehratensensor (blau) gezeigt. Auch hier in magenta noch einmal die Ist-Temperatur in der Messkammer. Die Ausgangssignale zeigen eine Biasdrift für den Beschleunigungssensor von ca.  $\pm 5\text{mg}$  und für den Gyro von  $\pm 360^\circ/\text{h}$ .

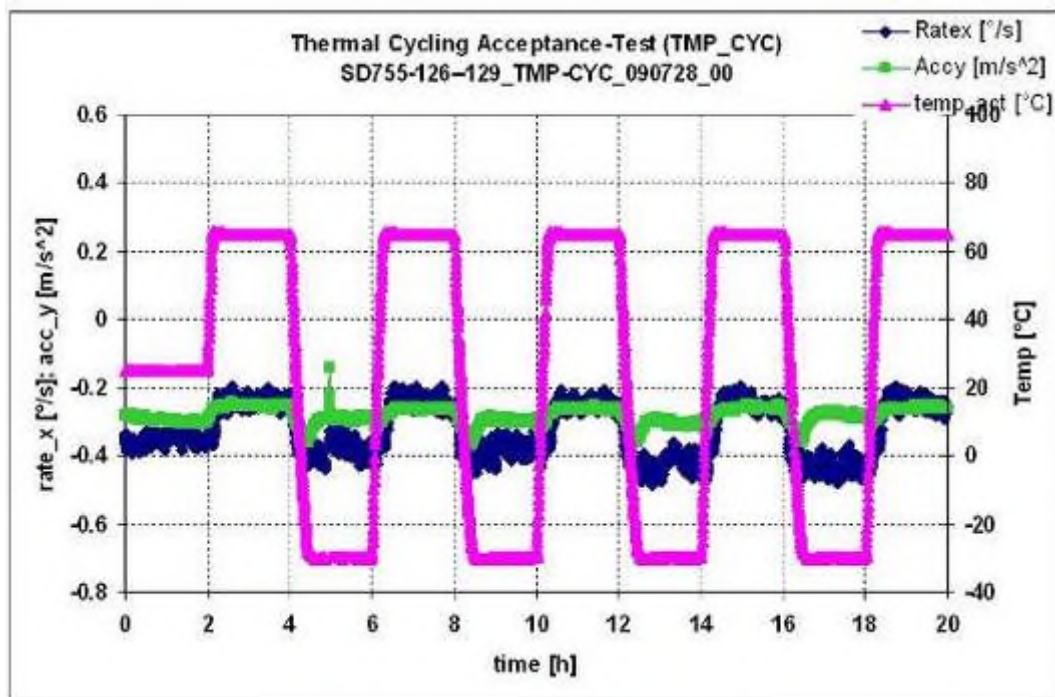


Abbildung 8-4: PFM: TMP-CYC Sensorsignale

Schließlich wurden bei den 4 Flugmodellen noch die Burn-In-Tests nach dem Testplan in Kapitel durchgeführt. Die eingestellte Temperatur wird zwischen  $-50^{\circ}\text{C}$  und  $+85^{\circ}\text{C}$  hin- und hergeschaltet. Bei jeder Temperatur wird 4 Stunden verblieben. Danach wechselt die Temperatur wieder zum anderen Wert. Die gesamte Dauer dieses Tests betrug 220h.

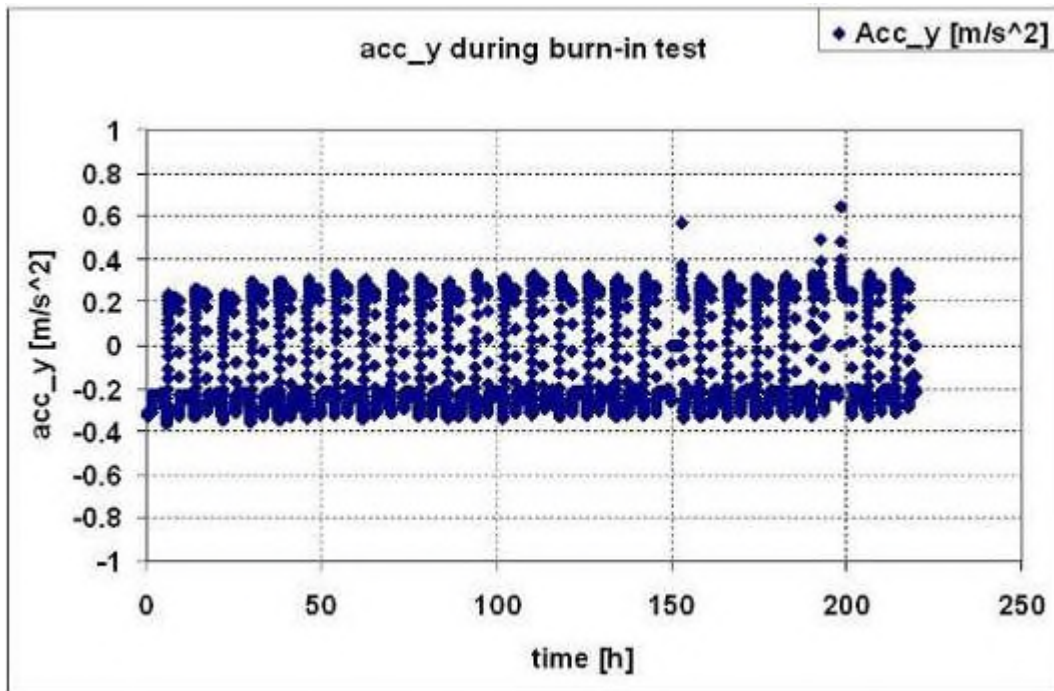


Abbildung 8-5: PFM: Burn-in-Test: B-Sensor

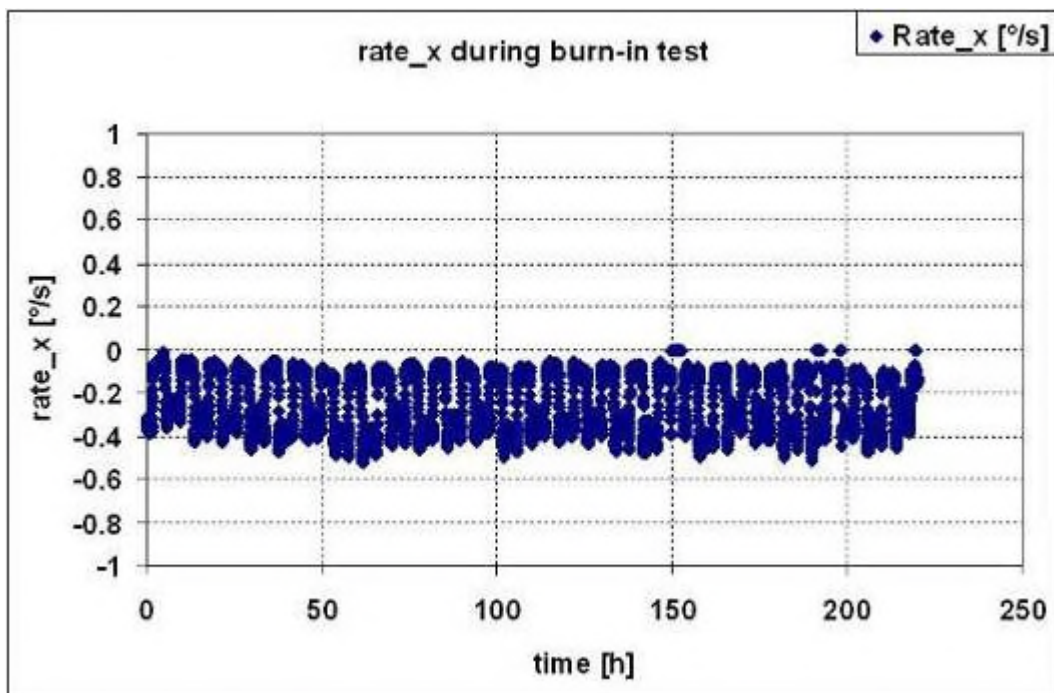


Abbildung 8-6: PFM: Burn-in-Test: Gyro

Auch bei diesem Test wurden die inertialen Sensorsignale mitprotokolliert. Das Signal des Beschleunigungssensors ist in Abbildung 8-5 und das des Gyros in Abbildung 8-6 zu sehen. Auch dieser Test konnte für alle 4 Flugmodelle erfolgreich abgeschlossen werden.

## 9 Möglichkeiten der On-Orbit-Verifikation

### 9.1 Missionsübersicht

Die Umgebungs- und Einsatzbedingungen im Weltraum können auf der Erde nicht vollständig simuliert werden. Daher kommen neue Technologien aufgrund der hohen Risiken in der Raumfahrt nur ungern zum Einsatz. Aus diesem Grund soll der Sensor im realistischen Einsatz auf einer On-Orbit-Verifikation erprobt werden. Die Komplexität einer Mission steigt allerdings mit einem umfangreichen Testplan im Orbit extrem an. Aus Kostengründen ist es daher erforderlich, den minimalen Testumfang zu ermitteln, mit dem eine sinnvolle Aussage über die Leistungsfähigkeit des Sensors getroffen werden kann.

Zur Bestätigung der Einsatztauglichkeit werden zwei Punkte gefordert. Erstens muss der Sensor im Orbit über einen längeren Zeitraum überleben und zweitens darf die Sensorperformance über die Missionszeit nicht unter die spezifizierten Grenzen fallen. Zur Bewertung der Sensorleistung sind die Parameter Bias, Skalenfaktor, Rauschen und der Drift aus der Allan-Varianz ausreichend. Diese Werte sollen über den Zeitraum der Mission beobachtet werden, um in der späteren Auswertung den Verschleiß des Sensors auswerten zu können. Die Messung des Rauschens sowie der Driftparameter erfordert eine Aufzeichnung des Sensorsignals über einen längeren Zeitraum, in der sich der Satellit in einem quasistationären Zustand befinden muss. Für die Messung des Skalenfaktors ist es dagegen nötig, dass der Sensor ein Eingangssignal in Form von Drehrate und Beschleunigung erfährt. Das Erzeugen einer Beschleunigung kann während der Drehung durch eine Montage außerhalb des Schwerpunktes erreicht werden. Die maximal auftretenden Eingangsgrößen sollten so groß wie möglich sein, damit die Messungsgenauigkeit klein ist.

Die Auswertung kann entweder direkt auf dem Satelliten geschehen oder später mit den gespeicherten Daten auf der Erde erfolgen. Um die Auswertung durchführen zu können, muss zusätzlich zu den Sensordaten auch der echte Bewegungszustand des Satelliten bestimmt werden oder nachträglich bekannt sein. Wenn ein eigenes Inertial-Messsystem vorhanden ist, dann kann es genutzt werden. Alternativ können auch Sonnensensoren, Erdsensoren oder Sternensensoren für diesen Zweck verwendet werden. Bei der Rausch- und Driftmessung könnte der Sa-

tellit damit im Stillstand gehalten werden. Auch die aufgetretenen Drehraten lassen sich daraus errechnen, wenn genügend viele Sensoren vorhanden sind.

Bei der Einsatzpriorität können verschiedene Ansätze gewählt werden. Ein Einsatz als primäre Nutzlast bietet den Vorteil, dass die zur Messung des Sensors gewünschten Bewegungszustände des Satelliten jederzeit eingestellt werden können. Wegen der hohen Kosten kann dieser Ansatz aber direkt ausgeschlossen werden. Sinnvoller ist der Einsatz als sekundäre Nutzlast. Bei der Verifizierung des Sensors muss dann aber in Kauf genommen werden, dass die Bewegung des Satelliten durch die anderen Nutzlasten vorgegeben wird. Dies erschwert die Auswertung und macht die Suche von Trägern mit geeigneten Missionsszenarien nötig. Alternativ steht auch noch der Einsatz als Lageregelungssystem zur Option. Aufgrund der hohen Risiken ist ein solcher Einsatz jedoch nur auf einem relativ billigen Cubesat denkbar. Dort würde dann aber anstelle des hier entwickelten Experiments nur der Sensor selbst verwendet werden. Durch die ungenaue Bestimmung der Lage des Satelliten ist in diesem Fall eine Charakterisierung des Sensorverhaltens jedoch nur bedingt möglich. Daher wird der Einsatz als sekundäre Nutzlast durchgeführt.

Bei der Auswahl eines geeigneten Satelliten sind das Lageregelungssystem sowie die geplante Missionsart entscheidende Auswahlkriterien. Passiv stabilisierte Satelliten sowie drallstabilisierte Typen besitzen einen festen oder nur extrem langsam veränderlichen Bewegungszustand, was zu Problemen bei der Bestimmung des Skalenfaktors führt. Bei Satelliten mit einem 3-achsigen Lageregelungssystem tritt dieses Problem nicht auf. Missionsszenarien, die zeitweise eine schnelle Neuausrichtung des Satelliten, gefolgt von einem längeren Stillstand, enthalten, sind ideal. Dazu eignen sich viele Missionen aus den Gebieten Wissenschaftliche Forschung, Wetter und Erdbeobachtung. Die Größe des Satelliten ist aufgrund der kleinen Experimentabmaße und des geringen Energiebedarfs nur nebensächlich, so dass ein Einsatz sowohl auf sehr großen, als auch auf kleineren Trägern möglich wird.

Die erforderliche Rechenleistung im Orbit und die benötigten Datenrate über den Downlink stehen in Zusammenhang. Da eine Auswertung am Boden wegen der direkten Verfügbarkeit der Messdaten Vorteile hat, wird hier eine Abschätzung der auftretenden Datenmenge durchgeführt:

Die Sensordaten pro Messung setzen sich aus 16Bit für die Drehrate, 16Bit für die Beschleunigung und 8 Bit für die Temperatur zusammen

Für die Messung des Bias und Skalenfaktors werden täglich an günstigen Zeitpunkten über den Tag verteilt 1000 Werte des Sensors aufgezeichnet. Pro Messung ergibt das 40Bit für die Daten + 40Bit für Referenzdaten oder einen Zeitstempel. Insgesamt sind das 80000 Bit/Tag

Die Rauschmessung erfolgt wöchentlich über 65536 Werte mit hoher Samplingrate. Mit einem Sicherheitsfaktor wird eine Datenrate von 320000 Bit/Tag angenommen.

Die Allanvarianz erfolgt alle zwei Wochen mit 10Hz über 10 Stunden. Es wird eine Datenrate von 900kBit/Tag abgeschätzt.

Insgesamt ergibt sich daraus eine Datenrate von 162,5 kByte/Tag

## **9.2 Anforderungen an die Mission**

Im Folgenden werden die Punkte, die bei der Suche nach einem geeigneten Satelliten zu berücksichtigen sind, noch einmal zusammengefasst dargestellt:

### **Orbit**

- Keine besonderen Orbitanforderungen.
- Strahlung im Inneren über die Lebensdauer nicht höher als 75kRad

### **AOCS**

- Der Satellit muss sich für einen Großteil der Missionszeit in einem quasistationären Bewegungszustand befinden. Der Stillstand wird in diesem Fall bevorzugt.
- Es muss zeitweise eine Rotation des Satelliten stattfinden. Die Drehraten sollten größer als  $5^\circ/\text{s}$  sein.
- Bei der Auswertung müssen die Drehraten zum Zeitpunkt der Sensormessung auf  $0,02^\circ/\text{s}$  bekannt sein.



## **EPS**

- Das Experiment muss mit 7V versorgt werden.
- Der Satellit muss dem Experiment im eingeschalteten Zustand mindestens 0,4W an Leistung zur Verfügung stellen. Die eingeschaltete Zeit beträgt durchschnittlich 2 Stunden am Tag. Für die Allen-Varianz muss der Sensor jedoch für 10 Stunden am Stück eingeschaltet werden können.
- Es muss möglich, sein das Experimentmodul von der Energieversorgung zu trennen.

## **OBDH**

- Für die Anbindung muss ein SPI Interface zur Verfügung stehen.
- Die Drehrate, Beschleunigung und Temperatur des Sensors muss ausgelesen werden können.
- Die internen Fehler und Warnungen des Sensors müssen ausgelesen werden können.
- Das OBDH muss die Zeit der Messung mitprotokollieren.
- Das System muss während der ganzen Zeit im Orbit autonom funktionieren. Das betrifft zum einen die Ablaufsteuerung der Messungen. Andererseits muss im Notfall die Latchup Schutzschaltung wieder reaktiviert oder ein Reset am Experiment durchgeführt werden.
- Es muss genügend Speicher vorhanden sein, um die Daten zwischen zulagern.

## **Struktur und Thermal**

- Das Experiment mit den Abmaßen von 80x50x23mm und 100g muss in den Satelliten passen.
- Das Experiment muss im Inneren des Satelliten untergebracht sein.
- Die Befestigungsstelle am Satelliten muss die Wärme vom Experiment ableiten können

- Die Experimente müssen außerhalb des Schwerpunktes montiert sein.
- Die Temperaturen dürfen den Bereich von  $-30^{\circ}\text{C}$  bis  $+70^{\circ}\text{C}$  nicht überschreiten

### **CDS und Ground-Operations**

- Es muss eine Downlink-Rate von mindestens 162,5kByte/Tag für das Experiment zur Verfügung stehen.
- Es müssen alle während der Mission erzeugten Experimentdaten zur Bodenstation gesendet und dort gespeichert werden.
- Es muss möglich sein, die Experiment Module manuell vom Boden zu steuern.

## 10 Zusammenfassung und Ausblick

Das ursprüngliche Ziel in DREWSII, die Weiterführung des Vorläuferprojektes mit den von EADS und TEMIC entwickelten Drehratensensoren, konnte leider nicht verwirklicht werden, da die Firma TEMIC die Entwicklung Ende 2005 aus Kostengründen eingestellt hatte.

Nachdem das Fraunhofer Institut ISIT aus Itzehoe reges Interesse an einer Beteiligung am Projekt bekundet hatte, wurde das Projekt entsprechend umgestaltet und neu ausgerichtet. Das ISIT hatte zu diesem Zeitpunkt zusammen mit Sensor-Dynamics ein gemeinsames Entwicklungsprojekt von Inertialsensoren für Automobilanwendungen.

Während der Projektlaufzeit konnten verschiedene Sensorversionen vom Sensorhersteller geliefert werden. Diese Sensormodule wurden bei EADS Innovation Works umfangreich charakterisiert und analysiert. Für eine mögliche Verwendung in einem Testflug wurden eine Elektronik und ein geeignetes Gehäuse entwickelt. Alle externen Bauteile des ASICs konnten als Standardbauteile oder als raumfahrtqualifizierte Exemplare verbaut.

Das neu entworfene Design der Hardware ist für den Einsatz auf einer On-Orbit-Verifikation geeignet. Eine zusätzliche Latchup-Schutzschaltung wurde im Rahmen des Projekts entwickelt. Im Test wurde dann auch die einwandfreie Funktionstüchtigkeit dieser Komponente untersucht und bestätigt. Durch die Latchup Schutzschaltung ist die Wahrscheinlichkeit, dass der Sensor über einen längeren Zeitraum im Orbit unbeschadet übersteht, stark gestiegen.

Der Aufbau der Qualifikationsmodelle konnte anschließend problemlos durchgeführt werden. Leider gab es Verzögerungen bei der Lieferung der endgültigen Sensoren, so dass nur ähnliche Typen ohne Beschleunigungsmesser in den Modellen verwendet werden konnten. Zusätzlich zeigten diese Sensoren bei der Bias-Drift ungewöhnlich hohe Werte auf. Die Ursachen dieser Probleme wurden danach beim Hersteller erkannt und behoben.

Wegen des engen Zeitplans musste die Testkampagne mit den verfügbaren Sensor-Modellen begonnen werden. Es konnten fast alle Qualifikationstests problemlos wie geplant durchgeführt werden. Trotzdem haben die Sensoren in den Qualifikationstests gezeigt, dass sie in der Lage sind, im Weltraum zu überleben. Zu-

sätzlich weisen die Sensoren für kommerzielle Bauteile sehr gute Werte beim TID auf.

Bei den Single-Event-Upset-Tests reagierten die verwendeten ASICs in BCD6 Technologie sehr empfindlich auf den Ionenbeschuß. Selbst bei geringen Teilchenenergien waren Reaktionen im ASIC durch das Fail-Safe-System erkennbar. Im Sensorausgangssignal waren deutlich weniger Ereignisse oder Störungen zu registrieren.

Wie bereits bei den TID-Tests konnten auftretende Fehler über das Fail-Safe-System im ASIC rechtzeitig erkannt und angezeigt werden. Ein totaler Funktionsausfall trat, während der Sensor den Ionen ausgesetzt war, nur sehr selten auf. Bei einem derartigen Funktionsausfall konnte jedoch in allen Fällen durch den eingebauten Reseteingang am ASIC die Funktionalität sofort wieder hergestellt werden. Die zusätzliche Möglichkeit, die Versorgungsspannung für eine kurze Zeit auf 0V zu setzen, war nicht erforderlich.

Im Rahmen von DREWSII wurden vier Module mit je einem Beschleunigungssensor und einem Drehratensensor nach ESA-Standard gefertigt. Bei diesen Modulen wurden Standard ASIC's aus der Herstellung für Automobilanwendungen und raumfahrtqualifizierte externe Bauteile verwendet. Nachdem diese Module aufgebaut waren, konnten die Tests nach einem im Projekt entwickelten Plan, der sich an Raumfahrtrichtlinien orientiert, erfolgreich durchgeführt und abgeschlossen werden.

## Literaturverzeichnis

- [1] Matthias Rose; Entwicklung eines mikromechanischen Drehratensensors aus Silizium; TU-Berlin; 1998
- [2] S. Sassen; Kapazitive mikromechanische Drehraten und Beschleunigungssensoren mit hybrider Inertialmasse; Dissertation, TU-Berlin, 2003
- [3] E. Arnold, F. Nuscheler; A tuning fork Gyroscope with compensated imbalance signal; Proceedings SPIE Vol. 6589 / Physical Sensors, 2007
- [4] Conti-Temic, EADS; Projekt Eurimos/Gyrosil Abschlussbericht; 2005
- [5] WTC Wicht Technologie Consulting, Market analysis of High End Gyroscopes, A WTC investigation carried out in the frame of the European Project CEMEMS, January 2005
- [6] H. Zinner , E. Garcia, R. Turner, The NEXUS Product-technology Roadmap for Microsystems, NEXUS Office, Sept. 2003
- [7] G. Joel; "Honeywell MEMS Inertial Technology Product Status"; content.honeywell.com/dses/assets/datasheets/mems\_technology\_product\_status.pdf
- [8] IEEE Std 1431; IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros
- [9] A. Fleischner; "Vorbereitung der On-Orbit-Verifikation eines kommerziellen mikrotechnischen Inertialsensor"; Diplomarbeit TU-München, 2008
- [10] Semelab plc.: *Datenblatt 2N2907ACSM-RH, High Speed, Medium Power, PNP Switching Transistor radiation tested for high reliability applications*, SEME LAB
- [11] A. R. Knudson, S. Buchner, P. McDonald, W. J. Stapor, A. B. Campbell, K. S. Grabowski, D. L. Knies: *The Effects of Radiation on MEMS Accelerometers*, IEEE Trans. Nucl. Sci. vol. 43, no. 6, pp. 3122-3126, Dec. 1996.
- [12] Automotive Electronics Council: *ACE-Q100 Standard - Stress test qualification for integrated circuits*, ACE
- [13] Claudio Contiero, Antonio Andreini, Paola Galbiati: *Roadmap Differentiation and Emerging Trends in BCD Technology*, STMicroelectronics, TPA Groups R&D Department, Cornaredo, \*Agrate, Milan, Italy
- [14] das ELKO: *Die komplementäre Darlington-Schaltung*, <http://www.elektronik-kompendium.de/public/schaerer/kdarl1.htm> (Letzter Besuch: 1.3.2008)
- [15] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-E-10-02A – Verification*, ECSS

- [16] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-E-10-03A – Testing*, ECSS
- [17] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-E-10-04A - Space environment*, ECSS
- [18] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-E-20A - Electrical and electronic*, ECSS
- [19] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-Q-40B - Safety*, ECSS
- [20] European Cooperation for Space Standardization: *ECSS-Q-70-02A - Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials*, ECSS
- [21] Edward R. Long, Jr.: *Effects of Device Packaging and PC Board Materials on Radiation Dose in the Die*, Longhill Technologies, inc., Waynesboro, VA 22980
- [22] European Space Agency: *ESA\_QCA0054T - TID Test for 2N2905*, ESA
- [23] European Space Components Information Exchange System, <https://escies.org/> (Letzter Besuch: 4.7.2008)
- [24] Haiying Hou: *Modeling Inertial Sensors Errors Using Allan Variance*, Department of Geomatics Engineering URL: <http://www.geomatics.calgary.ca/links/GradTheses.html>
- [25] Labworks. Inc: *Engineering Info*, <http://www.labworks-inc.com/enginfo/engin-fo.htm> (Letzer Besuch: 30.4.2008)
- [26] Aerospace and Electronic System Society: *IEEE Std 528-2001 – IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology*, IEEE
- [27] P. Layton, D. Czajkowski, J. Marshall, H. Anthony, R. Boss: *Single event latchup protection of integrated circuits*, Space Electronics Inc. 4031 Sorrento Valley Blvd., San Diego, California, USA
- [28] A. Mohammadzadeh, B. Nickson, P. Collins: *Radiation test report for National Semiconductor LM139A (Date Code 0121) for the SMART Mission*, National Semiconductor
- [29] Sensordynamics: *SD751 Fail-safe single axis gyroscope product specification*, sensordynamics
- [30] Sensordynamics: *SD755 Fail-safe inertial module single axis gyroscope & single axis accelerometer product specification*, sensordynamics
- [31] Andreas Peukert: *Silizium MEMS-Gyroskop für Raumfahrtanwendungen*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, 2007
- [32] Andreas Peukert: *Spacecraft Architectures Using Commercial Off-The-Shelf Components*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, 2008

- [33] European Space Components Coordination: *ESCC 25100 - Single Event Effects Test Method and Guidelines*, ESCC
- [34] European Space Agency: *ESA PPS-01-609 - The radiation handbook*, ESA May 1993
- [35] European Space Components Coordination: *ESCC 22900 - Total Dose Steady-State Irradiation Test Method*, ESCC
- [36] UCL Heavy Ion Irradiation Facility: <http://www.cyc.ucl.ac.be/HIF/HIF.html> (Letzter Besuch: 25.7.08)
- [37] U.S. Department of Defense: *MIL-Standard MIL-PRF-19500/291R – Semiconductor device, transistor, PNP, silicon, switching, type 2N2907AUB*, DOD
- [38] Wikipedia: *Spectral density*, [http://en.wikipedia.org/wiki/Spectral\\_density](http://en.wikipedia.org/wiki/Spectral_density)
- [39] H. Helvajian.: *Microengineering Aerospace Systems*, The Aerospace press, 1999