# SEMESTERENTWURF

an der

TECHNISCHEN HOCHSCHULE MÜNCHEN INSTITUT B für TECHNISCHE MECHANIK

vor

Karlheinz Steffek

Thema: Demonstration der Lageregelung eines Flugkörpers.

Betreuung: Dr.-Ing. Schweitzer

Abgabetermin: 15.April 1970

# <u>I\_N\_H\_A\_L\_T\_3\_V\_E\_3\_Z\_3\_I\_C\_U\_N\_I\_S</u>

1.0 Symbole und Abkürzungen	Seite	1
1.1 Symbole		
1.2 Abkürzungen		,
2.o Einführung	Seite	2
2.1 Allgemeines		
2.2 Aufgabenstellung		
3.0 Verwendung, Anforderungen und Entwicklung	Seite	3
3.1 Verwendung	Seite	3
3.2 Technische Anforderungen	Seite	5
3.3 Entwicklung	Seite	6
4.o Aufbau	Seite	7
4.1 Allgemeine Beschreibung	Seite	7
4.2 Pneumatische anlage	Seite 1	3
4.3 Elektrische Anlage	Seite 1	5
5.o Funktionsweise	Seite 1	7
5.1 Definitionen	Seite 1	7
5.11 Koordinatensystem	Seite 1	7
5.12 Kreiseltechnische Begriffe	Seite 1	8
5.2 Flugkörperlageregelkreise	Seite 1	9
5.21 Gierlageregelkreis	Seite 1	9
5.211 Allgemeine Beschreibung	Seite 1	9
5.212 Ablauf einer Gierlageregelung	Seite 2	0
5.22 Rollageregelkreis	Seite 2	2
5.221 Allgemeine Beschreibung	Seite 2	
5.222 Ablauf einer Rollageregelung	Seite 2	
5.23 Nicklageregelkreis	Seite 2	4
5.231 Allgemeine Beschreibung	Seite 2	
5.232 Ablauf einer Nicklageregelung	Seite 2	

5.3 Flugbahnregelkreise	Seite	26
5.31 Flugrichtungsregelkreis	Seite	26
5.311 Allgemeine Beschreibung	Seite	26
5.312 Ablauf einer Augrichtungsregelung	Seite	27
5.32 Plughöhenremelkreis	Seite	28
5.321 Allgemeine Beschreibung	Seite	28
5.322 Ablauf der Flughöhenregelung	Seite	29
6.o Demonstrationsmoisll	Seite	32
6.1 Allgemeines	Seite	32
6.2 Vorschläge	Seite	32
7.o Schrifttumnachweis	Seite	35
8.0 Anhang	Sei+e	36
8.1 Ausgewählte Daten der Pi-103	Seite	37
8.2 Ausgewählte Daten der JB-2	Seite	38
8.3 Zusammenstellung der in Abschnitt 4.0 ver-	Seite	39

# 1.0 Symbole und Abkürzungen.

## 1.1 Symbole.

x Längsachse

y Querachse

z Hochachse

🞝 Längsneigungswinkel

y Querwinkel

γ Gierwinkel

höhenruderausschlag

Seitenruderausschlag

h Soll - rlughöhe

h Ist - Flughöhe

Y Soll - Flugrichtung

Ý Geschwindigkeit der Gierwinkeländerung

 $m{\mathcal{V}}$  Geschwindigkeit der Tängsneigungswinke Tänderung

L Rollmoment

M Nickmoment

N Giermoment

## 1.2 Abkürzungen.

DP Drehpunkt

SP Schwerpunkt

GTG Ground-to-Ground (Boden-Boden)

ATG Air-to-Ground (Luft-Boden)

GTship Ground-to-Ship (Boden-Schiff)

SP1 Spule 1

P1 Potentiometer 1

## 2.0 Einführung.

### 2.1 Allgemeines.

Eine entscheidende Rolle in der Plugzeug- und Raketen technik spielt die Steuerung und Stabilisierung von Plug zeugen und Plugkörpern.

während der laketenflug von anfang an mur mit lilfe voll - automatischer Steuerungs- und Stabilisierungseinrichtungen möglich war, zeichnet sich auch in der Plugzeugtechnik eine zunehmende Tendenz zur Vollautomatisierung der Plugzeug - führung ab.

Größe, Schnelligkeit und aerodynamische Eigenschaften der Flugzeuge sowie Sicherheit und Wirtschaftlichkeit des ständig zunehmenden Flugverkehrs fordern vollautomatische Steuerungs- und Stabilisierungseinrichtungen.

Alle diese Anlagen besitzen als wesentlichen Bestandteil eine kreiselstabilisierte Flattform, die als Bezugsreferenz dient. Plattform und Kreisel haben heute bereits einen hohen Grad an Zuverlässigkeit und Genauigkeit erreicht.

Dies ist das Ergebnis langjähriger Forschungs- und Entwick lungsarbeiten, während der umfangreiche physikalische, regelund fertigungstechnische Probleme gelöst werden mußten.

# 2.2 Aufgabenstellung.

Rine stabilisierte Flattform aus der unfangszeit der auto - matischen Flugregelung befindet sich im Institut für Tech - nische Nechanik B.

Außer der Inlage selbst sind keine weiteren Unterlagen über Verwendung, Aufbau und Junktionsweise vorhanden.

Diese sollten in der vorliegenden Arbeit zusammenwestellt werden, da sie einen guten Einblick in die Anfangsbründe und Erobleme der vollautomatischen Phoregelung zu gewähren scheinen.

Gleichzeitig war zu untersuchen, ob sich die Anlage als Demonstrationsmodell für den Ablauf einer Plugregelung im Rahmen von Vorlesungen bzw. Übungen verwenden läßt.

## 3.0 Verwendung, Anforierungen und Entwicklung.

Die Funktionsweise der vorhandenen Anlage wird leichter verständlich, wenn ihr Verwendungszweck und die an sie gestellten Forderungen bekannt sind. Deshalb soll hier kurz darauf eingegangen werden.

### 3.1 Verwendung.

Bei der Flattform handelt es sich nach /2/ um die mit "Autopilot" oder "Steuergerit" bezeichnete Steuereinrichtung des
deutschen Flugkörpers Fi 103, besser bekannt unter der volkstümlichen Bezeichnung /-1 (s.Abb.1).

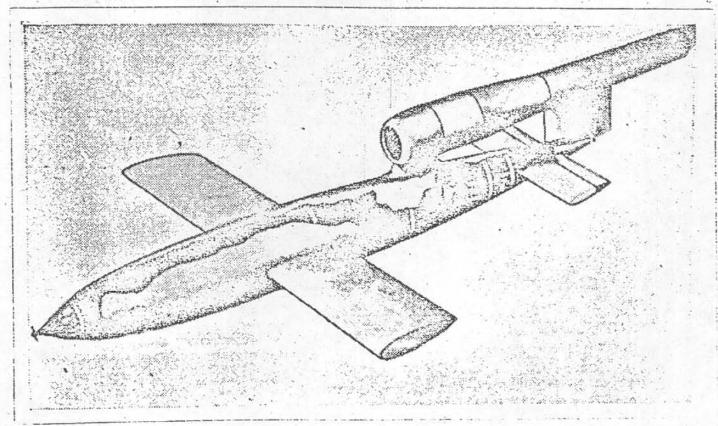


Abb. 1 : V - 1 ( Modell )

Die V-1 war ein unbemannter militärischer Flugkörper, der von einem Katapult oder Flugzeug gestartet wurde und im aerodynamischen Flug sein Ziel erreichte. Als intrieb diente ein Argus-Schmidt-Yohr. Flugkörperstabilisierung und Vurssteuerung erfolgte mit milfe des "Steuergerätes" und eines Entfernungsmessers.

Aus Abb.1 ist die für die weitere Beschreibung der Funktionsweise der stabilen Flattform wichtige Tatsache zu erkennen, daß der Flugkörper keine Querruder besaß, alle Steuervor - gänge also über Höhen- und Seitenleitwerk ausgeführt wurden. Der an der Flugkörpernase arkennbare Fropeller diente zum Antrieb des Entfernungsmessers.

Die lage des "Steuergerätes" im Flugkörper ist aus Abb.? zu ersehen.

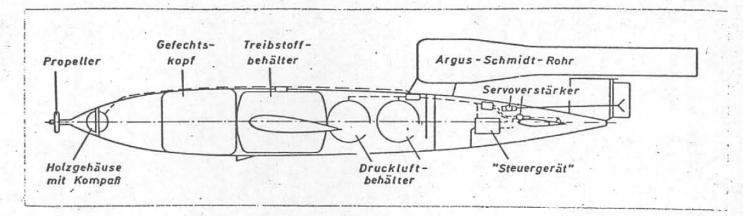


Abb. 2 : V-1 mit "Steuergerät"

Auch der amerikanische Nachbau der Fi 103, der unter der Bezeichnung "JB - 2" oder "Loon" bekannte Flugkörper (s.Abb.3),
hat diese Steuereinrichtung verwendet.

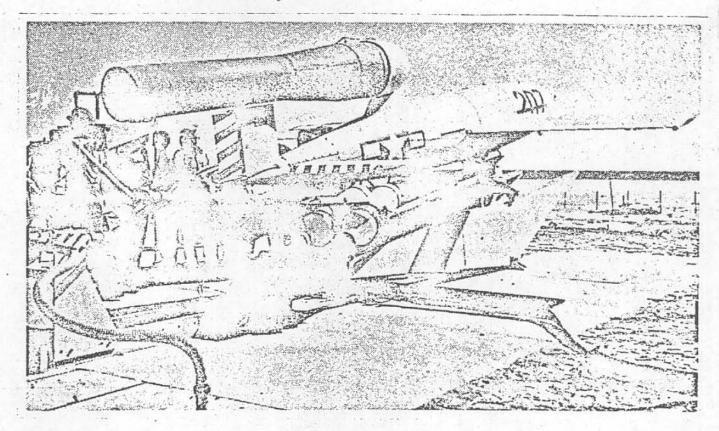


Abb. 3: JB-2 auf Startlafe'te (fortmeschrittenes Volell)
Ausgewählte Daten der beiden Flugkörper sind als inlage 3.1
und 8.2 beigefügt.

### 3.2 Technische Forderungen.

Die an die stabile Flattform gestellten technischen Forderungen ergaben sich nach /2/ aus dem zu lösenden Frohlem sowie der Charakteristik der Flugkörperzelle.

Das Froblem bestand darin, ein kleines, unhemanntes, nicht wiederzuverwendendes und daher billiges Flugzeug mit Nisen-antrieb zu entwickeln, das eine Bombenlast zu einem vor dem Start eingestellten, bis zu 250 Km entfernten Ziel befürdern konnte.

Der Plugkörper sollte von einer Startlafette oder einem Plugzeug aus gestartet werden, eine Plughöhe zwischen 300 und 2500 m zulassen und Ziele bis zu + 60° von der Startrichtung abweichend treffen können.

Als Zielgenauigkeit war gefordert, daß 50 % aller ande schossenen Plugkörper in einem Kreis einschlagen mußten, dessen Durchmesser 4 % der zurückgelegten Plugstrecke nicht überschreiten durfte.

Damit folgten die an das "Steuergerät" gestellten technischen Forderungen:

#### Es sollte

- 1. die Nickstabilität verbessern;
- 2. die Flugrichtung für ca. 25 Minuten kontrollieren;
- 3. nach dem Start Richtungsänderungen bis zu ± 60° von der Abschußrichtung erlauben;
- 4. den Steigflug überwachen und den Übergang zum horizontalen Reiseflug einleiten:
- 5. eine vorbestimmte Plushöhe zwischen 300 und 2500 m einhalten;
- 6. den Sturzflug auf das Ziel bewerkstelligen.

Als Energielieferant für das Steuergerät sollte in der Hauptsache Druckluft verwendet werden, da diese bereits zur Zraftstofferderung vorgesehen war.

# 3.3 Entwicklung.

Die ersten Vorschläge zur Entwicklung des Flugkörpers wur - den zu Beginn des zweiten Weltkrieges vom "Technischen Amt des Reichsluftfahrtministeriums" erarbeitet.

Zur Zeit der Projektierung der Fi 103 war kein Steuergerät vorhanden, das die gesorderten Aufgaben erfüllen konnte.

Die Pirma Askania Jo., die bereits seit Jahren Autopiloten für Augzeuge gebaut hatte, erhielt den Auftrag zur Ent - wicklung und Erprobung des Steuergerätes, das die speziellen Anforderungen des Plugkörpers erfüllen sollte.

Labortests wurden in den Anlagen der Luftwaffe in Peeneminde und bei der "Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug" in Ainring ausgeführt, die auch für die Stabilitätsberechnung verantwortlich zeichnete.

Verschiedene Hochschulinstitute und zahlreiche Zulieferfirmen, wie das "Siemens Luftfahrtgerätewerk Hakenfelde", trugen zur Lösung von Teilaufgaben bei.

Da mehr als 8000 Plattformen innerhalb kürzester "eit zu produzieren waren, mußte eine weitgehende Vereinfachung der Inlage angestrebt werden, ohne daß die geforderte Genauigkeit darunter litt. Aus Kostengründen wurden neue, billigere Werkstoffe erprobt und erfolgreich eingesetzt.

Der komplizierte Aufbau des lagekreisels der Steueranlage führte zu der Überlegung, ihn durch integrierende Treisel zu ersetzen. Diese befanden sich bei Kriegsende in der Er - probung. Heute stellen diese Bauelemente einen wesentlichen Bestandteil aller trägheitsplattformen dar.

# 4.1 Allgemeine Beschreibung. x)

Der Plattformrahmen (A) ist mit dem Plugkörner über die Früger (B) fest verbunden und macht deshalb alle Bewegungen des Plugkörpers mit. Der Rahmen enthält einen Tage - kreisel (C), einen Gierwendekreisel (D) und einen Tick - wendekreisel (E) sowie einen Höhenmesser (F) mit Wähl - scheibe und einen Höhenservoverstärker (G).

Der Lagekreisel (C) ist in einer diege (H) aufgehüngt, die mit Hilfe des Höhenservoverstärkers (G) um das Jager (V) gedreht werden kann. Der Höhenservoverstärker erhält seine Beiehle vom Höhenmesser (r) oder vom Entfernungsmesser über Anschlug 17 der Armatur (AB).

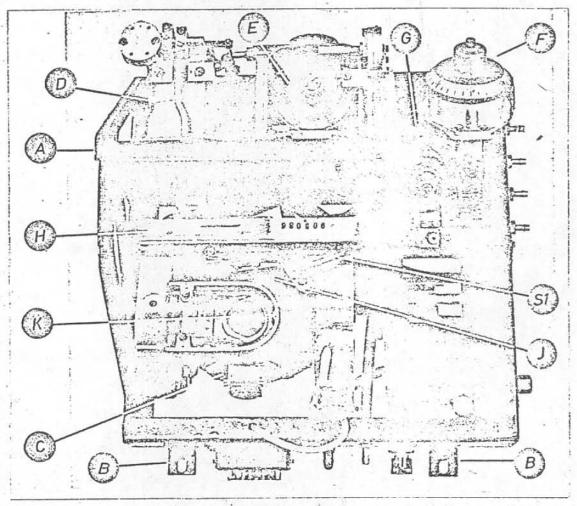


Abb. 5 : "Steuergerit"

x) Die Beschreibung erfolgt anhand der Abb.5 bis 13. Tie Bezeichnungen wurden in die Abb. einzetragen, in der der Gegenstand am deutlichsten zu erkennen ist. Zum Teichteren Auffinden ist ein zuerverweis in Inhang 8.3 beigefügt. Pruckhebel (I) dient zum manuellen fösen der Tagekreiselverriegelung (J).

Kurvenscheiben (K) und (L) sind auf der 2. und 3. Achse des Lagekreisels befestigt und steuern über je ein Pebelsystem die Tüsen (M) und (N). Die Blöcke (O) und (P) dienen als Abgriffe für Roll-/Gierlagefehler bzw. Nicklagefehler.

Das Fendelpaar (Q) wird zur Nickstabilisierung des Lagekreisels verwendet.

Die Düsen (R) und (S) sitzen jeweils auf der 2. Achse des Gierwendekreisels (D) bzw. Nickwendekreisels (E). Die Blöcke (T) und (U) dienen als Abgriffe für die Änderungsgeschwindig keiten des Gier- bzw. Nickwinkels.

Die wesentlichen Bestandteile der elektrischen Anlage sind die drei Spulen (SP1), (SP2) und (SP3) sowie der Schalter (S1).

Die Armaturen (AA) und (AB) der Flattform sind in Abb. 13 beschrieben.

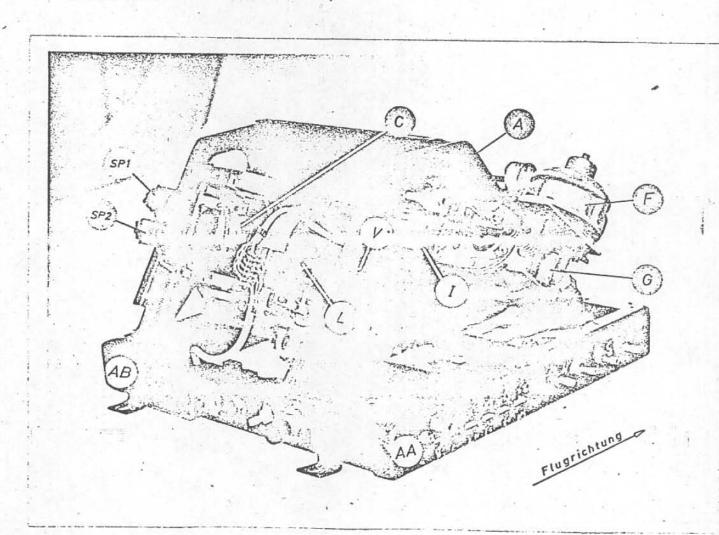


Abb. 6 : "Steuergeriit" - Rück- u. Seitenansicht links

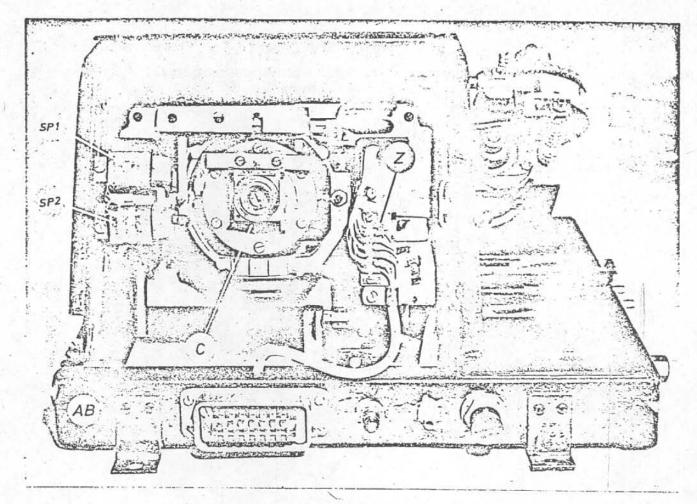


Abb. 7: "Steuergerät" - Rückansicht

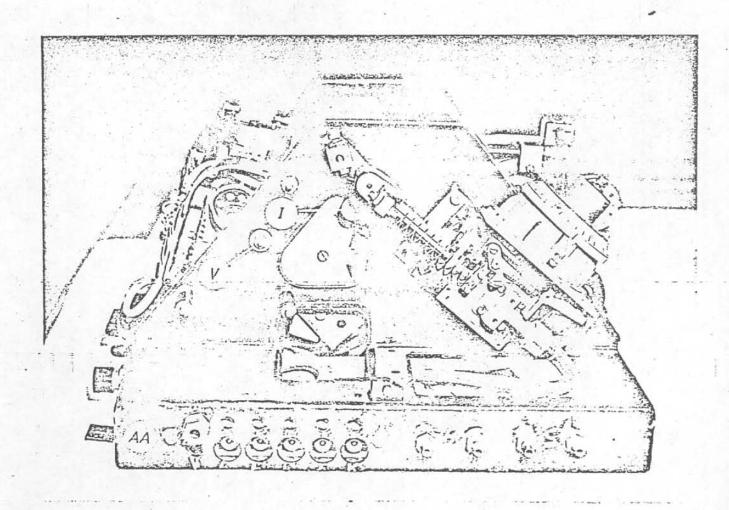


Abb. 8 : "Steuergerät" - Seitenansicht links

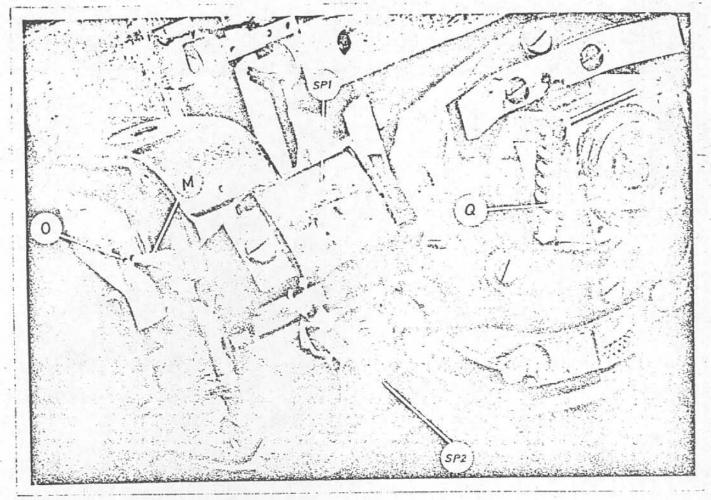


Abb. 9 : Roll-/ Gierlageabgriff

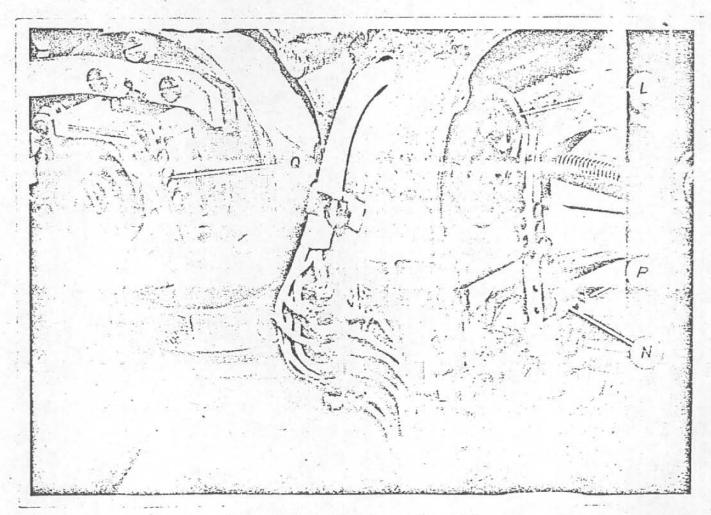


Abb. 10 : Nicklageabgriff

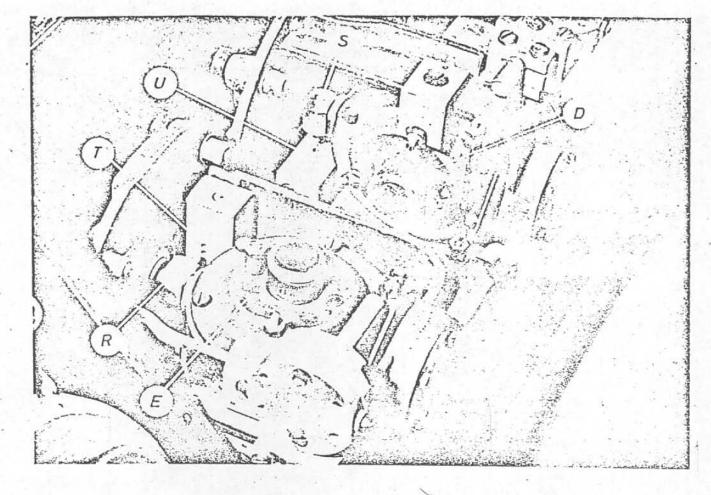


Abb. 11: "Steuergerät" - Gier- und "ickweniekreisel

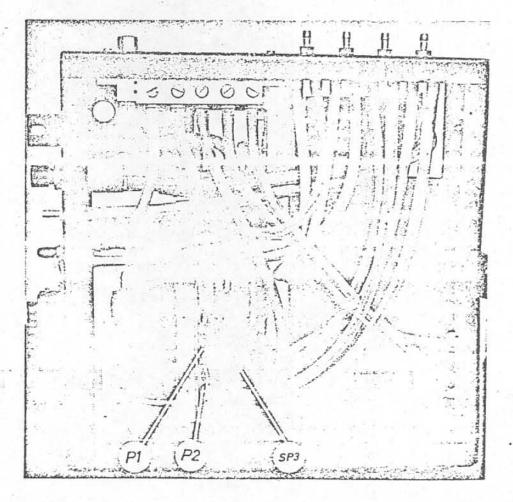
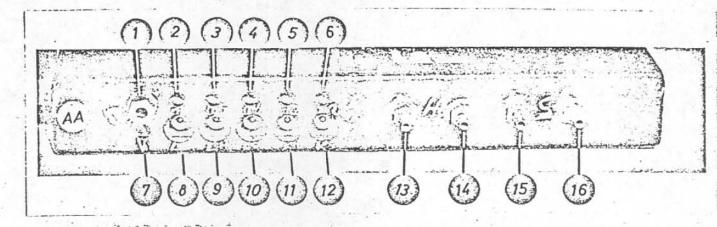
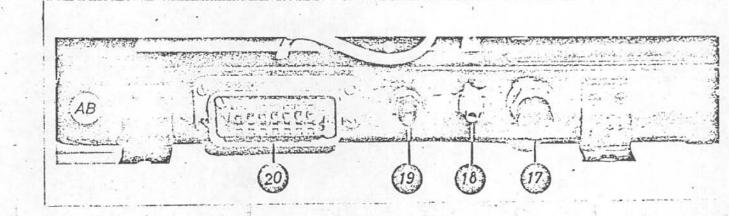


Abb. 12 : "Steuergerat" - Untersicht



- 1 Druckluftzufuhr (6 atü)
- 2 Einstellventil für Lagekreiselantrieb
- 3 Einstellventil für Nicklagedüse.
- 4 Einstellventil für Roll-/ Gierlagedüse
- 5 Einstellventil für Nickwendekreiselantrieb und düse
- 6 Einstellventil für Gierwendekreiselantrieb und düse
- 7 Finstellventil für Höhenservoverstärker
- 8 Prüfventil für Lagekreiselantrieb
- 9 Priifventil für Nicklagediise
- 10 Prüfventil für Roll-/ Gierlagedüse
- 11 Früfventil für Nickwendekreisel
- 12 Prüfventil für Gierwendekreisel
- 13 } Steuersignalausgünge zum löhenruder
- 15 16 Steuersignalausgänge zum Seitenruder



- 17 Signaleingang von Intfernungsmesser
- 18 Umgebungsdruckeingang für Höhenmesser
- 19 Signalausgang zu Sicherheitsschalter (?)
- 20 Stecker für elektrische Signale

#### 4.2 Pneumatische Anlage.

has "Steuergerät" arbeitet pneumatisch, mit \usnahme der in Abschnitt 4.3 beschriebenen, elektrisch ausgeführten Funk - tionen.

Dies bedeutet im einzelnen:

- 1. Lage- und Jendekreisel werden pneumatisch annetrieben;
- 2. Signale für fluglage und fluglageänderungsgeschwindigkeiten sowie
- 3. Steuersignale für die Servoverstärker werden in Form von Druckdifferenzen erzeugt;
- 4. Gier-, Nick- und Höhenservoverstärker werden zur Er zeugung von Ruderausschlägen bzw. zur Lageänderung der Wiege pneumatisch beaufschlagt.

Das Schaltschema der pneumatischen Anlage des "Steuergerätes" ist in Abb.14 dargestellt. Die in dieser Abbildung einge - zeichneten Pfeile geben die Signalrichtung an. Die Buch - staben beziehen sich auf die Beschreibung in Abschnitt 4.1.

Für das System wurden folgende Brücke verwendet:

1.	Druckluftbehälter	150.0	atii
2.	vendekreisel	1.2	atü
3.	Lagekreisel	1.0	atü
4.	Nicklagedüse	0.5	atii
5.	Roll-/ Gierlagedüse	0.6	atü
6.	Höhenservoverstärker	2.0	atii
7.	Verteiler	6.0	atü

Die Einstellung der Drücke sowie die Abstimmung der gesamten Anlage erfolgt mit Hilfe der in Abb. 13 gezeigten Einstell - ventile.

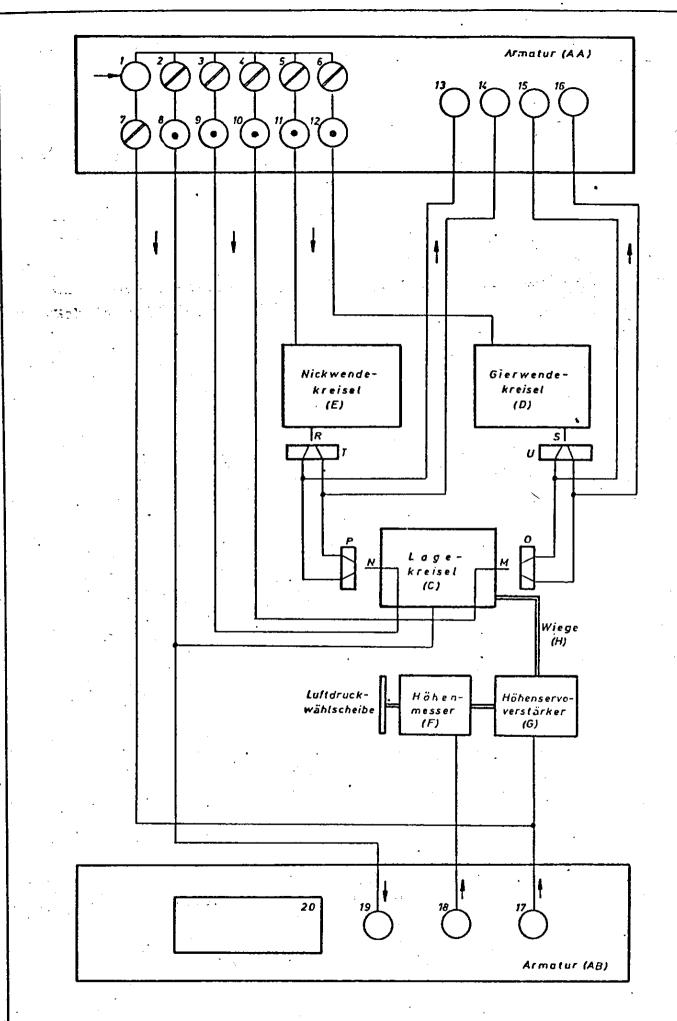


Abb. 14: Pneumatischer Schaltplan

#### 4.3 Elektrische Anlage.

Der elektrische Schaltplan ist in Abb. 15 dargestellt. Die Lage der Potentiometer E1 und F2 im "Steuergerüt" ist Eaus Abb. 12 zu ersehen.

Die Spule SP3 (s.auch Abb. 12) dient zum Lüsen der Ver - riegelung des Lagekreisels, sobald dieser die erforderliche Drelzahl erreicht hat. Die Magnetisierung der Spule 3P3 erfolgt durch inlegen einer Spannung zwischen den Vontakten 2 und 9 des Steckers (20). Die Verriegelung ist mechanisch mit Schalter S1 (s.Abb.5) verbunden.

Ist der Lagekreisel verriegelt, so befindet sich 31 in der strichliert gezeichneten Stellung (s.Abb.15) und erzeugt ein Ausgangssignal an Kontakt 4 des Steckers (20). Nach Lösen der Verriegelung nicht der Schalter S1 die in Abb.15 stark gezeichnete Stellung ein. Dadurch wird das Ausgangssignal von Kontakt 4 auf Kontakt 3 des Steckers (20) gelegt.

Der Zweck dieses Umschaltvorganges dürfte darin liegen, den Start des Flugkürpers nur dann zuzulassen, wenn der lage - kreisel entriegelt ist und damit seine Funktion erfüllen kann.

Spule 3P1 und Spule 3P2 (s.auch Abb.7) dienen als Azimuth - führmotor für den Lagekreisel. Die Fagnetisierung der Spule 3P1 erfolgt durch Anlegen einer Spannung zwischen den Kon - takten 2 und 5, die der Spule 3P2 durch Anlegen einer Spannung zwischen den Kontakten 2 und 9 des Steckers (20). Die Ein - gangssignale hierzu kommen entweder vom mechanischen Zeit - geber oder vom Hagnetkompaß (s.Abschnitt 5.31).

Gemessene Strom- und Spannungsaufnahmen:

Spule	Strom in A	Spannung in V
SP1	0.12	30
372	0.12	30
SF3	0.50	30 (kurzzeitig)
	( 0.15	12 ausreichend zum Tösen
•		der Verriegelung )

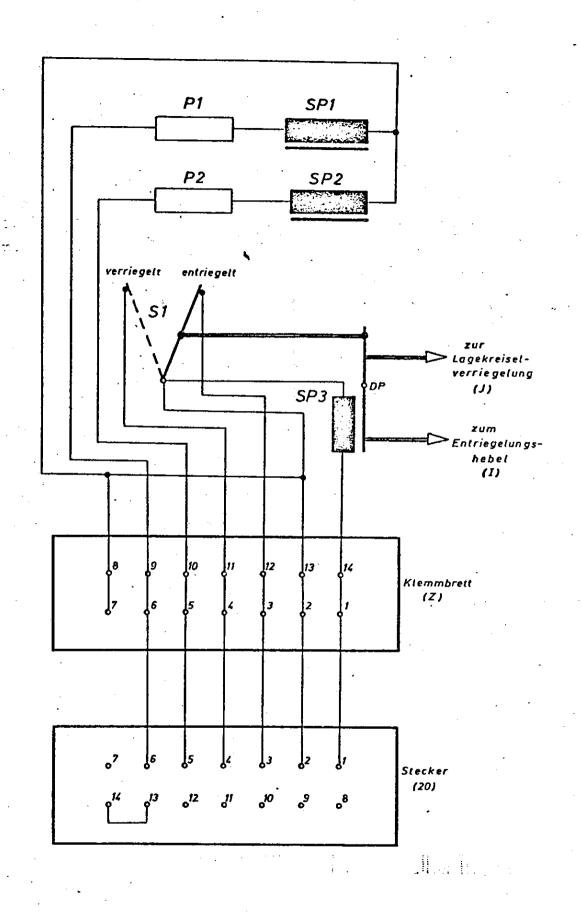


Abb.15: Elektrischer Schaltplan

- 16 -

# 5.0 \_\_ Funktionsweise.

## 5.1 Definitionen.

# 5.11 Koordinatensystem.

Dieser Arbeit ist das in /10/ festgelegte flugkörperfeste Koordinatensystem zugrunde gelegt. 78 soll im Schwerpunkt des Flugkörpers errichtet sein.

Die positiven Koordinatenrichtungen, Momente, Winkel und Klappenausschläge sind aus Abb. 16 und der folgenden Tabelle zu ersehen.

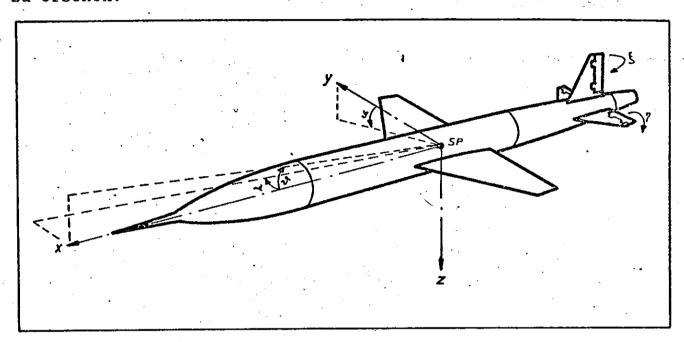


Abb. 16: Koordinatensystem

Achsen	Symbol	positive Richtung
Längsachse	x	
Querachse	У	s. Abb. 16
Hochachse	2	
Winkel	Symbol	positiv, wenn:
Querwinkel '	3	rechter Plügel nach unten geht
längsneigungs- winkel	J.	Flugkörpernase nach oben øeht
Gierwinkel (Azimuth)	<b>Y</b>	Flugkörpernase nach rechts geht
Momente	Symbol	positiv, wenn:
Rollmoment	L .	Momentenvektor in x-Richtung
Nickmoment	Ľ	Momentenvektor in y-Richtung
Giermoment	. <b>N</b>	Momentenvektor in z-Richtung

Klappenausschläge	Symbol	positiv, wenn:
Höhenruderausschlag	7	Hinterkante des Pöhenruders nach unten geht
Seitenruderausschlag	<b>\$</b>	Hinterkante des Seitenruders nach links ausschlägt

# 5.12 KreiseltechnischenBegriffe.

In dieser Arbeit wurden die in /14/ definierten Begriffe verwendet, soweit dies möglich war. Die wiederholt benötigten Bezeichnungen der Kardanlagerung können aus Abb. 17 entnommen werden.

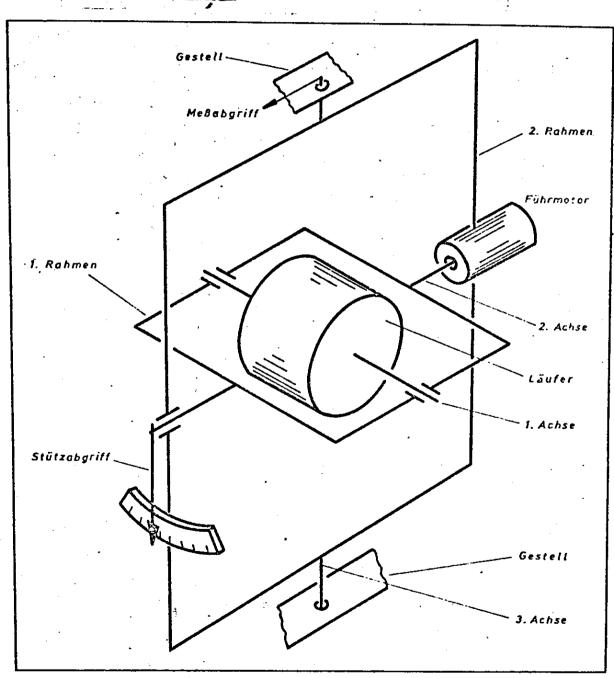


Abb. 17: Kard inlagerung

## 5.2 Flugkörperlage - Regelkreise.

## 5.21 Gierlage - Regelkreis.

### 5.211 Allgemeine Beschreibung.

Das "Steuergerät" enthält für die Roll- und Gierlageregelung nur einen Regelkreis. Der Grund hierfür ist in Abschnitt 5.221 aufgeführt. Abb. 18 zeigt ein Blockschaltbild des Roll-/Gier-Regelkreises.

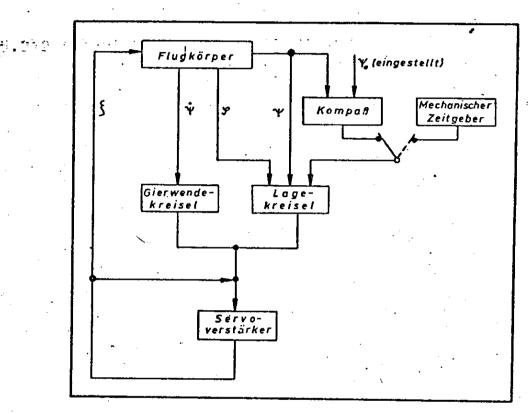


Abb. 18: Blockschaltbild des Roll-/Gierlage- und Plugrich; ungsregelkreises

Für die Gierlageregelung werden zwei Signale verwendet: Gierwinkel $\psi$  und Geschwindigkeit der Gierwinkeländerung  $\psi$ .

Der Querwinkel ; ist für die Rollstabilisierung des Flugkörpers erforderlich, die in Abschnitt 5.22näher beschrieben wird.

Kompaß und mechanischer Zeitgeber dienen für die Flugrichtungsregelung, die in Abschnitt 5.31 abgehandelt ist.

Als Roll- und Gierlagereferenz wird der Lagekreisel verwendet, der seinerseits durch einen Fagnetkompaß überwacht wird.

Jede Roll- bzw. Gierbewegung des Augkörpers aus der durch den Lagekreisel definierten Tormallage erzeugt ein Lagesignal, bei der Gierbewegung zusätzlich ein Gierwinkel Inderungsgeschwindigkeitssignal.

Die Gierlagesignale werden zur Verbesserung des Regelablaufes den Signalen des Gierwendekreisels überlagert. Das resul - tierende Bignal wird dem Gierservoverstärker zugeleitet, der mechanisch mit dem Seitenruder verbunden ist. Jede Reauf - schlagung des Gierservoverstärkers führt zu einem Ausschlag des Beitenruders, wodurch der Flugkörper eine Korrekturbe - wegung einleitet. Hierdurch wird das Behlersignal verkleinert und schließlich zu Mull. Der Regelvorgang ist damit abge - schlossen, der Flugkörper hat wieder die gewinschte Lage.

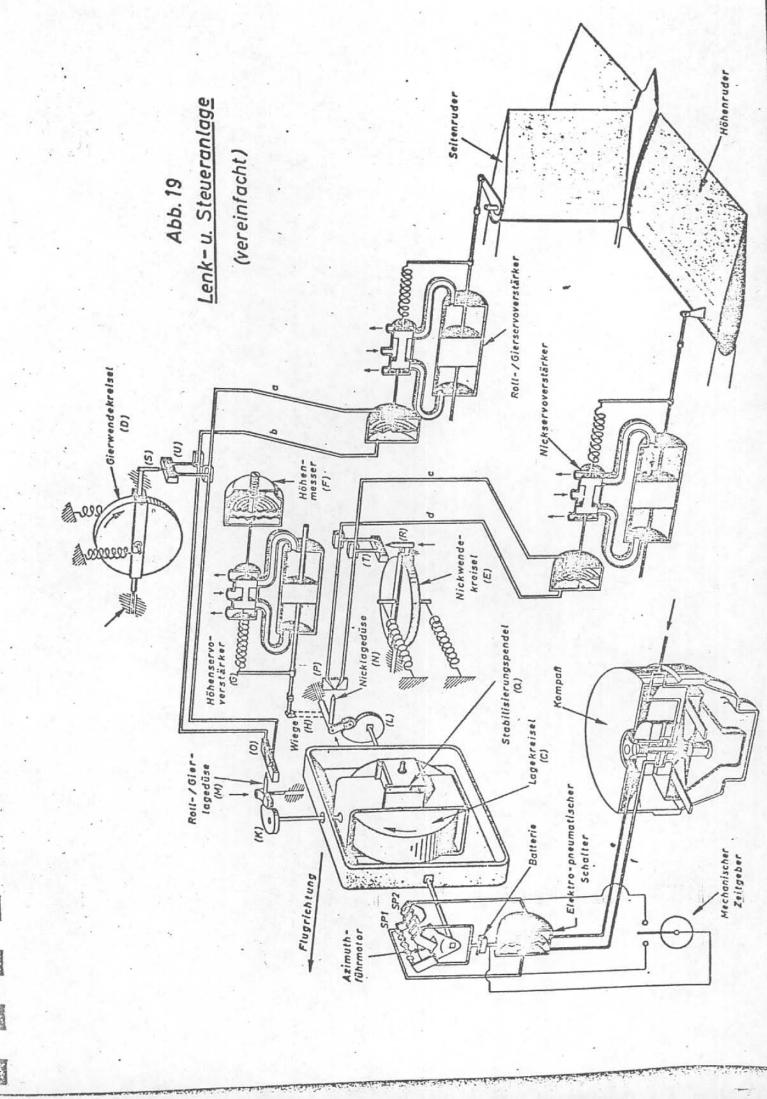
5.212 Ablauf einer Gierlageregelung.

Es sei angenommen, daß äußere Kräfte (z.B. Windkräfte, nicht zentrischer Angriff des Triebwerkschubes) den Plugkörper aus der gewünschten, durch den Lagekreisel definierten Pluglage in positiver Gierrichtung auszulenken versuchen.

Diese Bewegung des Flugkörpers wird über den Flattformrahmen auf die Roll-/Gierlagedüse E (s. Abb. 19) übertragen, wobei sie sich auf der vom Lagekreisel stabilisierten Roll-/Gierkurvenscheibe K abrollt. Die Richtung der Düse wird dabei so ver - ändert, daß die linke Bohrung (in Flugrichtung gesehen) des Gierlageabgriffes O stürker angeblasen wird, wodurch ein Überdruck gegenüber der rechten Bohrung entsteht.

Infolge der Bewegung des Flugkurpers wird auch ein Moment auf den Gierwendekreisel Dausgeübt. Er präzediert und verändert dabei die Lage der Düse S derart, daß die linke Bohrung des Gierwinkeländerungsgeschwindigkeitsabgriffes W beaufschlagt und damit der Druck in der Leitung a nochmals verstärkt wird. Der erhöhte Druck in der Leitung a bewegt die Membran des Roll-/Gierrelais und den mechanisch mit ihr verbundenen Steuerschieber des Roll-/Gierservoverstärkers, der eine Rückführung in Form einer Feder besitzt, nach vorne. Wierdurch wird die vordere Kammer des Roll-/Gierservoverstärkers mit Druckluft versorgt, der Kolben bewegt sich nach hinten.

Da der Roll-/Gierservoverstärker mechanisch mit dem Seiten - ruder verbunden ist, schlägt dieses in positiver Richtung aus. Die nun am Seitenruder angreifenden Luftkräfte erzeugen be - züglich der Hochachse ein negatives Toment, das den Plugkör - per in die Ausgangslage zurückzudrehen beginnt.



Das Rückstellmoment verkleinert das 'agefehlersignal in Leitung a und erzeugt eine Fräzessionsbewegung des Gierwende - kreisels derart, das die Düse S in Richtung der rechten Bohrung des Abgriffes U bewegt und damit Leitung b mit Druck beaufschlagt wird.

Lagesignal und Winkeländerungsgeschwindigkeitssignal sind jetzt also entgegengesetzt gerichtet, wodurch die Rückstellbewegung gedämpft und ein Oszillieren um die Mullage ver bindert wird.

Der Verlauf des Lagefehlersignals und des Winkeländerungs - geschwindigkeitssignals sowie des resultierenden Korrektur - signals ist in Abb. 19 skizziert.

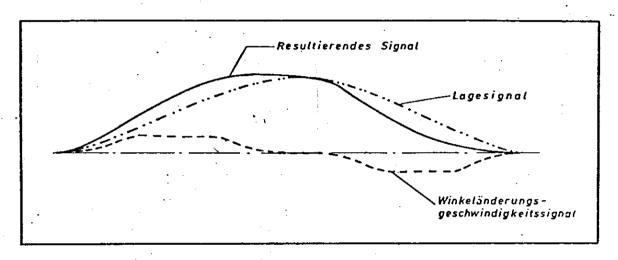


Abb. 20 : Verlauf der Pehlersignale

## 5.22 Rollage - Regelkreis.

## 5.221 Allgemeine Beschreibung.

Das "Steuergerät" enthält für die Rollstabilisierung keinen getrennten Regelkreis. Ungewollte Pluglagefehler um die Plugkörperlängsachse werden indirekt über den Gierlageregelkreis korrigiert. Dies ist möglich, weil der Angriffspunkt der Seitenkraft des Seitenleitwerks meist beträchtlich oberhalb der Plugkörperlängsachse liegt und dadurch jeder Seitenrudereus - schlag gleichzeitig ein Schieberollmoment erzeugt.

Furch sorgfältige Ausführung und Anordnung der Pragflächen können ungewollte Rollmoment, im Gegensatz zu den aus dem nicht zentrischen Angriff des Priebwerkschubes entstehenden Giermomenten, klein gehalten werden.

Aus diesem Grunde ist auch kein Rollwendekreisel erforderlich.

Die Rollagefehler werden wahrgenommen durch den Roll-/Gier - lageabgriff, der sich zusummen mit dem Mugkörper relativ zu der vom Lagekreisel stabilisierten Roll-/Gierkurvenscheibe K bewegt.

Die Abnahme von zwei Fluglagefehlern mit einem Abgriff wurde dadurch erreicht, daß die Laufachse des Lagekreisels gegen die Horizontale unter einem "inkel von 20° angestellt wurde.

Der Anstellwinkel ist so gewählt, daß den erforderlichen Rückstellmomenten entsprechend für die Rollagefehler ein kleines, für die Gierlagefehler dagegen ein großes Signal geliefert wird.

Aus Abb.21 ist der eben beschriebene Sachverhalt deutlich zu ersehen. Während die Kreiselaufhängung nach Abb.21a nur Gier-lagefehler liefert, künnen mit der Aufhängung nach Abb.21b Roll- und Gierlagefehler wahrgenommen werden.

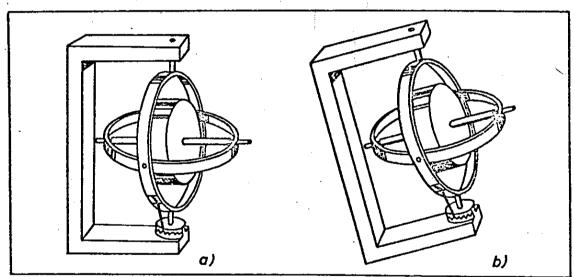


Abb. 21: Kreiselaufhängung für Gierlageabgriff (a) und für Roll-/Gierlageabgriff (b)

5.222 Ablauf einer Rollageregelung.

Angenommen, der Flugkorper beginne einen negativen Querwinkel einzunehmen. Dadurch wird die Roll-/Gierlagedüse (s. hb. 19) gegen die Kurvenscheibe derart bewegt, daß die linke Bohrung des Roll-/Gierlageabgriffes stärker angeblasen wird als die rechte. Per hierdurch eingeleitete Regelvorgang läuft anglog zu dem in Abschnitt 5.212 beschriebenen ab. Allerdings sind Pauer und Stärke des Ruderausschlages wegen der oben angeführten Gründe geringer als bei einer Gierlagekorrektur.

### 5.23 Micklage - Regel kreis.

5.231 Allgemeine Beschreibung.

"as "Steuergerät" besitzt für die Nicklageregelung einen weiteren Regelkreis, der auch für die Plughöhenkontrolle (s. Abschnitt 5.32) verwendet wird.

Abb. 22 zeigt das Blockschaltbild dieses Regelkreises.

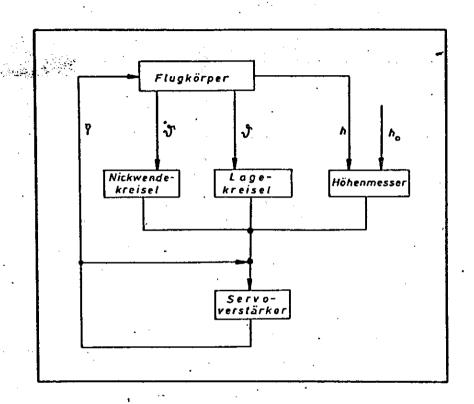


Abb. 22: Blockschaltbild des Nicklage- und Flug - höhenregelkreises

Für die Nicklageregelung werden 2 Signale verwendet: Längs-neigungswinkel J und 'ängsneigungswinkeländerungsgeschwindig-keit J.

Plughöhe h<sub>o</sub>, unterstützt durch J und V, sind für die Plughöhenregelung erforderlich, die in Abschnit 5.32 be schrieben wird.

Jede Mickbewegung des Mugkörpers aus der durch den Jage kreisel definierten Fluglage erzeugt Längsneigungswinkelund Längsneigungswinkel Underungsgeschwindigkeitssignale, die summiert an den Mickservoverstürker geleitet werden. Die Beaufschlagung des Mickservoverstärkers führt zu einem Ausschlag des mit ihm mechanisch verbundenen Höhenruders. Wierdurch wird eine Korrekturbewegung eingeleitet, die solange andauert, bis das Fehlersignal verschwindet. Der Regelvorgang ist dann abgeschlossen, der Flugkörper hat wieder die gewünschte lage.

## 5.232 Ablauf einer Nicklageregelung.

wir nehmen an, daß der Flugkurper einen positiven Lüngs - neigungswinkel anzunehmen beginnt (s. 1bb. 19).

The flugkurperfeste Nicklagedüse N macht diese Bewegung mit und rollt auf der kreiselstabilisierten Nickkurvenscheibe Lab. Die Richtung des aus der Nicklagedüse austretenden Strahles wird dabei nach unten abgelenkt, die untere Bohrung des Nick - lageabgriffes P erhält einen Überdruck gegenüber der oberen Bohrung. Der Druck in Leitung c wird noch verstärkt durch die Träzessionsbewegung des Nickwendekreisels E, durch die die Düse für Längsneigungswinkeländerungsgeschwindigkeitssignale 2 nach links abgelenkt wird. Der endekreisel verbessert auch hier die Regelung analog Abb.20.

Ter erhöhte Druck in leitung obewirkt einen Tberdruck in der rückwärtigen Kammer des Nickrelais. Die Membran bewegt sich zusammen mit dem Steuerschieber des Mickservoverstärkers nach vorne. Hierdurch wird dessen vordere Kammer mit Druck beauf - schlagt, er bewegt sich nach hinten und fährt dabei das Höhenruder nach unten aus. Die nun am Höhenruder angreifenden Luftkräfte erzeugen ein negatives Mickmoment, das den Dug - körper in die ursprüngliche Lage zurückzudrehen beginnt. Ist die ursprüngliche Fluglage erreicht, verschwindet das Pehlersignal. Die Aerodynamik hat den Regelkreis geschlossen.

#### 5.3 Flugbahn - Regelkreise.

## 5.31 Flugrichtungs - Regelkreis.

#### 5.311 Allgemeine Beschreibung.

Der Flugkörper wurde ursprünglich auf einer Startlafette nach Abb.24 mit Hilfe eines Dampfkatapultes, später mit Hilfe von Startraketen (s.Abb.3), auf eine Geschwindigkeit von ca. 350 Km/h beschleunigt, ab der das \text{trgus-Schmidt-Rohr selbst aus - reichenden Schub erzeugte, um den Flugkörper auf die Reise - geschwindigkeit von ca. 650 Km/h zu bringen.

Da es sehr umständlich und zeitraubend gewesen wäre, die 50 m lange und von 0 bis ca. 5 m ansteigende Startlafette auf jedes Ziel neu auszurichten, wurde ein mechanischer Zeitgeber in den Gierlageregelkreis (s.Abb.18) eingebaut, der während des Steigfluges den Tagekreisel über einen elektro- magnetischen Schaltkreis (s.Abb. 19) in die gewünschte Flugrichtung präzedieren läst.

Auf Grund der Präzessionsbewegung des Lagekreisels relativ zum Flugkörper werden Gierlagesignale erzeugt, die einen Seitenruderausschlag und damit eine Richtungsanderung des Flugkörpers bewirken.

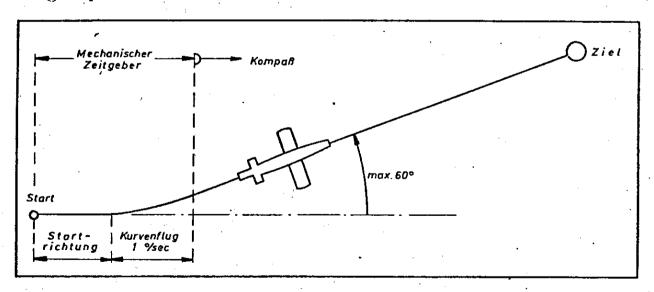


Abb. 23 : Einstellung der Flugrichtung

Abb.23 zeigt den zeitlichen Ablauf der 'lugrichtungsein - stellung. Der Kurvenflug konnte bis maximal 5 Minuten nach dem Start eingeleitet werden und bis zu einer Minute an - dauern. Da die Ablenkungsgeschwindigkeit 1 0/sec betrug ,

wurde eine maximale Ablenkung von ± 60° erreicht.

Die Peineinstellung sowie die Einhaltung der Plugrichtung wird von einem, in den Gierlageregelkreis eingeschalteten Magnetkompaß (s.Abb.18 und 19) sichergestellt, der vor dem Start auf das Ziel eingestellt wurde. Die Lage des Kompasses im Plugkörper ist aus Abb.2 zu ersehen; das Folzgehäuse ist erforderlich, um Fehlanzeigen infolge des Ganzmetallflug – körpers zu vermeiden. Jede Abweichung des Plugkörpers von der eingestellten Flugrichtung (z.B. durch Kreiseldrift) wird vom Kompaß wahrgenommen, der über den bereits erwähnten elektro- magnetischen Schaltkreis (s.Abb.19) den Lagekreisel und damit den Plugkörper in die gewünschte Lage zurückbringt.

5.312 Ablauf einer Plugrichtungsregelung.

wir nehmen an, daß der Flugkörper ein Ziel in einer Richtung von -30° von der Startrichtung anfliegen soll.

Nach einer vor dem Flug zu errechnenden und auf dem mechanischen Zeitgeber einzustellenden Flugzeit schließt dieser einen elektrischen Kontakt (s. Abb. 19), der die Spule SP1 unter Strom setzt. Das Magnetfeld der Spule erzeugt in der auf der 3. Achse angebrachten Scheibe des Lagekreisels ein Drehmoment, wodurch der Lagekreisel in negativer Gierrichtung präzediert. Purch die Iräzessionsbewegung dreht sich die Roll-/Gierkurvenscheibe K relativ zur flugkörperfesten Düse M und lenkt diese derart aus, daß die linke (in Flugrichtung gesehen) Bohrung des Roll-/Gierlageabgriffes O stärker angeblasen wird.

Dies führt analog dem in Abschnitt 5.212 beschriehenen Funk - tionsablauf zu einem positiven jeitenruderausschlag und da- mit zu einem negativen Giermoment, wodurch der FlugkUrper sich in die neue Flugrichtung zu drehen beginnt.

Der Vorgang wird solange aufrecht-erhalten, bis der mechanische Zeitgeber den elektromagnetischen Schaltkreis öffnet und damit an den Magnetkompaß anschließt.

Hat der Flugkörper noch nicht die auf dem Kompaß eingestellte Flugrichtung von -30° zur Startrichtung erreicht, so erzeugt dieser in Leitung e einen Überdruck. Die Membran des elektropneumatischen Schalters bewegt sich nach vorne und schließt dabei den Stromkreis für Spule SP1. Der Seitenrugerausschlag

bleibt analog dem oben beschriebenen Punktionsablauf auf - rechterhalten.

Wird die Flugrichtung erreicht, so hat der Kompaß keine Mißweisung und der Druck in den beiden Leitungen e und f ist
gleich groß. Die Membran des Schalters befindet sich in der
Nittellage, die Spulen sind stromlos. Da keine Fräzessions bewegung mehr stattfindet, ist auch kein Gierlagesignal vorhanden. Der FlugkUrper behält die angenommene Flugrichtung
bei.

Sollte der Kreisel während des Fluges z.B. durch eine positive Drift aus seiner Lage ausweichen, so wird eine positive Gierbewegung eingeleitet. Der Kompaß nimmt diese Bewegung wahr und erzeugt einen überdruck in Leitung e, wodurch ein Regelvorgung entsprechend dem oben beschriebenen Ablauf einge - leitet wird.

## 5.32 Plughöhen - Regelkreis.

5.321 Allgemeine Beschreibung.

Die für den Start des Flugkörpers verwendete Lafette (s. 1bb.24) hatte einen Neigungswinkel von ca. 7°.

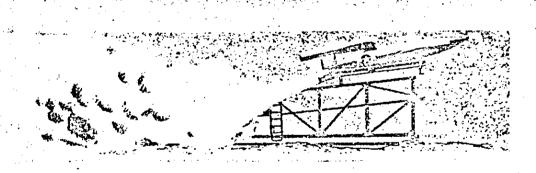


Abb. 24 : JB - 2 beim Verlassen der Startlafette

Die kreiselstabilisierte Nicklagekurvenscheibe ist der it ge - staltet, daß sich bei der Schräglage des Flugkörpers auf der Startlafette kein Nicklagesignal ergibt, das Höhenruder also keinen ausschlag aufweist. Ter Steigflug findet deshalb unter einem winkel von ca. 7° statt.

Die Überführung des Plugkurpers vom Steieflug in den Vorizontalflug wird vom Höhenmesser gesteuert, der in den Vicklige - regelkreis eingeschaltet ist (s.Abb.22).

Erreicht der Flugkörper die auf dem barometrischen Höhen - messer eingestellte Flughöhe h<sub>o</sub>, so verstellt dieser über den Höhenservoverstärker die wiege H (s.Abb.5, 19 und 25), in der der Lagekreisel aufgehängt ist.

Während die Wiege im Nicklageregelkreis die gleichen Bewegun - gen ausführt wie der Flugkörper, muß sie im Flughöhenregel - kreis relativ zum Lagekreisel und Flugkörper bewegt werden, um ein Nicklagesignal zu erzeugen. Dieses bewirkt einen Höhen - ruderausschlag, der den Flugkörper in einen horizontalen Reiseflug in der gewünschten Flughöhe überführt.

Die Flughöhe wird nun bis zum Absturzpunkt vom Höhenmesser kontrolliert, der Abweichungen feststellt und die zur Korrektur erforderlichen Höhenruderausschläge einleitet.

Der Absturzpunkt wurde mit Hilfe eines propellergetriebenen Entfernungsmessers ermittelt (s.Abb.2).

Hat der Flugkörper den Absturzpunkt erreicht, so wird der Höhenmesser durch ein Signal vom Entfernungsmesser ausgeschaltet, das über Höhenservoverstärker und diege das Elhenruder in die Endstellung ausfährt und festhält. Der Flugk roer gelangt im Sturzflug ins Ziel.

5.322 Ablauf der Flughöhenregelung.

während des Steigfluges hat das Höhenruder, wie bereits in Abschnitt 5.321 beschrieben wurde, keinen Ausschlag.

Kommt der Flugkurper in die Nähe der am Hühenmesser F (s. Abb. 19) eingestellten Flughöhe, so verschiebt sich die Membran des Höhenmessers infolge des abnehmenden äußeren Luftdruckes, der dem Höhenmesser über Anschluß 18 der Armatur AB (s. Abb. 13) zugeleitet wird, nach vorne. Padurch bewegt sich der Steuer - schieber des Huhenservoverstärkers G ebenfalls nach vorne und der Arbeitskolben nach hinten.

Dabei wird die Wiege (in Abb.19 als strichlierte Doppellinie symbolisiert, besser zu ersehen aus Abb.25) und die mit ihr fest verbundene Nicklagedüse N und der Vicklageabgriff P relativ zum Flugkörper und der vom Lagekreisel stabilisierten Nicklagekurvenscheibe L bewegt. Die Nicklagedüse N rollt dabei auf der Nicklagekurvenscheibe L ab und wird aus ihrer Normallage derart ausgelenkt, daß die untere Bohrung des Nicklageabgriffes P stärker angeblasen wird.

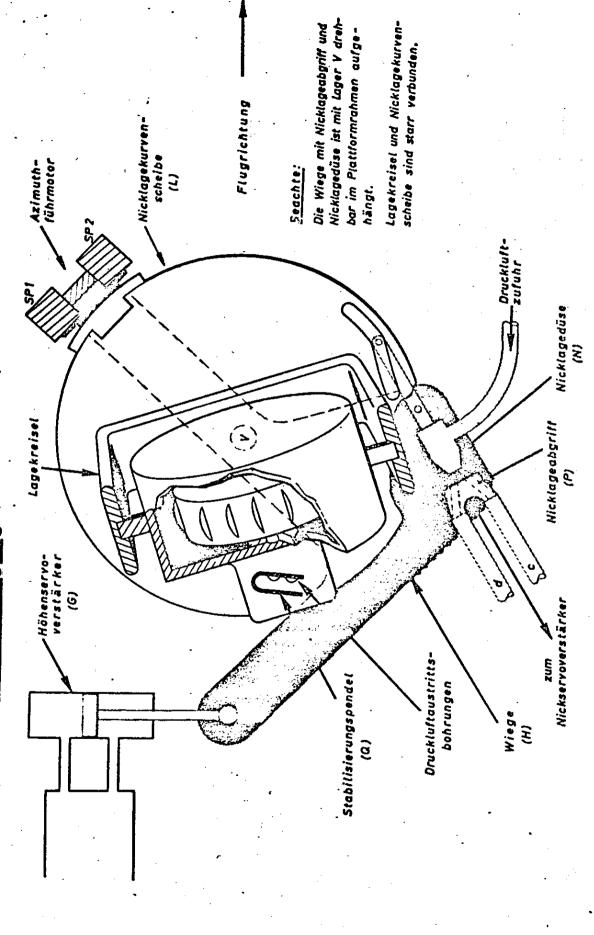
Der in Leitung c entstehende Überdruck erzeugt analog Abschnitt 5.232 ein negatives Nickmoment, das den Flugkörper
samt wiege in eine horizontale Fluglage zu drehen beginnt.
Dabei rollt die Nicklagedüse N in entgegengesetzter Richtung
an der Nicklagekurvenscheibe L ab, wodurch das Fehlersignal
verkleinert und schließlich zu Null wird. Der Flugkörper hat
die gewünschte horizontale Fluglage in der vorbestimmten Flughöhe erreicht.

Sollten während des horizontalen Reisefluges Höhenänderungen auftreten, so spricht der Höhenmesser an und leitet Höhen - ruderausschläge entsprechend dem eben beschriebenen Funktions-ablauf ein, die den Flugkörper auf die gewünschte Flughöhe zurückbringen.

Bei Erreichen des Absturzpunktes wird die bis dahin bei Anschluß 17 der Armatur AB offene Druckleitung von Einstellventil 2 der Armatur AA (s.Abb.13) zum Hohenservoverstärker G durch das Zählwerk des Entfernungsmessers geschlossen. Der Höhenservoverstärker wird von gesamten Druck beaufschlagt und fährt in die obere Endstellung, wobei er die mit ihm mechanisch verbundene siege mitnimmt. Die Nicklagekurven scheibe ist derart gestaltet, daß die auf ihr abrollende Nicklagedüse einen maximalen Ausschlag erfährt (s.Abb.25), wodurch das Höhenruder ebenfalbs in die Endlage ausfährt und den Sturzflug einleitet.

Da der Höhenservoverstärker infolge des nun vom Pruckluft - verteiler kommenden, ständig gleichen Druckes beaufschligt wird, kann der Höhenmesser keine Korrektursignale mehr ein - leiten. Der Flugkörper stürzt ins Ziel.

Abb. 25: <u>Lagekreiselaufhängung</u> (schematisch)



## 6.0 Demonstrationsmodell.

### 6.1 Allgemeines.

Es soll nun untersucht werden, inwieveit das "Steuergerät" zur Demonstration der Lageregelung eines Flugkörpers ver - wendet werden kann.

Diese Aufgabenstellung beinhaltet, daß die mit Pilfe des "Steuergerätes" neben der Lageregelung durchgeführten Steuer-vorgänge - Ausrichten des Flugkörpers auf das Ziel, Flug - richtungsüberwachung sowie Durchführung des Steig-, Horizon - tal- und Sturzfluges - unberücksichtigt bleiben können.

Ein Hodell, das die abgeschlossenen Lageregelkreise des Flugkörpers simulieren kann, wäre ziemlich aufwendig. Deshalb soll der Regelkreis dort aufgeschnitzen werden, wo die Aerodynamik des Flugkörpers zum Tragen kommt. Das vereinfachte Eodell soll also die Steuerausschläge des Plugkörpers an zeigen; der Ausgleich des Fehlers wird jedoch unterbleiben.

### 6.2 Vorschläge.

Das "Steuergerät" kann zur Demonstration der Lageregelung eines Plugkörpers grundsätzlich verwendet werden.

Die benötigten Lagesignale worden durch eine "inderung der Lage des Plattformrahmens (Erlugkürper) bezüglich des Lage-kreisels erzeugt.

Diese Signale können sichtbar gemacht werden mit Hilfe von U-Rohren, die mit einer gefärbten Flüssigkeit gefüllt sind oder mit Hilfe von Glühlampchen, inden die oneumatisch er zeugten Lagesignale über elektro-pneumatische Schalter in elektrische Signale umgewandelt werden.

U-Rohre bzw. Glühlämpehen können auf einem Standbrett, das die Umrisse des Plugkorpers zeigt, so angebracht werden, daß Höhen- bzw. Seitenruderausschläge entsprechend des erzeugten Fluglagefehlers angezeigt werden.

wegen des verhältnismäßig hohen Druckes im Lagekreisel müssen .

lange U-Rohre verwendet werden. Dei Verringerung des Arbeitsdruckes ist eine einwandfreie Funktion des Modells nicht gewährleistet, da der Lagekreisel bei jeder Bewegung des Rahmens
infolge der unvermeidbaren Reibungskräfte aus seiner lage

auswandern wird.

Bei der Verwendung von Glühlämpchen andererseits müssen die elektro-pneumatischen Schalter entsprechend dimensioniert werden. Außerdem ist eine zusätzliche Unergiequelle erforderlich.

Eine gute Demonstration der einzelnen Lageregelvorgänge ist weiterhin nur möglich, wenn des "Steuergerät" kardanisch aufgehängt und in den einzelnen Flugk regrebenen verriegelbar ist.

Dies jedoch ist infolge der Abmessungen (Höhe: 200 mm, Preite: 325 mm, Tiefe: 325 mm) und des Gewichtes (ca.10 Kp) des "Steuergerätes" mit relativ großem Aufwand verbunden.

Abb. 26 zeigt die Schemazeichnung des eben beschriebenen Pemonstrationsmodells.

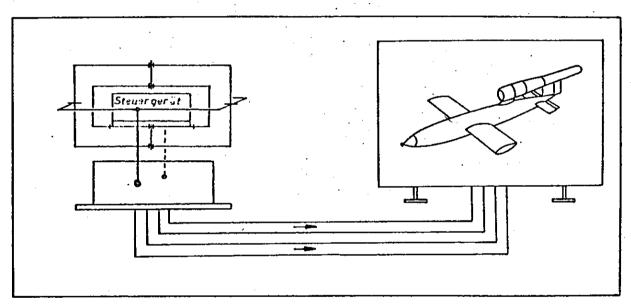
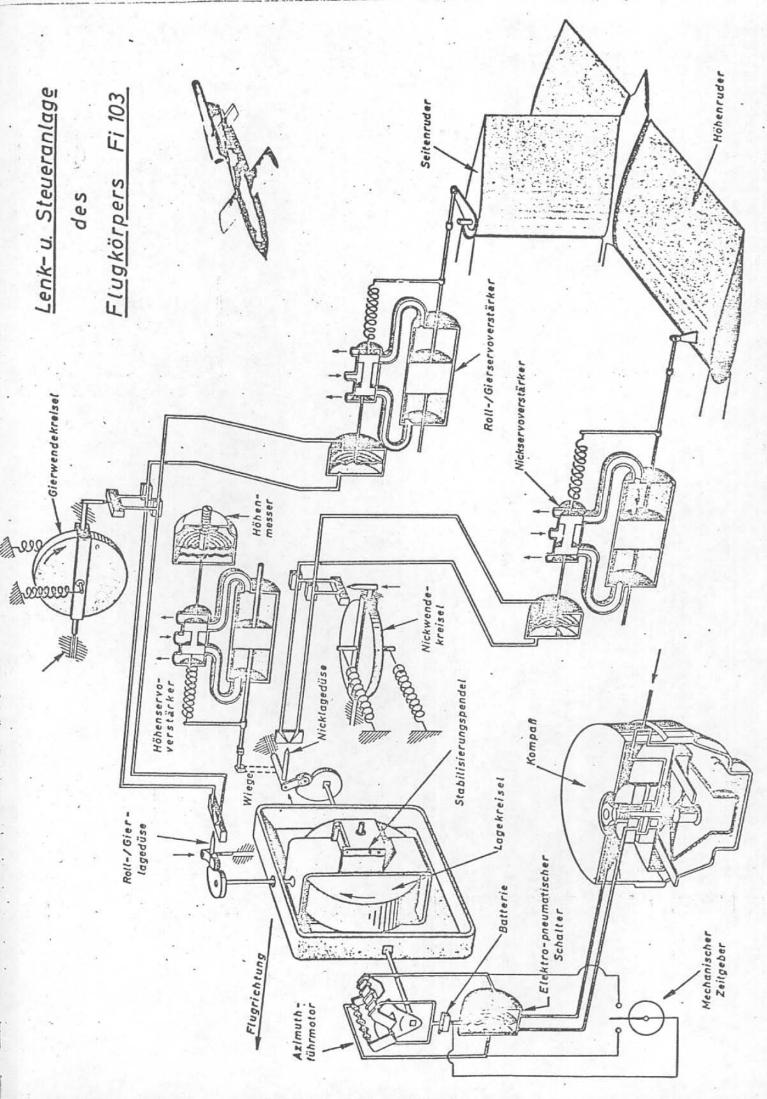


Abb. 26 : Demonstrationsmodell(Scheme)

Die Demonstration der Lageregelung eines Plugkörpers mit lilfe des "Steuergerätes" ist also grundslitzlich möglich, jedoch ziemlich aufwendig, falls die Ruderausschläge einwanäfrei sichtbar gemacht verden sollen.

Nicht ganz so anschaulich, dafür jedoch einfacher und billizer ist es, die Lageregelung anhand der Abb. 27 zu erklären, die die gesamten Lenk- und Steuerkreise sowie das Bild des Burkkörpers Fi - 103 enthält.

Diese Abbildung, vergrößert neben dem "Steuergarät" im Labor aufgehängt, erfüllt zweifellos denselben Zweck wie das oben skizzierte Modell.



## 7.0 Schrifttumnachveis.

- 1. Bend, R.D. & McKinley: "Basic Science for Aerospace Vehicles", McGraw-Hill Book Co., New York, 1963
- 2. Benecke, Th. & Quick, A.W.: "History of German Guided Missiles Development", Verlag E.Appelhaus, Brunswick, 1957
- 3. Blakelock, J.H.: "Automatic Control of Aircraft and Fissiles", John wiley & Sons, Inc., New York, 1965
- 4. Bowman, N.J.: "The Handbook of Rockets and Guided Fissiles", Perastation Fress, Whiting, 1957
  - 5. Broxmeyer, Ch.: "Inertial Navigation Systems", McGraw-Hill Book Co., New York, 1964
- 6. Department of the US Air Force: "Guided Missiles",
  McGraw-Hill Book Co., New York, 1958
- 7. Duda, Th.: "Flugzeuggeräte", Bd.2 (Navigation), VEB Verlag Technik, Berlin, 1961
- 8. Etkin, B.: "Dynamics of Flight", John Wiley & Sons, Inc., New York, 1965
- Lent, J.P.: "Rocket-Jet and Missile Ungineering",
   Pen-ink Publishing Co., New York, 1958
- 10. LN 9300: "Bezeichnungen in der Flugmechanik", Beuth-Vertrieb, Köln, 1959
- 11. Merz, I.: "Grundkurs der Regelungstechnik", R.Oldenbourg
   Verlag, München, 1967
- 12. Ordway, A.J. & Wakeford, R.C.: "International Missile and Spacecraft Guide", McGraw-Hill Book Co., 1960
- 13. Parvin: "Inertial Navigation", Norstrand Company, New York,
- 14. VDI/VDE Richtlinie 2171: "Benennungen auf dem Gebiet der Kreiseltechnik", Entwurf 1969

# 8.0\_Anhang.

Auf den nächsten Seiten folgt:

- 8.1 Ausgewählte Daten der Fi-103
- 8.2 Ausgewählte Daten der JB-2
- 8.3 Zusammenstellung der in Abschnitt 4.0 verwendeten Buchstaben und ihre Bedeutung

Die Flugkörperdaten in Anhang 8.1 und 8.2 sind /4/ ent - nommen.

inhang 8.1: Technische Daten des Mugkurpers Fi 103

Gross weight

Fi 103 is the official German designation of the V-1 or huzzbomb. It is also known as the PZG 76. A German GTG or ATG long range missile by Fieseler 1944. Launched from a catapult or from a plane. Motor is a 3chmidt or Argus-3chmidt resonance duct using gasoline as fuel and giving 600 lb. thrust. It operates at 47 cycles per sec. Stabilization is by gyros. It has a preset trajectory and auto pilot.

> 4730 to 4850 lbs. Fuel weight 1000 to 1185 lbs. Payload 1540 to 2200 lbs. 25.4 ft. overall of which 21 ft. is the plane body and the Length. remainder the ramiet which sticks out behind. riameter: 34 in. Wing span 17.6 and 19.0 ft. quoted Hing width 3.5 ft. Fin span 7.5 ft. Engine length 11.25 ft. Engine diameter 1.9 ft. Range 150 to 200 miles Speed 580 frs. Normal seiling o.8 miles

References: 1. Ross: "Guided Missiles, lockets and Torpedoes"

- 2. Gatland: "Development, of the Guided Fissile"
- Weyl: "Guided Missiles"
- 4. Stemmer: "Raketenantriebe"
- 5. Cooke and Caiden: "Jets, Rockets and Guided Fissiles"

Photographs: 1. Ross: "Guided Missiles, Rockets and Torredoes"

- 2. Stemmer: "Raketenantriebe"
- 3. Interavia, culy 1952

riegram:

- 1. Weyl: "Guided Missiles"
- 2. Bowman: "The Handbook of Rockets and Guided Missiles"

### Anhang 8.2: Technische Daten des Flugkurpers JB-2

#### JB-2

Northrop missile also known as the KUW-1 and the LOON. GTG or GTship applications. Catapult launched with a solid booster having a thrust of 4000 lbs. for 4 sec. Main motor was an Argus-Schmidt resonance duct motor by Ford. Stabilized by wings and gyro; radio controlled or preset trajectory depending on model. This is an American version of the Fi 103. Main use was as a gunnery target.

4370 lbs.
1000 lbs.
2200 lbs.
1540 lbs.
25.5 ft.
2.7 ft.
19.1 ft.
100 to 150 miles
400 mphr
1 to 2 miles

References: 1. Ross: "Guided Missiles, Rockets and Torpedoes"

- 2. Weyl: "Guided Nissiles"
- 3. Cooke and Caiden: "Jets, Rockets and Guided Missiles"
- 4. Gatland: "Development of the Guided Missile"

Photographs: 1. Ross: "Guided Missiles, Rockets and "orpedoes"

2. Cooke and Jaiden: "Jets, Rockets and Guiled Missiles"

Zusammenstellung der in Abschnitt 4.0 verwendeten Anhang 8.3: Buchstaben und ihre Bedeutung. Die in Klammer gesetzten Zahlen geben die Abb.an. in der der Gegenstand gekennzeichnet ist. Plattformrahmen (5.6) Flattformträger (5) В Lagekreisel (5,6,7) C Gierwendekreisel (5,11) D Nickwendekreisel (5.11) · Barometrischer Hühennesser mit Wählscheibe (5,6) 7 Höhenservoverstärker (5,6) G diege (5) H Hebel zum lösen der Lagekreiselverriegelung (6.8) Ι Lagekreiselverriegelung (5) J Kurvenscheibe für Roll-/Gierlageabgriff (5) K Kurvenscheibe für Nicklageabgriff (6,10) L di 🛊 Roll-/Gierlagedüse (9) M : Nicklagedüse (10) N : 0 Roll-/Gierlageabgriff (9) : P Nicklageabgriff (10) 2 Stabilisierungspendel des Lagekreisels (9,10) • R Düse für Längsneigungswinkeländerungsgeschwindigkeit (11) S Düse für Gierwinkeländerungsgeschwindigkeit (11)  $\mathbf{T}$ Abgriff für Längsneigungswinkeländerungsgeschwindig keit (11)

V: Lagerung der wiege (6,8)

Z: Elektrisches Klemmbrett (7)

SP1: Nachführspule 1 (6,7,9)

SP2: Nachführspule 2 (6,7,9)

SF3: Spule zur Entriegelung des Lagekreisels (12)

Abgriff für Gierwinkeländerungsgeschwindigkeit (11)

S1 : Schalter (5)
P1 : rotantiometer (12)

U

F2 : Potentiometer (12)

AA : Armatur (6,8,13) AB : Armatur (6,7,13)