

Problematik der Vibrationen bei der fluggestützten Absolutgravimetrie



**5. MR2002 Symposium
Juni 2002**

**H. Baumann
Prof. E. Klingelé
Dr. A. Geiger
Prof. H. G. Kahle**

**Geodesy and Geodynamics Laboratory
ETH Zurich**

1 Einführung

Unser Ziel ist es, ein fluggestütztes Absolut-Gravimeter-System zu entwickeln. Mit diesem System sollen der Absolutwert der Erdbeschleunigung von einem Flugzeug aus gemessen und deren Anomalien bestimmt werden. Die angestrebte Genauigkeit soll mit dem Relativ-Messverfahren vergleichbar sein (2-10 mgal, $1 \text{ mgal} = 10^{-5} \text{ ms}^{-2}$). Um dieses Ziel zu erreichen, benötigen wir neben einem Absolut-Gravimeter, das für unsere airborne Zwecke angepasst werden muss, kinematisches GPS (Global Positioning System) und INS (Inertial Navigation System), die es ermöglichen sollen, die Flugzeugbeschleunigungen zu kompensieren. Dies ist weltweit der erste Versuch, die Absolutschwere im Flug zu bestimmen.

2 Messgeräte

Um das erwünschte Resultat zu erreichen müssen im Rahmen dieses Projektes die gegenwärtigen modernsten Messmethoden zu einem Gesamtsystem integriert werden. Das GPS (Global Positioning System) wird eingesetzt um die Bewegung des Massenzentrums des Flugzeuges zu bestimmen und das INS (Inertial Navigation System) um die Bewegung des Flugzeuges um das Massenzentrum zu messen. Um die Erdbeschleunigung zu messen wird ein FG5-L Absolut-Gravimeter von der Firma Micro-g Solutions eingesetzt.

2.1 Absolut-Gravimetrie

Die Absolut-Gravimetrie basiert auf der Messung der zwei fundamentalen Grössen, Position und Zeit. Um die zwei Grössen erfassen zu können wird, im Erdeschwerefeld ein frei fallender Körper beobachtet.

Mathematisch wird ein frei fallender Körper gemäss Form. 1 beschrieben.

$$m\ddot{z} = mg(z)$$
$$\ddot{z} = \frac{d^2 z}{dt^2} \quad \text{Form. 1}$$

Unter der Hypothese, dass das Gravitationsfeld entlang dem ganzen Fallweg konstant ist, erhält man die Geschwindigkeit und die Position des fallenden Körpers durch die Integration von Form. 1

$$\dot{z} = \dot{z}_0 + gt$$
$$\dot{z} = \frac{dz}{dt} \quad \text{Form. 2}$$

$$z = z_0 + \dot{z}_0 t + \frac{g}{2} t^2 \quad \text{Form. 3}$$

Wobei \dot{z}_0 und z_0 der Initial-Geschwindigkeit bzw. der Initial-Position zur Zeit $t = t_0 = 0$ entsprechen.

Vom theoretischen Standpunkt aus sind drei Messpunkte $(t_i, z(t_i))$ $i = 1, 2, 3$ genügend um die Erdbeschleunigung ,g' zu definieren.

$$g = 2 \cdot \frac{(z_3 - z_1)(t_2 - t_1) - (z_2 - z_1)(t_3 - t_1)}{(t_3 - t_1)(t_2 - t_1)(t_3 - t_2)}$$

Form. 4

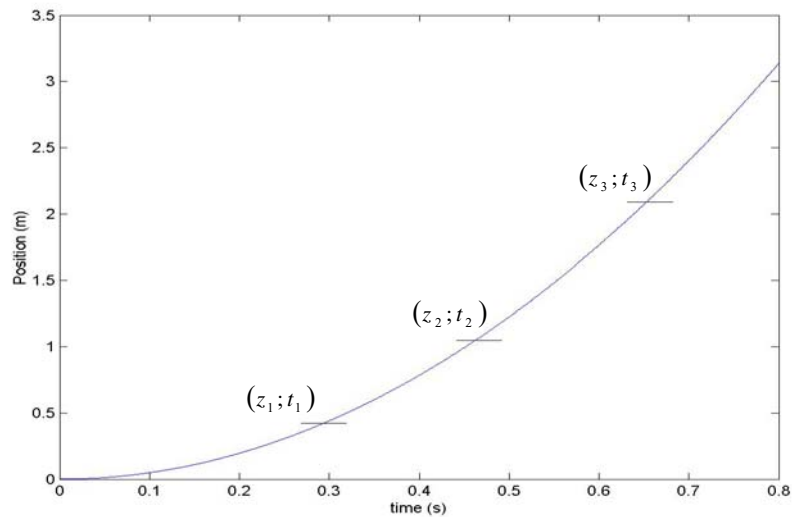


Fig. 2.1 Grafische Darstellung der Position eines freifallenden Körpers in einem Homogenen Schwerefeld.

Um anhand der Form. 4 ,g' bestimmen zu können, muss das eingesetzte Messsystem gleichzeitig, Position und Zeit des fallenden Körpers messen können.

2.1.1 Position und Zeitmessung

Die Position des fallenden Körpers wird mit Hilfe eines Michelson-Interferometer gemessen, in welchem der eine Arm fix und der andere mobil ist. Ein halbdurchsichtiger Spiegel spaltet das Laser Licht in einen Referenz- und einen Mess- Strahl. Die beiden Strahlen werden an jedem Ende der entsprechenden Arme von den Prismen parallel zum einfallenden Strahl reflektiert und am Spiegel wieder kombiniert. Es resultiert ein Signal dessen Intensität frequenzmoduliert ist mit einer Wellenlänge von $\lambda/2$.

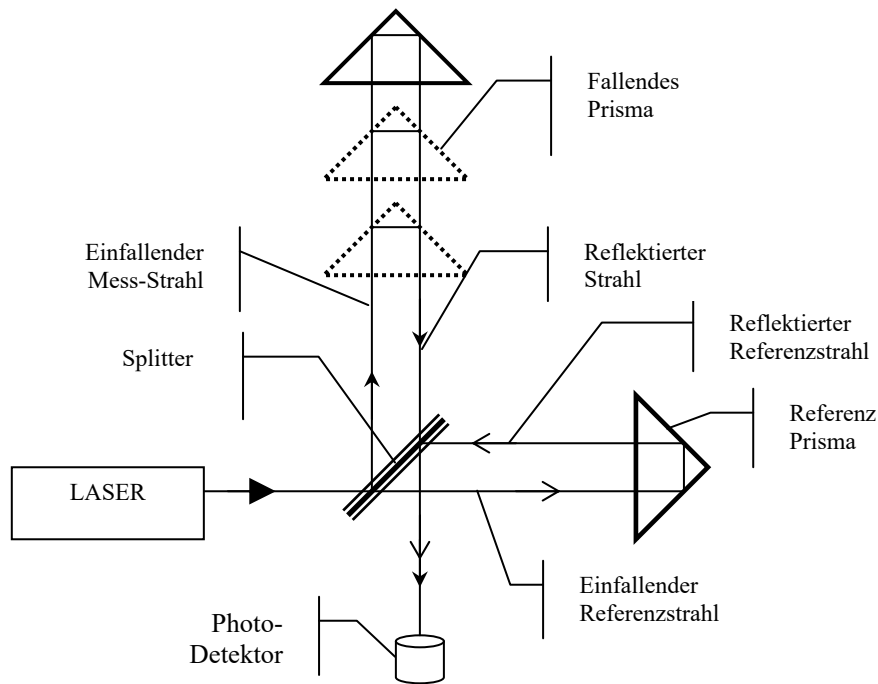


Fig. 2.2 Blockschema des Michelson-Interferometer, das in der Freifall-Methode eingesetzt wird.

Das optische Signal wird durch einen Photodetektor in ein elektrisches Signal gewandelt. Eine geeignete Schaltung generiert aus dem elektrischen Signal Zeitpulse in dem jeder Nulldurchgang mit positiver Steigung detektiert wird. Die Zeit zwischen diesen Pulsen wird durch eine Zeitmesskarte (GT650) gemessen. Das gemessene Zeitintervall entspricht jeweils der Zeit die der fallende Körper benötigt um einen Weg von $\lambda/2$ zurückzulegen.

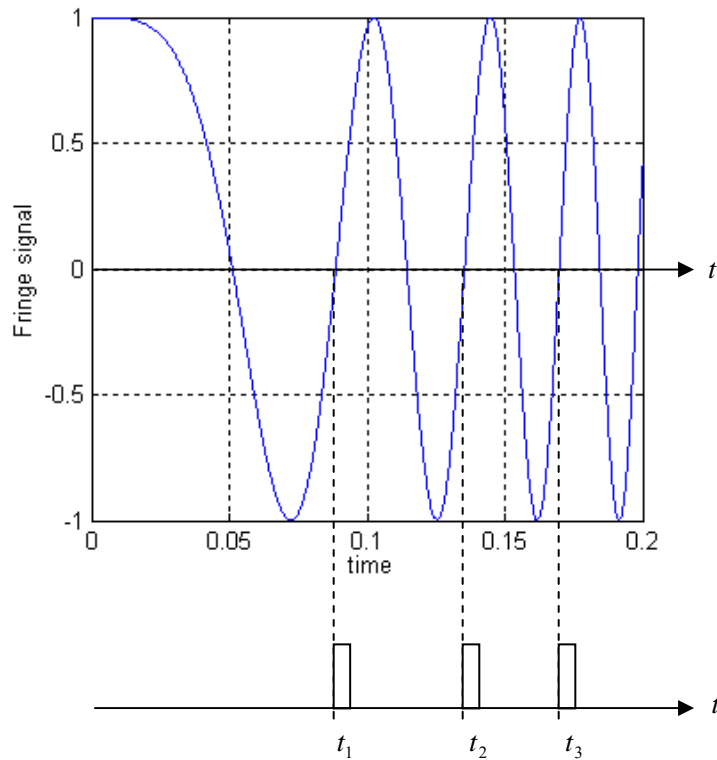


Fig. 2.3 Prinzip der Simultanen Position und Zeit Messung

Mathematisch wird das elektrische Ausgangssignal wie folgt dargestellt:

$$U(t) = u_0 \cdot \cos(2kz(t))$$

wobei :

$$k = \frac{2\pi}{\lambda}$$

$$z = \frac{1}{2}gt^2 + v_0t + z_0$$

Form. 5

Mit:

$U(t)$: Gemessene Spannung am Ausgang des Photodetektors.

k : Wellenzahl

λ : Wellenlänge

g : Schwere

v_0, x_0 : Initialgeschwindigkeit bzw. Initialposition des fallenden Prismas

Das Gleichungssystem Form. 5 beschreibt das elektrische Ausgangssignal das beim Freifall des Prismas im Konstanten Gravitationsfeld und bei ungestörtem Referenzspiegel gemessen würde.

Im realen Fall sind diese Konditionen nicht erfüllt. Daher ist es notwendig einen zusätzlichen Term einzufügen, der diese Störungen berücksichtigt.

$$U(t) = u_0 \cdot \cos(2kz(t))$$

wo:

$$k = \frac{2\pi}{\lambda}$$

$$z = \frac{1}{2}gt^2 + v_0t + z_0 + P(t)$$

$$P(t) = \sum_{i=0}^{i=n} u(t)_i \cdot \cos(\omega_i t + \varphi_i)$$

Form. 6

Wo:

$P(t)$: Summe der sinusförmigen „Störer“

Der zusätzlicher Term $P(t)$ deutet auf das Problem der Umgebungseinflüsse hin, die in unserer fluggestützten Anwendung zu berücksichtigen sind.

Das Fig. 2.4 zeigt das gesamte Absolutgravimeter FG5-L das eingesetzt wird.



Fig. 2.4 FG5-L Absolutgravimeter von Micro-g Solutions

3 Vibrationsdämpfung

3.1 Einführung

In der fluggestützten Absolutgravimetrie wird der gemessene g -Wert von Störbeschleunigungen verschiedener Quellen beeinflusst. Die Hauptquellen dieser Beschleunigungen sind die Bewegung des Massenzentrums des Flugzeuges, die Bewegung des Flugzeuges um das Massenzentrum und die Vibrationen, die von den Flugzeugmotoren erzeugt werden. Um die Erdbeschleunigung mit der gewünschten Genauigkeit determinieren zu können, ist es notwendig, die parasitären Beschleunigungen von der gemessenen Beschleunigung abziehen zu können. Dies kann durch eine geeignete mechanischen Koppelung oder durch digitales Filtern erreicht werden.

3.2 Vibrationsanalyse des Flugzeugs

In diesem Projekt wird ein Flugzeug (Twin-Otter DeHavilland) der Landes-Topografie eingesetzt. Um das Vibrationsspektrum dieses Flugzeuges zu messen, wurde am 11 August 2001 ein Testflug zwischen Zürich und Bern in einer Flughöhe von 1800 [m] und mit einer Fluggeschwindigkeit von 120 [m/s] durchgeführt.

Das eingesetzte Messsystem war ein MR2002 CE von Ziegler Consultant. Der Beschleunigungssensor wurde auf einer der vorgesehenen Befestigungsschienen des Flugzeuges montiert. Während des Fluges wurden 50 Messungen von 20[s] aufgenommen.

Die Grafik Fig. 3.1 stellt den Mittelwert des Amplitudenspektrum über den ganzen Flug dar.

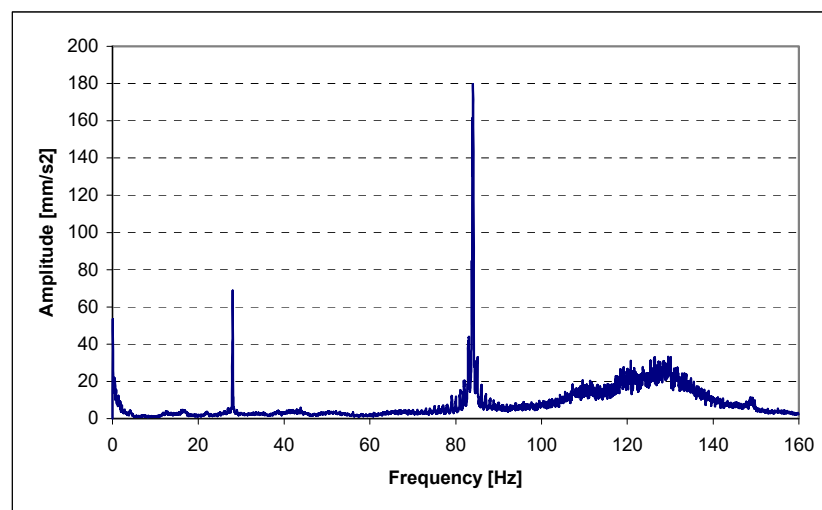


Fig. 3.1 Mittelwert des Amplitudenspektrum

Auf der Grafik Fig. 3.1 sind drei gut definierte Peaks bei 1-3 [Hz], 28[Hz], 84[Hz] und ein breiter Peak zwischen 100 und 140 [Hz] sichtbar.

Der erste Pik um 28[Hz] ist den Treibwerken zuzuordnen da deren Drehzahl während des Fluges etwa 1700 [Umdrehungen/Minute] waren. Der 84[Hz] Pik wird von den Propellern erzeugt. Jeder Propeller besitzt drei Blätter, die bei jedem Durchgang vor den Flügeln eine Schock-Welle erzeugen die sich durch die ganze Struktur des Flugzeuges propagiert. Die Amplituden mit tiefen Frequenzen zwischen 1-3[Hz] werden von der Bewegung des Flugzeuges selber erzeugt. Die Vibrationen zwischen 100[Hz] und 140[Hz] werden durch die Turbogetriebe der Motoren generiert.

3.3 Dämpfungssysteme

Um die vom Flugzeug erzeugten Vibrationen dämpfen zu können wurden drei verschiedene Dämpfungssysteme analysiert.

- Aktiver Tisch MOD-1
- Mehrschichten Tisch
- Hänge-Tisch

Um diese drei Systeme untereinander vergleichen zu können, wurde deren Übertragungsfunktion definiert.

Fig. 3.2 zeigt den Messaufbau der dazu eingesetzt wurde.

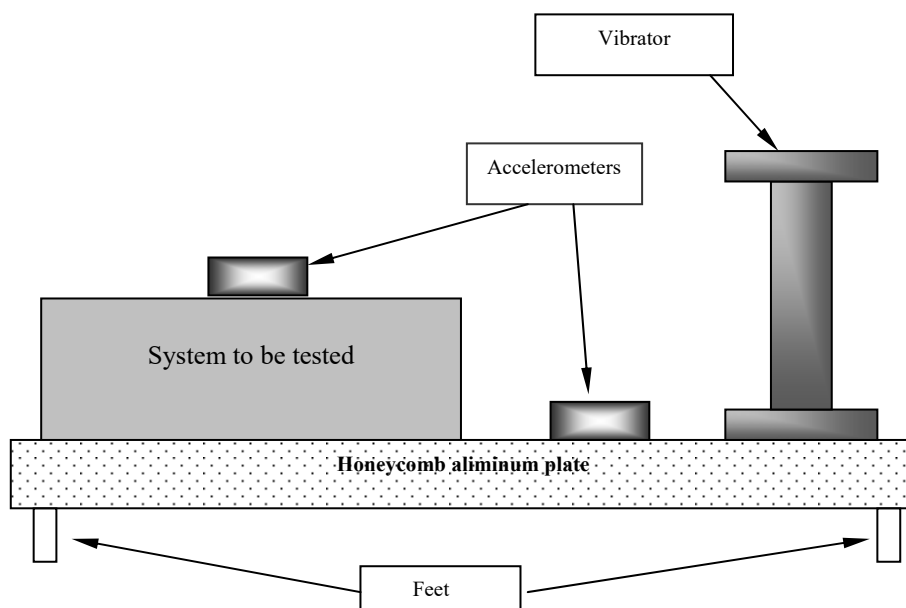


Fig. 3.2 Schematische Darstellung der Messeinrichtung

Die Messeinrichtung kann in drei Haupteinheiten aufgeteilt werden, den Erregungsteil, den Messteil und das zu testende System. Der Erregungsteil besteht aus einem Tisch und einem Vibrator dessen Schwing- Frequenz und Amplitude einstellbar sind. Der Messteil umfasst zwei Beschleunigungssensoren MS2002 und eine MR2002 CE Einheit von Ziegler Consultant. Die Beschleunigungssensoren werden auf dem Tisch und auf dem zu testenden System fixiert. Das Verhältnis zwischen den gemessenen Amplituden auf dem Tisch und auf dem getesteten Dämpfungssystem führt zu der gewünschten Übertragungsfunktion des Dämpfungssystems.

3.3.1 Aktiver Tisch MOD-1

Der MOD-1 Tisch ist ein kommerzieller Optiktisch, der sich nach einer Einstellphase an die umgebenden Vibrationen anpasst, so dass die Arbeitsfläche stabil bleibt. Da wir zum internen Kompensationsalgorithmus keine detaillierten Informationen haben betrachteten wir den Tisch als eine „Black Box“. Um die Übertragungsfunktion des MOD-1 Tisches zu definieren, wurde der Erreger von 1 bis 80[Hz] mit 1[Hz] Schritten angeregt und die entsprechenden Schwingungsamplituden gemessen. Die Daten wurden mit dem Programm VIEW von Ziegler Consultant ausgewertet.

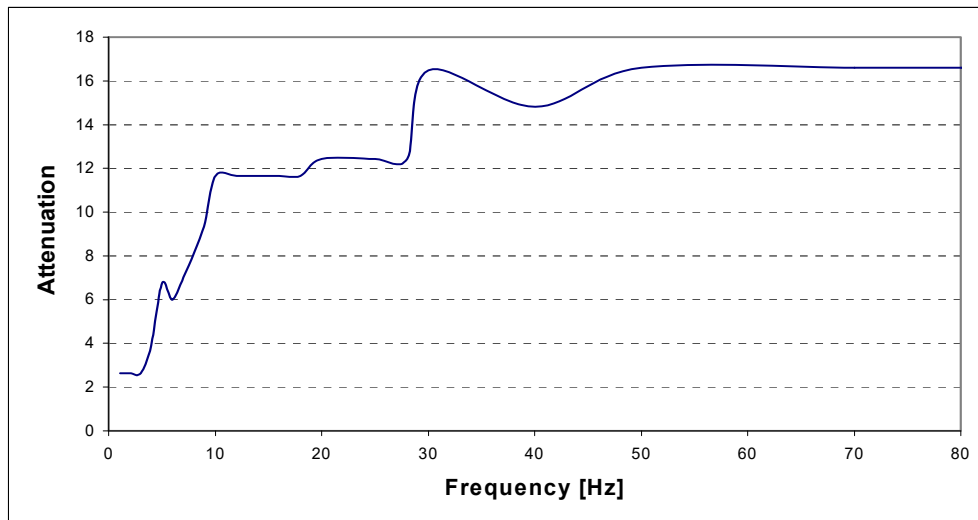


Fig. 3.3 Übertragungsfunktion des MOD-1 Tisches

Die Grafik in Fig. 3.3 zeigt die gemessene Übertragungsfunktion des MOD-1 Tisches. Dies stellt die Filterungseigenschaft dieses Tisches dar. Wenn nun dieses Filter am gemessenen Amplitudenspektrum des Flugzeuges appliziert wird, erhält man eine Annäherung des Verhaltens der Arbeitsfläche des MOD-1 Tisches bei Flugkonditionen.

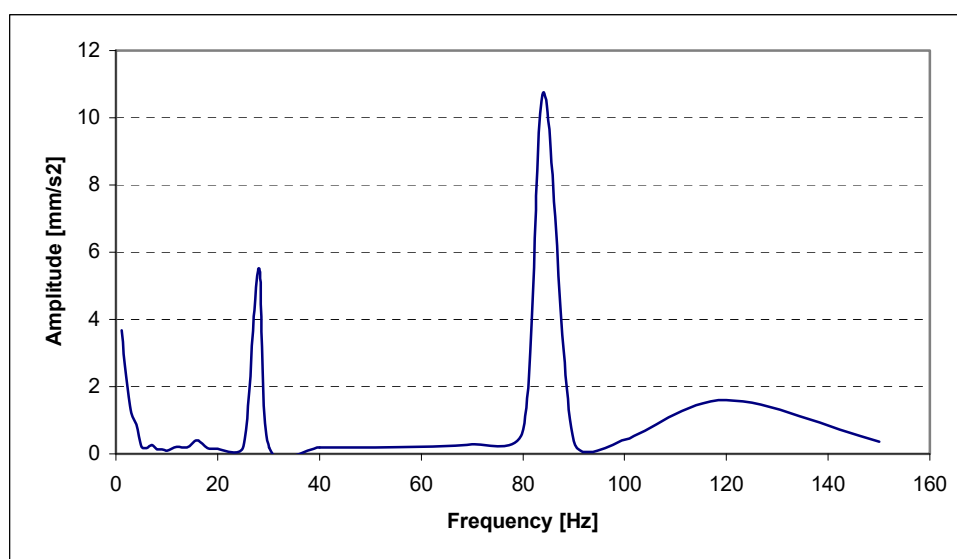


Fig. 3.4 Verhalten der Arbeitsfläche in Flugkonditionen

Nachdem die gemessenen Flugzeugsvibrationen mit dem MOD-1 Tisch gefiltert wurden, sieht man auf der Grafik der Fig. 3.4, dass die verbleibenden Amplituden weit über der angestrebten Messgenauigkeit von 2 bis 10 [mGal] sind.

3.3.2 Mehrschichten-Tisch

Diese Art von Tisch besteht aus mehreren Einzelschichten, die jeweils aus einer massiven, steifen Platte und einer leichten, weichen Platte besteht. Solch ein Tisch wird schematisch durch die Figur Fig. 3.5 dargestellt.

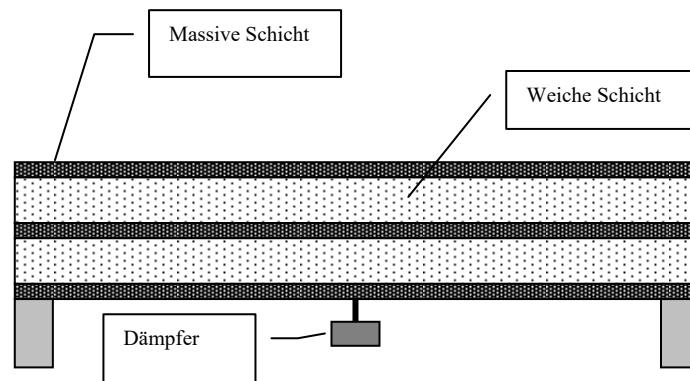


Fig. 3.5 Schematische Darstellung des Mehrschichten Tisches

Das Verhalten eines Mehrschichten-Tisches kann durch ‚n‘ gekoppelte Oszillatoren beschrieben werden.

Das Bild Fig. 3.6 zeigt den Zweischichten –Tisch der getestet wurde. Die massiven Schichten wurden aus Blei und die weichen aus Schaumgummi gefertigt.



Fig. 3.6 Zweischichten –Tisch

Die Übertragungsfunktion des Zweischichten-Tisches ist in Fig. 3.7 dargestellt. Sie wurde mit dem unter 3.3.1 beschriebenen Messvorgang bestimmt.

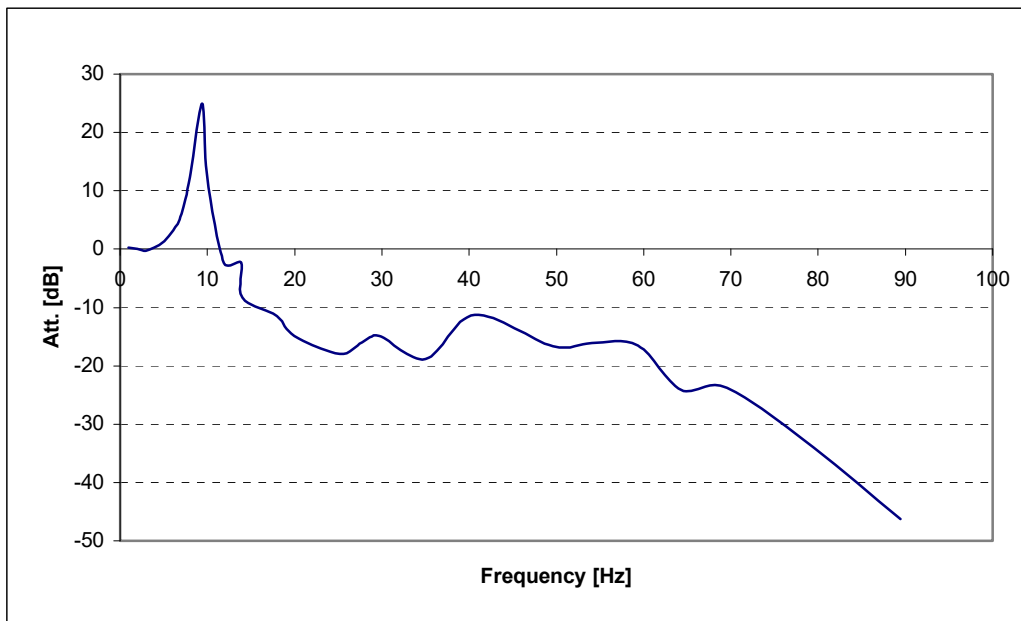


Fig. 3.7 Gemessene Übertragungsfunktion des Zweischichten Tisches

Wird nun diese Übertragungsfunktion auf das Amplitudenspektrum des Flugzeuges appliziert, erhält man eine Annäherung des Verhaltens der Arbeitsfläche bei Flugkonditionen eines Zweischichten Tisches.

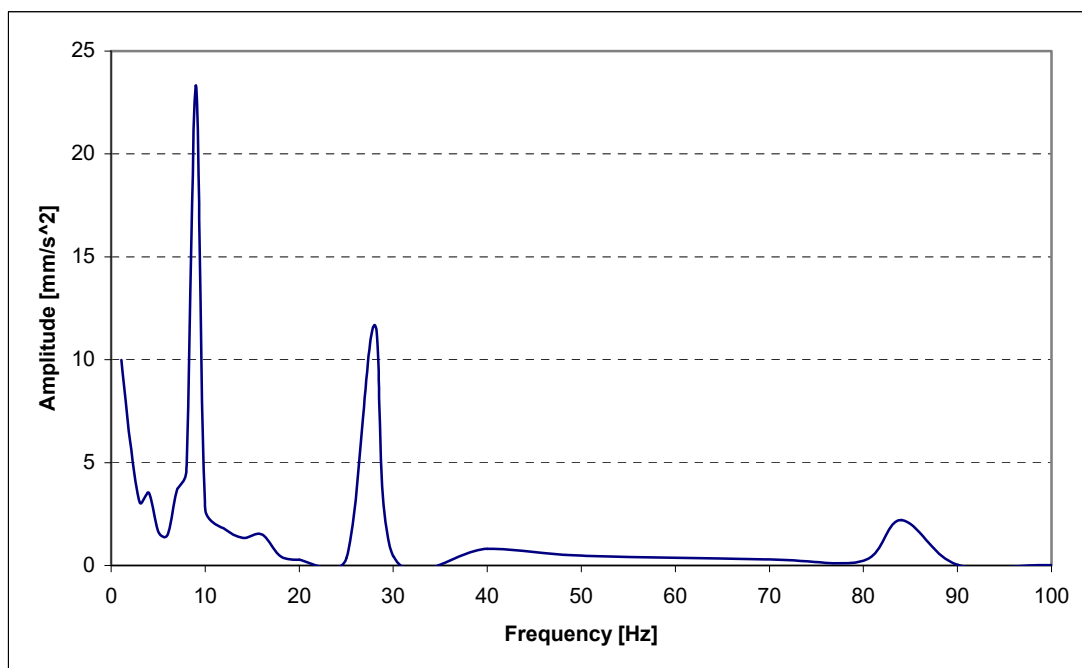


Fig. 3.8 Verhalten des Zweischichten-Tisches in Flugkonditionen

Auch in diesem Fall zeigt sich dass der Zweischichten-Tisch die tiefen Frequenzen der Flugzeugvibrationen ungenügend dämpft.

3.3.3 Hänge-Tisch

Dieses Dämpfungssystem, das schematisch in Figur Fig. 3.9 dargestellt ist, besteht aus einem Hauptrahmen an welchem ein Tisch mit Gummischnüren aufgehängt ist.

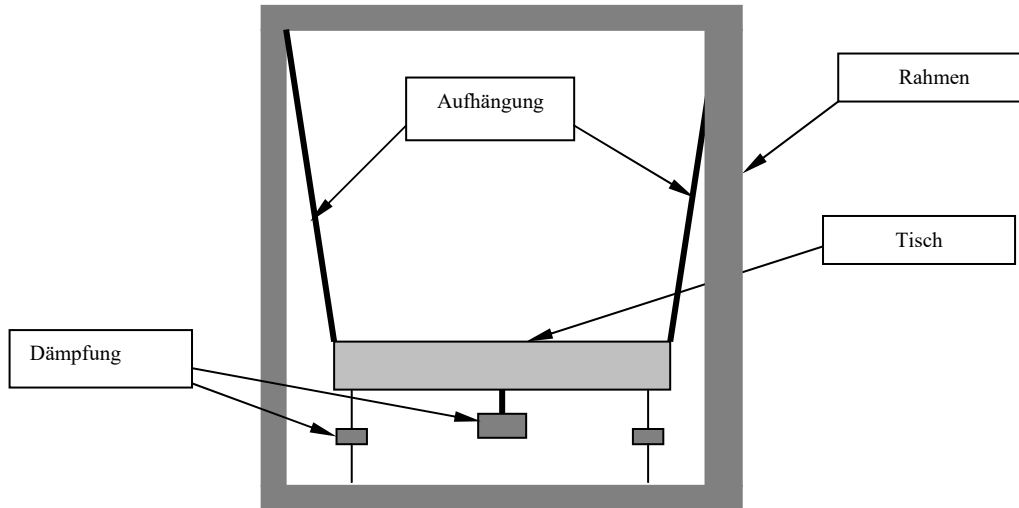


Fig. 3.9 Schematische Darstellung des Hänge –Tisches

Das Bild Fig. 3.10 zeigt den aufgebauten Hänge –Tisch und die eingesetzte Messeinrichtung.



Fig. 3.10 Hänge –Tisch und Messeinrichtung

Die erhaltenen Übertragungsfunktion wird in Grafik Fig. 3.11 dargestellt.

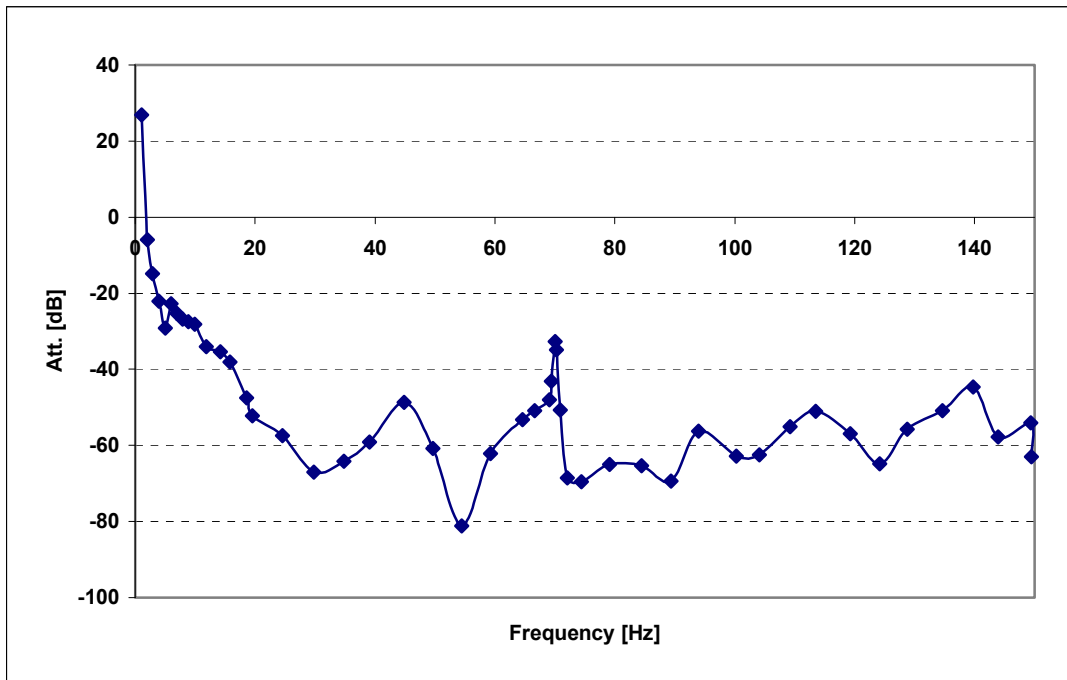


Fig. 3.11 Übertragungsfunktion des Hänge –Tisch

Wird diese Übertragungsfunktion auf das Amplitudenspektrum des Flugzeuges appliziert, erhält man das Verhalten des Hänge –Tisches bei Flugkonfiguration Fig. 3.12

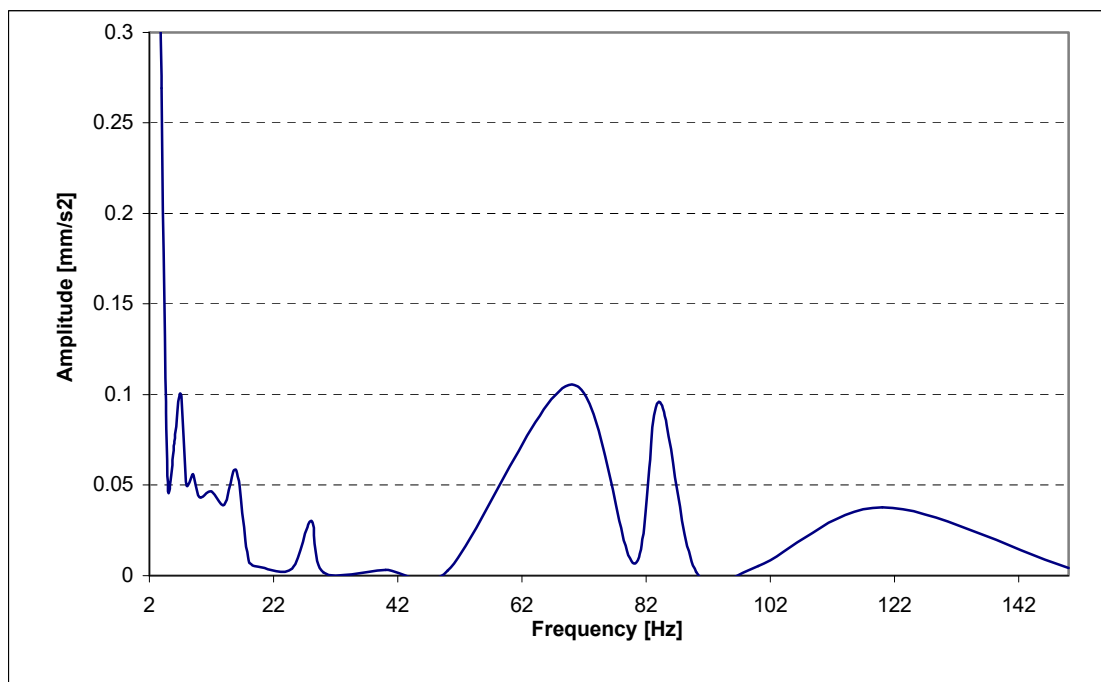


Fig. 3.12 Verhalten des Hänge –Tisches in Flugkonfiguration

Die Grafik Fig. 3.12 zeigt, dass der Hänge –Tisch im Frequenzbereich zwischen 5[Hz] und 150[Hz], die geeigneten Dämpfungsfähigkeiten aufweist.

3.4 Zusammenfassung

Wird das Verhalten der drei Dämpfungssysteme bei Flugkonditionen verglichen, wird ganz klar, dass das beste Verhalten mit dem Hänge-Tisch erhalten wird. Die angestrebte Messgenauigkeit ist 2 bis 10 [mGal]. Dieses Ziel ist mit dem Hänge –Tisch ab 5[Hz] erreicht und kann durch mechanische Anpassungen noch optimiert werden.

Um den Einfluss der vom Flugzeug generierten Störbeschleunigungen zu minimieren wird das Absolutgravimeter FG5-L auf die Arbeitsfläche des Hänge-Tisches fixiert Fig. 3.13



Fig. 3.13 Aufbau Absolutgravimeter-Hänge-Tisch