

BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK

HUBSCHRAUBER

AERODYNAMIK, STRUKTUREN und SYSTEME

3. Klasse

Lehrinhalte nach European Aviation Safety Agency (EASA)

Part-66, Modul 12

Dipl.-HTL-Ing.

Manfred HOLZER

INHALTSVERZEICHNIS

1	FLUGTHEORIE – HUBSCHRAUBERAERODYNAMIK.....	7
1.1	ARTEN VON DREHFLÜGLERN.....	7
1.1.1	HUBSCHRAUBER (Helicopter {helikos = Spirale, Windung, pteron = Flügel}) ...	7
1.1.2	TRAGSCHRAUBER (Autogyro).....	7
1.1.3	KOMBINATIONSFLOGSCHRAUBER (Compound Helicopter)	8
1.1.4	VERWANDLUNGSHUBSCHRAUBER (Convertible Aircraft)	9
1.2	AUFTRIEBSERZEUGUNG.....	9
1.3	BEZEICHNUNGEN	13
1.4	SCHWEBEFLUG (Hover).....	15
1.4.1	SCHWEBEFLUG OHNE BODENEFFEKT (Hover Out of Ground-Effect).....	15
1.4.2	SCHWEBEFLUG MIT BODENEFFEKT (Hover In Ground-Effect - HIGE).....	17
1.4.3	SEITLICHE DRIFTTENDENZ IM SCHWEBEFLUG (Translating Tendency)..	18
1.5	HORIZONTALFLUG.....	19
1.5.1	ÜBERGANGSPHASE.....	19
1.5.2	GLEICHFÖRMIGER HORIZONTALFLUG.....	20
1.5.3	UNSYMMETRIE DES ROTORAUFTRIEBS (Dissymmetry of Lift)	20
1.5.3.1	SCHLAGGELENK (Flapping Hinge)	22
1.5.4	KRITISCHE BEREICHE AM ROTOR.....	23
1.5.4.1	VERDICHTUNGSSTÖSSE AN DEN BLATTSPITZEN	23
1.5.4.2	RÜCKSTRÖMUNG AM BLATTINNENBEREICH	24
1.5.4.3	STRÖMUNGSABRISS BEI GROSSER FLUGGESCHWINDIGKEIT.....	24
1.6	KURVENFLUG.....	25
1.7	AUTOROTATION	27
1.7.1	SENKRECHTE AUTOROTATION	28
1.7.2	AUTOROTATION MIT VORWÄRTSFAHRT.....	31
1.8	WIRBELRINGZUSTAND (Vortex Ring State, Power Settling)	32
1.9	ÜBERZIEHEN (Overpitching).....	34
1.10	CORIOLISEFFEKT.....	34

1.10.1	SCHWENKGELENK (Drag Hinge, Lead-Lag Hinge)	36
2	HUBSCHRAUBERSTEUERUNGEN (Rotor Controls – ATA 67)	36
2.1	KOLLEKTIVE STEUERUNG (Collective Control).....	37
2.2	ZYKLISCHE ODER PERIODISCHE STEUERUNG (Cyclic Control).....	39
2.2.1	KREISELPRÄZESSION	41
2.3	STEUERUNG MITTELS STEUERSPINNE.....	42
2.4	DREHMOMENTAUSGLEICH und GIERSTEUERUNG	43
2.4.1	HECKROTOR (Tail Rotor – ATA 64)	43
2.4.1.1	HECKROTORANTRIEBSWELLE (Tail Rotor Driveshaft)	45
2.4.1.2	HECKROTORSTEUERUNG (Tail Rotor Control)	49
2.4.2	UMMANTELTHER HECKROTOR (Ducted Fan, Fan, Fenestron {Foestro})	52
2.4.3	NO TAIL ROTOR (Notar).....	54
2.5	HAUPTROTORKOPF (Main Rotor Head).....	57
2.5.1	GELENKIGER BLATTANSCHLUSS.....	58
2.5.2	HALBSTARRER BLATTANSCHLUSS.....	59
2.5.3	GELENKLOSER BLATTANSCHLUSS	61
2.5.3.1	FUNKTION DES STARFLEX-ROTORKOPFES.....	62
2.6	SCHWENKDÄMPFER (Drag Damp{ne}r, Lead-Lag Damper).....	65
2.6.1	DÄMPFERARTEN.....	66
2.6.1.1	HYDRAULISCHER DÄMPFER	66
2.6.1.2	REIBUNGSDÄMPFER.....	67
2.6.1.3	ELASTOMERDÄMPFER.....	68
2.7	ROTORBLATTKONSTRUKTIONEN.....	70
2.7.1	METALLBLATT	70
2.7.2	KUNSTSTOFFBLATT	72
2.8	STEUERDRUCKSIMULIERUNG (Artificial Feel) und TRIMMUNG	74
2.9	STABILITÄT (Flight Stability).....	76
2.9.1	STATISCHE STABILITÄT	77
2.9.1.1	STATISCHE LÄNGSSTABILITÄT (Longitudinal Stability)	77
2.9.1.2	STATISCHE QUERSTABILITÄT (Lateral Stability).....	79

2.9.1.3	STATISCHE RICHTUNGS- oder KURSSTABILITÄT (Directional Stab.)	.80
2.9.2	DYNAMISCHE STABILITÄT	81
2.9.3	STABILISIERUNGSSYSTEME.....	81
2.9.3.1	BLATTWINKELRÜCKSTEUERUNG.....	81
2.9.3.2	STABILISATOR "SYSTEM BELL"	83
2.9.3.3	ELEKTRONISCHES STABILITÄTS-VERBESSERUNGSSYSTEM (SAS)	87
2.9.3.4	AUTOMATISCHE STEUERUNG (Automatic Flight Control System).....	90
2.9.4	STABILISIERUNGSFLOSSEN (Stabilizer –ATA 55)	90
2.9.4.1	HORIZONTALE FLOSSE (Horizontal Stabilizer).....	90
2.9.4.2	VERTIKALE FLOSSE (Vertical Stabilizer)	91
2.10	BETÄTIGUNGSSYSTEME VON STEUERUNGEN (System Operation)	92
2.10.1	MANUELLES BETÄTIGUNGSSYSTEM	92
2.10.2	HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM.....	92
2.10.3	ELEKTRO-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM.....	92
2.10.4	LICHT-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM.....	92
2.11	EINSTELLEN DER STEUERUNG (Rigging).....	92
3	BLATTSPURLAUF UND VIBRATIONSANALYSE (Blade Tracking and Vibration Analysis).....	92
3.1	HUBSCHRAUBERVIBRATIONEN (Vibrations)	92
3.2	VIBRATIONSARTEN (Vibration Types).....	94
3.2.1	VERTIKALVIBRATIONEN (Vertical Vibrations).....	94
3.2.2	HORIZONTALVIBRATIONEN (Lateral Vibrations).....	94
3.3	VIBRATIONSVERMINDERUNGSMETHODEN (Vibration Reduction Methods).....	95
3.3.1	SPURLAUF (Rotor Tracking).....	95
3.3.1.1	HAUPTROTORSPURLAUF.....	95
3.3.1.2	HECKROTORSPURLAUF.....	98
3.3.1.3	ROTOREINSTELLUNGEN - BLATTSPUR (Rotor Alignment).....	98
3.4	AUSWUCHTEN (Balancing).....	101
3.4.1	STATISCHES AUSWUCHTEN (Static Balancing).....	101
3.4.1.1	PRINZIP	101
3.4.1.2	HECKROTORWUCHTEN	102

3.4.1.3	HAUPTROTORWUCHTEN.....	102
3.4.2	DYNAMISCHES AUSWUCHTEN (Dynamic Balancing)	102
3.4.2.1	PRINZIP	102
3.4.2.2	HAUPTROTORWUCHTEN.....	104
3.4.2.3	HECKROTORWUCHTEN	105
3.4.2.4	ROTOREINSTELLUNGEN - UNWUCHT (Rotor Alignment)	106
3.5	BODENRESONANZ (Ground Resonance).....	107
4	GETRIEBE (Transmission)	108
4.1	HAUPTROTORGETRIEBE (Main Rotor Gearbox)	108
4.1.1	FREILAUFKUPPLUNG (Free Wheel Unit).....	110
4.1.2	ROTORBREMSE (Rotor Brake).....	112
4.2	ZWISCHEN- oder UMLENKGETRIEBE (Intermediate Gearbox).....	113
4.3	HECKROTORGETRIEBE (Tail Rotor Gearbox).....	114
4.4	KUPPLUNGEN (Clutch)	115
5	ZELLENSTRUKTUREN (Airframe Structures)	115
6	KLIMAAANLAGEN (Air Conditioning - ATA 21)	115
7	INSTRUMENTE und AVIONIK (Instruments/Avionic Systems).....	115
8	ELEKTRISCHE ANLAGEN (Electrical Power - ATA 24).....	115
9	AUSRÜSTUNG und EINRICHTUNGEN (Equipment and Furnishing).....	115
9.1	HEBESYSTEME (Lifting Systems)	116
9.1.1	RETTUNGSWINDE (Rescue Hoist).....	116
9.1.2	LASTHAKEN (Cargo Hook).....	117
9.2	NOTSCHWIMMERSYSTEME (Emergency Floating Systems, Pop-Out Floats).....	118
10	FEUERSCHUTZANLAGEN (Fire Protection – ATA 26)	119
11	KRAFTSTOFFANLAGEN (Fuel Systems – ATA 28).....	119
12	HYDRAULIKANLAGEN (Hydraulic Power – ATA 29).....	119

13	EIS- und REGENSCHUTZANLAGEN (Ice and Rain Protection).....	119
14	FAHRWERK (Landing Gear – ATA 32)	119
15	BELEUCHTUNG (Lights – ATA 33)	119
16	PNEUMATIK und VAKUUMANLAGEN (Pneumatic/Vacuum).....	119
17	ATA 100 (Zusatzkapitel aus Module 7.5 "Instandhaltung")	120
18	LITERATURVERZEICHNIS.....	122

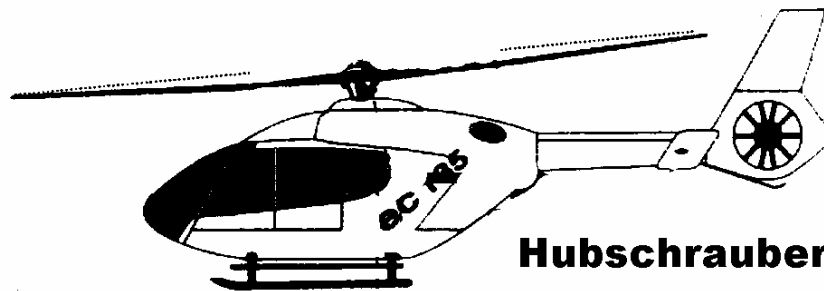
Anmerkung:

Bei den folgenden Nummerierungen der Submodule wird die Modulnummerierung (12) weggelassen.

1 FLUGTHEORIE – HUBSCHRAUBERAERODYNAMIK

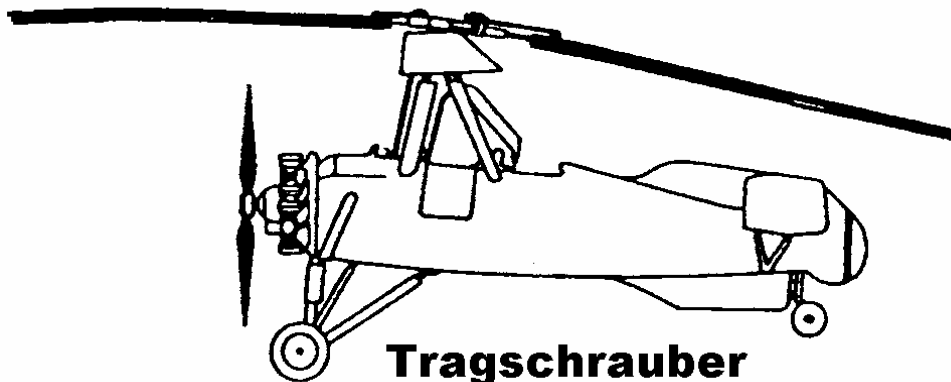
1.1 ARTEN VON DREHFLÜGLERN

1.1.1 HUBSCHRAUBER (Helicopter {helikos = Spirale, Windung, pteron = Flügel})



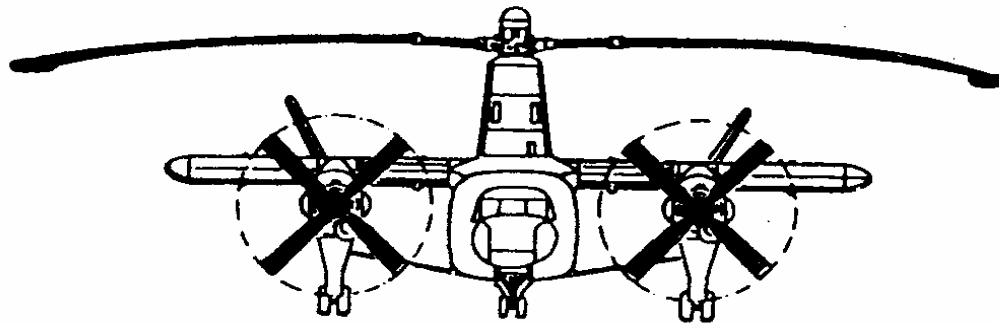
Von allen Drehflüglern hat sich der Hubschrauber weltweit durchgesetzt. Er besitzt ein oder zwei Rotoren die von Kolben- oder Turbinentriebwerken angetrieben werden. Sowohl der Auftrieb als auch der Schub für den Horizontalflug wird durch den Rotor erzeugt. Er kann senkrecht starten und landen, schweben und in alle Richtungen manövrieren.

1.1.2 TRAGSCHRAUBER (Autogyro)



Beim Tragschrauber wird der Rotor im Flug nicht durch das Triebwerk angetrieben sondern durch den Fahrtwind (Autorotation). Dazu ist die Rotorebene etwas nach hinten geneigt. Der Horizontalschub wird von Druck- oder Zugtriebwerken erzeugt. Ein Heckrotor zum Drehmomentausgleich ist nicht notwendig. Senkrecht starten und landen, sowie schweben kann der Tragschrauber nicht.

1.1.3 KOMBINATIONSFLOGSCHRAUBER (Compound Helicopter)



Kombinationsflugschrauber

Der Kombinationsflugschrauber besitzt einen angetriebenen Rotor, Druck- oder Zugtriebwerke und einen Flügel. Bei senkrechtem Starten und Landen erzeugt der Rotor den Auftrieb. Die horizontale Beschleunigung erfolgt durch Propeller oder Strahltriebwerk.

Mit wachsender Geschwindigkeit übernimmt der Flügel in zunehmendem Maß die Auftriebserzeugung. Die Auftriebserzeugung durch den Rotor kann zurückgenommen werden. Ab einer gewissen Geschwindigkeit wird der Antrieb des Rotors ganz ausgekuppelt. Dies vermindert den Luftwiderstand und dadurch können Kombinationsflugschrauber schneller fliegen als Hubschrauber.

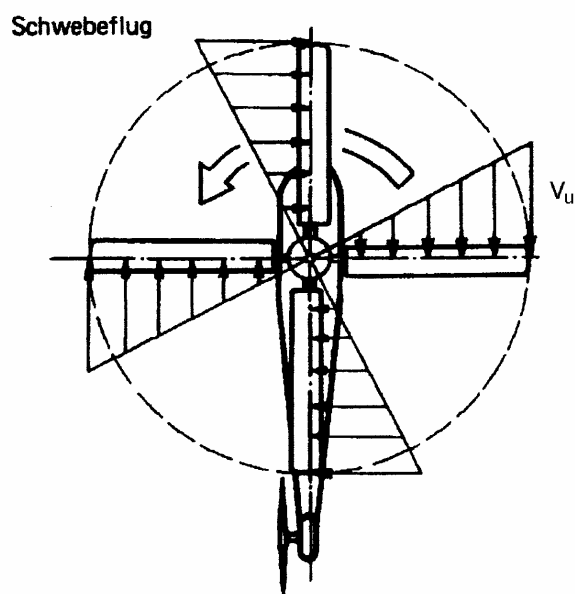
Sie benötigen einen Drehmomentausgleich für Schwebeflug- und Langsamflug.

1.1.4 VERWANDLUNGSHUBSCHRAUBER (Convertible Aircraft)



Verwandlungshubschrauber starten und landen wie Hubschrauber. Für den Reiseflug werden die an den Flügelspitzen angebrachten Rotoren gekippt und verrichten als Propeller ihre Arbeit.

1.2 AUFTRIEBSERZEUGUNG



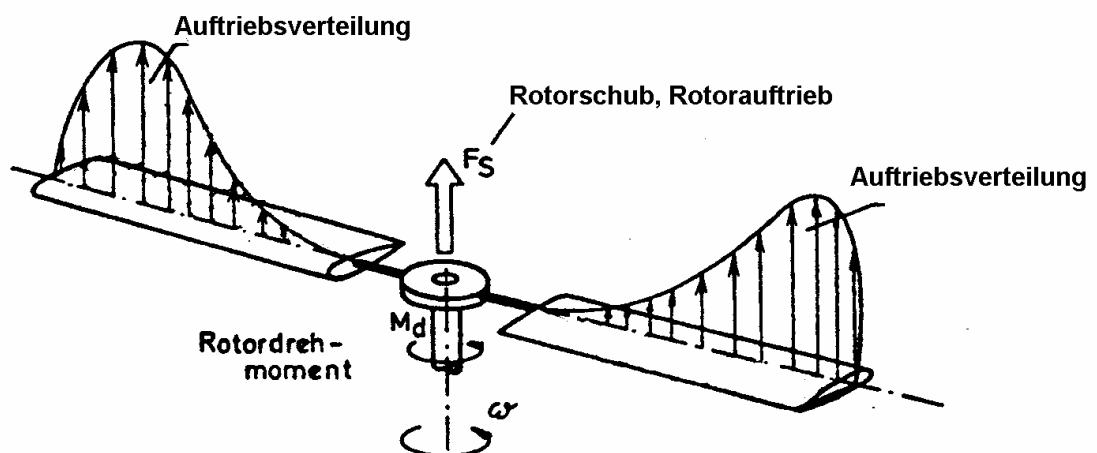
Der Auftrieb eines Hubschraubers wird am Hauptrotor erzeugt. Dieser besteht aus mehreren Blättern. Hubschrauber fliegen heute grundsätzlich mit konstanter Rotordrehzahl. Die einzelnen Profile der Blätter werden, entsprechend ihrer Entfernung vom Rotormast, mit verschiedenen Umfangsgeschwindigkeiten angeströmt.

Die Umfangsgeschwindigkeit steigt linear mit dem Rotorradius:

$$v_u = 2\pi * r * n_{Rotor}$$

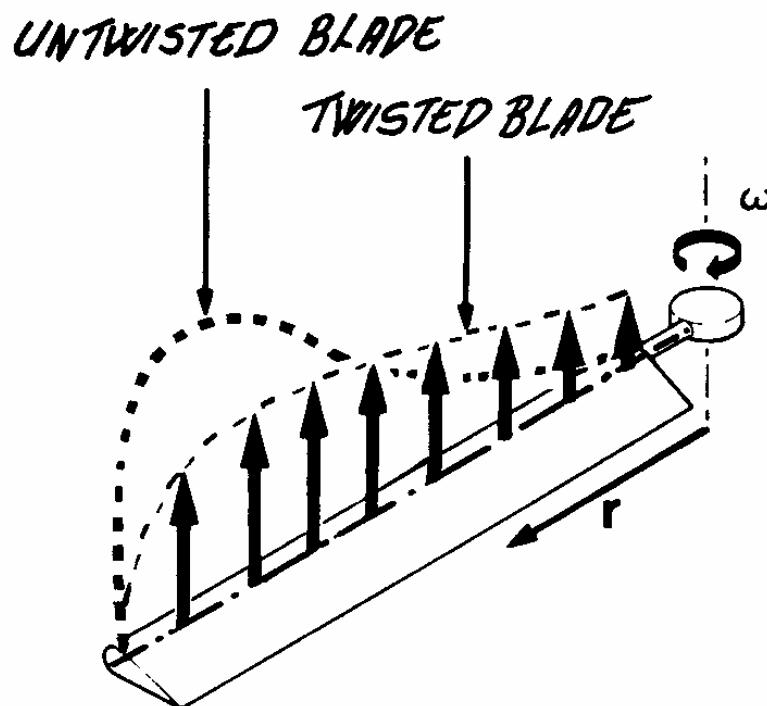
Die Anströmgeschwindigkeit am Rotorblatt ist also an der Blattwurzel gering und an der Blattspitze am größten. Entsprechend der Verteilung dieser Anströmgeschwindigkeiten entlang der Blätter entsteht folgende Auftriebsverteilung:

$$F_A = c_A * q * A = c_A * \frac{\rho * v_u^2}{2} * A$$

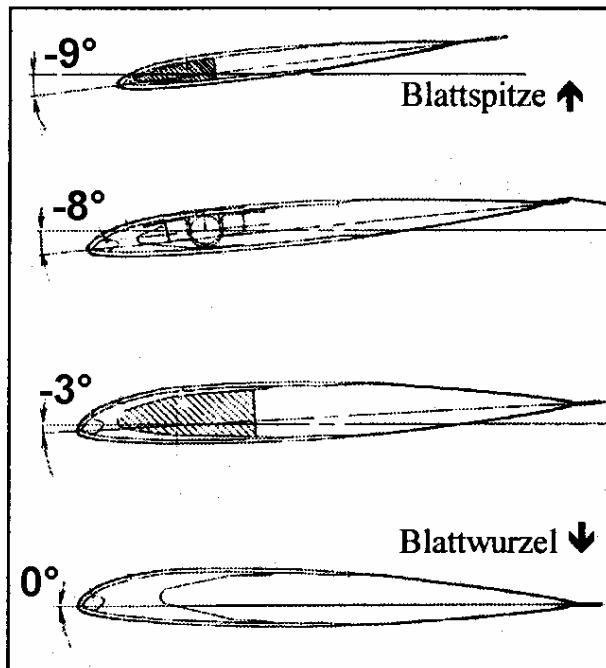


Die Summe aller Blattauftriebe ergibt den Gesamtauftrieb des Rotors (auch als Rotorschub bezeichnet) der am Rotormast angreift.

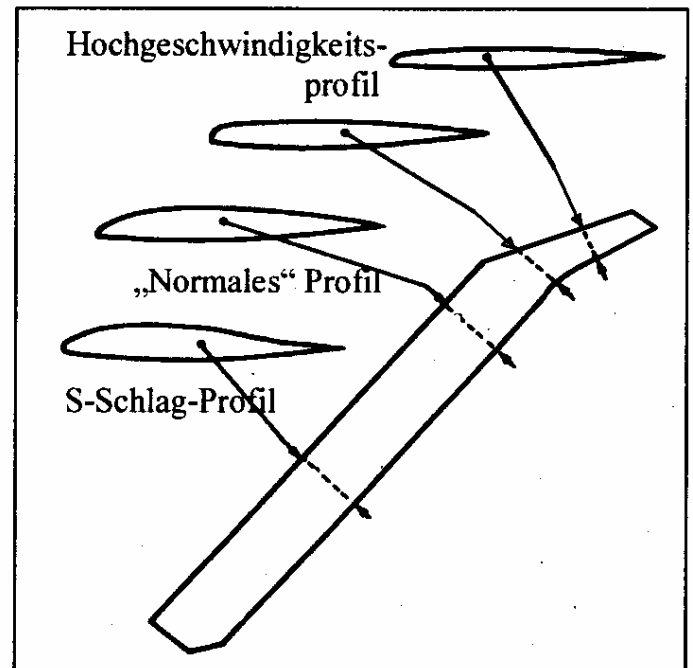
Ein steiler Anstieg des Auftriebes im Außenbereich der Rotorblätter (v_u geht in die Auftriebsformel quadratisch ein) ist allerdings ungünstig. Dadurch kommt es zu hohen Biegekräften an den Blättern und auch zu einem großen, induzierten Widerstand durch jene Wirbel, die beim Druckausgleich zwischen Ober- und Unterseite an den Blattspitzen entstehen. Der induzierte Widerstand, der das Triebwerk zusätzlich belastet, verursacht eine Einbuße der Hubschrauberleistung.



Um diese Nachteile zu verringern sollte die Auftriebsverteilung entlang eines Rotorblattes etwa elliptisch verlaufen. Dies erreicht man durch eine Verwindung (Schränkung, Twist) der Rotorblätter.



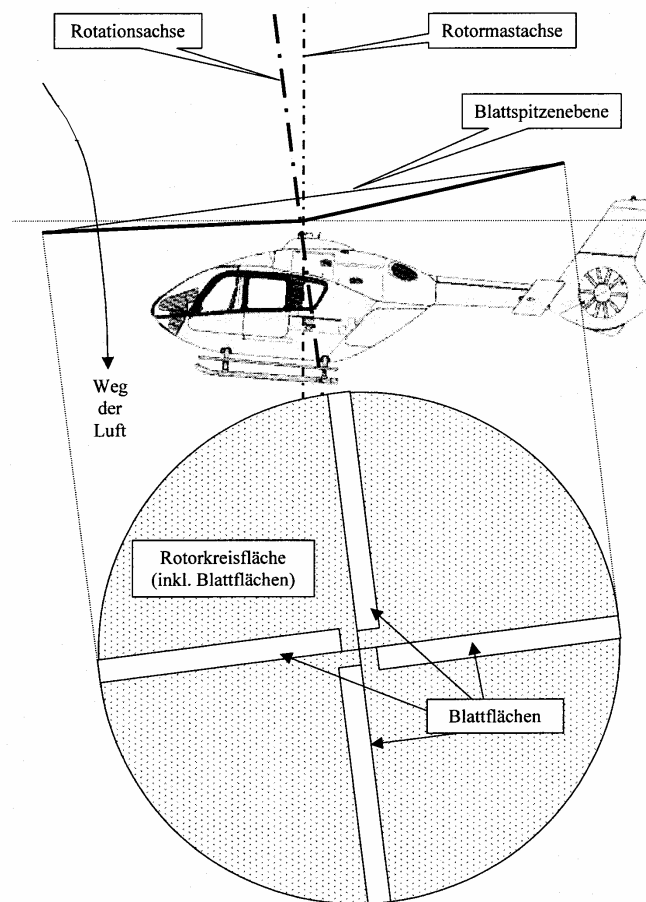
Geometrische Schränkung



Aerodynamisch Schränkung

Die Verwindung kann durch gleichmäßige Verringerung des Einstellwinkels und/oder der Blatttiefe nach außen hin (geometrische Verwindung) oder durch Veränderung der Blattprofile (aerodynamische Verwindung) erfolgen. Auch eine Kombination der Methoden wird angewandt.

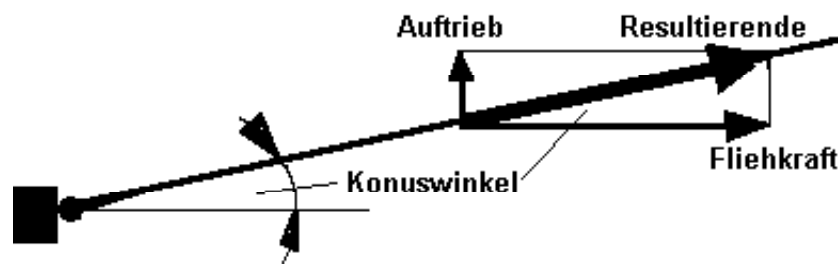
1.3 BEZEICHNUNGEN



Wichtige Begriffe der Hubschrauber-aerodynamik

- **Rotormastachse** – ist eine gedachte Linie durch den Rotormast, um die sich dieser dreht. Diese Achse ist in den meisten Flugsituationen nicht mit der Rotationsachse der Blätter identisch, da die Steuerung diese neigt.
- **Blattspitzenebene** – ist die von den rotierenden Blattspitzen gebildete Ebene.
- **Rotationsachse** – ist die Drehachse der Blattspitzenebene und steht immer normal auf diese.

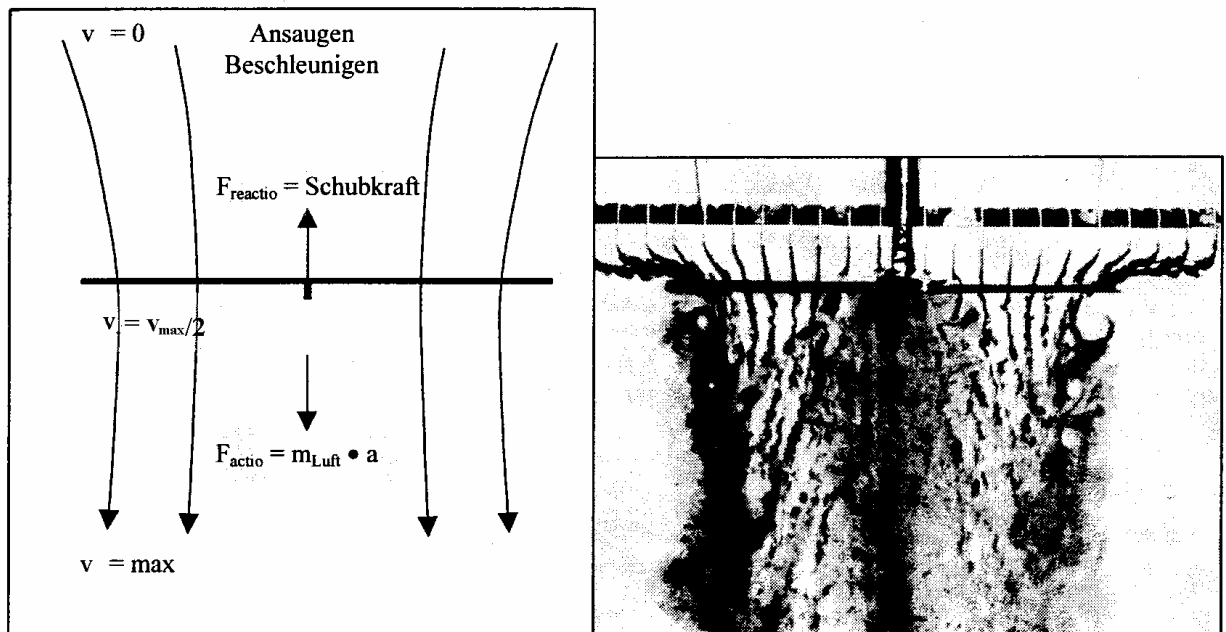
- **Rotorkreisfläche** – ist die, vom drehenden Rotor gebildete, kreisförmige Fläche.
- **Blattfläche** – ist die Fläche eines Rotorblattes.
- **Blatteinstellwinkel** – ist der Winkel zwischen der Profilsehne eines Rotorblattprofils und der Blattspitzenebene. Diesen Winkel stellt der Pilot durch die Steuerung ein.
- **Konuswinkel**



Die senkrechte Komponente des Blattauftriebes und die Fliehkraft aus der Rotation ergeben eine resultierende Kraft. Die beweglich befestigten Rotorblätter stellen sich in Richtung dieser Resultierenden ein und bilden mit der parallelverschobenen Blattspitzenebene den Konuswinkel.

1.4 SCHWEBEFLUG (Hover)

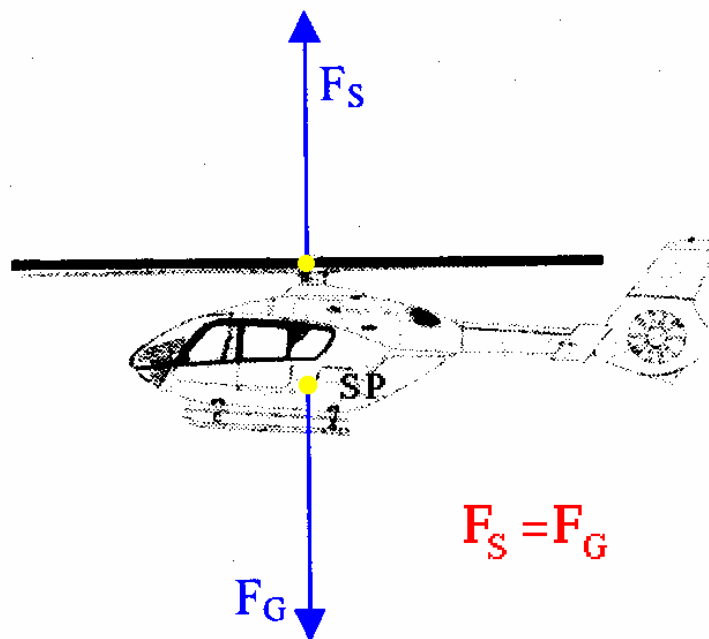
1.4.1 SCHWEBEFLUG OHNE BODENEFFEKT (Hover Out of Ground-Effect - HOGE)



HOGE – Grafisch und als Windkanalaufnahme

Der Hubschrauber schwebt in einer Höhe, die größer ist als der Durchmesser des Rotors. Es ist kein Einfluss des Bodens auf die Rotorströmung vorhanden.

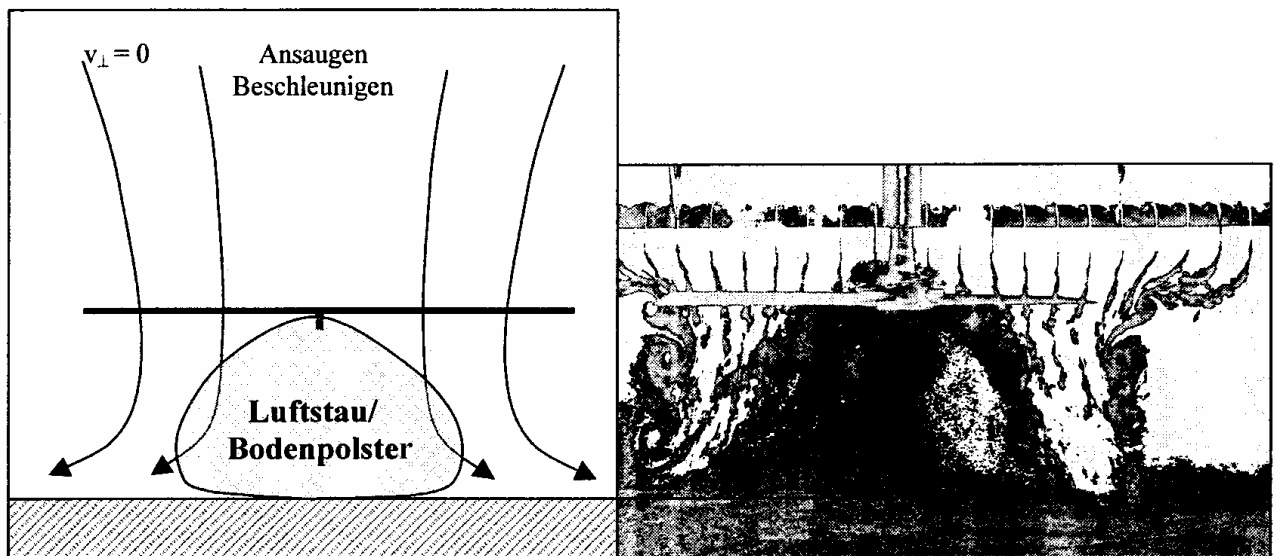
Durch die Wirkung des sich drehenden Rotors wird eine Luftmasse in die Rotorebene eingesaugt und nach unten beschleunigt. Um aber eine Masse zu beschleunigen, muss auf sie durch den Rotor eine vertikale Kraft nach unten ausgeübt werden (F_{actio}). Jede Kraft hat aber eine gleich große, entgegengesetzte Kraft zur Folge ($F_{reactio}$). Diese Gegenkraft, die auf den Rotor ausgeübt wird, nennt man den Schub F_s des Rotors.



Die Gewichtskraft F_G und die Schubkraft F_S sind gleich groß. Da aber der im Rotorabwind liegende Hubschrauberrumpf dem Luftstrom einen Luftwiderstand entgegensetzt (*der Hubschrauber steht teilweise auf dem eigenen Schuhband*) muss der Rotor-schub ca. 6% größer sein als für das Gewicht nötig wäre.

Übung: Kräfte im Übergang vom Schwebeflug in den vertikalen Steig-(Sink)flug.

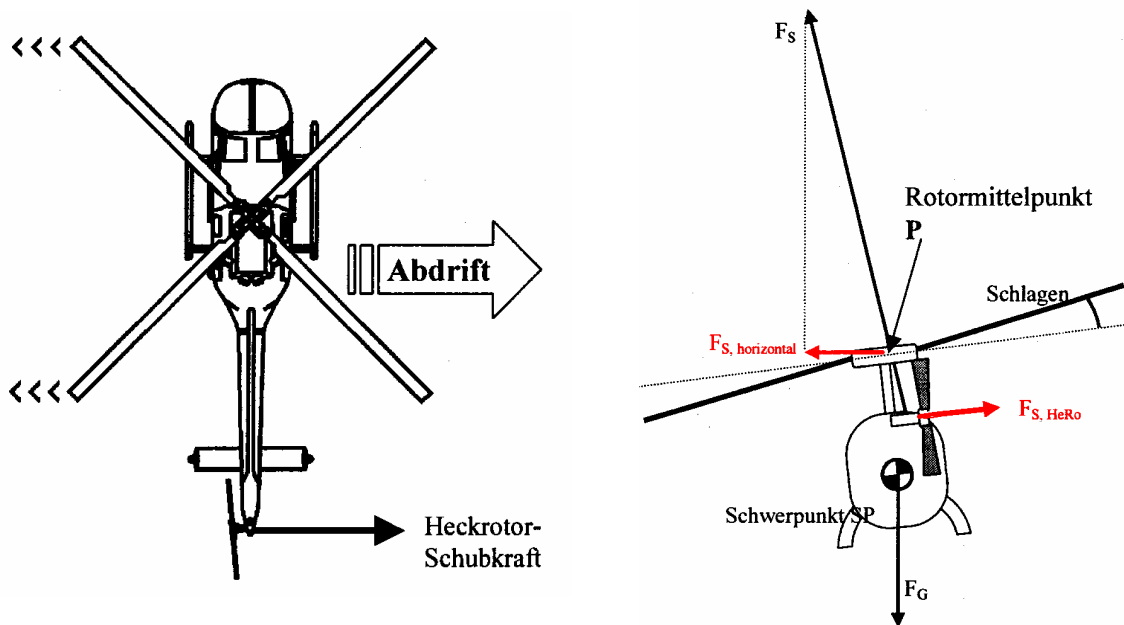
1.4.2 SCHWEBEFLUG MIT BODENEFFEKT (Hover In Ground-Effect - HIGE)



HIGE und das Bodenpolster - Grafisch und als Windkanalaufnahme

In Bodennähe (Höhe des Rotors über Grund entspricht etwa dem Rotordurchmesser) wird der Luftstrom durch die Bodenreibung beeinflusst. Er kann nicht so schnell abfließen und es entsteht ein Luftpolster mit leichtem Überdruck (Prinzip des Luftkissenfahrzeuges). Der Hubschrauber ist dadurch in der Lage mit geringerer Triebwerksleistung zu schweben als dies beim HOGE möglich wäre. Im Hochgebirge kann er im Bodeneffekt höhere Lasten heben. Der Schubgewinn kann bis zu 40% betragen.

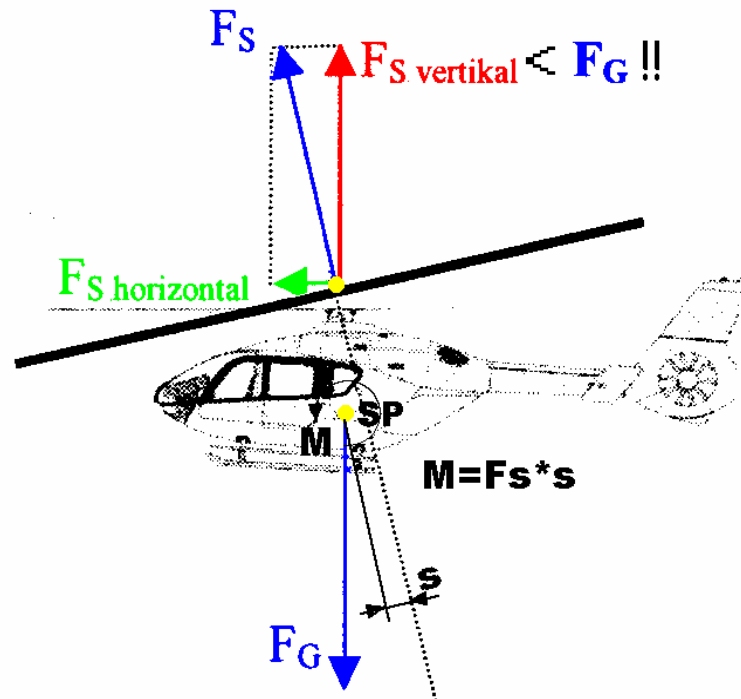
1.4.3 SEITLICHE DRIFTTENDENZ IM SCHWEBEFLUG (Translating Tendency)



Der seitliche Heckrotorschub hat die unangenehme Eigenschaft, dass der Hubschrauber beim Abheben und im Schwebeflug seitlich driftet und der Pilot ständig gegensteuern müsste. Dies wird durch eine konstruktive Neigung der Blattspitzenebene (Neigung des Rotormastes oder der Taumelscheibe) gegen die Driftrichtung verhindert.

1.5 HORIZONTALFLUG

1.5.1 ÜBERGANGSPHASE

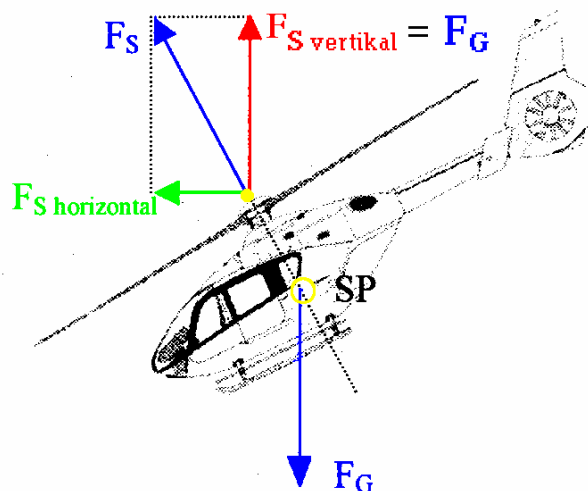


Da der Hubschrauber keinen eigenen Antrieb für Bewegungen in horizontaler Richtung besitzt, muss die dazu erforderliche Kraft von der Horizontalkomponente des Rotorschubes F_S erzeugt werden ($F_{S \text{ horizontal}}$). Um vorwärts zu fliegen, muss die Rotorebene nach vorne geneigt werden. Für den Rückwärtsflug wird sie nach hinten geneigt usw.

Durch das Neigen der ursprünglichen Schubkraft F_S entsteht zwischen ihrer Wirkungslinie und dem Schwerpunkt SP im horizontal liegenden Rumpf der Normalabstand s . Das daraus entstehende Moment ($M = F_S * s$) verdreht den Rumpf um die Querachse.

Weiters verkleinert sich durch das Neigen des Schubes F_S der vertikale Kraftanteil (nur noch $F_{S \text{ vertikal}}$). Er ist somit kleiner als die Gewichtskraft F_G und der Hubschrauber sackt durch. Um dies zu vermeiden, muss der Pilot etwas am "Collective" ziehen.

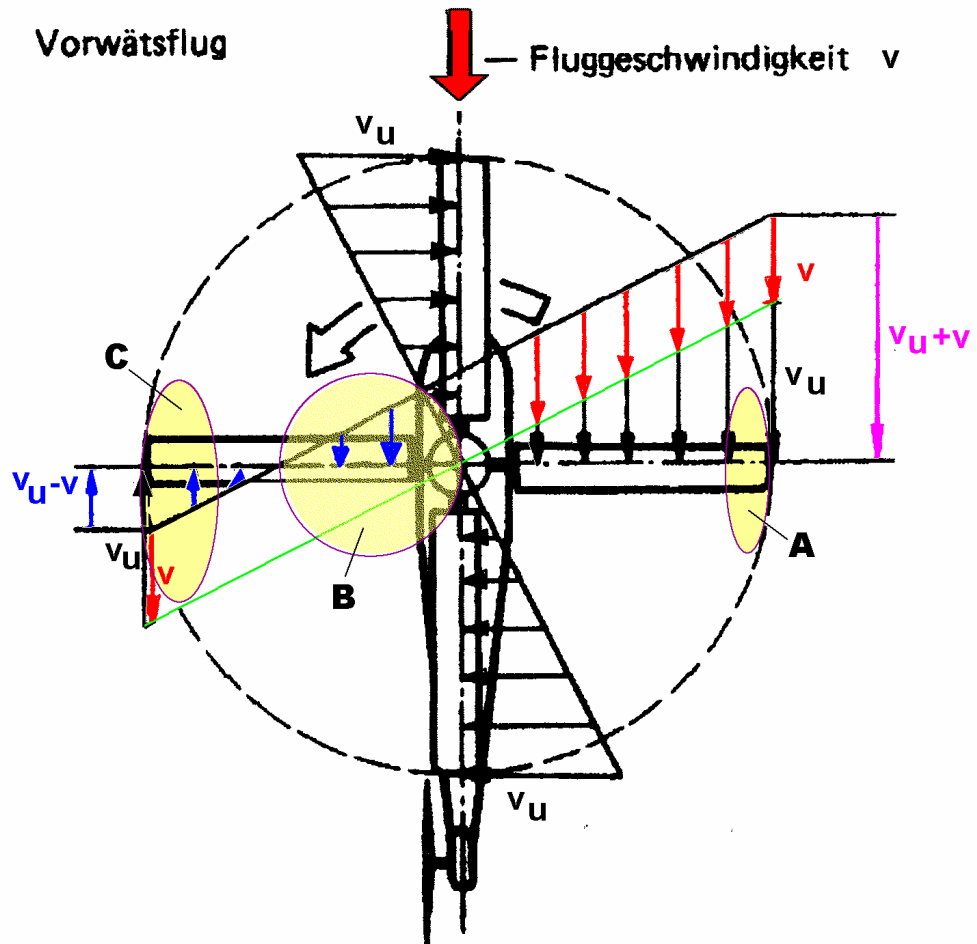
1.5.2 GLEICHFÖRMIGER HORIZONTALFLUG



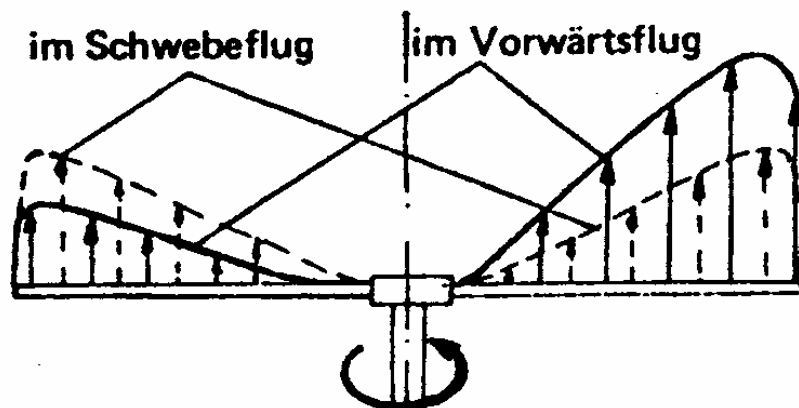
Der horizontale Schubanteil $F_{S \text{ horizontal}}$ beschleunigt den Hubschrauber in die gewünschte Flugrichtung. Der Hubschrauberrumpf folgt solange der Neigung des Rotors, bis der Schwerpunkt wieder auf der Wirkungslinie des Schubes F_S liegt. In dieser Lage verbleibt er solange, bis wieder eine Veränderung am "Cyclic" vorgenommen wird.

1.5.3 UNSYMMETRIE DES ROTORAUFTRIEBS (Dissymmetry of Lift)

Im Schwebeflug ändern sich die Anströmverhältnisse an den Blättern während eines Umlaufs nicht. Die Anströmgeschwindigkeit an jedem Blattelement (Profil) entspricht immer der radiusabhängigen Umfangsgeschwindigkeit v_u (siehe 1.2).



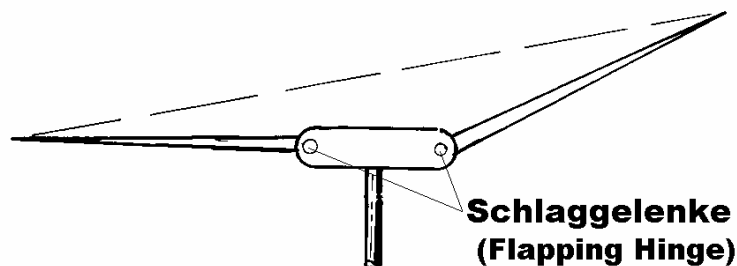
Völlig geändert sind jedoch die Verhältnisse im Horizontalflug. Hier sind zwei verschiedene Geschwindigkeiten vorhanden, nämlich die Umfangsgeschwindigkeit v_u (schwarz) jedes Blattelementes und die Eigengeschwindigkeit v (rot) des Hubschraubers. Beide Geschwindigkeiten überlagern sich (blau, violett).



Am vorlaufenden Blatt wird zur Umfangsgeschwindigkeit (z.B. 650km/h außen) die Fluggeschwindigkeit addiert (z.B. bei einer Fluggeschwindigkeit von 150km/h \Rightarrow 800km/h außen) und am rücklaufenden Blatt subtrahiert (z.B. 500km/h). Dies führt zu einem höheren Auftrieb am vorlaufenden Blatt und zu einem geringeren Auftrieb am rücklaufenden Blatt.

1.5.3.1 SCHLAGGELENK (Flapping Hinge)

Das vorlaufende Blatt schlägt durch den zusätzlichen Auftrieb nach oben, während das rücklaufende Blatt durch den Auftriebsverlust nach unten schlägt. Wären die Blätter starr am Rotorkopf befestigt, würde der Hubschrauber eine Nick-/Rollneigung besitzen. Außerdem wären die Blattbefestigungen starken Wechsel-Biegebeanspruchungen ausgesetzt und würden in kürzester Zeit versagen.



Die Rotorblätter werden daher mittels Schlaggelenken am Rotorkopf befestigt. So können die Blätter beim Vorwärtsflug aber auch bei Steuereingaben frei auf- und abschlagen ohne dass Biegekräfte auf die Blattbefestigung wirken.

1.5.4 KRITISCHE BEREICHE AM ROTOR

Die kritischen Bereiche **A**, **B** und **C** in der ersten Abbildung (Kapitel 1.5.3) erklären sich wie folgt:

1.5.4.1 VERDICHTUNGSSTÖSSE AN DEN BLATTSPITZEN (Blade Tip Compression - Bereich A)

Durch die Überlagerung von Umfangs- und Fluggeschwindigkeit kann die Luftströmung an der Blattspitze des vorlaufenden Blattes die Schallgeschwindigkeit erreichen. Dabei wird an der Blattoberseite Schallgeschwindigkeit erreicht. Es kommt zu Verdichtungsstößen die Knalllaute erzeugen und den Widerstand stark ansteigen lassen. Vibrationen und Strömungsablösung sind die Folge.

Beispiel:

<i>Rotordurchmesser</i>	$d = 14,6m$
<i>Rotordrehzahl</i>	$n_{Rotor} = 324 \text{ RPM}$
<i>Fluggeschwindigkeit</i>	$v_{Flug} = 180km/h$
<u><i>Schallgeschwindigkeit</i></u>	<u>$a = 344m/s$</u>

Welche Machzahl erreicht die Blattspitze des voreilenden Blattes?

Umfangsgeschwindigkeit an der Rotorblattspitze: $v_u =$

$$2\pi \cdot r \cdot n_{Rotor} = 2\pi \cdot 7,3m \cdot 324/60s = 247,7m/s$$

Gesamtströmungsgeschwindigkeit an der Rotorblattspitze:

$$v_{Gesamt} = v_u + v_{Flug} = 247,7m/s + 50m/s = 297,7m/s$$

$$v_{Flug} = 180km/h \cdot 1000 / (60 \cdot 60) / 3,6 = 50m/s$$

$$\text{Machzahl: } M = v/a = 297/344 = 0,87$$

Dabei ist noch nicht berücksichtigt, dass die Luft auf der Blattoberseite nochmals beschleunigt wird.

1.5.4.2 RÜCKSTRÖMUNG AM BLATTINNENBEREICH (Reverse Flow - Bereich B)

Beim rücklaufenden Blatt subtrahiert sich die Fluggeschwindigkeit v von der Umfangsgeschwindigkeit v_U . Im Innenbereich des Rotorkreises überwiegt, infolge der geringen Umfangsgeschwindigkeit, die Fluggeschwindigkeit. In diesem Bereich strömt die Luft von hinten auf das drehende Blatt. Dort kann kein Auftrieb entstehen!

1.5.4.3 STRÖMUNGSABRISS BEI GROSSER FLUGGESCHWINDIGKEIT (Blade Tip Stall - Bereich C)

Der Einstellwinkel, und damit der Anstellwinkel der Rotorblätter, muss vom Piloten schon beim Abheben vom Boden kollektiv erhöht werden.

Beim Übergang in den Horizontalflug ("Cyclic" wird gedrückt) wird der Einstellwinkel des voreilenden Blattes zum Vorneigen der Blattspitzenebene verringert. Beim rückeilenden Blatt wird dieser jedoch abermals vergrößert um mehr Auftrieb zu erzeugen und dadurch das Blatt hinten auf die erforderliche Höhe zu heben.

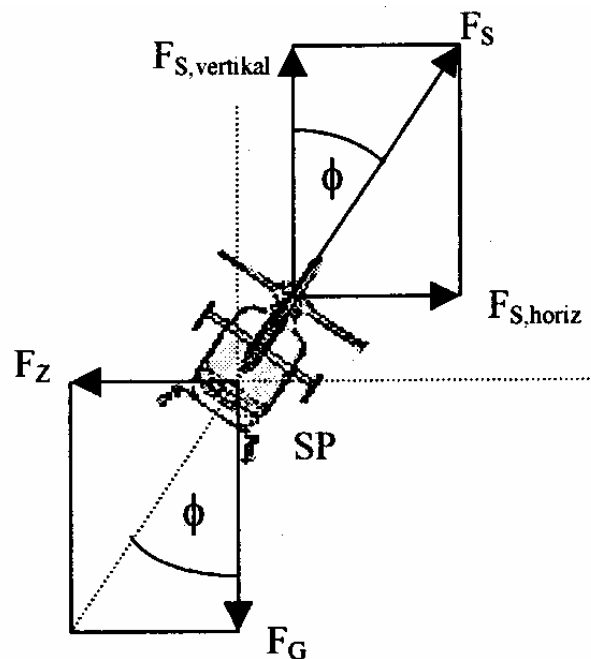
Fliegt nun der Pilot zusätzlich sehr schnell ("Cyclic" wird noch mehr gedrückt) dann wird der Einstellwinkel und in

Folge der Anstellwinkel am rücklaufenden Blatt nochmals vergrößert um die Blattspitzenebene stärker nach vor zu neigen.

Dadurch erreicht der Anstellwinkel im Blattspitzenbereich des rückeilenden Blattes den kritischen Wert α_{krit} , sodass es zum Strömungsabriss kommt.

In der Folge schlägt das Blatt nach unten und die Blattspitzenebene neigt sich zurück. Es kommt zum Aufnicken des Hubschraubers, zu starken Vibrationen, Höhenverlust sowie Verlust der Steuerfolgsamkeit. Begünstigt wird dieser Vorgang durch hohes Fluggewicht und geringe Luftdichte.

1.6 KURVENFLUG

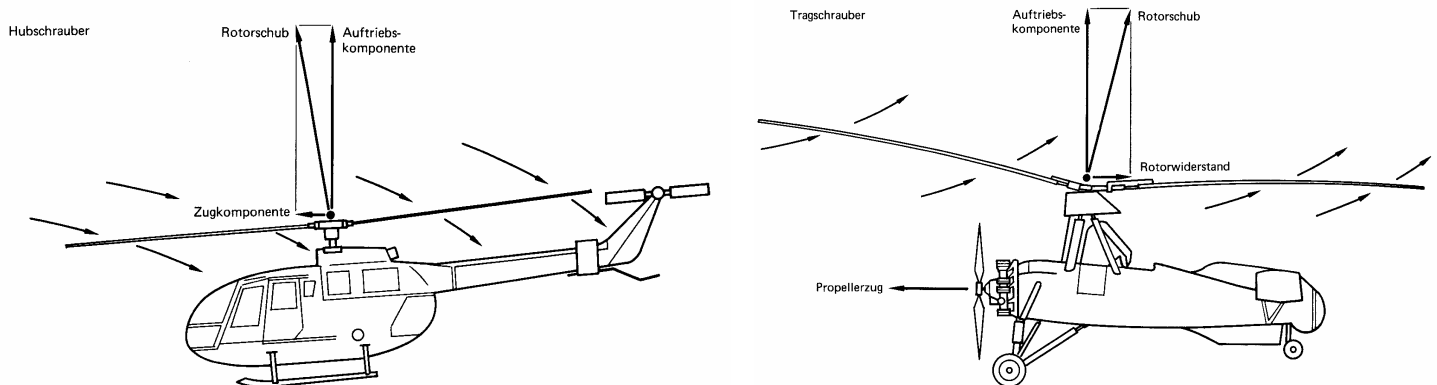


Ein Pilot eines Flugzeuges, muss beim Fliegen einer sauberen Kurve immer Querruder (Knüppel seitlich) und Seitenruder (Pedale) gleichzeitig und gleichsinnig betätigen (kurz ausschlagen dann wieder neutral).

Dies gilt auch für den Hubschrauber. Mit dem "Cyclic" wird eine Querneigung der Rotorebene eingeleitet, die natürlich auch eine Querneigung des Rumpfes bewirkt (Prinzip siehe Punkt 1.5.1). Gleichzeitig wird mit den Pedalen der Einstellwinkel und damit der Anstellwinkel der Heckrotorblätter verändert. Dies ergibt eine Änderung des seitlichen Heckrotorschubes und somit eine Drehung um die Hochachse.

Im horizontalen Kurvenflug herrscht wieder ein Kräftegleichgewicht (keine Beschleunigungen, stationärer Kurvenflug). Der nun leicht geneigte Rotorschub F_S (Auftriebskraft) muss durch leichtes Ziehen am "Collective" etwas vergrößert werden, damit seine vertikale Komponente $F_{S \text{ vertikal}}$ wieder der Gewichtskraft F_G entspricht. Die in der Kurve auftretende Fliehkraft F_Z wird durch die horizontale Schubkomponente $F_{S \text{ horizontal}}$ kompensiert.

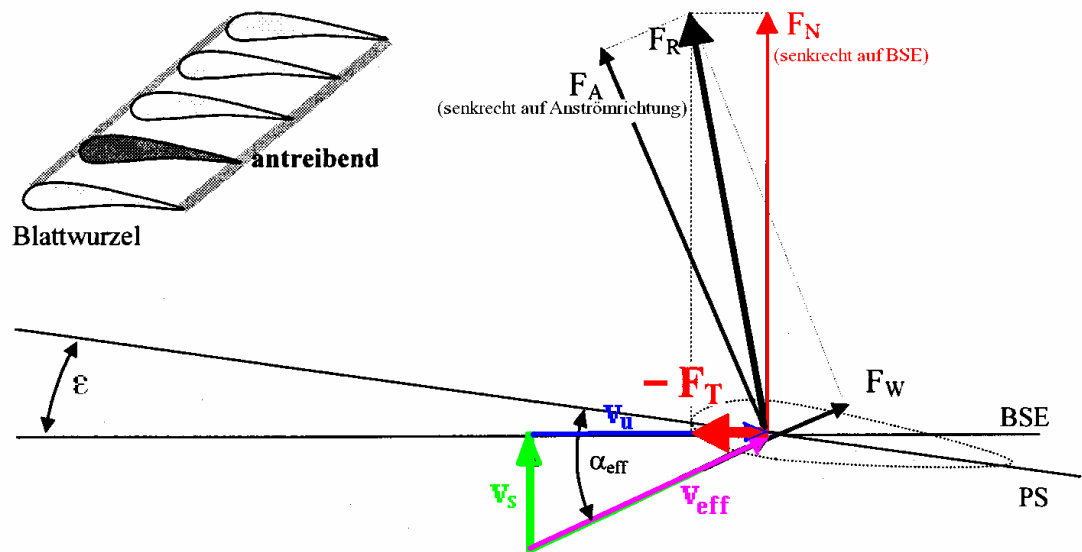
1.7 AUTOROTATION



Unter Autorotation versteht man den Antrieb des Rotors durch die Luftströmung (das griechische "auto" bedeutet "selbst"). Der Tragschrauber funktioniert nach diesem Prinzip. Sie gestattet jedoch auch einem Hubschrauber bei Triebwerks- oder Heckrotorausfall eine kontrollierte Notlandung. Da die Energie des Triebwerkes nicht mehr zur Verfügung steht, muss die für den Rotor nötige Antriebsenergie (E_{kin}) aus der Aufgabe von Höhe (E_{pot}) kommen.

Bei Ausfall oder Leerlauf des Triebwerkes wechselt die Rotordurchströmung ihre Richtung und fließt von unten nach oben. Dadurch entsteht an den Rotorblattprofilen ein sehr großer Anstellwinkel. Um ein Abfallen der Rotordrehzahl durch den hohen Blattwiderstand, sowie ein Abreißen der Strömung zu verhindern, muss der Pilot den "Collective" sofort bis zum Anschlag senken (Blatteinstellwinkel muss von ca. 10° auf ca. 4° verringert werden).

1.7.1 SENKRECHTE AUTOROTATION



Antreibendes Blattelement bei der senkrechten Autorotation

In der Regel autorotiert man mit Vorwärtsfahrt. Zum leichteren Verständnis betrachten wir jedoch zuerst die Strömungsverhältnisse an einem innen liegenden Rotorblattprofil bei senkrechter Autorotation (ohne Vorwärtsfahrt). Das Blatt hat beispielsweise an jeder Stelle den gleichen Einstellwinkel ε

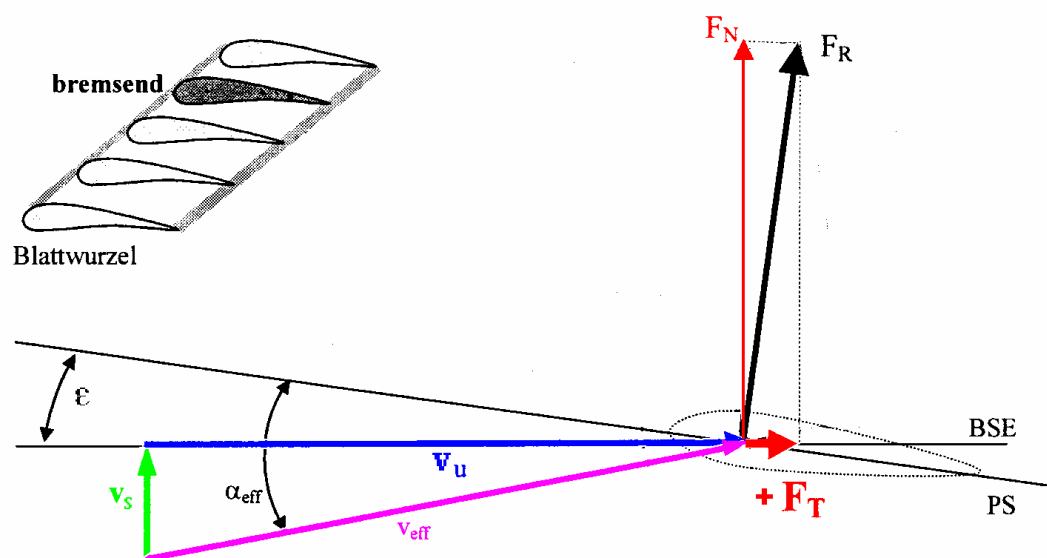
Die effektive Anströmung am Rotorblatt setzt sich aus der Umfangsgeschwindigkeit v_u und der Sinkgeschwindigkeit v_s des Hubschraubers zusammen. Die Sinkgeschwindigkeit ist über die gesamte Rotorfläche konstant, während sich die Umfangsgeschwindigkeit mit dem Radius ändert.

Die resultierende Anströmgeschwindigkeit v_{effektiv} aus den beiden, ist schräg von unten auf das Profil gerichtet. Da im Innenbereich

der Rotorblätter die Umfangsgeschwindigkeit klein ist (r ist klein), steht v_{eff} relativ steil nach oben. Dadurch ergibt sich ein großer Anstellwinkel α_{eff} .

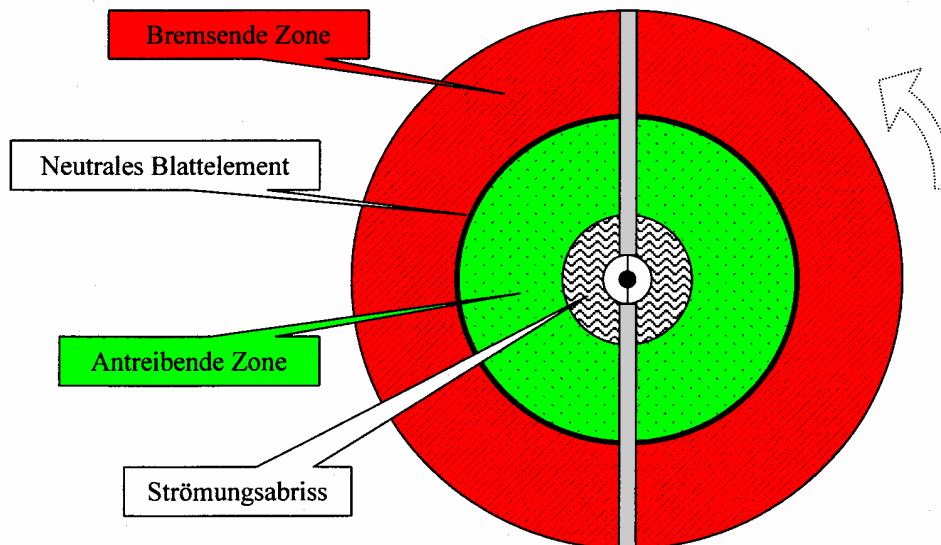
Bei einem großen Anstellwinkel neigt sich die Luftkraftresultierende F_R bekanntlich nach vor. Zerlegt man diese nun in eine Komponente in Richtung der Blattspitzenebene ($F_{\text{Tangential}}$) und eine senkrecht dazu (F_{Normal}), so wirkt erstere in Drehrichtung des Rotors ($-F_T$). Sie treibt somit den Rotor an (Autorotation).

Wenn der Rotor dabei mit konstanter Drehzahl dreht, ist die Komponente $-F_T$ natürlich gleich groß wie die, entgegengesetzt gerichtete und ebenfalls in der Blattspitzenebene liegende Komponente des Blattwiderstandes F_w .



Bremsendes Blattelement bei der senkrechten Autorotation

Da sich der effektive Anstellwinkel α_{eff} mit zunehmender Umfangsgeschwindigkeit zur Blattspitze hin verringert, gibt es außen keine antreibende Kraft mehr, sondern eine bremsende. F_T ist gegen die Drehrichtung gerichtet.

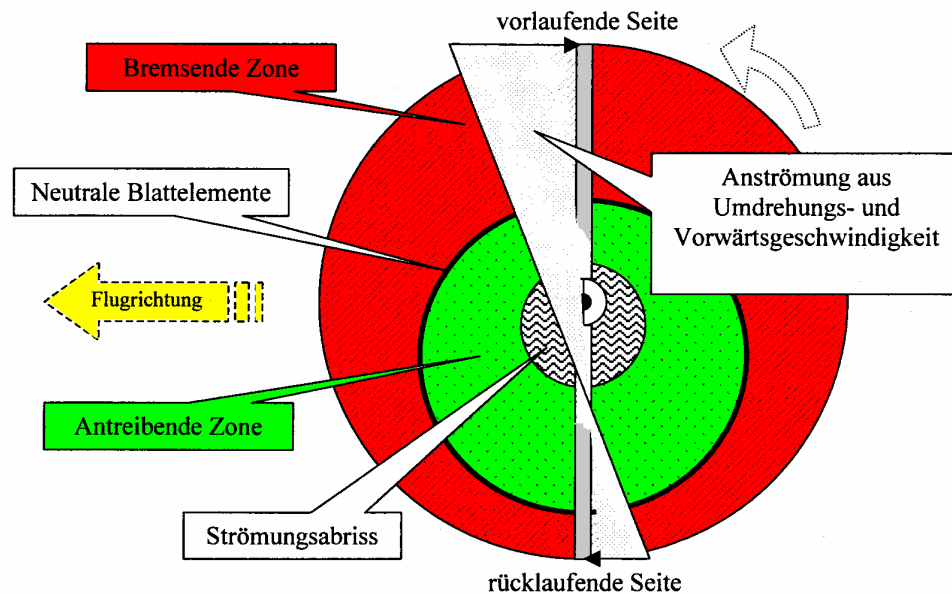


Senkrechte AR – Kräfte am Rotor

Um die Drehzahl bei der Autorotation konstant zu halten, müssen die in beiden Zonen von den Tangentialkräften erzeugten Drehmomente im Gleichgewicht sein. Dazu muss der Anschlag des "Collective" korrekt eingestellt sein.

Beim neutralen Blattelement steht die Luftkraftresultierende F_R normal auf die Blattspitzenebene und entspricht somit gleichzeitig der Normalkraft F_N . Eine antreibende oder bremsende Tangentialkraft F_T kann daher nicht entstehen.

1.7.2 AUTOROTATION MIT VORWÄRTSFAHRT

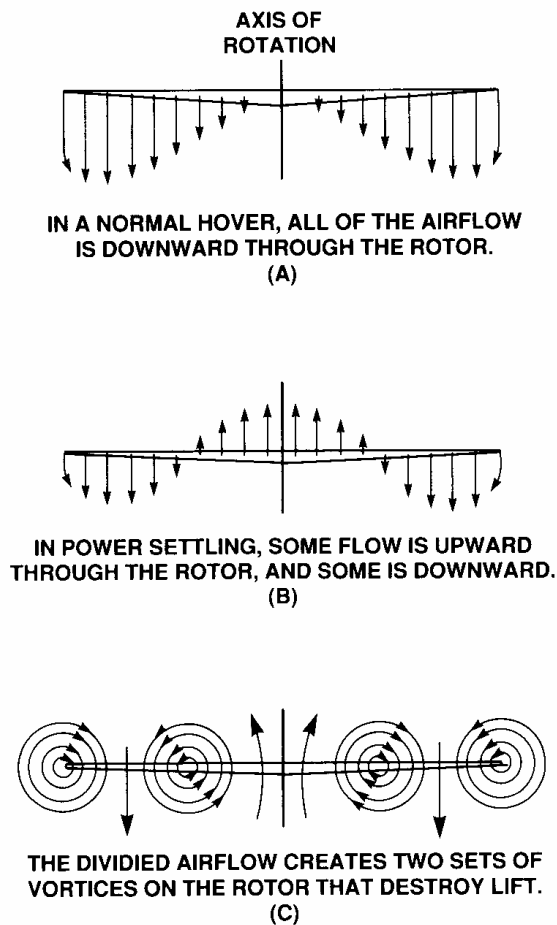


Verschiebung der antreibenden und bremsenden Zone

Autorotiert der Hubschrauber mit einer Vorwärtsgeschwindigkeit, so erzeugt die zusätzliche Anströmung von vorne, abhängig von der Rotordrehrichtung, eine nach links oder rechts verschobene, antreibende Zone. Der Grund liegt im langsamer und dadurch effektiv steiler angeströmten rücklaufenden Blatt ($v_u - v_{\text{flug}}$). Dadurch vergrößert sich bekanntlich $-F_T$.

Am vorlaufenden Blatt vergrößert sich die horizontale Anströmgeschwindigkeit ($v_u + v_{\text{flug}}$). Der effektive Anstellwinkel, besonders im äußeren Blattbereich, wird dadurch kleiner und die bremsende Zone vergrößert sich (am rücklaufenden Blatt umgekehrt).

1.8 WIRBELRINGZUSTAND (Vortex Ring State, Power Settling {senken})



Dieser gefährliche Zustand kann bei einem nahezu senkrechten Sinkflug mit hoher Sinkgeschwindigkeit am Hauptrotor auftreten (nicht bei Autorotation!).

Bild A:

Im Schwebeflug sowie im langsamen, senkrechten Sinkflug erzeugt der Rotor eine nach unten gerichtete Strömung (Downwash). Dabei ist die Strömungsgeschwindigkeit im inneren Bereich des Rotors kleiner (Rumpfgrenzschicht, geringere Umfangsgeschwindigkeit) als außen.

Bild B:

Wird die Sinkgeschwindigkeit zu groß, dann wird im Innenbereich des Rotors die resultierende Anströmgeschwindigkeit von unten kommen und die Strömung reißt ab (α zu groß).

Bild C:

Zusätzlich zum Wirbel, der an der Blattspitze immer vorhanden ist entsteht nun dort, wo sich die Strömungsgeschwindigkeit von unten nach oben umkehrt ein zusätzlicher, großer Wirbel der ringförmig um den Rotormast verläuft.

Dies hat folgende Auswirkungen:

- Unkontrollierbare Zunahme der Sinkgeschwindigkeit
- Abnahme der Steuerbarkeit
- Starke Vibrationen
- Bewegungen um alle drei Achsen

Um einen Absturz zu vermeiden, muss der Pilot sofort Vorwärtsgeschwindigkeit aufnehmen oder die Autorotation einleiten.

Auch am Heckrotor kann es zum Wirbelringzustand kommen:

- Wenn der Hubschrauber zu schnell um die Hochachse, in Richtung der abfließenden Heckrotorströmung gesteuert wird.
- Beim Schweben bei starkem Seitenwind (entgegen der abfließenden Heckrotorströmung).
- Beim schnellen, seitlichen Flug in Richtung der abfließenden

Heckrotorströmung.

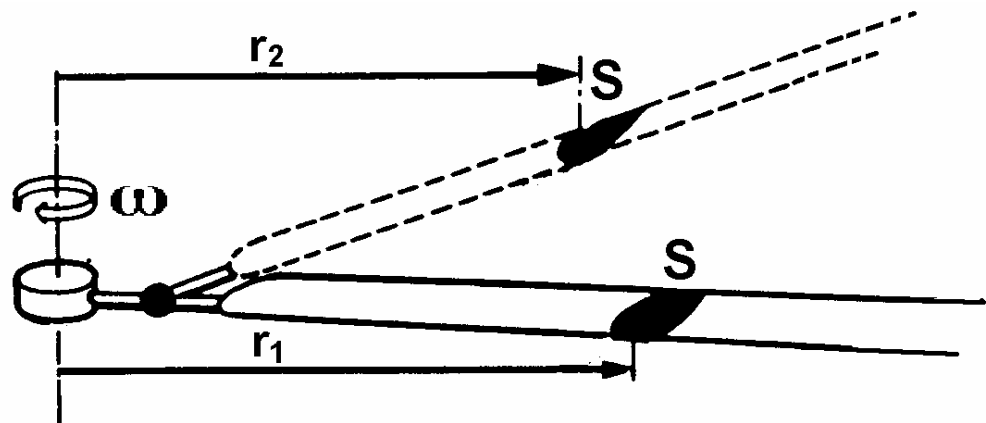
1.9 ÜBERZIEHEN (Overpitching)

Bei einem unbeabsichtigten Abfall der Rotordrehzahl verringert sich auch der Rotorauftrieb. Um nicht zu sinken, wird der Pilot den kollektiven Blatteinstellwinkel und dadurch den Blattanstellwinkel erhöhen (Collective ziehen). Dadurch steigt jedoch der Blattwiderstand und die Drehzahl fällt noch weiter ab. Bei Erreichen des kritischen Anstellwinkels kommt es zum Strömungsabriss (Pilot hat den Collective „überzogen“!).

Überziehen tritt meist nur bei älteren Hubschraubern mit Kolben-triebwerken auf, da bei diesen der Pilot mit dem Gasgriff dauernd die Rotordrehzahl regeln muss. Turbinenhubschrauber besitzen einen automatischen Regler, der die Rotordrehzahl in allen Flugzuständen konstant hält.

1.10 CORIOLISEFFEKT

Der Mathematiker Coriolis hat festgestellt, dass sich eine um eine Achse drehende Masse beschleunigt, wenn man den Schwerpunkt- abstand verringert und umgekehrt (Pirouette eines Eiskunstläufers wird schneller wenn er die Arme zum Körper zieht). Dies gilt auch für den drehenden Rotor.



Die Ursache dieser Eigenschaft kann mittels Gesetz der Erhaltung des Drehimpulses (Drall) erklärt werden. Dieses sagt aus, dass der Drehimpuls eines Körpers, bei Gleichgewicht aller äußeren Momente (hier $M_{\text{Antrieb}} = M_{\text{Widerstand}}$), unverändert bleibt.

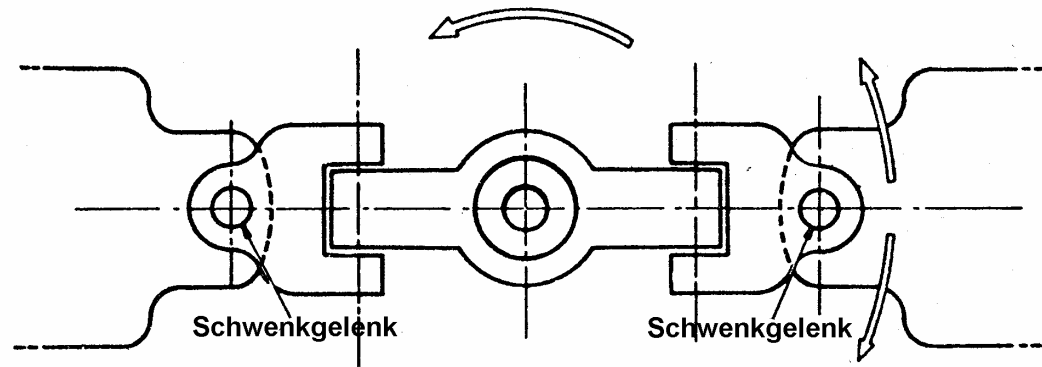
$$\text{Drehimpuls} = J \cdot \omega = m \cdot r^2 \downarrow \cdot \omega \uparrow = \text{konstant}$$

$$J \dots \text{Trägheitsmoment} = m \cdot r^2$$

$$\omega \dots \text{Winkelgeschwindigkeit}$$

Verringert sich der Abstand des Blattschwerpunktes r (z.B. beim Hochschlagen), so muss sich, da sich die Masse nicht verändern kann, die Winkelgeschwindigkeit ω des Schwerpunktes erhöhen, um das Gesetz der Erhaltung des Drehimpulses zu erfüllen. Das Blatt versucht daher nach vor zu beschleunigen (Coriolisbeschleunigung).

1.10.1 SCHWENKGELENK (Drag Hinge, Lead-Lag Hinge)



Die, durch Coriolisbeschleunigungen entstehenden Kräfte erzeugen starke, horizontale Wechselbiegebelastungen am Blattanschluss. Dies führt zu hohen Materialbeanspruchungen und in Folge zum Bruch. Durch Einbau von Schwenkgelenken wird diese Belastung der Blattanschlüsse vermieden.

Die Corioliskräfte sind größer als die Widerstandskräfte an den Blättern, sodass die Schwenkbewegungen hauptsächlich durch sie hervorgerufen werden.

2 HUBSCHRAUBERSTEUERUNGEN (Rotor Controls – ATA 67)

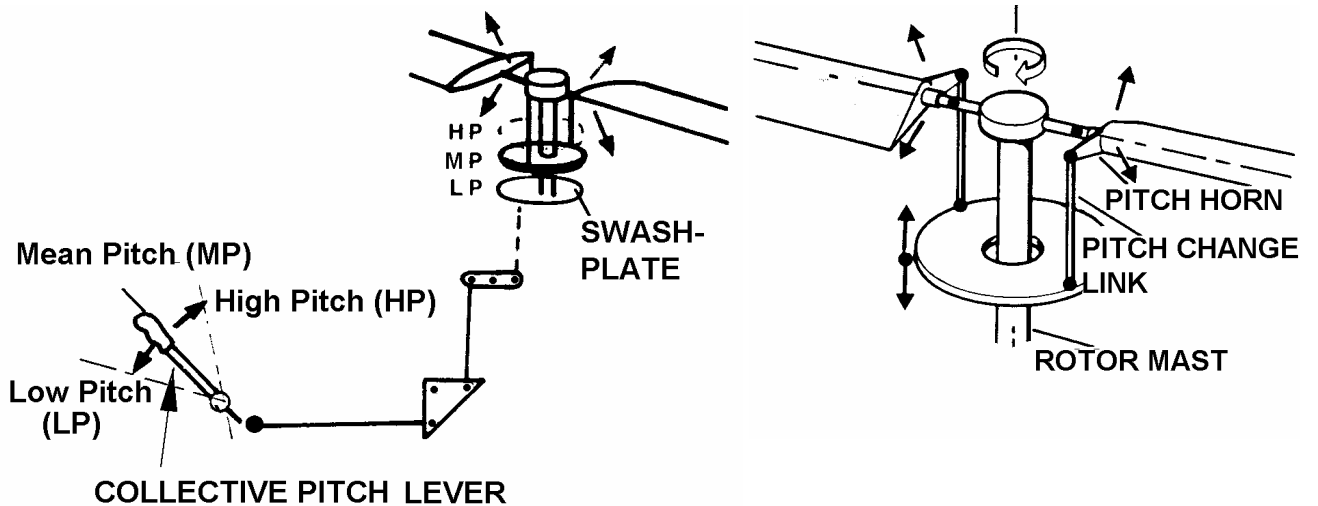
Zur Erzeugung der für die Steuerung notwendigen Kräfte und Momente stehen beim Hubschrauber folgende Eingabeorgane zur Verfügung:

- Blattverstellhebel mit Gasdrehgriff (**Collective Pitch Stick** oder **Collective Pitch Lever**, *im deutschen Sprachraum fälschlich als "Pitch" bezeichnen*)
- Steuerknüppel (**Cyclic Pitch Stick**, *im deutschen Sprachraum fälsch-*

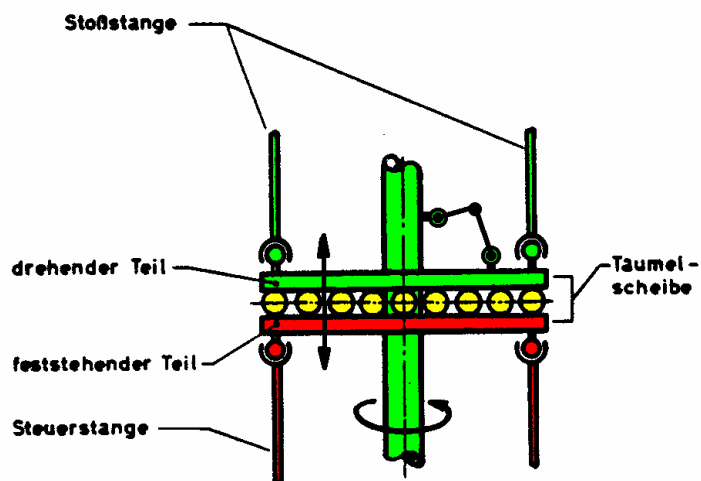
lich als "Stick" bezeichnet)

- Pedale (Pedals)

2.1 KOLLEKTIVE STEUERUNG (Collective Control)

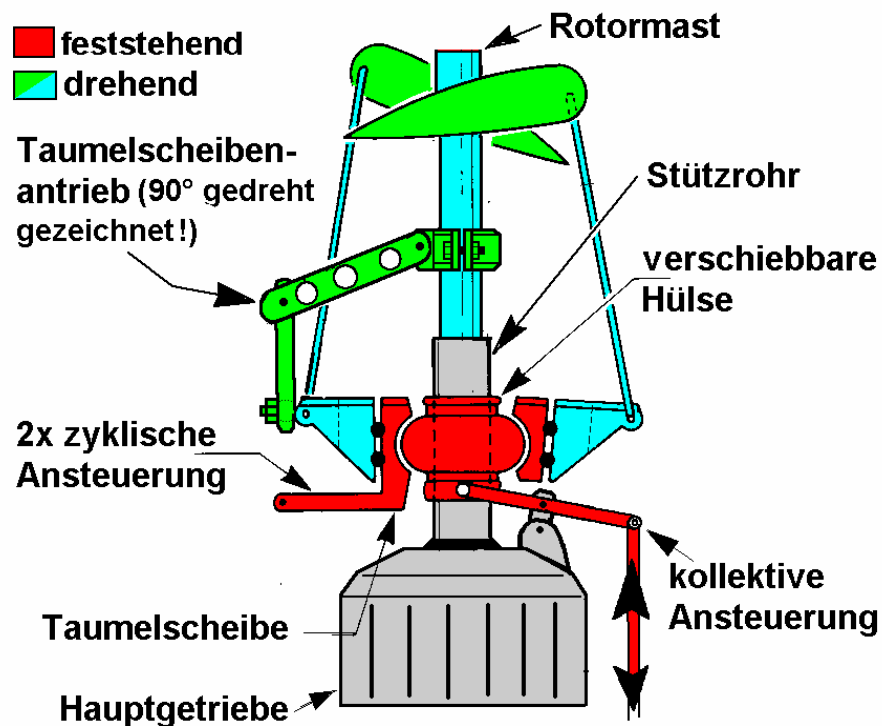


Für die Steuerung des Vertikalfluges müssen die Einstellwinkel und somit die Anstellwinkel aller Hauptrotorblätter gleichzeitig, um den gleichen Betrag, verändert werden. Dazu betätigt der Pilot den "Collective" auf oder ab. Das zugehörige Steuergestänge betätigt meist eine so genannte Taumelscheibe (Swash{planschen}plate) auf oder ab.



Die Taumelscheibe sitzt unter dem Rotorkopf und besteht aus einem feststehenden und einem drehenden Teil. Der feststehende Teil ist mit den Steuerstangen und dem "Collective" verbunden, welche die Scheibe auf und ab bewegen.

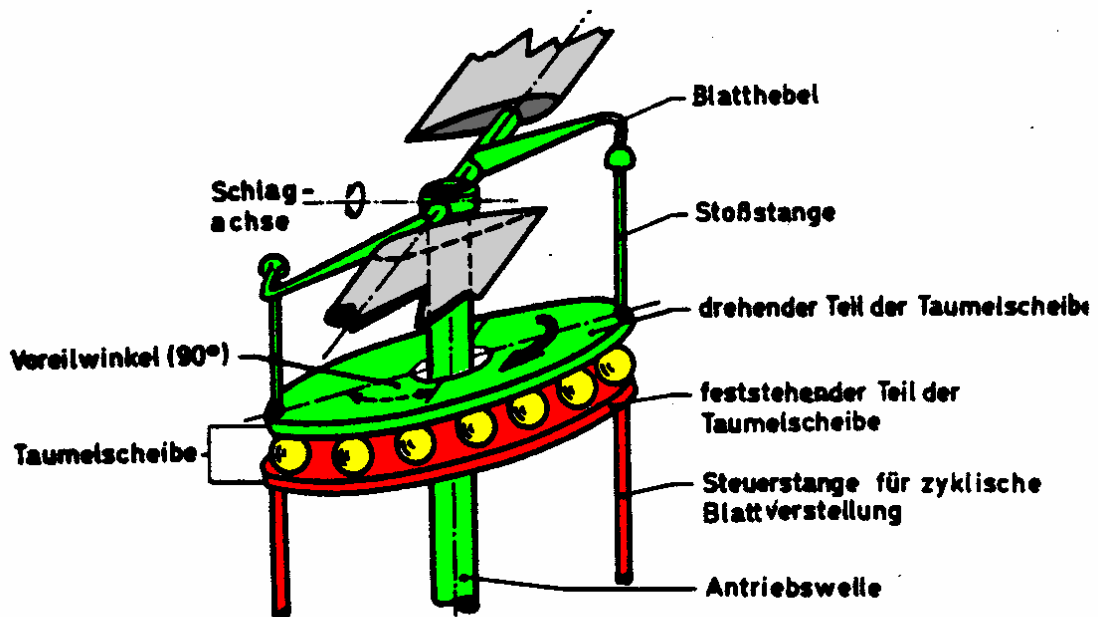
Der drehende Teil ist über die Stoßstangen (Pitch Change Link) mit den Blatthebeln (Pitch Horn) verbunden, die die Einstellwinkeländerung der Blätter bewirken. Ein Scherenhebel überträgt das Drehmoment auf den drehenden Taumelscheibenteil.



Beim Bell-206 besteht die Taumelscheibe aus einem feststehenden Innenring (rot) und einem mitdrehenden Außenring (türkis). Zwischen beiden befinden sich Kugellager. Der feststehende Innenring sitzt auf einer verschiebbaren, kugelförmigen Hülse. Diese kann sich auf einem, mit dem Getriebe verbundenen Stützrohr, vertikal bewe-

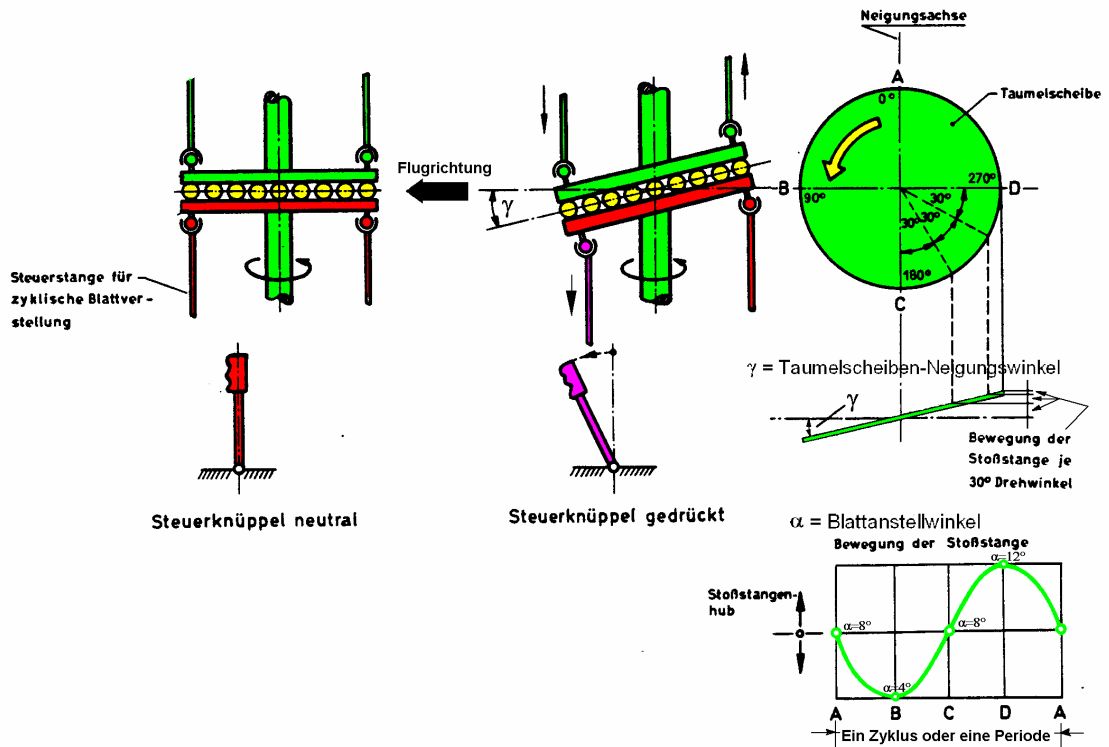
gen. Dies erfolgt durch die kollektive Steuerung (Collective).

2.2 ZYKLISCHE ODER PERIODISCHE STEUERUNG (Cyclic Control)



- Zyklische Einstellwinkeländerung der Rotorblätter mittels Taumelscheibe

Die Längs- und Quersteuerung des Hubschraubers erfolgt durch Neigen der Rotorkreisfläche in die gewünschte Richtung. Dazu betätigt der Pilot mit der zyklischen Steuerung (Cyclic) das zugehörige Steuergestänge und neigt dadurch die Taumelscheibe in die gewünschte Richtung.



Bewegung der Stoßstangen während einer Umdrehung der geneigten Taufelscheibe

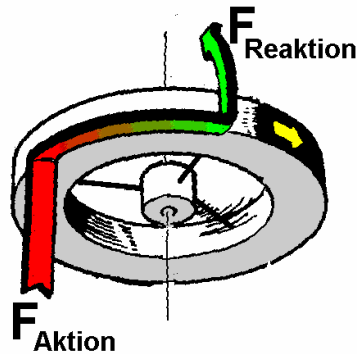
Durch die Schrägstellung der Scheibe bewegen sich die daran befestigten Stoßstangen während einer Umdrehung (Zyklus oder Periode) immer zwischen dem höchsten und dem niedrigsten Punkt auf und ab. Da die Stoßstangen mit den Blatthebeln verbunden sind, wird innerhalb einer Umdrehung eine fortwährende Einstellwinkeländerung (Winkeln) der Rotorblätter erzwungen.

Frage: Wie viele gleiche Einstellwinkel gibt es bei einer Umdrehung?

Mit dem Einstellwinkel ändert sich auch der Anstellwinkel und somit auch der Auftrieb jedes Blattes. Steigt dieser beispielsweise, so wird das gelenkig am Rotorkopf befestigte Blatt hochsteigen und umkehrt. Die Einstellwinkeländerung zwischen den beiden Endstellungen (B, D) erfolgt stetig und zeitlich genau gesteuert. Dadurch neigt sich die Rotorkreisfläche (Kreiselpräzession nicht berücksichtigt!).

Beim Bell 206 (siehe Skizze in 2.1) kann sich der feststehende Teil der Taumelscheibe auf der kugelförmigen Hülse neigen.

2.2.1 KREISELPRÄZESSION

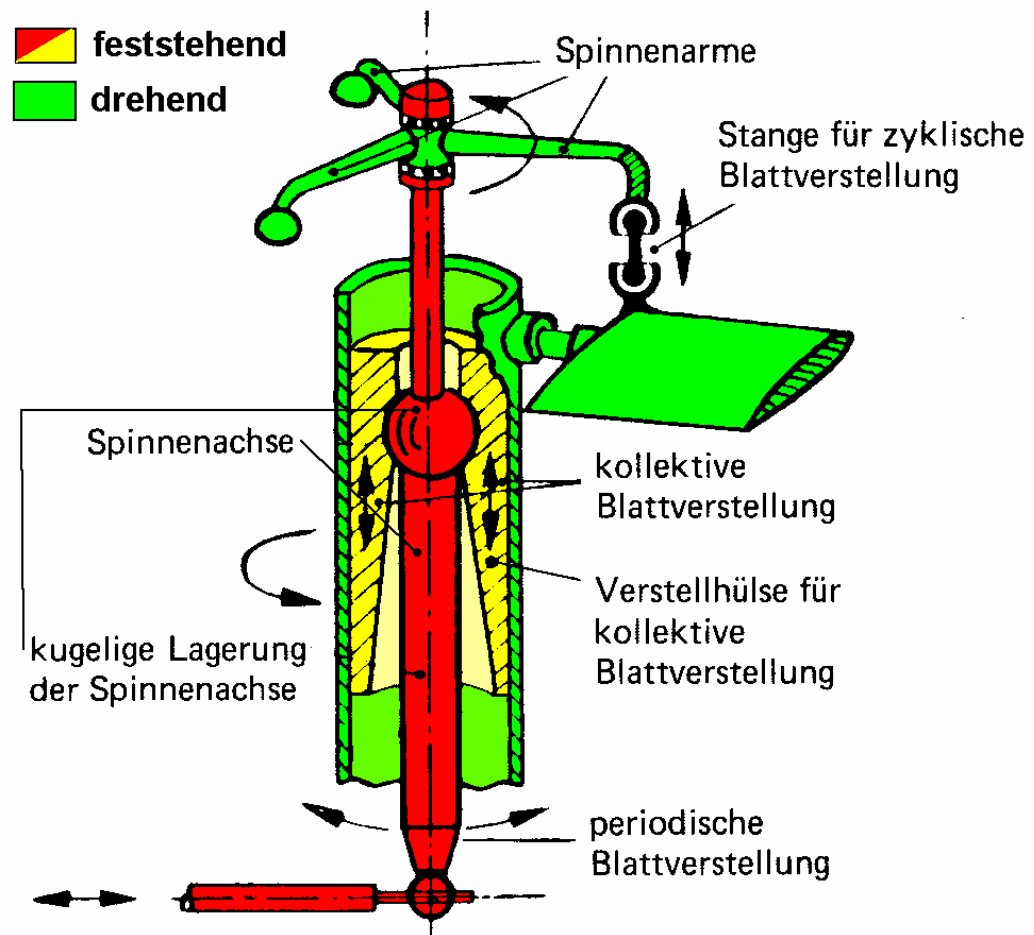


Versucht eine Kraft die Achse eines Kreisels zu kippen, so wird diese erst 90° verspätet in Kreiseldrehrichtung wirksam (Präzession). Da ein drehender Rotor einem Kreisel entspricht, muss bei der Neigung der Rotorkreisfläche die Präzession berücksichtigt werden. Es muss somit vom Steuersystem eine um 90° verfrühte Neigung eingeleitet werden. Bei einem Rotor, der gegen den Uhrzeigersinn dreht, wird dazu beispielsweise für den Vorwärtsflug (Rotorebene muss sich nach vorne neigen), der größte Einstellwinkel der Blätter schon auf der linken Seite des Hubschraubers eingestellt. Die höchste Stellung dieses Blattes wird dann hinten erreicht.

Wenn also der Pilot den Knüppel für die zyklische Steuerung nach vorne drückt, neigt sich die Taumelscheibe nach rechts. Die dabei entstehende Kraft (F_{Reaktion}) auf die Kreiselebene (Rotorkreisfläche) wirkt erst 90° verspätet. Sie neigt sich dadurch nach vorne.

Die Taumelscheiben einiger Hubschrauber neigen sich jedoch in die gleiche Richtung wie die Rotorkreisfläche. Bei ihnen sind die Stoßstangen auf der Taumelscheibe um 90° versetzt angeordnet und die Blatthebel um 90° gebogen (siehe erste Skizze in 2.2). Schwingungsüberlagerungen können dazu führen, dass der Präzessionswinkel nicht exakt 90° ist (z.B. bei BO 105 nur 80°).

2.3 STEUERUNG MITTELS STEUERSPINNE



Die Blattverstellung kann auch durch eine sogenannte "Spinne" erreicht werden. Das Prinzip ist ähnlich der Taumelscheibe. Die Blattverstellung erfolgt durch "Spinnenarme".

Durch Verschieben der Steuerspinne in Richtung Rotormastachse durch den "Collective", wird die kollektive Blattverstellung (alle Blätter um den gleichen Winkel) erreicht.

Durch Neigen der im Inneren des Rotormastes liegenden Spinnenachse durch den "Cyclic", wird die Blattspitzenebene geneigt. Der Spinnenarm der am höchsten liegt gibt dem, an ihm angeschlossenen Blatt, den größten Einstellwinkel usw. Auch hier ist natürlich die Kreiselpräzession zu berücksichtigen.

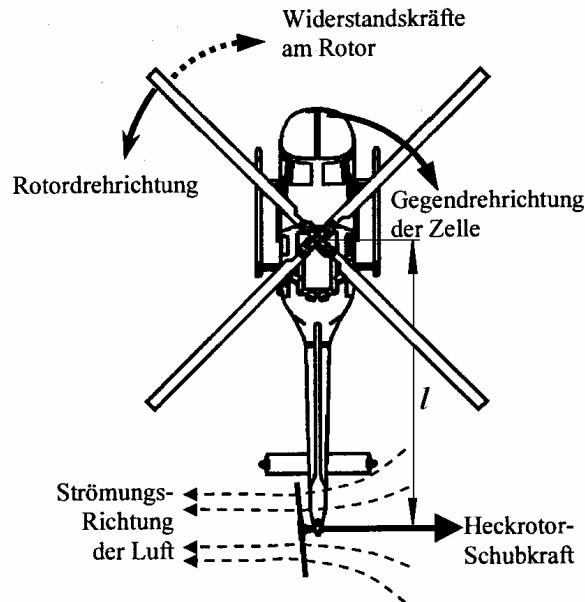
2.4 DREHMOMENTAUSGLEICH (Anti-Torque Control) und GIERSTEUERUNG (Yaw Control)

Vom Schwebeflug bei Maximalgewicht und Seitenwind bis zur Autorotationskurve mit hoher Schräglage muss, das jeweils auf den Rumpf wirkende Reaktionsmoment (unterschiedlich in Größe und Richtung), durch die Giersteuerung (Pedale) korrigiert werden können. Folgende Systeme werden bei Hubschraubern mit einem Rotor verwendet:

2.4.1 HECKROTOR (Tail Rotor – ATA 64)

Dieser zählt zu den ältesten und meist verwendeten Drehmomentenausgleichssystemen. Der Antrieb erfolgt durch eine Welle vom Hauptgetriebe. Der Heckrotor besitzt eine kollektive Spinnensteuerung, die bei Betätigung der Pedale positive oder negative Einstellwinkel der Heckrotorblätter ermöglicht. Er verbraucht 7-10% der Antriebsleistung des Hubschraubers und seine

Blattbefestigungen müssen auch Vorkehrungen gegen auftretende Corioliskräfte besitzen (Schwenkgelenke).



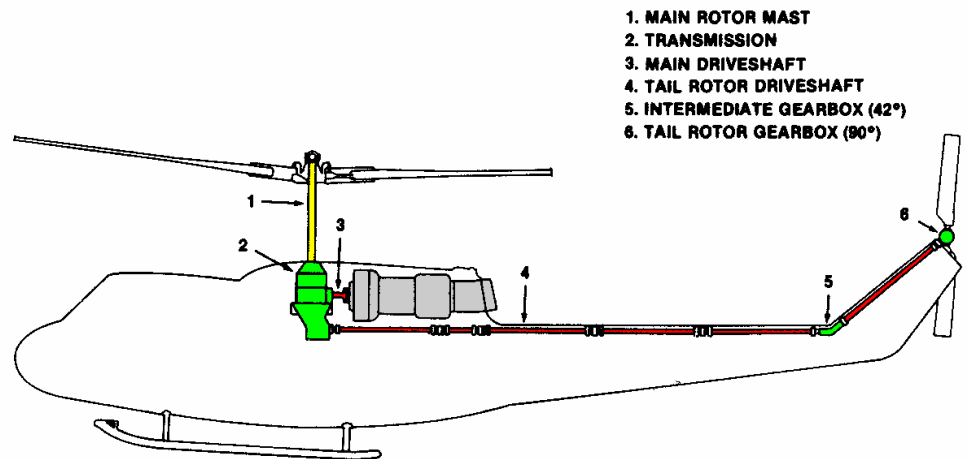
Für den Antrieb des Hauptrotors gegen die Widerstände muss das Triebwerk ein Drehmoment am Rotormast aufbringen. Da bekanntlich jede Wirkung eine Gegenwirkung hervorruft (*3 Newtonsches Grundgesetz actio = reactio*), versucht ein Reaktionsmoment den Rumpf des Hubschraubers entgegengesetzt der Rotordrehrichtung zu drehen.

Bei den meisten Hubschraubern wird dieses Reaktionsmoment durch ein Moment kompensiert, das ein Heckrotor erzeugt. Beim Treten des linken Pedals erfolgt eine Drehbewegung der Schnauze nach links und umgekehrt.

$$M_{\text{Triebwerk}} = M_{\text{Heckrotor}} = F_{\text{SHeckrotor}} \cdot l$$

Bei Hubschraubern mit zwei entgegengesetzt drehenden Rotoren (übereinander, hintereinander, ineinander kämmend) tritt kein Reaktionsmoment auf.

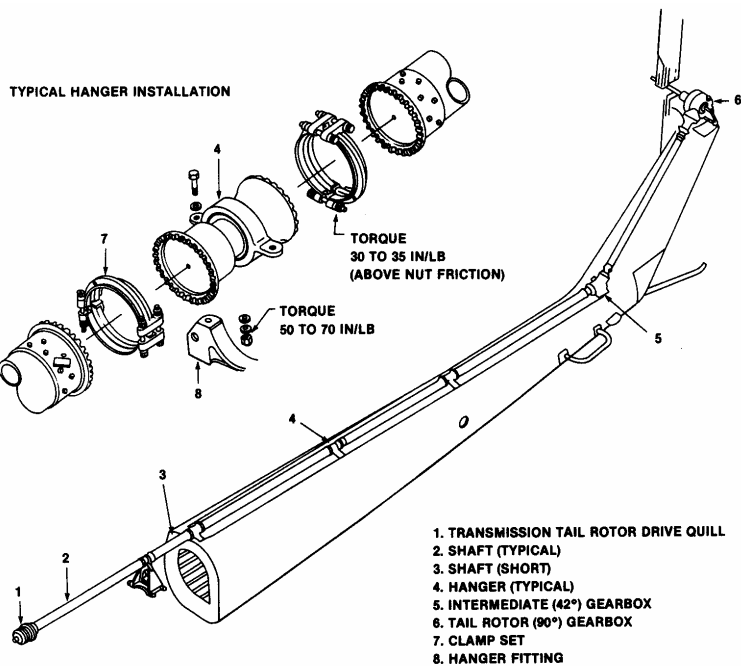
2.4.1.1 HECKROTORANTRIEBSWELLE (Tail Rotor Driveshaft)



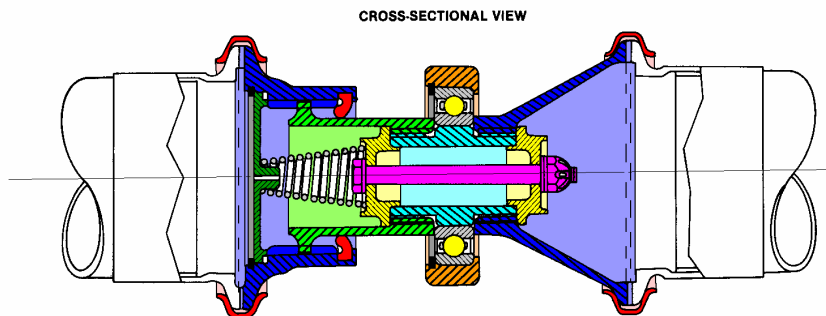
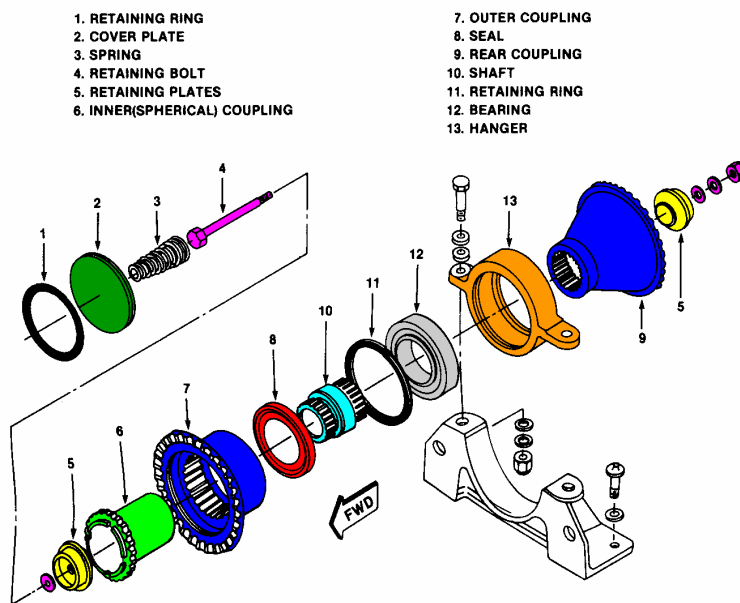
Typical tail rotor shafting using an intermediate gearbox and tail rotor gearbox.

Sie (4) verläuft vom Hauptgetriebe (2) über den Heckausleger (Tail Boom) zum Heckrotor.

Höhere Antriebswellendrehzahlen haben den Vorteil, dass das zu übertragende Drehmoment kleiner ist ($P_{HR} = M_{HR} \downarrow * n_{HR} \uparrow * 2\pi$ [Nm * 1/s = W]). Dadurch kann die Heckrotorwelle leichter dimensioniert werden. Aus dem gleichen Grund entsteht bei höherer Hauptrotordrehzahl ein kleineres Gegendrehmoment.

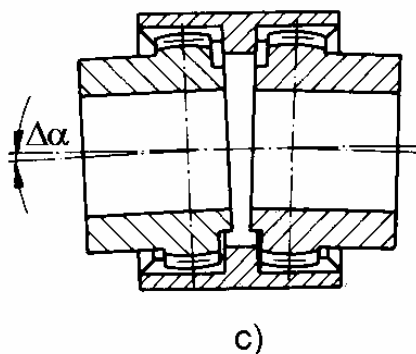
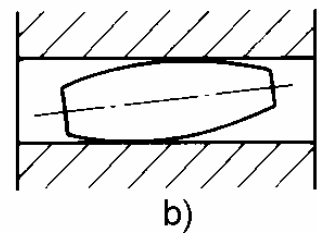
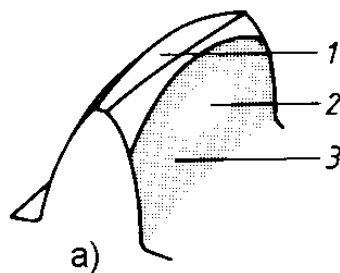


Drive and coupling system used on the Bell 212.



Drive coupling utilized on the Bell 212.

Da sich Länge und Winkel des Heckauslegers bei Belastung (Luftkräfte, Vibrationen) etwas verändert, muss die Heckrotorantriebswelle flexibel sein. Dies wird beispielsweise dadurch erreicht, dass sie aus mehreren Einzelwellen (Shaft) besteht. Die Zahnkupplungen, mit denen die Einzelwellen beispielsweise beim Bell 204 und 212 verbunden werden, sind in Stehlager (Hanger) am Rumpf befestigt. Die Länge der Kupplung ist variabel (Axialversatz), da die innenverzahnte Außenkupplung (7) verschiebbar ist.

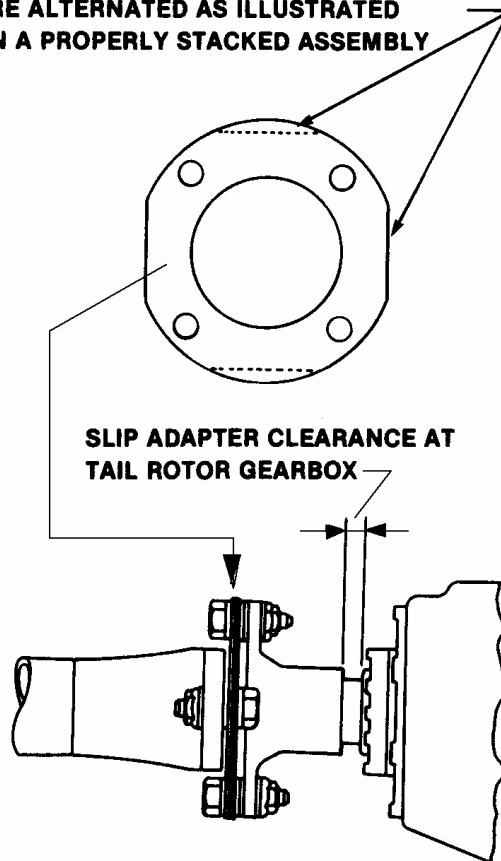


Zahnkupplung

- a) Ballige (bombierte) Zahnform
 - 1 kugelförmiger Zahnkopf
 - 2 Kontaktfläche
 - 3 ballige Zahnflanke
- b) Stellung der Zähne bei winklig verlagerten Wellen
- c) Balligzahn-Kupplung Winkelversatz

Die Außenkupplung kann auch schwenken (Winkelversatz), da die Innenkupplung (6) eine ballige Außenverzahnung besitzt und sich dadurch die Außenkupplung (7), bei formschlüssiger Drehmomentübertragung, in alle Richtungen neigen kann.

INDEXING FLATS ON INDIVIDUAL DISC
ARE ALTERNATED AS ILLUSTRATED
ON A PROPERLY STACKED ASSEMBLY



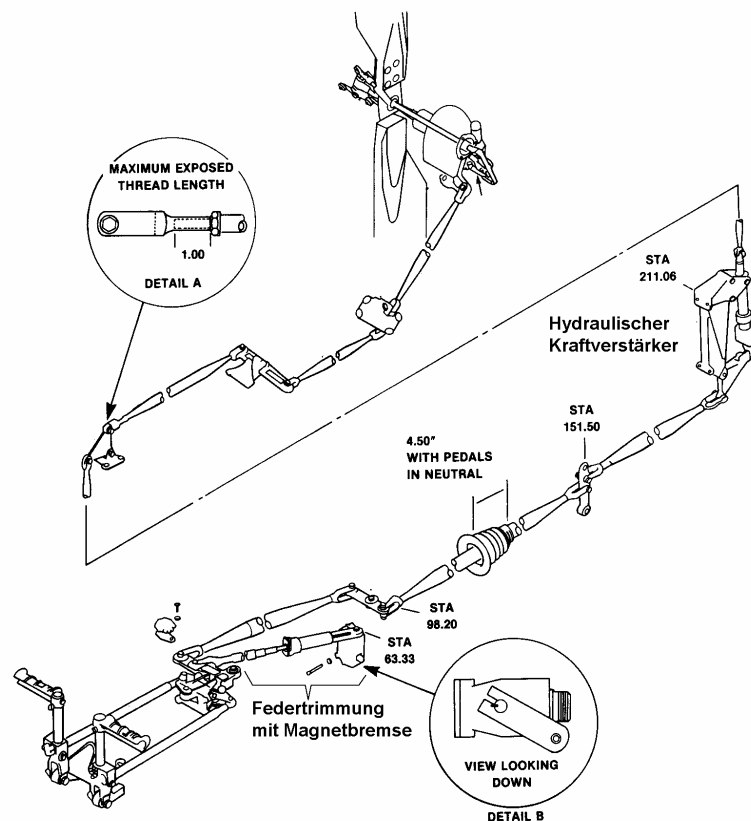
Non-lubricated coupling used on the Bell 206.

Beim Bell 206 sind beispielsweise die Einzelwellen durch Ringkupplungen verbunden. Dabei werden die zwei Flansche der Wellen, um 90° versetzt, mit einem biegeelastischen Lamellenpaket aus Federstahl verschraubt. Es besteht aus 9–12 Scheiben, die zirka je 0,3mm stark sind. Das Lamellenpaket gewährleistet den Winkelversatz der angeschlossenen Wellen.

Da die einzelnen Scheiben leichte Wellen vom Walzen besitzen (wellblechartig) haben sie richtungsabhängige Biegeeigenschaften. Sie müssen daher beim Zusammen-

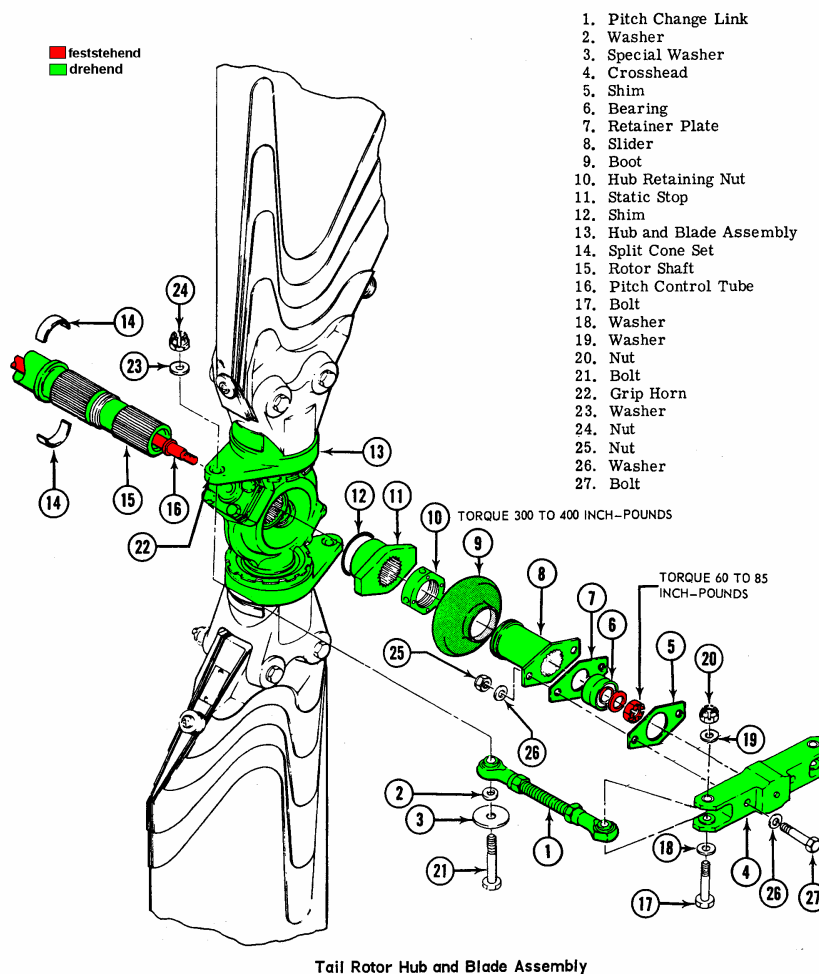
stapeln (Stack) des Lamellenpaketes abwechselnd um 90° verdreht werden (Flachstellen am Rand stehen 90° zueinander). Dies gewährleistet gleichmäßige, elastische Eigenschaften des Lamellenpaketes. Im Zuge der Wartung darf nur der gesamte Stapel, niemals nur Einzelscheiben getauscht werden.

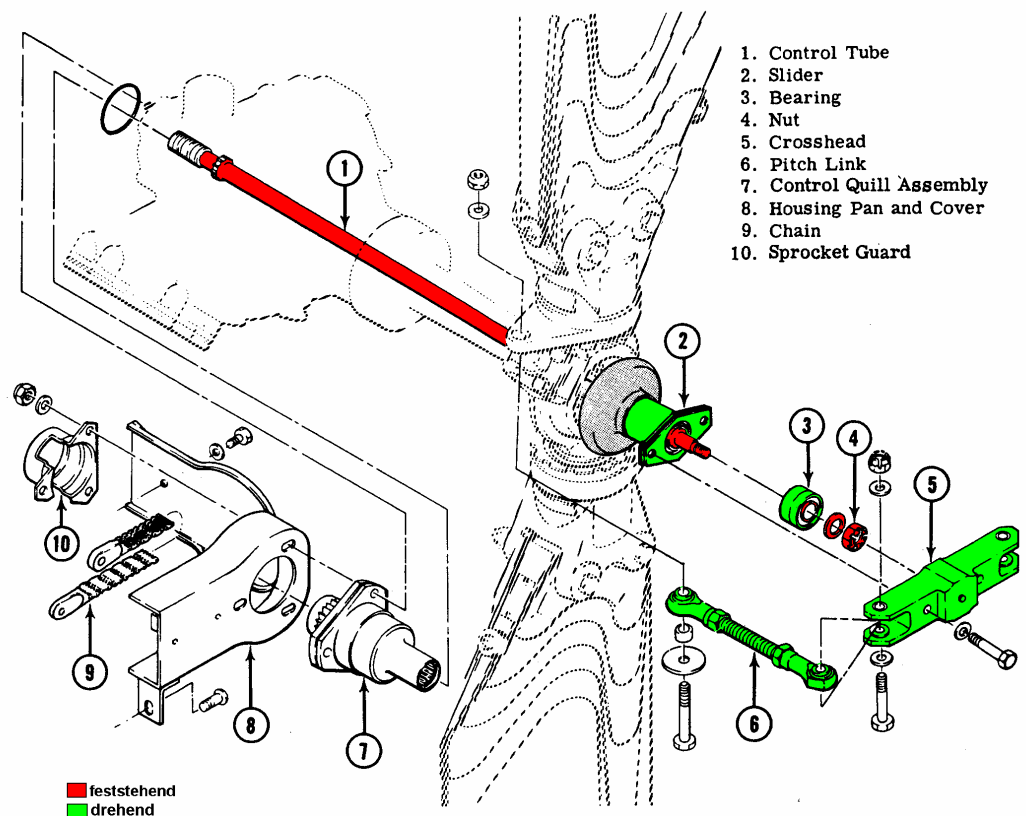
2.4.1.2 HECKROTORSTEUERUNG (Tail Rotor Control)



Typical tail rotor pitch change linkage.

Die Verstellung der Blattwinkel der Heckrotorblätter erfolgt beispielsweise beim Bell 204 größtenteils durch Steuerseile. Beim Bell 212 erfolgt sie durch Steuerstangen, ebenfalls in Verbindung mit einer hydraulischen Kraftverstärkung.



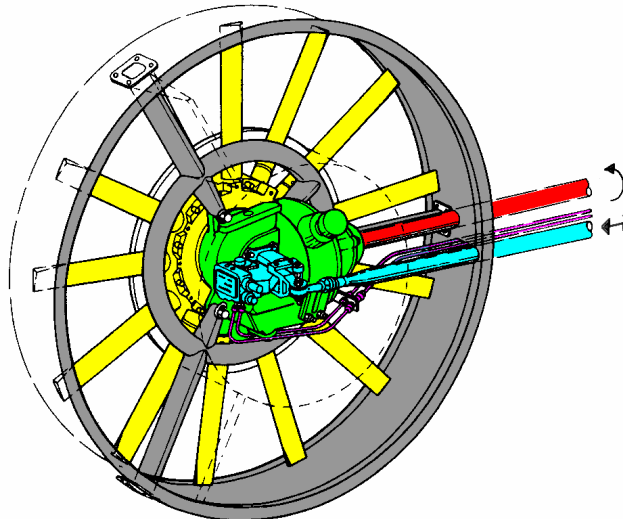


Anti-Torque Pitch Control Mechanism

Der Rotorkopf des Heckrotors des Bell 204 ist mit der hohlen Heckrotorwelle (15) verbunden. In ihr verläuft eine verschiebbare Steuerstange (16 bzw. 1) an deren Ende ein Kreuzkopf (4 bzw. 5) befestigt ist. Die Stoßstangen (1 bzw. 6) verbinden den Kreuzkopf mit den Rotorblättern. Der Kreuzkopf samt Stoßstangen dreht sich natürlich mit der Heckrotorwelle und dem Heckrotor mit, während sich die Steuerstange nicht dreht. Durch ihre axiale Verschiebung wird der Einstellwinkel (Pitch) der Heckrotorblätter verändert (kollektive Spinnensteuerung).

2.4.2 UMMANTELTHER HECKROTOR (Ducted Fan, Fan, Fenestron {Foestro})

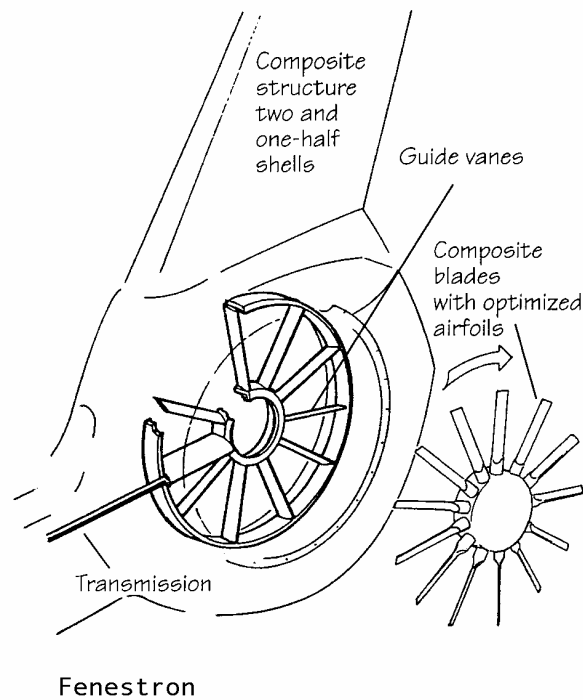
Der klassische Heckrotor erzeugt großen Widerstand im Vorwärtsflug, ist anfällig für Beschädigungen durch Bodenkontakt und gefährdet Menschen in seiner Nähe.



The ducted fan may be used to increase the tail rotor efficiency.

Eine Möglichkeit diese Nachteile zu vermeiden ist der ummantelte Heckrotor. Sein Antrieb entspricht prinzipiell dem des normalen Heckrotors. Der Unterschied liegt in der Rotoranordnung. Dieser liegt in der Seitenflosse und wird beim Vorwärtsflug nicht seitlich angeströmt. Es entsteht dadurch kein unsymmetrischer Gesamtauftrieb und er benötigt daher keine Schlaggelenke.

Im Gegensatz zum klassischen Heckrotor wird weder die angesaugte, noch die abströmende Luft durch die Seitenflosse behindert. Dies verringert seinen Leistungsbedarf.

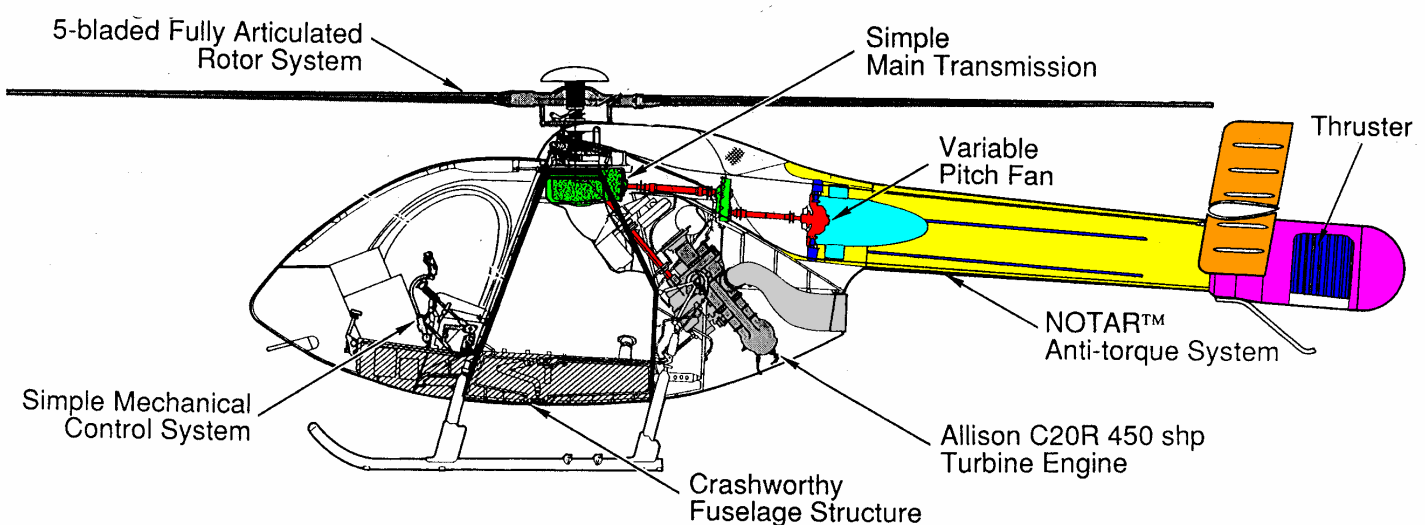


Der Fenestronrotor {französisch "Fenestron" = „kleines Fenster“} des Eurocopter EC 135 dreht mit 3580 RPM. Ein Stator trägt das Rotorgetriebe. Beide besitzen je 10 verwundene Blätter. Die Rotorblätter können hydraulisch über 60° verstellt werden. Der Stator befindet sich an der Abflusseite des Rotors (links), um die Drehbewegung des ausströmenden Luftstroms zu glätten.

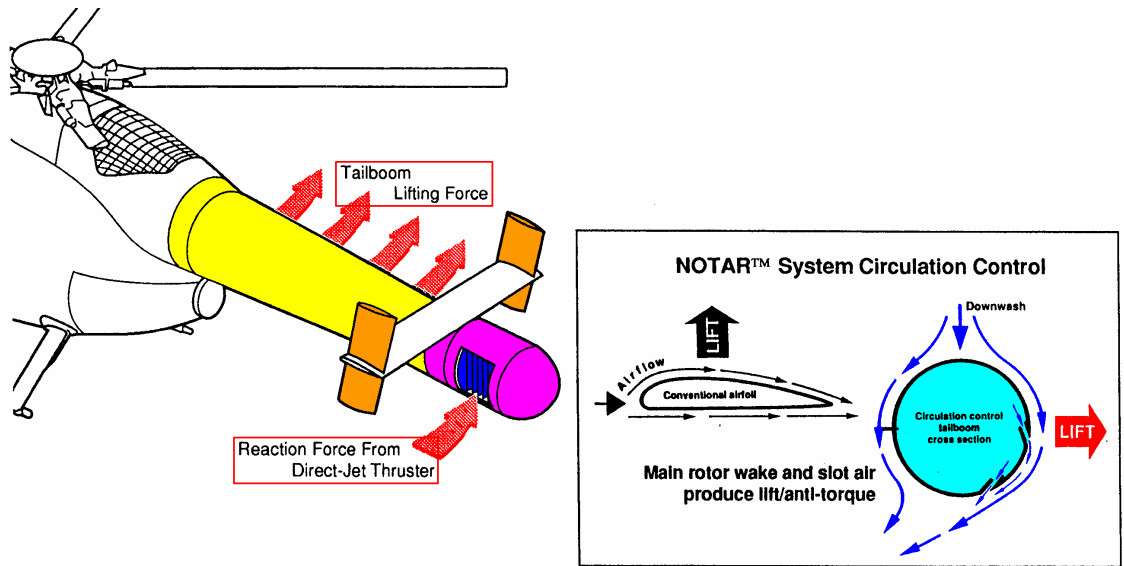


Aus Lärmgründen sind die Statorblätter nicht exakt radial angeordnet, so dass ein Rotorblatt nie seine ganze Länge gleichzeitig überstreicht.

2.4.3 NO TAIL ROTOR (Notar)

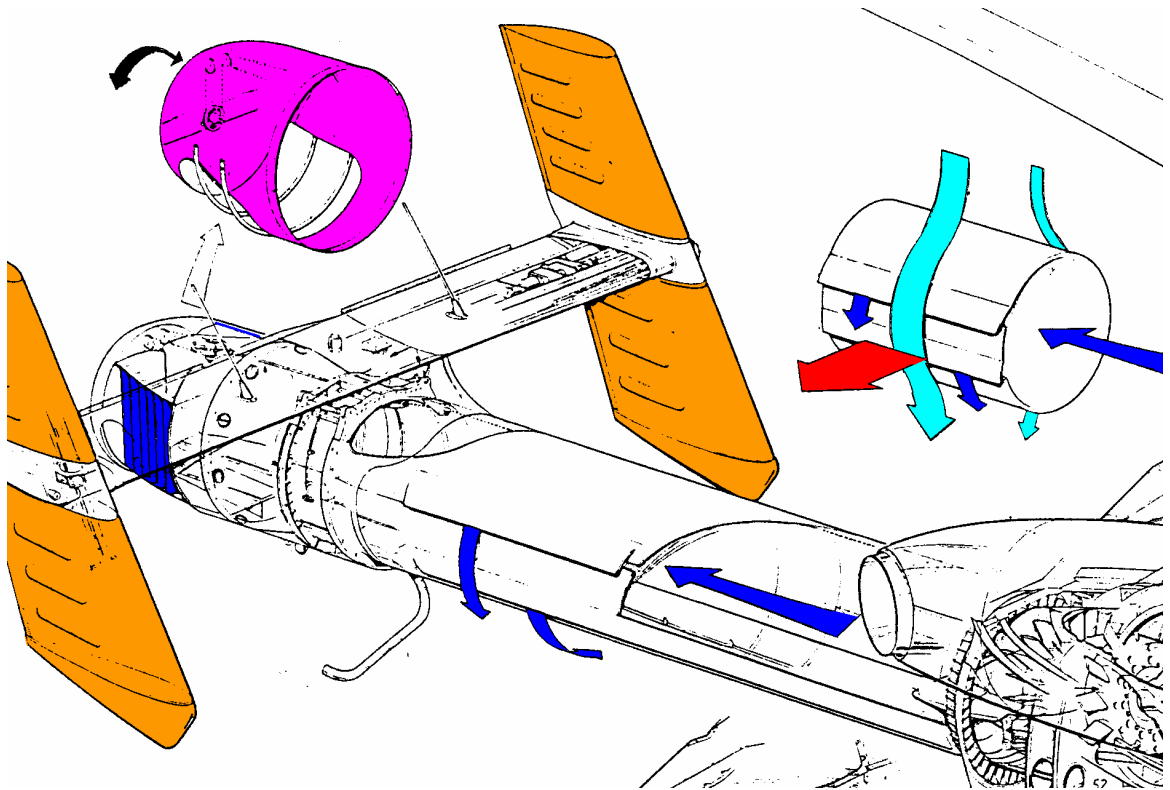


Auf diese Art des Drehmomentausgleiches hat MD-Helicopters ein Patent. Das System besteht aus einem Gebläse (Fan), das vom Triebwerk über das Hauptgetriebe angetrieben wird. Es besitzt 13 Blätter, deren Einstellwinkel durch die Pedale verstellt werden können und erzeugt im Heckausleger einen Überdruck. Ein Teil dieses Druckes entweicht über zwei Längsschlitze nach außen. Der Rest kann im Prinzip durch zwei seitliche (links und rechts) Leitgitter (Thruster) am Rumpfeende entweichen. Über diesen Gittern sitzt eine drehbare Verkleidung mit einem Ausschnitt, die so genannte "Steuerhaube" (violett). Sie wird ebenfalls durch die Pedale verdreht.



Der Abstrom des Hauptrotors (Downwash) strömt von oben um den Heckausleger. Die einseitig, vom Inneren des Auslegers ausströmende Luft, beschleunigt die Strömung und verzögert ihre Ablösung auf der rechten Seite. Dadurch entsteht hier ein größerer Unterdruck (Coandaeffekt - *Coanda gilt als Entdecker der Entstehung eines zusätzlichen Auftriebes durch Ausblasen auf eine gekrümmte Fläche*) und somit eine Auftriebskraft nach rechts, die dem Drehmoment auf den Rumpf entgegenwirkt. Zusätzlich wird die Auftriebskraft nach links durch ein, dort in Längsrichtung verlaufendes, Störblech verkleinert.

Die Größe dieser Ausgleichskraft passt sich automatisch dem Bedarf an. Wenn der Hauptrotor ein größeres Drehmoment produziert, erhöht sich auch der Rotorabstrom. Dieser erhöht wiederum die seitliche Auftriebskraft und verhindert ein Drehen des Rumpfes (bei geringerem Drehmoment umgekehrt). Im Schwebeflug übernimmt dieses System den größten Teil des Drehmomentausgleiches!



Im Horizontalflug strömt der Rotorabstrom dann schräg nach hinten. Am Rumpf entsteht dadurch eine zu geringe "Coanda"-Ausgleichskraft. Das Gegendrehmoment muss daher zusätzlich durch die Ausströmöffnung am Rumpffende kompensiert werden. Diese wird durch die Steuerhaube nach Bedarf mehr oder weniger geöffnet. Der nach links ausströmende, in der Stärke veränderbare Luftstrom, erzeugt eine Reaktionskraft nach rechts und unterstützt so den Ausgleich des Gegendrehmomentes.

Die Steuerhaube ist auch für die Steuerung um die Hochachse zuständig. Dabei kann auch bei Bedarf (Kraftwirkung nach links erforderlich) das rechte Düsengitter freigegeben werden (z.B. schnelle Drehung im Uhrzeigersinn, seitlicher Flug nach links). Auch bei der Autorotation mit geringer Vorwärtsfahrt muss nach

rechts ausgeblasen werden, um das Mitdrehen des Rumpfes in Rotordrehrichtung (durch Getriebereibung, Pumpenantrieb, usw.) zu vermeiden.

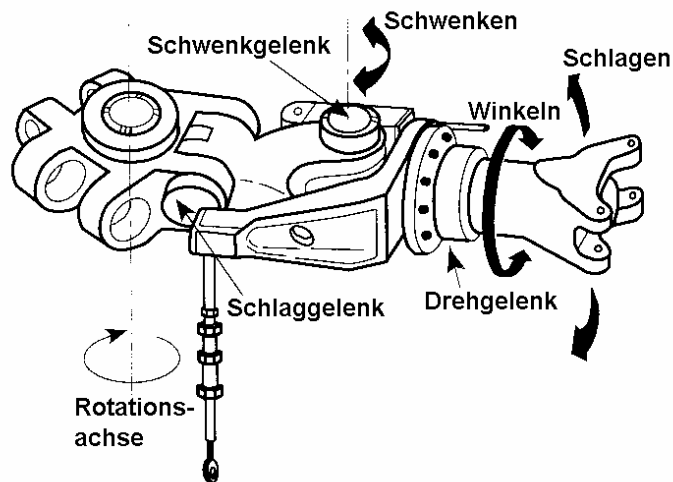
Die beiden Vertikalflossen werden ebenfalls durch die Pedale um bis zu 29° ausgeschlagen. Sie gewährleisten ebenfalls ausreichende Steuerwirkung bei der Autorotation. Weiters vermindern sie generell den, für den Drehmomentausgleich im Horizontalflug erforderlichen, Luftdurchsatz durch den Heckausleger. Die so eingesparte Gebläseleistung (Fan-Blätter auf geringe Förderung) kommt der Reisegeschwindigkeit zu gute.

2.5 HAUPTROTORKOPF (Main Rotor Head)

Rotorköpfe müssen das Winkeln, Schwenken und Schlagen der Rotorblätter zulassen. Von Beginn an wurde dies durch komplexe Lagerungen der Blattanschlüsse mittels Wälzlager gewährleistet. Durch den Einsatz neuer, hochfester und elastischer Materialien ist heute der lagerlose Rotorkopf Standard. Dieser besteht aus wenigen Einzelteilen ist leicht und einfach in der Wartung.

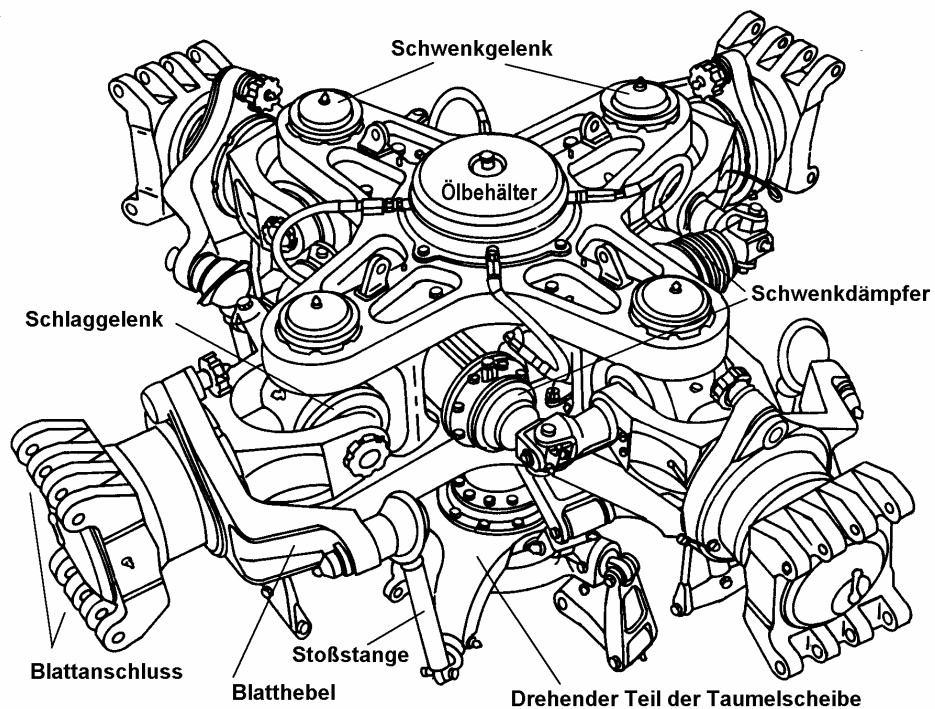
Hinsichtlich der Blattanschlüsse lässt sich folgende Einteilung der Rotorkopfsysteme treffen:

2.5.1 GELENKIGER BLATTANSCHLUSS



Gelenkiger Blattanschluss

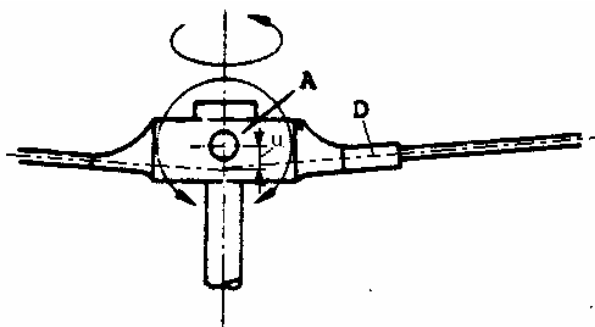
Wegen der Unsymmetrie des Rotorauftriebes (Punkt 1.5.3), des Corioliseffektes (Punkt 1.10) und der Hauptrotorsteuerung (Punkt 2), müssen Rotorblätter schlagen, schwenken und winkeln können. Dazu sind bewegliche Lagerungen erforderlich.



Fully articulated rotor used on the S-58.

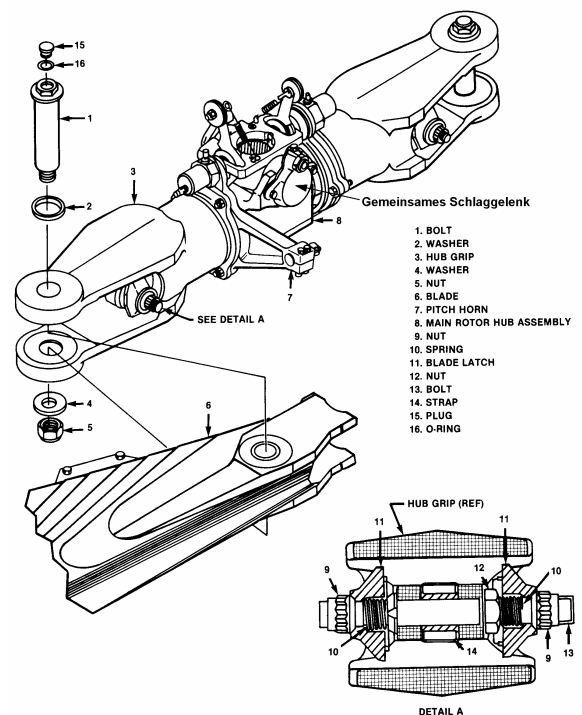
Der klassische Rotorkopf besteht aus der Nabe, Schlag- und Schwenkgelenken, Drehgelenken, Blattanschlüssen und Schwenkdämpfern. Durch die vielen Teile sind sie jedoch aufwändig und teuer in Konstruktion, Herstellung und Wartung.

2.5.2 HALBSTARRER BLATTANSCHLUSS



Halbstarrer Blattanschluß
(See-saw-Typ) - Zentrales Schlaggelenk, kein Schwenkgelenk

A - Schlaggelenk, u - "Underslung"
D - Drehgelenk



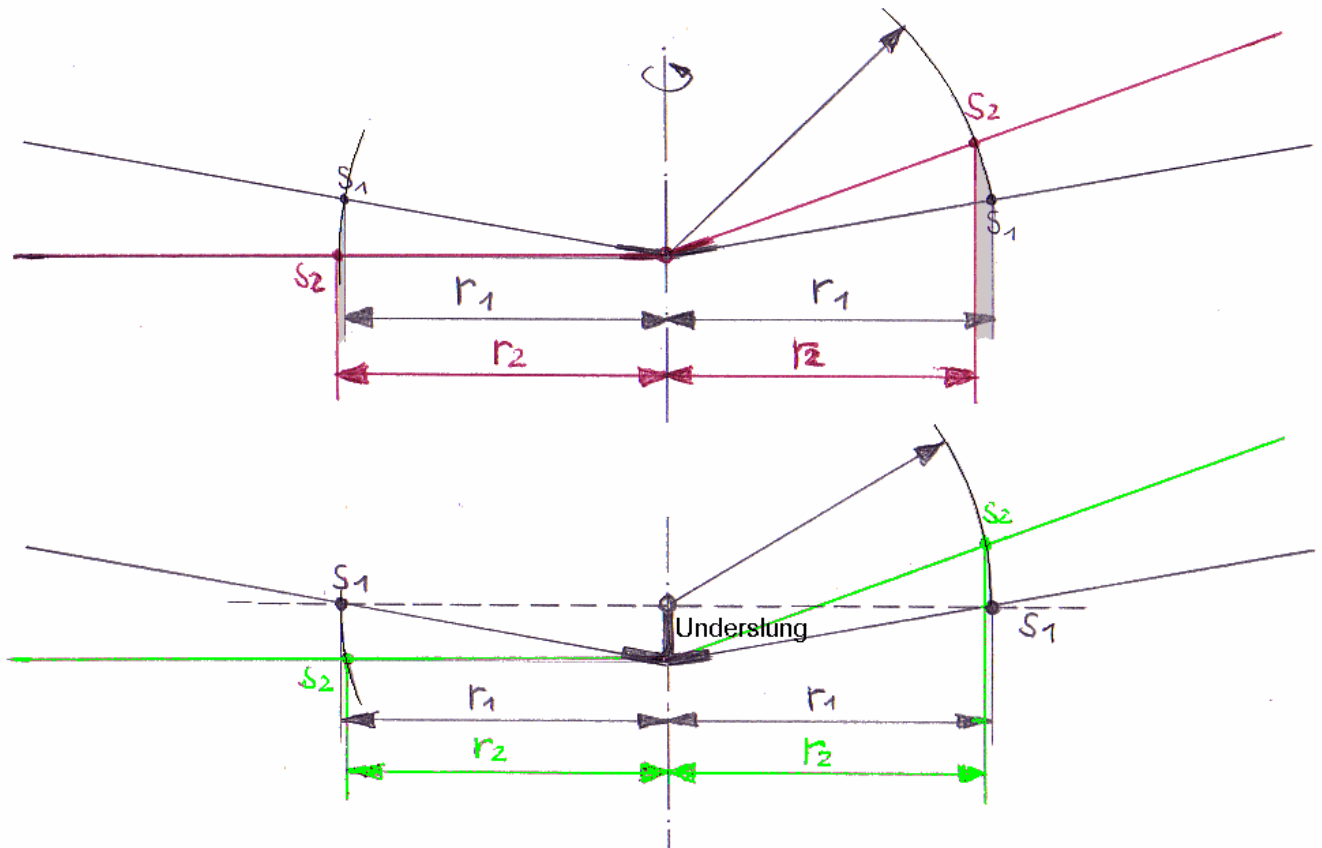
Latch assembly used on the Bell 206

Dieses, von Bell entwickelte System für Zweiblattroten (See-saw *{Wippschaukel}* Typ), besitzt ein zentrales Schlaggelenk, Drehgelenke zum Winkeln aber keine Schwenkgelenke.

Die beiden Blätter sind über ein Joch (Yoke) starr miteinander verbunden. Dadurch können sie nicht unabhängig voneinander schlagen. Schlägt ein Blatt hoch, so schlägt das andere zwangs-

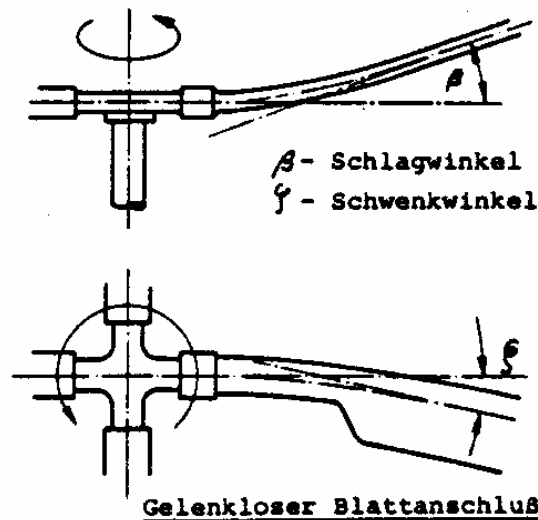
läufig um den gleichen Betrag hinunter.

Der Vorteil gegenüber vollgelenkigen Rotoren liegt im einfacheren Aufbau sowie in der Reduktion der Bauteilanzahl. Nachteilig wirkt sich jedoch das hohe Vibrations- u. Lärmniveau aus.



Damit durch das Schlagen keine, bzw. nur geringe Wechselbiegebelastungen in horizontaler Richtung (Coriolisbeschleunigung) am Blattanschluss auftreten, liegt die Blattanschlussebene unter der gemeinsamen Schlagachse (Underslung) {sling = aufhängen}. Dadurch machen die Blattschwerpunkte beim Schlagen fast keine Radialbewegungen (grün).

2.5.3 GELENKLOSER BLATTANSCHLUSS



Hier werden die Gelenkfunktionen von dreh- und biegeweichen Elementen in der Blattwurzel oder im Rotorkopf übernommen. Fälschlicherweise wurden diese Blattanschlüsse als starre Anschlüsse bezeichnet.

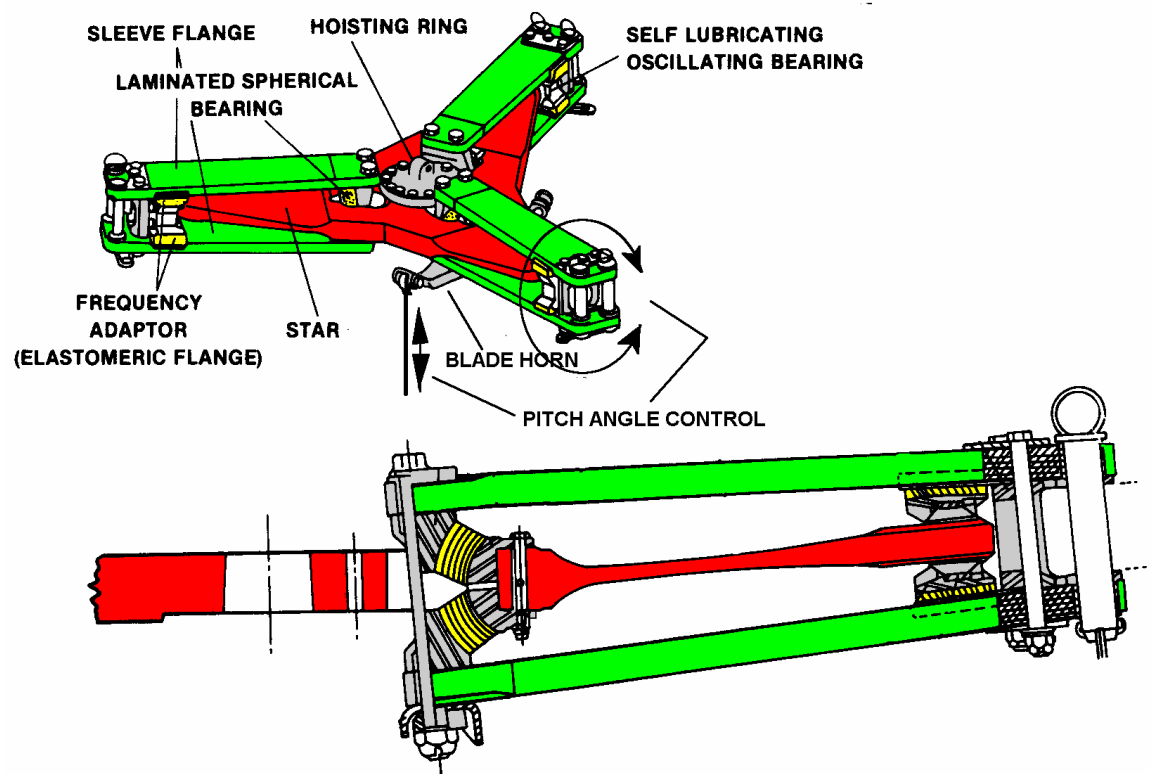
Die Verwendung moderner Werkstoffe, wie Faserverbundwerkstoffe und Elastomere (Kunstgummi), gibt den Rotorblättern oder deren Befestigung (Rotorkopf) eine hohe Elastizität und Dauerfestigkeit.

Dadurch können die Schlag-, Schwenk- und Winkelbewegungen durch Biegen der Blätter an der Blattwurzel (z.B. BO 105) oder durch Verformung des Rotorkopfes und seiner Elastomerlager (z.B. Starflex-Rotorkopf bei Eurocopter) erfolgen.

Die Einsparung der Gelenke führt zu einer erheblichen, konstruk-

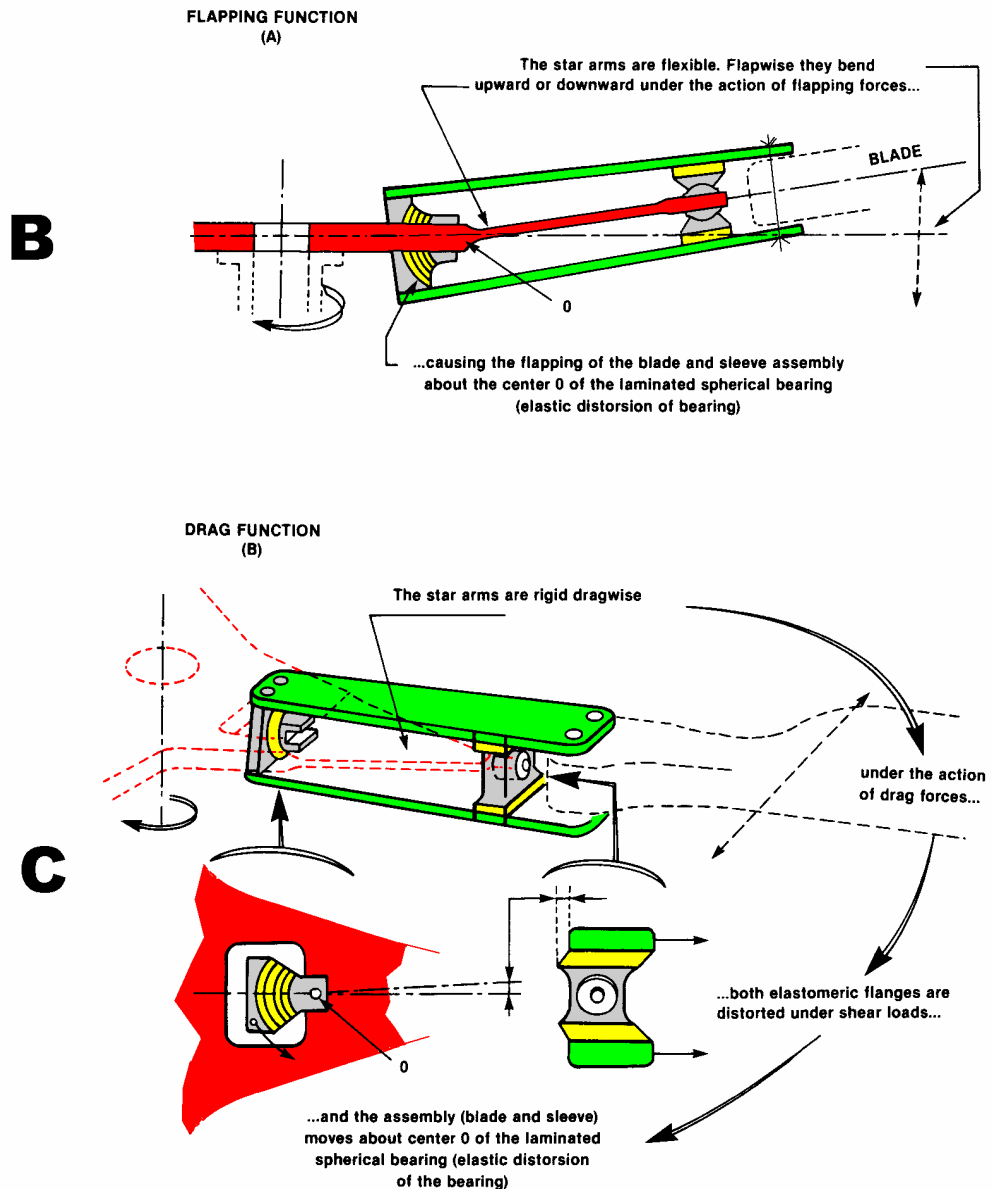
tiven Vereinfachung durch die Reduzierung der Teileanzahl. Dadurch erhöht sich die Zuverlässigkeit und verringert sich der Wartungsaufwand.

2.5.3.1 FUNKTION DES STARFLEX-ROTORKOPFES



A

AS 350 "Ecureuil" Rotor Head



A–Flapping axis movement of the AStar head.; B–Lead-lag movement of the AStar head.

Dieser Rotorkopf (z.B. Ecureuil, Dauphin) besitzt keinerlei Wälzlager.

- **Schlagen:**

Die Beweglichkeit des Kopfes in Schlagrichtung wird durch die Arme der Glasfasernabe (Star) und der inne-

ren Elastomerlager (Laminated Spherical Bearing) gewährleistet. Die Schlagbewegung wird dabei von der Rotorblattbefestigung über das Blatthalteparallelogramm (Sleeve Flange) auf die Nabe übertragen (Skizze B).

Der innere, dicke Teil der Nabe übernimmt die Fliehkräfte der Blätter, die über die inneren Elastomerlager eingeleitet werden. Die Nabenarme übertragen das Antriebsmoment und stützen die Blätter im Stillstand, um ein zu starkes Absenken zu vermeiden.

- **Schwenken:**

Das Schwenken der Blätter wird durch die äußeren Elastomerlager (Frequency Adaptor) ermöglicht. Dieses Lager besteht aus einem zentralen Aluminiumblock der oben und unten mit zwei Gummiplatten beklebt ist. Diese sind wiederum mit den Blatthalteparallelogrammplatten (Sleeve Flange) verklebt. Im Zentrum des Blockes ist ein sphärisches Lager (Self Lubricating Oscillating Bearing) in dem der Zapfen eines Nabenarmes sitzt.

Schwenkt nun das Rotorblatt, dann wirken Scherkräfte auf die Gummiplatten. Dadurch verformen sie sich und das jeweilige Parallelogramm kann sich vor- oder zurückbewegen (Skizze C).

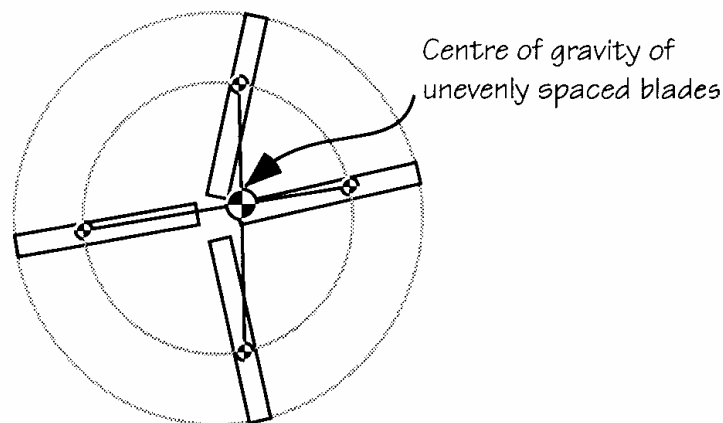
- **Winkeln:**

Der, an der unteren Parallelogrammplatte befestigte Blatthebel (Blade Horn), wird durch die Rotorsteuerung auf und ab bewegt. Dadurch verdreht sich das Blattal-
teparallelogramm samt Rotorblatt.

Ermöglicht wird die Verdrehung durch das sphärische Lager im äußeren Elastomerlager sowie durch eine Verdrehverformung des inneren Elastomerlagers (Skizze A).

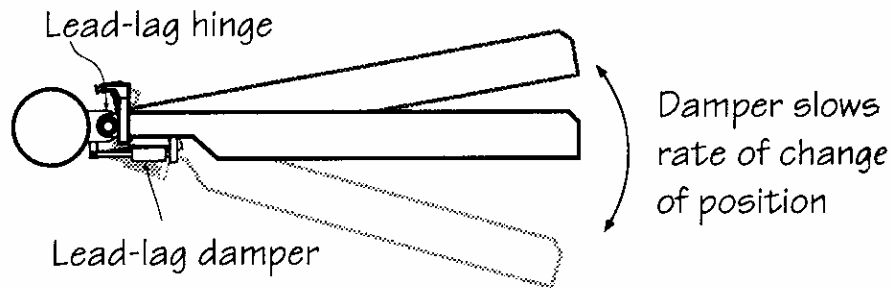
2.6 SCHWENKDÄMPFER (Drag Dampener, Lead-Lag Damper)

Um den Angriff von wechselnden, horizontalen Corioliskräften auf den Blattanschluss des Rotorkopfes zu verhindern, führte La Cierva das Schwenkgelenk ein.



Diese Beweglichkeit kann aber wiederum zu einem zu raschen und zu weiten Schwenken der Blätter führen. Dadurch würde der Gesamtschwerpunkt des Rotors nicht mehr im Rotormast (Drehachse) liegen und es kommt im Fluge durch Unwucht zu unerwünschten Horizontalschwingungen des Rotors. Auch beim Anlassen und Ab-

stellen des Hubschraubers kann es zur so genannten Bodenresonanz (siehe Punkt 3.5) kommen.

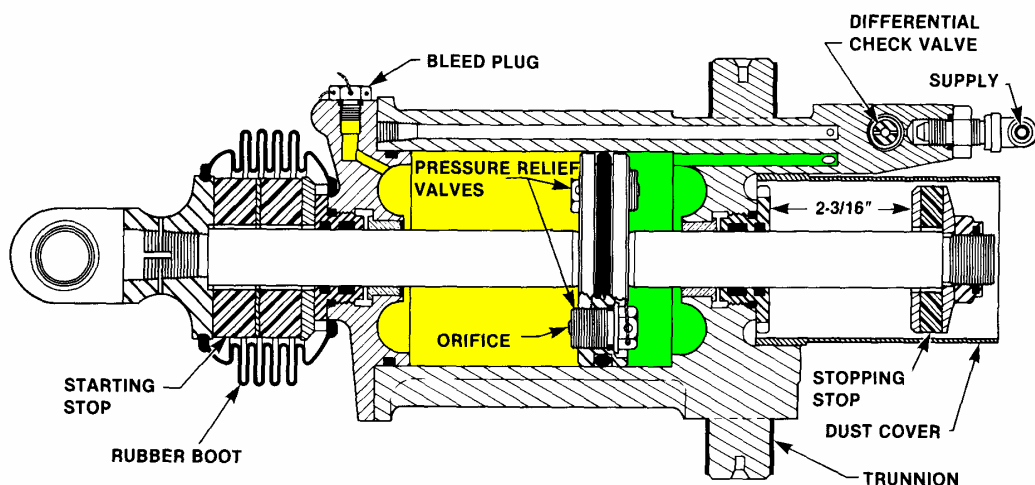


Typical drag damper

Um Derartiges zu verhindern, schränkt man die Schwenkbewegung der Blätter durch Schwenkdämpfer ein. Der noch verbleibende Rest der schädlichen Corioliskraft belastet jedoch nicht den Rotorkopf, sondern wird durch die Dämpfer aufgenommen und in Reibungs- oder Verformungsenergie übergeführt.

2.6.1 DÄMPFERARTEN

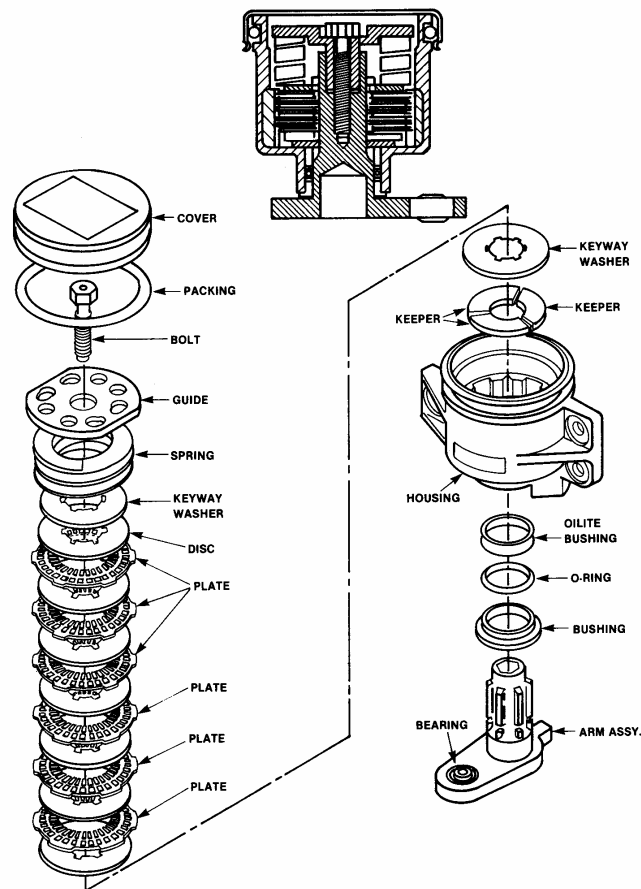
2.6.1.1 HYDRAULISCHER DÄMPFER



Typical hydraulic dampener used on the S-58.

Er besteht aus einem Zylinder und einem Kolben. Bei Bewegung wird das Hydrauliköl durch kleine Bohrungen im Kolben (Orifice) gedrückt und beeinflusst so die Geschwindigkeit der Schwenkbewegung.

2.6.1.2 REIBUNGSDÄMPFER

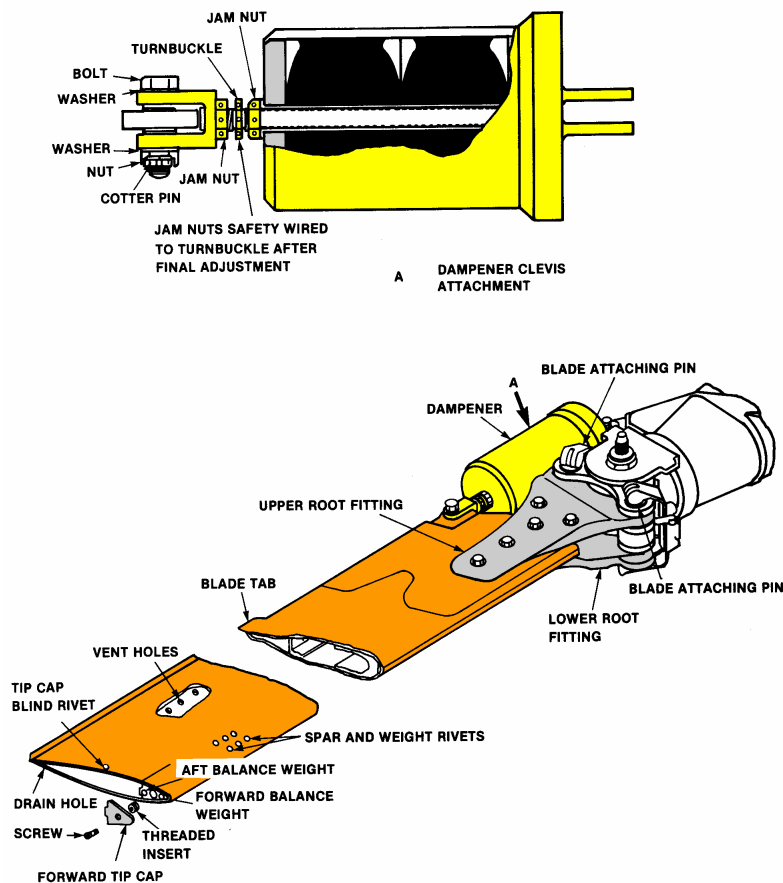


Multiple disc dampener used on Hughes 500C.

In einem, am Rotorkopf befestigten, zylinderförmigen Gehäuse befinden sich mehrere Plättchen (Plate), die mit dem Gehäuse verzahnt sind. Dazwischen befinden sich Scheiben (Disc), die mit einer zentralen Welle verzahnt sind. Hydrauliköl dient zur Schmierung und Kühlung der Scheiben.

Die zentrale Welle wird durch einen Hebel (Arm Assy) vom schwenkenden Rotorblatt gedreht und verdreht ihrerseits die Scheiben gegenüber den Plättchen. Da beide durch eine Feder (Spring) aneinandergedrückt werden, beeinflusst die dadurch vorhandene Reibungskraft die Schwenkbewegung.

2.6.1.3 ELASTOMERDÄMPFER

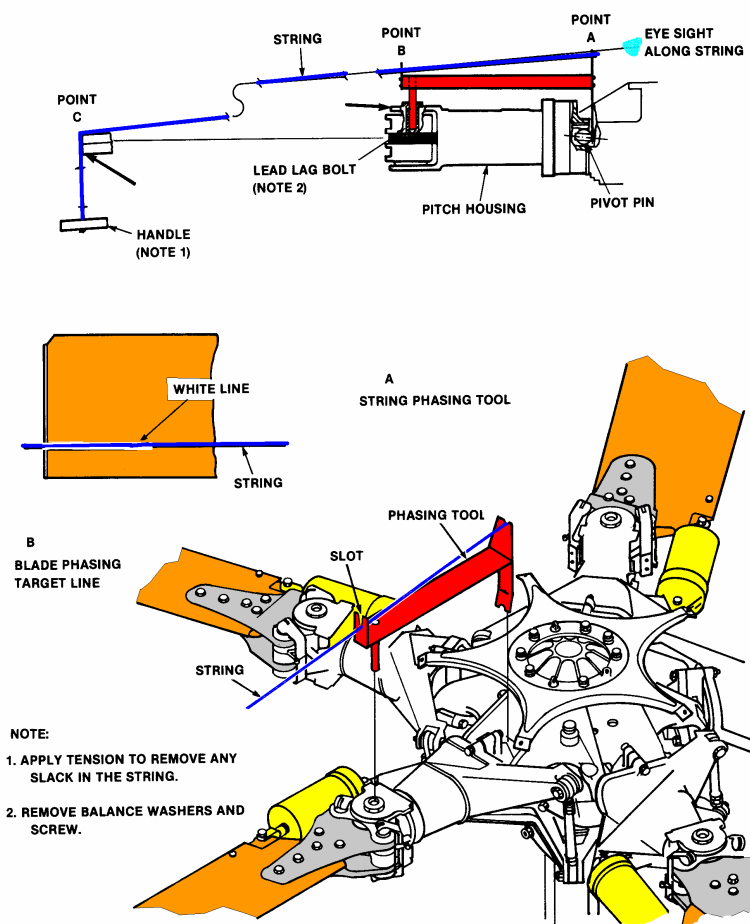


Elastomeric dampener used on the Hughes 500D.

Im Inneren eines zylinderförmigen Gehäuses befinden sich Dämpfungsgummis, die bei der Schwenkbewegung ver-

formt werden und danach, etwas verzögert, wieder in die Neutralstellung zurückkehren.

Wegen dieser Neutralstellung, die die vorgenannten Dämpfer nicht besitzen, muss beim Dämpfer- oder Rotorblatttausch die Länge der Gabelstange exakt eingestellt werden (Alignment) um Rotorvibrationen zu vermeiden.



String method of dampener alignment.

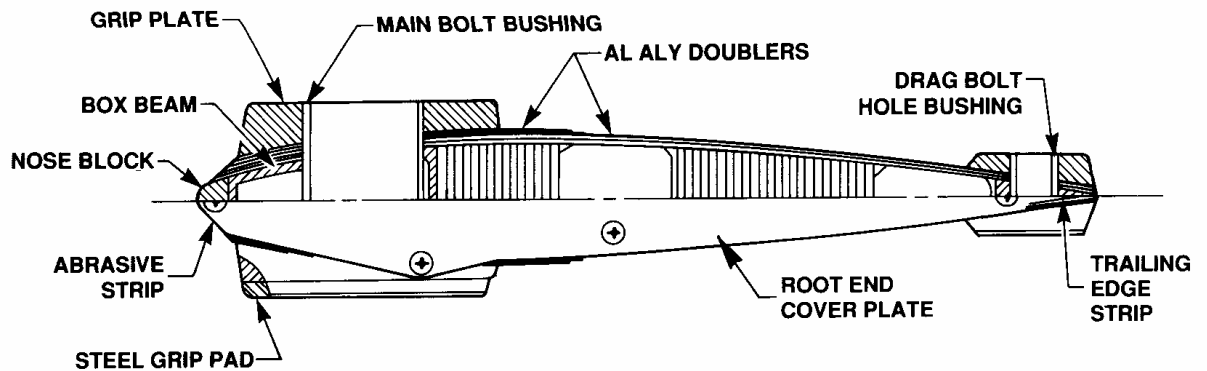
Dazu wird über einen Vermessungsbügel (Phasing Tool) eine Schnur zu einer weißen Linie an der Blattspitze gespannt. Die Länge der Gabelstange des Dämpfers muss

nun solange am Spanschloss (Turnbuckle) verstellt werden, bis die Schnur am Ende des Bügels keinen Horizontalknick mehr aufweist.

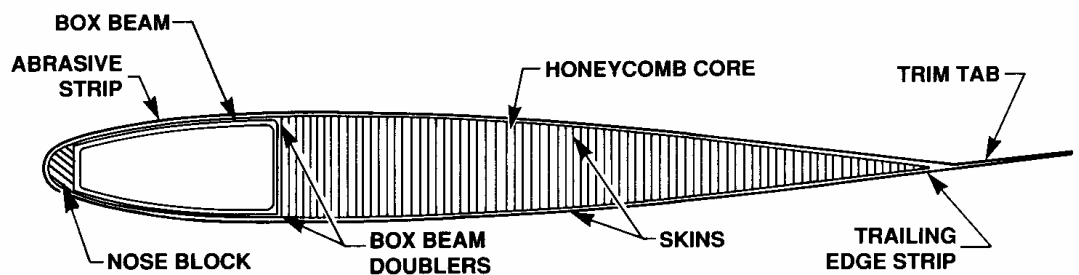
Diese Einstellung kann auch durch ein, am Rotorkopf montiertes, Fernrohr erfolgen.

2.7 ROTORBLATTKONSTRUKTIONEN

2.7.1 METALLBLATT

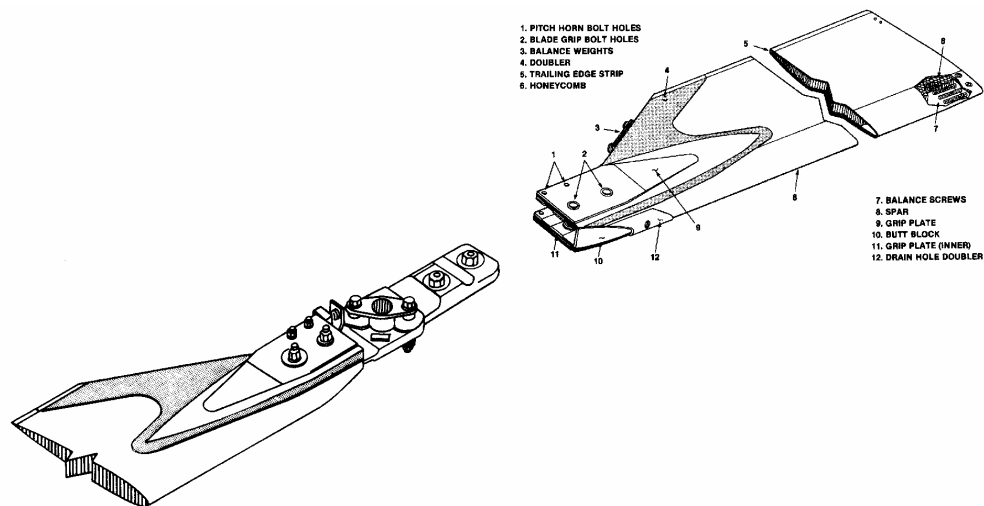


SECTION THRU MAIN AND DRAG BOLT HOLE AND VIEW OF ROOT END OF BLADE



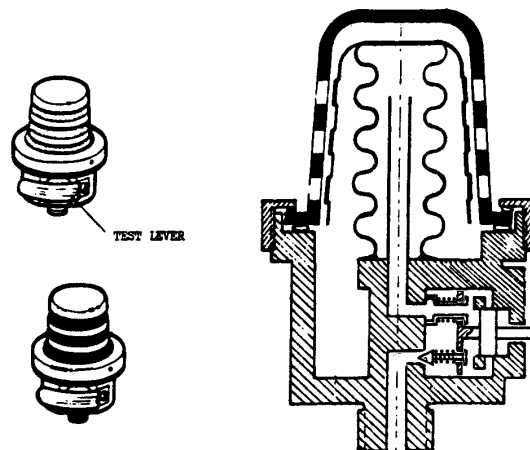
SECTION AT TRIM TAB LOCATION

Metal blade using honeycomb construction.



Bell 212 - Tailrotor Blade

Bei älteren Hubschraubern sind die Rotorblätter in Metallbauweise hergestellt. Tragendes Element des Rotorblattes ist meist ein, im Strangpressverfahren hergestellter Holm (Box Beam) aus einer Aluminiumlegierung. Der Holm bildet den Profilvorderteil. An ihm sind Beplankungsbleche (Skins) angeklebt, die den hinteren Teil des Profils bilden und die zur Versteifung mit Aluminiumwaben (Honeycomb Core) ausgefüllt sind. Damit die Trägheitskräfte, die bei der Schlagbewegung entstehen, in der Blattdrehachse angreifen, wird in die Profilnase ein Bleistab (Nose Block) mit eingearbeitet (Massenausgleich gegen Flattern), so dass die Blattschwerlinie ungefähr in der Blattdrehachse liegt.



Blatt-Riß-Anzeiger (B.I.M. Indicator, Westland)

Manche Holme sind gasdicht verschlossen und mit Stickstoff gefüllt. Ein Druckanzeiger, der im Bereich der Blattwurzel angebracht ist, zeigt an, ob der Holm rissfrei ist. Entweicht der Druck infolge eines Risses, werden schwarze oder rote Ringe sichtbar. Der Blattzustand kann so, im Rahmen der Vorflugkontrolle, überprüft werden (Blade Inspection Method = BIM).

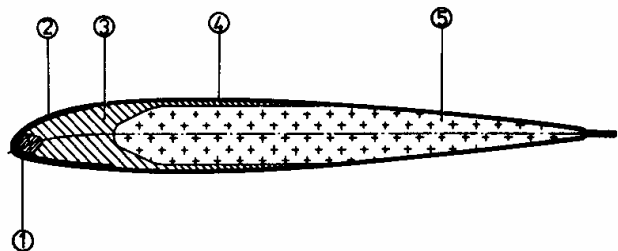
Ein Prüfknopf (Test Lever) gestattet die Funktionskontrolle des BIM.

2.7.2 KUNSTSTOFFBLATT

Die Verbindung von Kunstharzen mit Glasfasern (Glass Fibre Reinforced Plastic - GFRP) oder Kohlefasern (Carbon Fibre Reinforced Plastic - CFRP) ergibt einen leichten Verbundwerkstoff hoher Wechselbiegefestigkeit und Unempfindlichkeit gegen Kerben. Bei Kohlefaserverbundwerkstoffen lässt sich eine hohe Torsions- und Biegesteifigkeit erreichen.

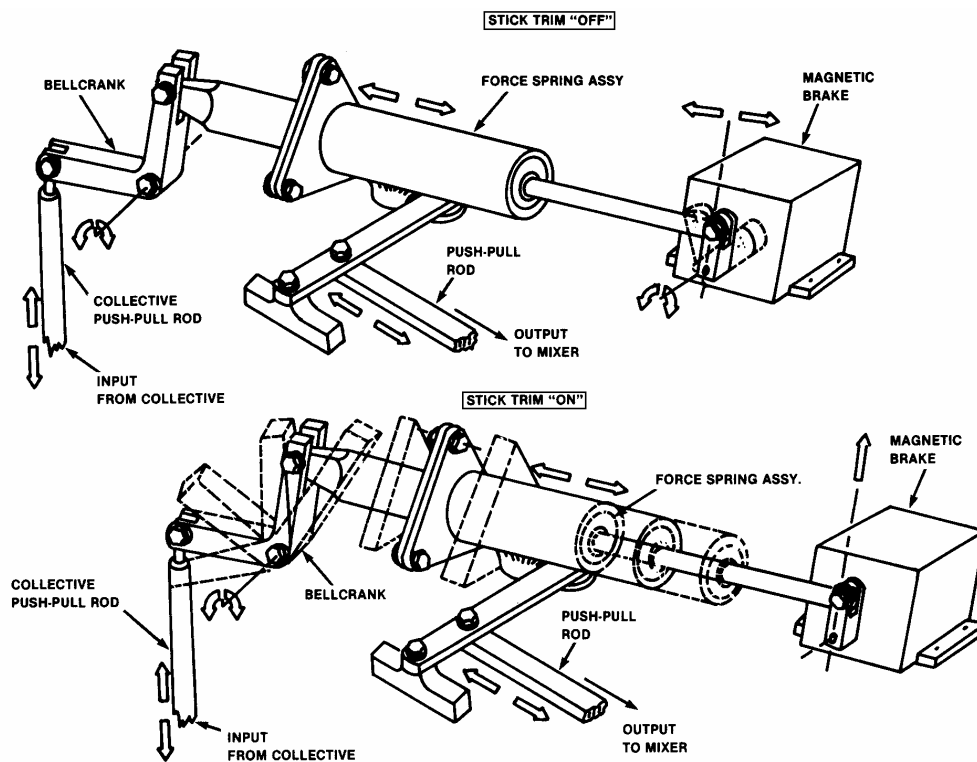
Erst die Anwendung dieser Verbundstoffe gibt Rotorblättern (aber auch Rotorköpfen) genügend Elastizität und Dauerfestigkeit, dass Schlag-, Schwenk- und Winkelbewegungen durch Verformung der Blattwurzel (oder des Rotorkopfes) erfolgen können. Dadurch kann auf Gelenke verzichtet werden.

Das Rotorblatt des MBB Bo 105 in Faserverbundbauweise, Profil NACA 23 012 (asymmetrisch): 1) Bleistange, 2) Erosionsschutz aus Titanblech, 3) Holm aus GFK, unidirektional, 4) Haut aus GFK in 45° Lage, 5) Kern aus PVC-Hartschaum



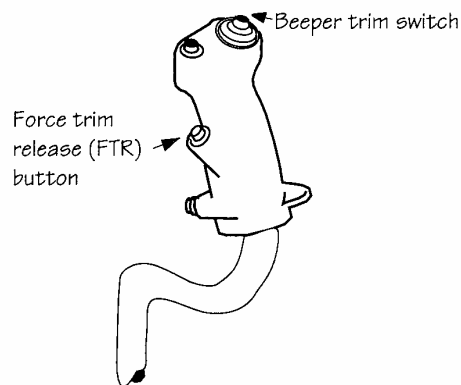
Der Blattholm besteht aus harzgetränkten Glassträngen (Rovings), die von der Blattspitze zur Blattwurzel und zurück verlaufen. Er nimmt Fliehkräfte und Biegebeanspruchungen auf. Die Blatthaut besteht aus GFRP. Sie nimmt die Sog-, Druck- und Torsionsbeanspruchungen auf. Zur Stabilisierung der Haut dient ein Schaumkern. Ein Blech um die Vorderkante schützt das Blatt vor Regen-, Hagel- und Stauberrosion.

2.8 STEUERDRUCKSIMULIERUNG (Artificial Feel) und TRIMMUNG (Trim Control)



Magnetic brake and gradient movements for helicopter trim.

Bei Hubschraubern mit hydraulischer Steuerung ohne eingebaute Steuerdrucksimulation, würde der Pilot keinerlei Steuerkräfte oder Nullstellungen an den Steuerorganen spüren. Diese sind jedoch notwendig um den Hubschrauber gefühlvoll steuern zu können. Nullstellung und Steuerdrücke werden daher künstlich durch eine Federtrimmung (Zug-/Druckfeder, siehe auch FASS, 2. Klasse, 1.1.7.3) simuliert.



Typical helicopter cyclic stick control grip
four-way beeper trim switch, force trim release button

Damit der Pilot nicht dauernd, nach Einnahme der neuen Fluglage, gegen diese Federkraft ankämpfen muss, kann er sie rasch entspannen ("trimmen"). Dazu muss er eine Magnetbremse (Magnetic Brake, siehe 1. Skizze), die den Federzylinder (Force Spring Assy) fixiert, durch Drücken eines Knopfes am "Cyclic Pitch Stick" (Force Trim Release Button) öffnen. In diesem Zylinder befindet sich eine Feder, die durch die Steuereingabe gespannt wurde.

Dadurch kann sich der „Federkolben“ in die neue Nullstellung verschieben. So wird die Feder entspannt und es ist kein Steuerdruck mehr spürbar. Nach dem Lösen des Knopfes schaltet die Magnetbremse wieder ein. Bei neuerlicher Steuereingabe spürt der Pilot dann wieder einen künstlichen Steuerdruck.

Hubschrauber mit Autopiloten haben oft zusätzlich noch eine Feintrimmung. Sie wird bei kleinen Steuereingaben verwendet und durch einen 4-Wegeknopf (Beeper Trim Switch) betätigt.

Ihre Funktion kann man sich am vorstehenden Beispiel der Hub-

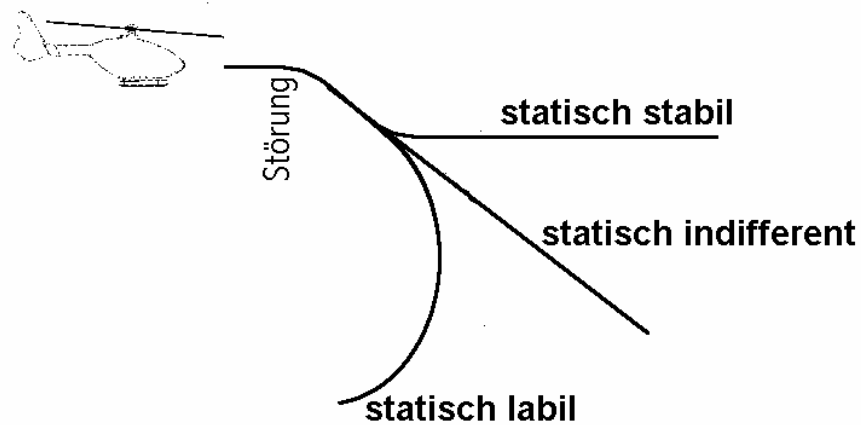
schraubertrimmung vereinfacht so vorstellen, dass das Gehäuse der Magnetbremse durch einen Elektromotor, der durch den "Beeper Trim Switch" angesteuert wird, langsam verschoben werden kann. Dadurch wird auch das Magnetbremsengestänge verschoben und erzeugt so eine kleine Steuereingabe.

2.9 STABILITÄT (Flight Stability)

Ein Hubschrauber muss sich, ebenso wie ein Flugzeug (siehe 1. Klasse, MECHANIK, Modul 8.4), im ausgetrimmten Zustand statisch und nach Möglichkeit auch dynamisch stabil verhalten. Die Stabilität sollte um alle drei Achsen vorhanden sein. Nur dadurch lässt er sich über längere Zeit entspannt steuern. Ein instabiles Luftfahrzeug wandert dauernd aus seiner Trimmposition und erfordert ein ständiges Korrigieren seitens des Piloten.

Die Stabilität eines Hubschraubers ist jedoch weit schwieriger zu erreichen. Dies liegt an seinem vielfach beweglichen Rotorsystem sowie an der Tatsache, dass er schweben und in alle Richtungen horizontal fliegen kann. Erreicht wird die Stabilität durch Leitwerke und diversen Stabilisierungseinrichtungen (mechanisch oder elektronisch).

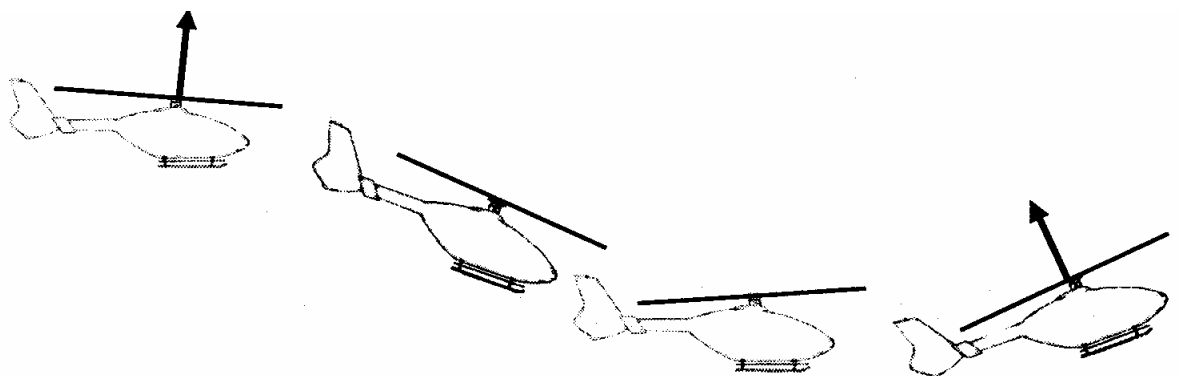
2.9.1 STATISCHE STABILITÄT



Wird ein Hubschrauber durch eine Störung (z.B. Böe) aus seinem ausgetrimmten Zustand (alle Kräfte und Momente im Gleichgewicht) gebracht, dann sollte er, ohne Zutun des Piloten, von selbst wieder in die Ausgangslage zurückkehren (statisch stabil). Dies gilt um jede Achse!

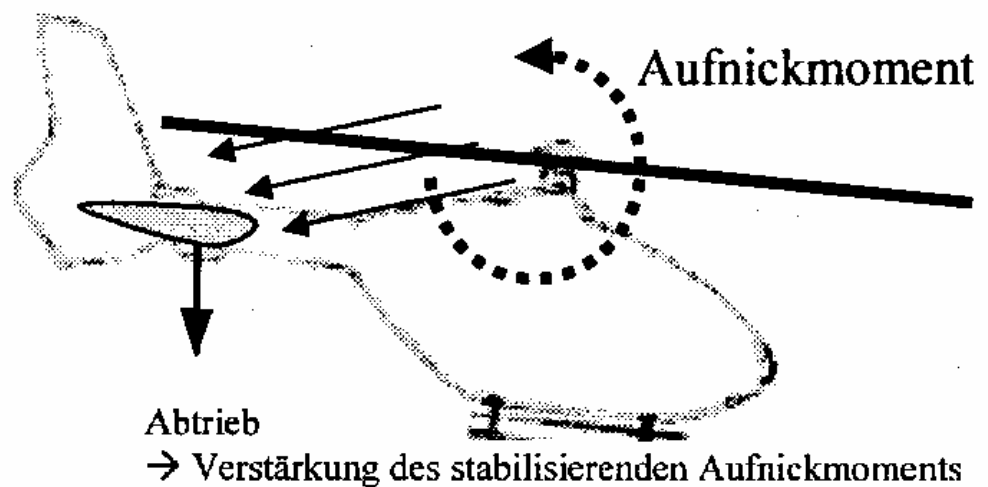
2.9.1.1 STATISCHE LÄNGSSTABILITÄT (Longitudinal Stability)

Darunter versteht man die Stabilität um die Querachse!



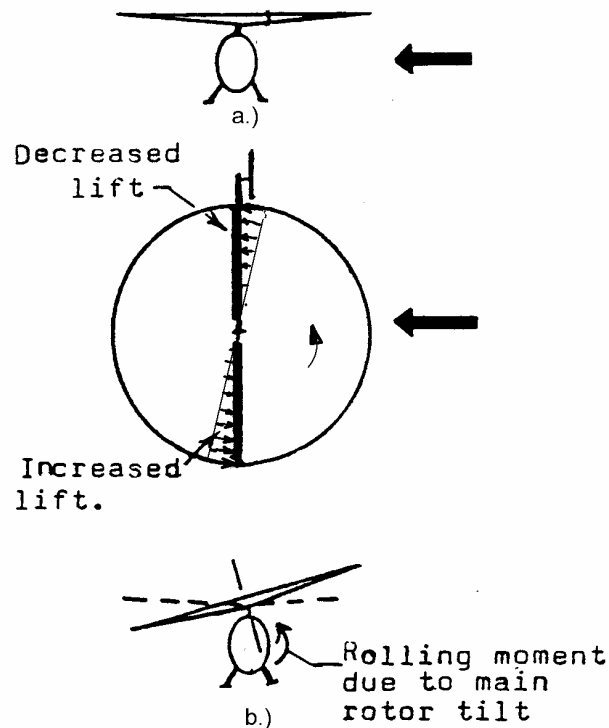
Der ausgetrimmte Hubschrauber verliert beispielsweise an Höhe (z.B. Böe von unten auf die Höhenflosse) und nimmt

Fahrt auf. Dadurch erhöht sich die Anströmgeschwindigkeit und somit der Auftrieb am voreilenden Blatt und verringert beides am rückeilenden. Das Blatt schlägt um 90° verzögert vorne hoch und hinten tief (Präzession). Die Blattspitzenebene neigt sich somit nach hinten und bremst den Hubschrauber. Er kehrt wieder in die Ausgangsfluglage zurück.



Eine Höhenflosse (Horizontal Stabilizer) verbessert die Längsstabilität. Bei einer beispielsweise ungewollten "Nose Down" - Nickbewegung wird der üblicherweise schon negative Anstellwinkel an der Flosse vergrößert (mehr von oben angeströmt). Der entstehende, zusätzliche Abtrieb erzeugt dann ein rückführendes Aufnickmoment (und umgekehrt).

2.9.1.2 STATISCHE QUERSTABILITÄT (Lateral Stability)

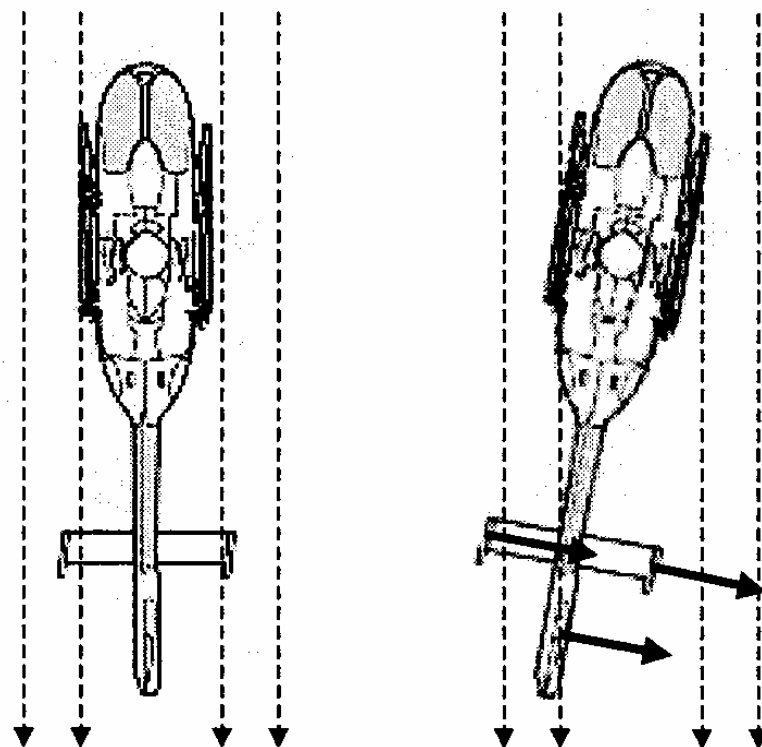


Darunter versteht man die Stabilität um die Längsachse! Sie entspricht in ihrer Funktion der Längsstabilität. Rollt der Hubschrauber beispielsweise durch einen Steuerfehler, beginnt er seitlich zu schieben. Dadurch wird der Rotor seitlich angeströmt und es neigt sich die Blattspitzenebene, wie bei der Längsstabilität, entgegen der Schieberichtung. Die Blattspitzenebene hat dadurch die Tendenz, wieder in die Ausgangslage zurückzukehren (Bilder a).

Seitliche Horizontalböen bewirken jedoch kurzzeitig eine unerwünschte Labilität um die Längsachse (Bild b). Durch die seitliche Anströmung des Rotors durch die Böe tritt eine Neigung der Blattspitzenebene in Böenrichtung ein und der

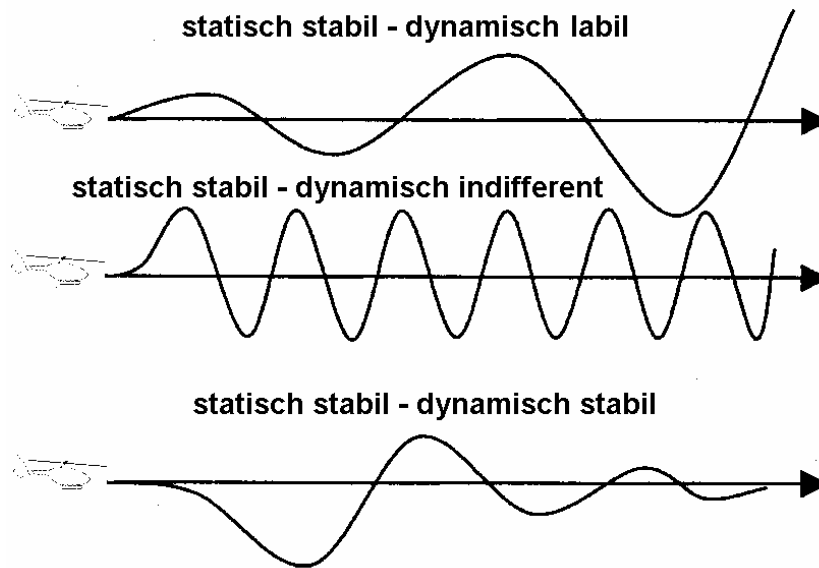
Hubschrauber beginnt zu rollen. Nach Ende der Böe tritt dann wieder eine stabilisierende Wirkung ein (Rotorneigung auf die andere Seite).

2.9.1.3 STATISCHE RICHTUNGS- oder KURSSTABILITÄT (Directional Stability)



Darunter versteht man die Stabilität um die Hochachse! Giert der Hubschrauber im Vorwärtsflug aus der getrimmten Lage, wird seine Seitenflosse (Vertical Stabilizer) und eventuell vorhandene Endscheiben an der Höhenflosse mit einem Anstellwinkel angeströmt. Der dadurch entstehende, seitlich wirkende Auftrieb, leitet eine rückführende Gierbewegung ein.

2.9.2 DYNAMISCHE STABILITÄT



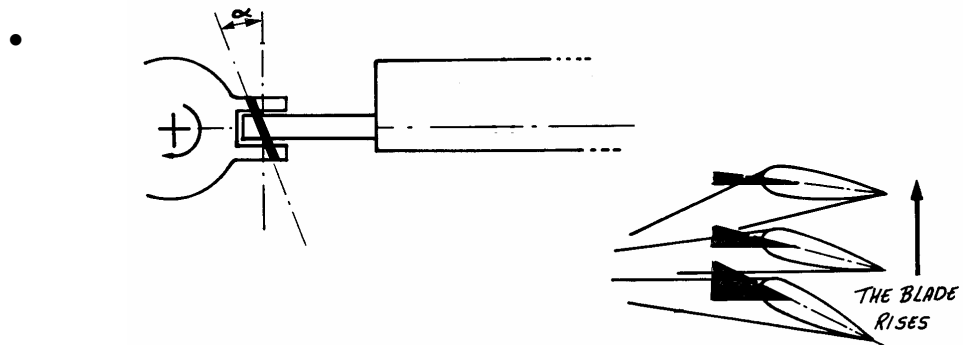
Beim dynamischen Stabilitätsverhalten um die drei Achsen kommt es darauf an **wie** ein statisch stabiler Hubschrauber wieder in seine getrimmte Gleichgewichtslage zurückkehrt. Pendelt er mit immer kleiner werdenden Amplituden, ohne Zutun des Piloten, in die Gleichgewichtslage zurück, dann ist er auch dynamisch stabil.

2.9.3 STABILISIERUNGSSYSTEME

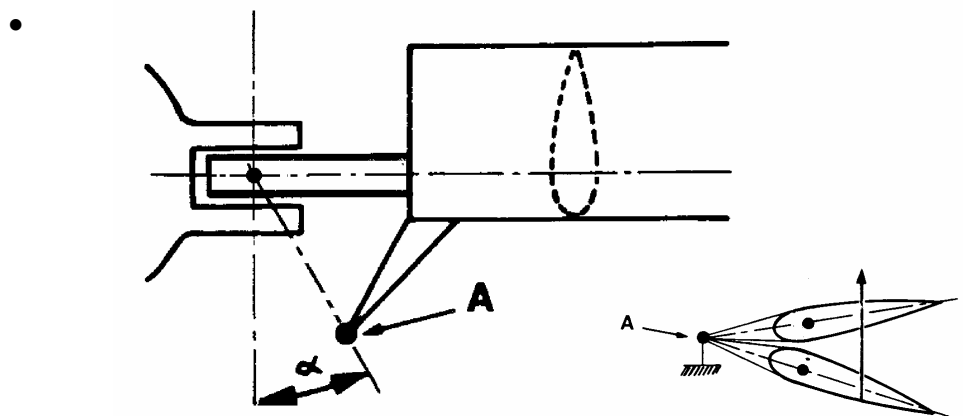
2.9.3.1 BLATTWINKELRÜCKSTEUERUNG

Beim Horizontalflug eines Hubschraubers kommt es durch unterschiedliche Blattanströmgeschwindigkeiten zu verschieden großen Auftrieben an den vor- und rücklaufenden Blättern des Haupt- sowie des Heckrotors. Verstärkt wird dies noch durch Böen. Dadurch entstehen ungleichmäßige Schlagbewegungen der Blätter. Dies führt wiederum zu unerwünschtem Neigen der Blattspitzenebene und in weiterer Folge zur dynamischen Labilität.

Durch eine Blattwinkelrücksteuerung wird mittels aerodynamischer Schlagdämpfung die Größe der Schlagbewegung begrenzt:



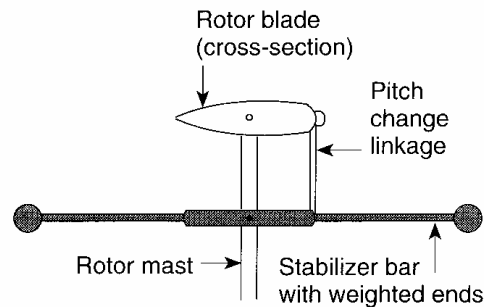
Die Schlagachse liegt nicht rechtwinklig zur Längsachse des Blattes, sondern leicht schräg (α). Schlägt das Blatt hoch, wird es dadurch auch leicht um die Längsachse verdreht, wodurch sich der Einstellwinkel verkleinert und umgekehrt. Dadurch kann der Schlagwinkel klein gehalten werden. Viele Heckrotoren verwenden dieses Prinzip.



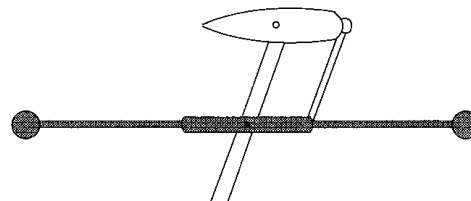
Eine andere Art der Blattwinkelrücksteuerung ist das Herausschwenken (α) des Blatthebelanschlusspunktes

(A) mit der Stoßstange, aus der Blattschlagachse. Beim Schlagen des Blattes bleibt der Punkt "A" fixiert und dadurch wird der Einstellwinkel laufend verkleinert.

2.9.3.2 STABILISATOR "SYSTEM BELL"



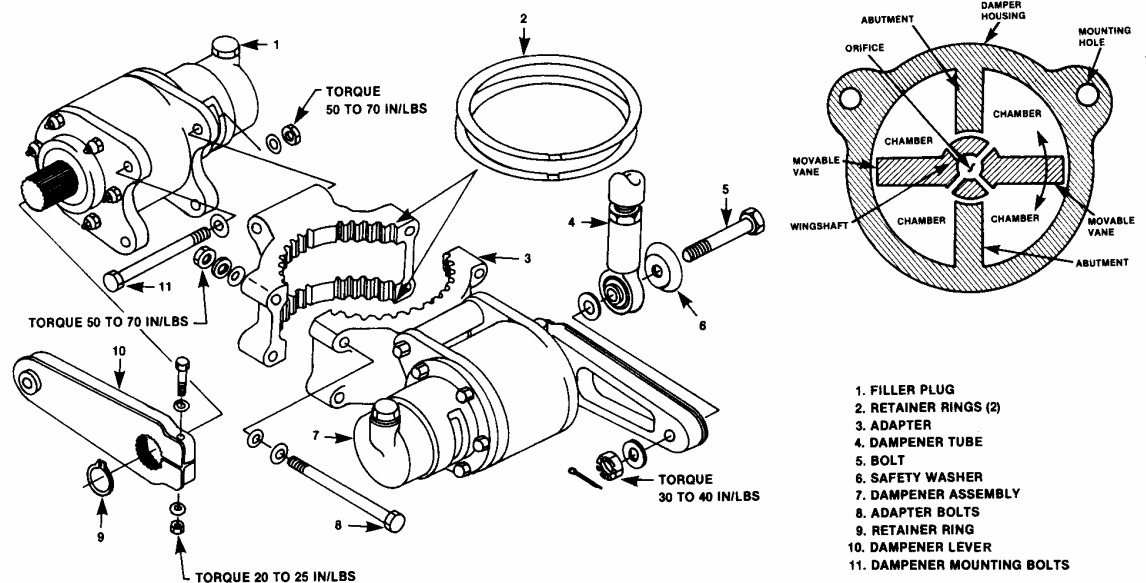
When the rotor mast is vertical, no corrective pitch change is made.



When the helicopter tilts, the stabilizer bar remains in a horizontal plane, and the blade pitch is changed to produce a force that restores the helicopter to level flight.

Der Stabilisator ist eine horizontale, gelenkig angebrachte Stange, die zu den zwei Blättern des halbstarren Rotor-systems um 90° versetzt ist und sich mit dem Rotor mitdreht. Die Gewichte an den beiden Enden des Stabilisators verleihen ihm Kreiseigenschaften. Seine Drehebene ist bestrebt, ihre Lage im Raum beizubehalten. Da der Stabilisator mit dem Steuersystem verbunden ist, wirkt er stabilisierend auf dieses ein.

Wird nun der Rumpf des Hubschraubers samt Rotormast gekippt (z.B. durch eine pendelnde Außenlast oder Böe), verbleibt die Stabilisatorebene in ihrer ursprünglichen Lage. Da die Blatthebel, welche die Einstellwinkel der Blätter verändern, über Stoßstangen (Pitch Change Linkage) mit dem Stabilisator verbunden sind, bleibt auch die Blattspitzenebene in ihrer ursprünglichen Lage. Der Rumpf schwingt dann von alleine wieder in die Ursprungslage zurück.



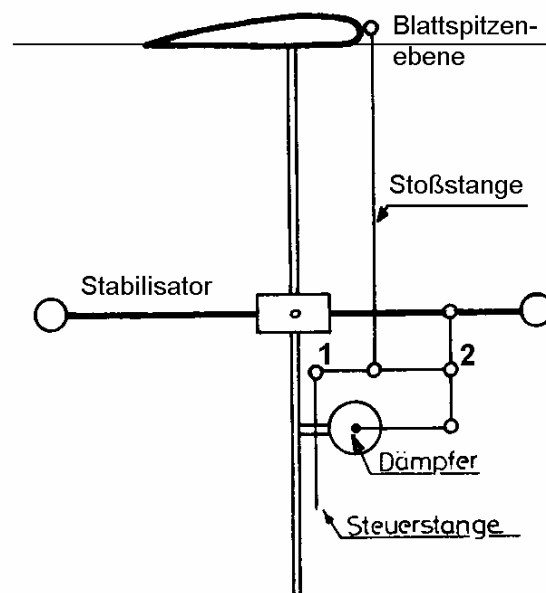
Dampeners used on the Bell 205.

Das System würde jedoch auch die gewollten Steuereingaben des Piloten kompensieren. Um das zu verhindern, sind am Rotormast zwei hydraulische Dämpfer befestigt, deren Dämpferhebel (Dampener Lever) mit dem Stabilisator verbunden sind. Die Dämpfer vermindern die Stabilität des Systems bei Steuereingaben.

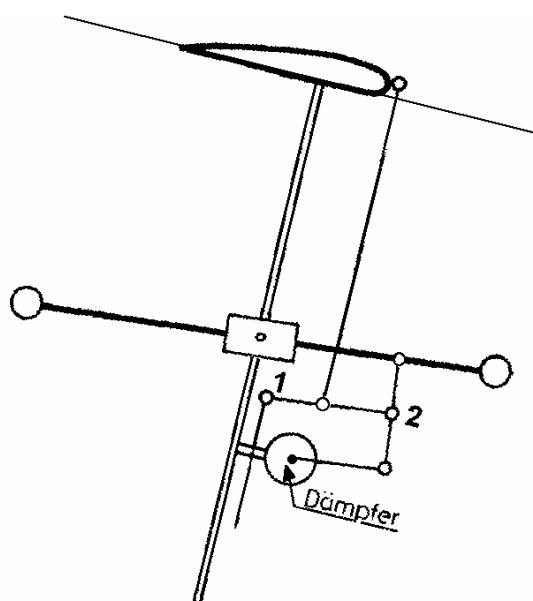
Der Dämpfer besteht aus einem Gehäuse mit zwei Kammern. Ein, um seine Längsachse drehbarer Doppelflügel (Moveable Vane) teilt beide Kammern nochmals. Alle vier Kammern (Chamber) sind vollständig mit Öl gefüllt und durch Bohrungen (Orifice) miteinander verbunden.

Bei einer Störung von außen wird schon bei kleinsten Kippbewegungen des Rumpfes, der Dämpferhebel leicht geschwenkt. Dieser verdreht seinerseits den Doppelflügel. Dadurch verändern die Kammern ihr Volumen. Über die Verbindungsbohrungen (Orifice) wird das Öl ohne großen Widerstand, von den kleiner werdenden Kammern in die größer werdenden Kammern gedrückt. Dadurch ist der Dämpfer weich und die Lage des Stabilisators wird, wegen der leichten Drehbarkeit des Dämpferhebels, nicht verändert.

Bei einer Steuereingabe macht der Dämpferhebel eine relativ große Schwenkbewegung. Ein Ventilmechanismus schließt die Verbindungsbohrungen und der schnelle Ölaustausch zwischen den Kammern wird behindert. Der Dämpfer verhärtet und verhindert so die Schwenkbewegung des Dämpferhebels. Dadurch wird der Stabilisator zwangsweise gekippt und so das Stabilitätssystem des Hubschraubers unterdrückt.



Betätigt nun der Pilot den "Cyclic", dann werden Steuerstange samt Gelenk "1" und Stoßstange beispielsweise nach unten bewegt. Das Gelenk "2", welches durch das Beharrungsvermögen des Stabilisators fixiert ist, dient als Drehpunkt. Das Rotorblatt winkelt nun, Blattspitzenebene, Rotor mast und Rumpf neigen sich.



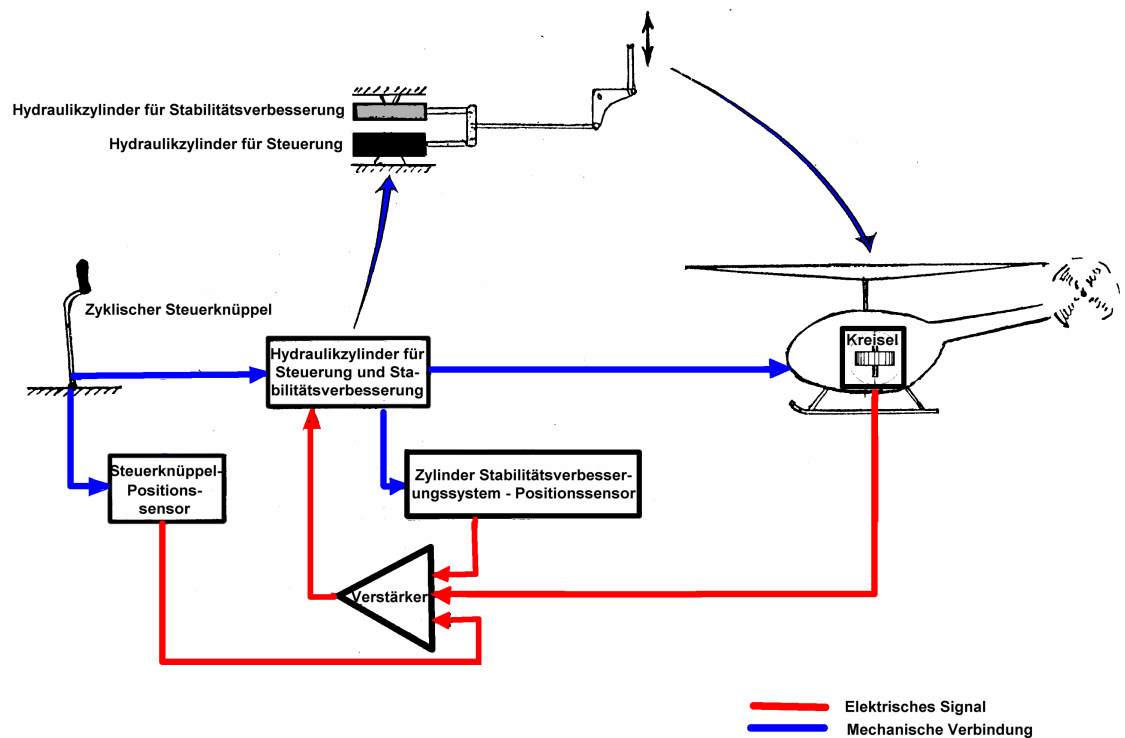
Da der Stabilisator seine Lage vorerst beibehält, entsteht eine große Verdrehung des Dämpferhebels. Dadurch verkleinert der Ventilmechanismus die Verbindungsbohrungen und der Dämpfer verhärtet. Der Stabilisator kann seine ursprüngliche Lage nicht mehr halten und wird vom kippenden Rotormast in die neue Fluglage mitgenommen (Gelenk "1" ist durch den Piloten fixiert, Gelenk "2" und Stabilisator werden durch den harten Dämpfer nach unten gezogen).

Bei der Dämpferabstimmung musste ein Kompromiss zwischen Stabilität und Steuerbarkeit gefunden werden. Zu weiche Dämpfer ergeben gute Stabilität und schlechte Steuerbarkeit, bei zu harten ist es umgekehrt.

Bell hat das System über viele Entwicklungsstufen, mit ausgeklügelten Hebelübersetzungen, weiterentwickelt. Da ein modernes Rotorsystem jedoch aus möglichst wenigen Einzelteilen bestehen soll, wird dieses komplexe System nicht mehr erzeugt.

2.9.3.3 ELEKTRONISCHES STABILITÄTS-VERBESSERUNGSSYSTEM (Stability Augmentation System - SAS, Stability and Control Augmentation System - SCAS)

Dieses System ist die wirkungsvollste Möglichkeit, einem Hubschrauber stabiles Flugverhalten zu verleihen.



Stabilitätsverbesserungssystem (Stabilization Augmentation System - SAS)

Für die Achsen, um die der Hubschrauber stabilisiert werden soll, ist ein entsprechendes Kreiselsystem eingebaut. Dieses registriert sofort jede kleinste Drehung des Hubschraubers um die entsprechende Achse (Nicken, Rollen, Gieren) und erzeugt ein elektrisches Signal, das elektronisch verstärkt wird.

In weiterer Folge wird ein elektrisches Steuerventil am Hydraulikzylinder der Stabilitätsverbesserung betätigt. Die Kolbenstange dieses Hydraulikzylinders betätigt die Hubschraubersteuerung entgegen der ungewollten Drehung (die Steuerorgane des Piloten werden dabei nicht bewegt). Der Hydraulikzylinder für die Pilotensteuerung, der parallel montiert ist, wird dabei nicht betätigt.

Damit die Korrekturbewegungen sich nicht aufschaukeln, erkennt ein Positionssensor die jeweilige Position des Kolbens des Hydraulikzylinders. Ein elektrisches Signal wirkt dem elektrischen Kreiselsignal entgegen und dämpft so die Korrekturbewegung.

Wenn der Pilot ein Steuerorgan betätigt, wird der Ausschlag beispielsweise mechanisch zum Hydraulikzylinder der betreffenden Steuerung übertragen. Seine Kolbenstange betätigt das Steuergestänge und verstellt die Rotorblätter. Damit dabei das Stabilisierungssystem nicht entgegensteuert, werden Knüppel- oder Pedalbewegungen elektronisch durch einen entsprechenden Positionssensor abgegriffen. Das Signal löscht das Stabilisierungssignal des Kreiselsensors. Dadurch wird nur das Steuerventil für die Steuerung, nicht aber jenes für die Stabilitätsverbesserung am Hydraulikzylinder betätigt.

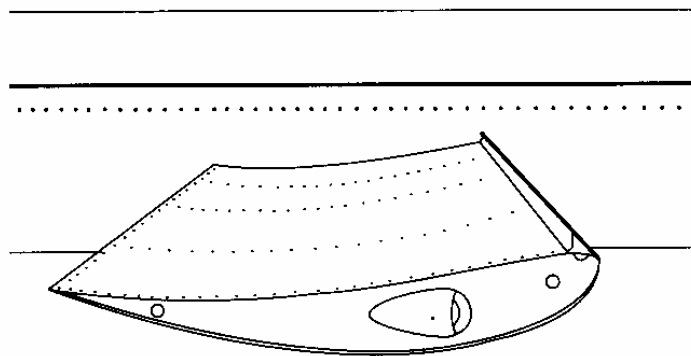
Das Auftreten des schlimmsten Fehlers im System wäre ein ungewünschtes, vollständiges Aus- oder Einfahren der Kolbenstange des Hydraulikzylinders (Runaway) der Stabilitätsverbesserung. Um diese gefährliche Situation zu vermeiden, ist der maximal mögliche Weg, der von der Neutralstellung weggefahren werden kann so gering, dass bei Auftreten dieses Fehlers der Hubschrauber problemlos steuerbar bleibt.

2.9.3.4 AUTOMATISCHE STEUERUNG (Automatic Flight Control System - AFCS)

Das SAS ist auch das Grundmodul einer automatischen Hubschraubersteuerung. Dazu wird das System (muss für alle Achsen vorhanden sein) um einen Autopiloten (hält Fluglage, Geschwindigkeit, Höhe, Kurs, usw.) oder einen sogenannten Operationsautopiloten (Operational Autopilot - fliegt selbsttätig vorprogrammierte Flugmanöver wie beispielsweise ILS-Anflug, Übergang in den Schwebeflug, Abfangen und Landen bei schlechter Sicht usw.) erweitert.

2.9.4 STABILISIERUNGSFLOSSEN (Stabilizer –ATA 55)

2.9.4.1 HORIZONTALE FLOSSE (Horizontal Stabilizer)



- *A horizontal stabilizer on a helicopter provides a downward aerodynamic force to hold the tail down in forward flight.*

Wie bereits in Abschnitt 2.9.1.1 besprochen, verbessert diese die Längsstabilität im Vorwärtsflug. Gleichzeitig hält sie die Lage des Rumpfes im Vorwärtsflug annähernd horizontal,

sodass sein Luftwiderstand gering gehalten wird. Um dies optimal zu gewährleisten, kann die Flosse auch beweglich sein. Sie wird dann automatisch bei Betätigung der zyklischen Steuerung ausgeschlagen (bei manchen Hubschraubern auch bei Betätigung der kollektiven Steuerung und eventuell auch geschwindigkeitsabhängig vom AFCS geregelt).

Bei der Autorotation wird durch die Anströmung der Flosse von unten ein großer, positiver Anstellwinkel erreicht. Dieser bewirkt einen Auftrieb nach oben und somit ein starkes, kopflastiges Moment gefolgt von einer großen Geschwindigkeitszunahme. Um dies zu vermeiden kann die Oberseite des Flossenprofils konkav ausgeführt sein oder/und eine Abrisskante angebracht sein. Beides bewirkt auf der Oberseite ein Abreißen der Strömung bei der Autorotation. Dadurch bleibt der nach oben wirkende Auftrieb an der Flosse klein und es entsteht kein großes, kopflastiges Moment.

2.9.4.2 VERTIKALE FLOSSE (Vertical Stabilizer)

Wie in 2.9.1.3 besprochen, verbessert diese die Kursstabilität im Vorwärtsflug. Zusätzlich ist der Einstellwinkel oder das Profil der Flosse so gestaltet, dass der Heckrotor im Reiseflug durch den aerodynamischen Quertrieb der Flosse entlastet wird und der Pilot hier keinen Pedalausschlag benötigt.

2.10 BETÄTIGUNGSSYSTEME VON STEUERUNGEN

(System Operation)

2.10.1 MANUELLES BETÄTIGUNGSSYSTEM

2.10.2 HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM

2.10.3 ELEKTRO-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM

2.10.4 LICHT-HYDRAULISCHES BETÄTIGUNGSSYSTEM

(Siehe FASS, 3. Klasse, Modul 11a.9.3)

2.11 EINSTELLEN DER STEUERUNG (Rigging)

(Durchführung in Hubschrauberwerkstätte 3. + 4. Klasse)

3 BLATTSPURLAUF UND VIBRATIONSANALYSE

(Blade Tracking and Vibration Analysis)

3.1 HUBSCHRAUBERVIBRATIONEN (Vibrations)

Hubschrauber verursachen durch die drehenden Bauteile Schwingungen verschiedener Frequenzen, die als Vibrationen wahrgenommen werden. Diese

- verursachen körperliche Beschwerden bei den Insassen,
- beeinträchtigen die Flugsicherheit,
- verkürzen die Lebensdauer von Struktur und Bauteilen und
- erhöhen den Wartungsaufwand.

Die vom Hauptrotor ausgehenden Vibrationen haben drehzahlbedingt eine geringe Frequenz von 3-8 Hz. Sie entspricht etwa dem natürlichen Frequenzbereich des menschlichen Körpers. Innere Organe, Gliedmaßen, Augäpfel usw. werden dadurch in Resonanz versetzt. Dies verursacht körperliches Unbehagen bei den Insassen.

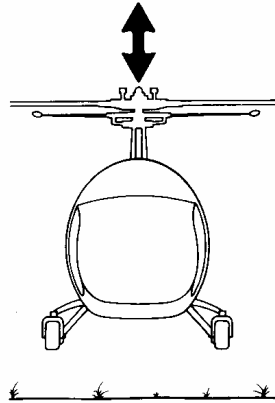
Wegen der niedrigen Frequenz und der geringen Kräfte belastet diese Vibrationsart Struktur und Technik des Hubschraubers nicht übermäßig.

Im Gegensatz dazu sind Heckrotorvibrationen bedeutend hochfrequenter (20-60 Hz). Sie verursachen relativ wenig körperliches Unbehagen. Die Schäden, die durch Heckrotorvibrationen am Hubschrauber entstehen, sind jedoch größer (Risse, lockere Nieten, defekte Instrumente usw.).

Die Ausfallswahrscheinlichkeit eines Bauteiles, der Vibrationen ausgesetzt ist, wird durch die Anzahl der Lastwechsel bestimmt. Durch die hohe Frequenz des Heckrotors summieren sich die Lastwechsel äußerst rasch.

3.2 VIBRATIONSARTEN (Vibration Types)

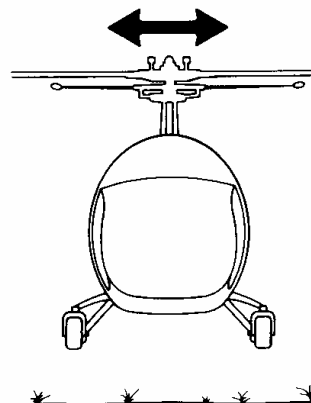
3.2.1 VERTIKALVIBRATIONEN (Vertical Vibrations)



VERTICAL VIBRATION IS NORMALLY CAUSED BY AN
OUT-OF-TRACK MAIN ROTOR.
(A)

Sie entstehen, wenn die Rotorblätter des Hauptrotors im Fluge nicht in der gleichen Spur laufen. Dies entsteht durch kleine Herstellungsunterschiede bei den Blättern (Elastizität, Verwindung, Einstellungsunterschiede, usw.). Sinngemäß entsteht auch eine gleichartige Vibration am Heckrotor (Horizontalschwingungen).

3.2.2 HORIZONTALVIBRATIONEN (Lateral Vibrations)



LATERAL VIBRATION IS NORMALLY CAUSED BY AN OUT-
OF-BALANCE MAIN ROTOR.
(B)

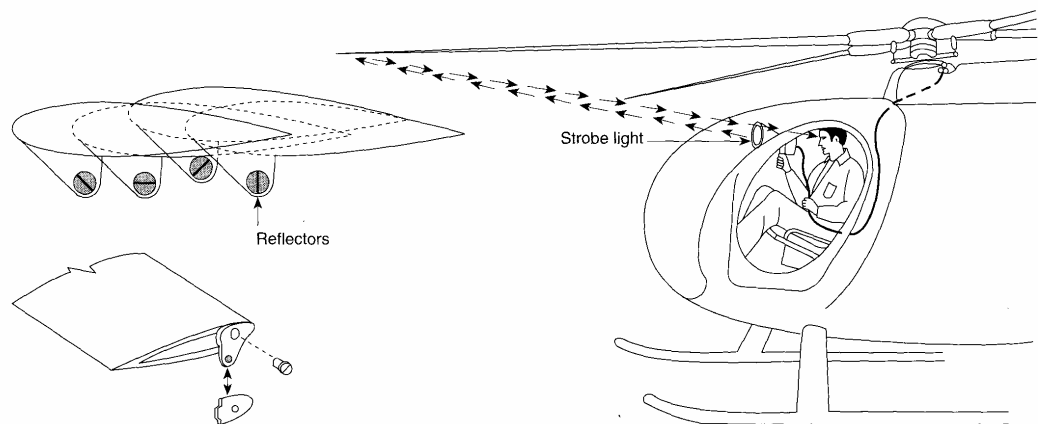
Sie entstehen, wenn der Rotor nicht exakt statisch und dynamisch ausgewuchtet ist oder Schwenkdämpfer defekt sind.

3.3 VIBRATIONSVERMINDERUNGSMETHODEN (Vibration Reduction Methods)

Vibrationen werden durch Wuchten der Rotoren und Einstellen der Blattspuren minimiert. Diese Tätigkeiten müssen immer nach Aus- und Einbau wichtiger Rotorkomponenten durchgeführt werden. Man verwendet dazu meist elektronisch gesteuerte Stroboskopsysteme (z.B. Chadwick & Helmuth).

3.3.1 SPURLAUF (Rotor Tracking)

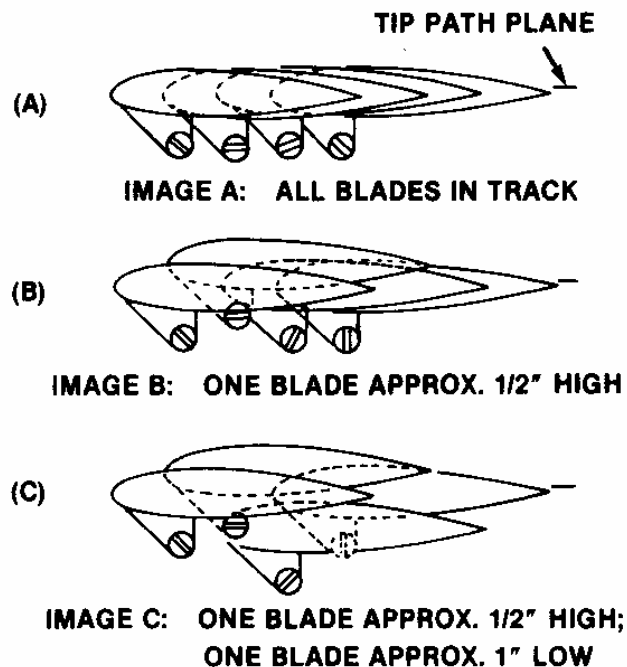
3.3.1.1 HAUPTROTORSPURLAUF



Checking helicopter rotor blade track with a strobe light

Dazu werden an jeder Blattspitze Reflektoren montiert. Diese unterscheiden sich durch unterschiedliche Farben oder Symbole. Dadurch kann jedes Blatt eindeutig identifiziert werden.

Am stillstehenden Teil der Taumelscheibe wird ein Magnetaufnehmer montiert. Am drehenden Teil werden Unterbrecherblättchen (Stahlwinkel) montiert. Diese drehen knapp am Magnetaufnehmer vorbei und unterbrechen dadurch sein Magnetfeld. Dadurch wird das Lichtblitzstroboskop (Strobe Light) in der Kabine immer dann "gezündet", wenn sich ein Blatt an einer bestimmten Stelle befindet (z.B. vorne).

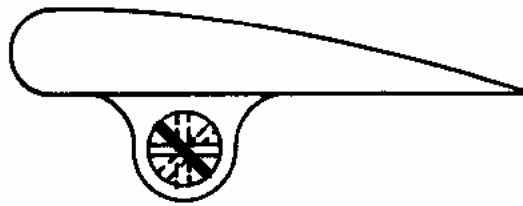


CORRECTIVE ACTION

CONDITION	GROUND IDLE RPM	HIGH RPM AND FWD FLIGHT
IMAGE A	NONE REQUIRED	NONE REQUIRED
IMAGE B	SHORTEN PITCH CONTROL ROD (2nd BLADE)	MOVE TAB DOWNWARD (2nd BLADE)
IMAGE C	SHORTEN PITCH CONTROL ROD (2nd BLADE) LENGTHEN CONTROL ROD (3rd BLADE)	MOVE TAB DOWNWARD (2nd BLADE) TAB UPWARD (3rd BLADE)

Typical images as seen with the strobe.

Der Rotorkreisrand wird mit dem Stroboskop anvisiert und bei jedem Aufblitzen wird der Reflektor eines Blattes sichtbar. Durch die Trägheit des menschlichen Auges werden jedoch alle Reflektoren der Blätter auf einmal dargestellt. So wird die Höhe jedes Blattes an der anvisierten Stelle gleichzeitig sichtbar.



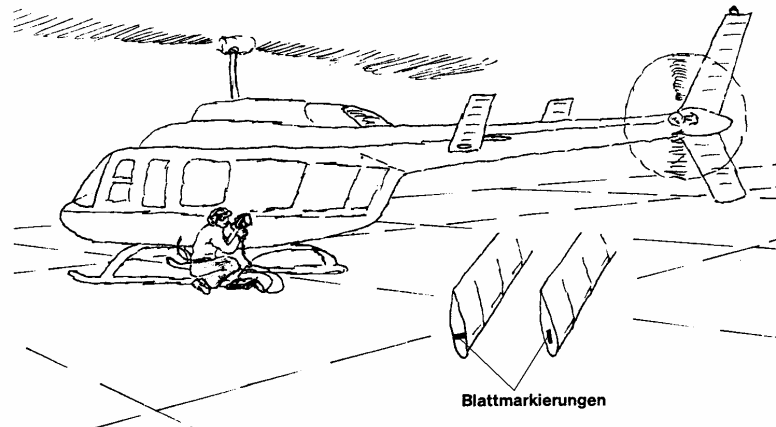
IN PHASE AND TRACK BLADES

Zusätzlich kann dabei auch festgestellt werden, ob Blätter voreilen, oder zurückbleiben (Phase). Zur diesbezüglichen Einstellung eines Rotors mit Elastomerdämpfer siehe Punkt 2.6.1.3.

Die Spur wird nun durch Einstellen der Blatteinstellwinkel (durch Verändern der Länge der Steuerstangen) und/oder durch Biegen der Trimmbleche korrigiert.

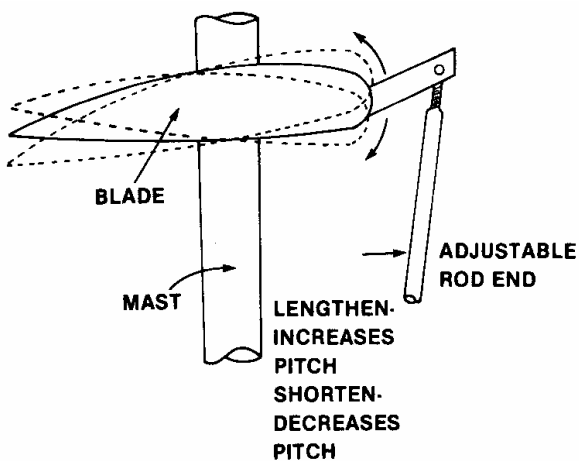
Meist muss die Hauptrotorspur beim Bodenlauf, im Schwebeflug und im Vorwärtsflug festgestellt werden. Bei manchen Hubschraubern sind Magnetaufnehmer und Unterbrecher fix eingebaut.

3.3.1.2 HECKROTORSPURLAUF

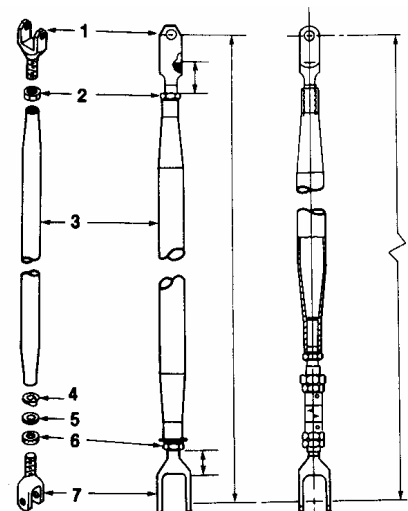


Der Heckrotorspurlauf wird ähnlich wie beim Hauptrotor aber ausschließlich am Boden durchgeführt. Die Synchronisation der Blitzfrequenz des Stroboskops mit der Heckrotordrehzahl erfolgt dabei nicht durch einen Magnetaufnehmer, sondern händisch.

3.3.1.3 ROTOREINSTELLUNGEN - BLATTSPUR (Rotor Alignment)



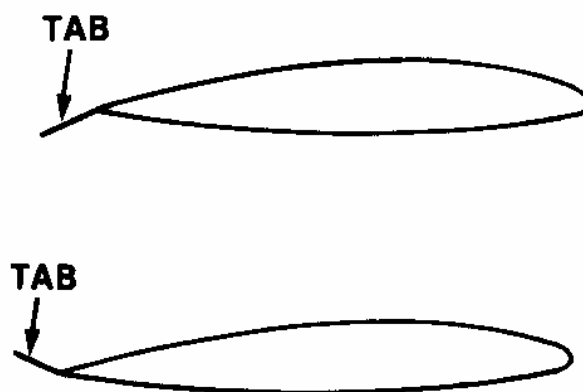
Adjustment of the pitch rod changes track.



1. UPPER CLEVIS (7/16-14 UNC THREADS)
2. NUT
3. TUBE
4. LOCK
5. LOCK
6. NUT
7. LOWER CLEVIS (7/16-20 UNF THREADS)

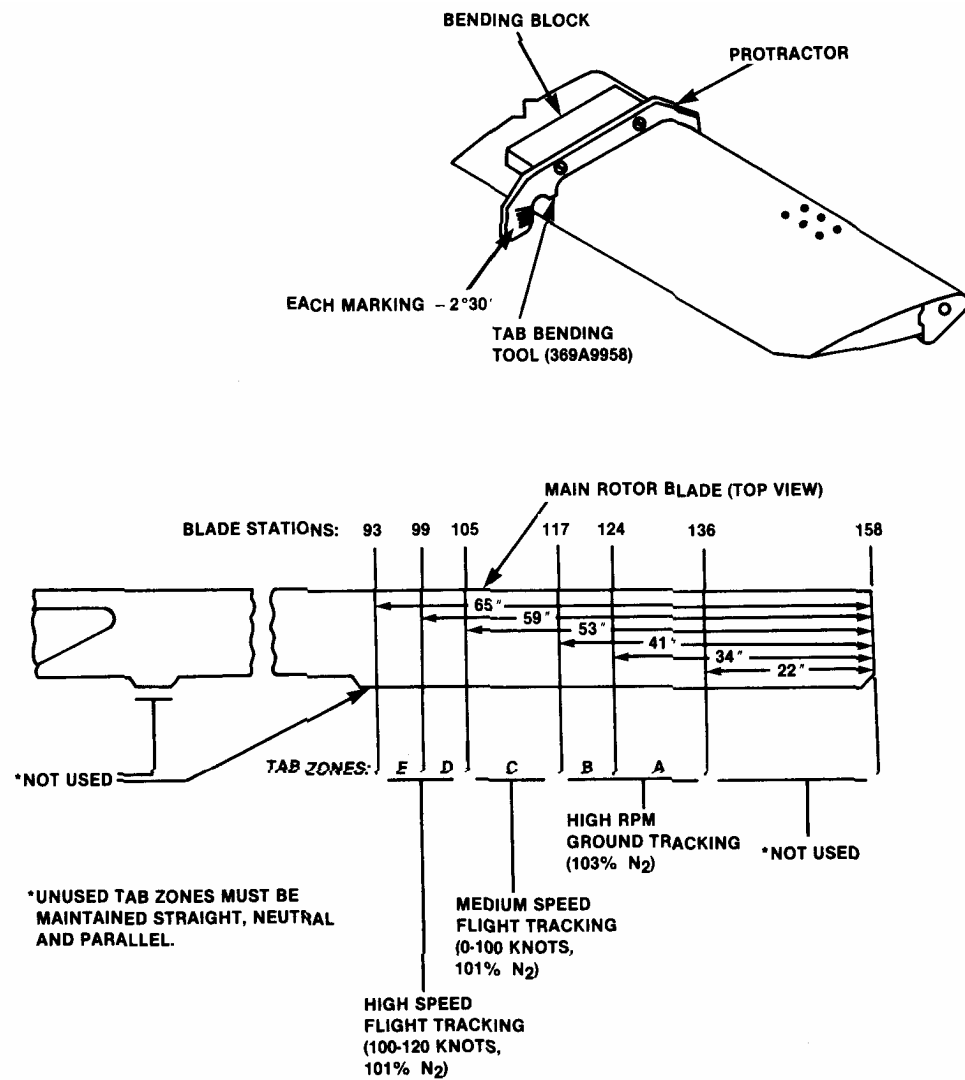
Some pitch change rods use fine and coarse threads.

Zur Verstellung der Einstellwinkel der Rotorblätter werden an den Steuerstangen die Gabelköpfe (Clevis) entsprechend verdreht. Um das Einstellen zu erleichtern können Stoßstangen auch zwei verstellbare Köpfe haben. Einer davon besitzt ein Grobgewinde (UN Coarse Thread) und der zweite ein Feingewinde (UN Fine Thread).



The tab may be bent to adjust track.

Das Trimmblech wird meist zur Blattspurveränderung für den Vorwärtsflug am Hauptrotor verwendet. Es wird dazu mittels Biegewerkzeug gebogen. Die am Blech entstehende Luftkraft verwindet das elastische Blatt und verändert dadurch seinen Anstellwinkel gegenüber der Strömung. Ist das Blatt zu tief, wird das Blech daher nach oben gebogen (Blattanstellwinkel vergrößert sich) und umgekehrt.



Hughes 500 rotor blade where the trailing edge of the blade is used for tabbing.

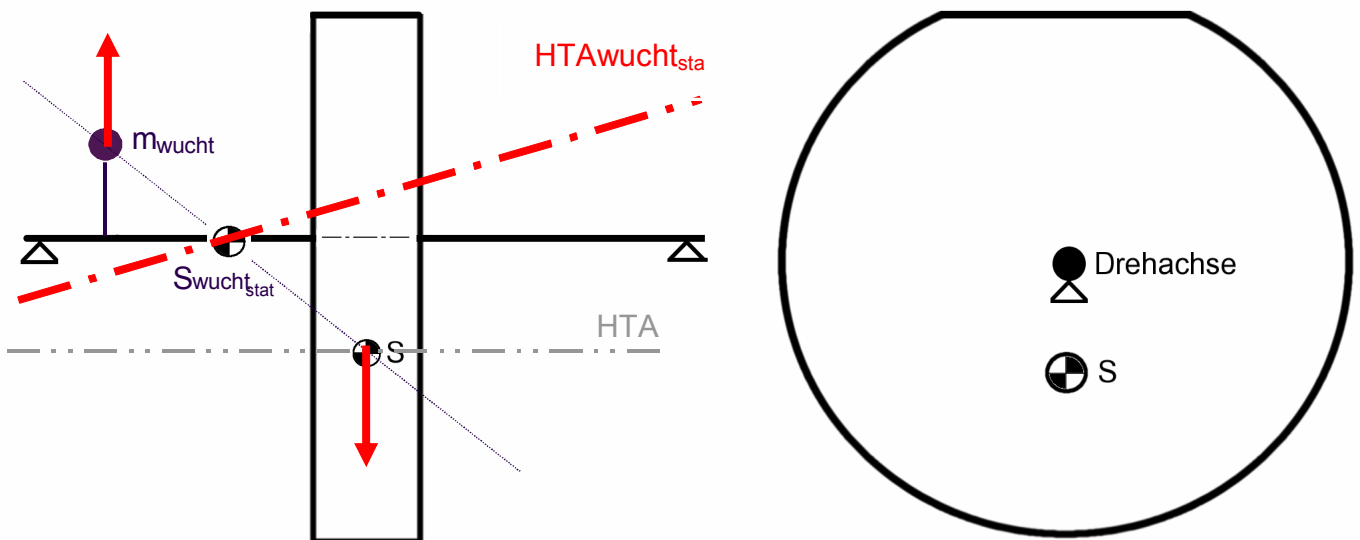
Bei einigen Hubschraubern sind anstelle eines einzelnen Trimbleches größere Bereiche der Hinterkante (Trailing Edge) als Biegekante ausgeführt. Abhängig von der Flugeschwindigkeit beim Spurlauf müssen einzelne Bereiche der Biegekante unterschiedlich verbogen werden.

3.4 AUSWUCHTEN (Balancing)

Durch Auswuchten wird versucht, Horizontalvibrationen durch un-
wuchte Rotoren zu vermeiden oder zu beheben.

3.4.1 STATISCHES AUSWUCHTEN (Static Balancing)

3.4.1.1 PRINZIP



- m_{wucht} Wuchtmasse
- $Swucht_{stat}$ Schwerpunkt nach statischem Wuchten
- HTA Hauptträgheitsachse vor statischem Wuchten
- HTAwucht_{sta} ...Hauptträgheitsachse nach statischem Wuchten**

Wird beispielsweise der abgebildete, scheibenförmige Körper in Drehung versetzt, dann ist er unwuchtig. Im Stillstand (statisch), bei reibungsarmer Lagerung, kommt der schwerere Teil der Scheibe immer unten zu liegen. Der Schwerpunkt der Scheibe und die Hauptträgheitsachse liegen somit nicht in der Drehachse der Welle.

Beim statischen Wuchten wird nun, durch Anbringen eines entsprechenden Gegengewichtes an der leichteren Seite, Schwerpunkt und Drehachse in Übereinstimmung gebracht. Die Scheibe befindet sich dann im indifferenten Gleichgewicht.

3.4.1.2 HECKROTOR- und PROPELLERWUCHTEN

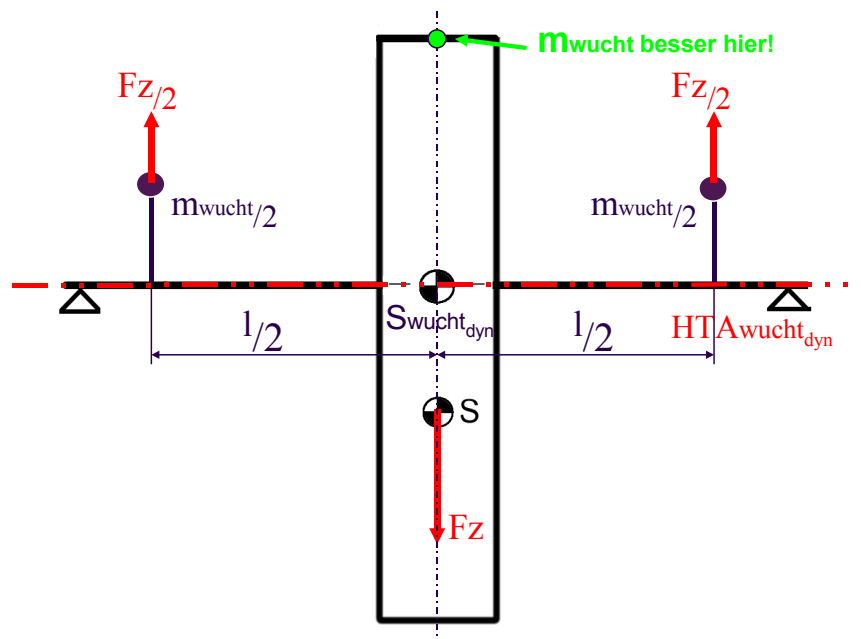
(Durchführung in Hubschrauberwerkstätte 3. Klasse)

3.4.1.3 HAUPTROTORWUCHTEN

Entspricht dem statischen Wuchten des Heckrotors.

3.4.2 DYNAMISCHES AUSWUCHTEN (Dynamic Balancing)

3.4.2.1 PRINZIP



m_{wucht} Wuchtmasse

$Swucht_{dyn}$ Schwerpunkt nach dynamischem Wuchten

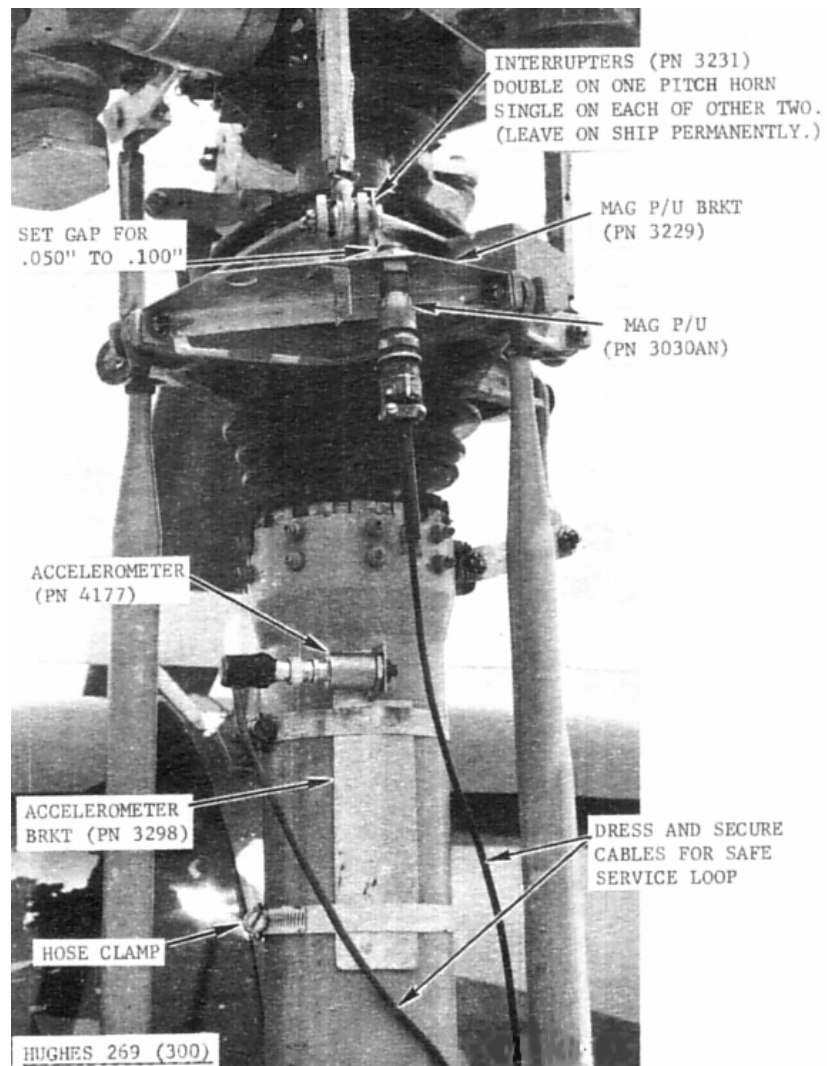
$HTAwucht_{dyn}$... Hauptträgheitsachse nach dynamischem Wuchten

Unwuchtmomente können durch statisches Wuchten nicht beseitigt werden. Sie entstehen durch ungleichmäßige Massenanhäufungen entlang des rotierenden Systems (siehe Skizze in 3.4.1.1.). Der Schwerpunkt liegt durch die statische Wuchtung zwar auf der Drehachse, diese stimmt jedoch nicht mit der Hauptträgheitsachse überein. Ein gegeneinander gerichtetes Fliehkraftpaar bringt das rotierende System zum Taumeln (Vibrationen).

Beim dynamischen Wuchten wird versucht, durch günstiges Anbringen von Wuchtgewichten eine gleichmäßige Gewichtsverteilung entlang des rotierenden Systems zu erreichen, sodass die Drehachse mit der Hauptträgheitsachse des Systems übereinstimmt.

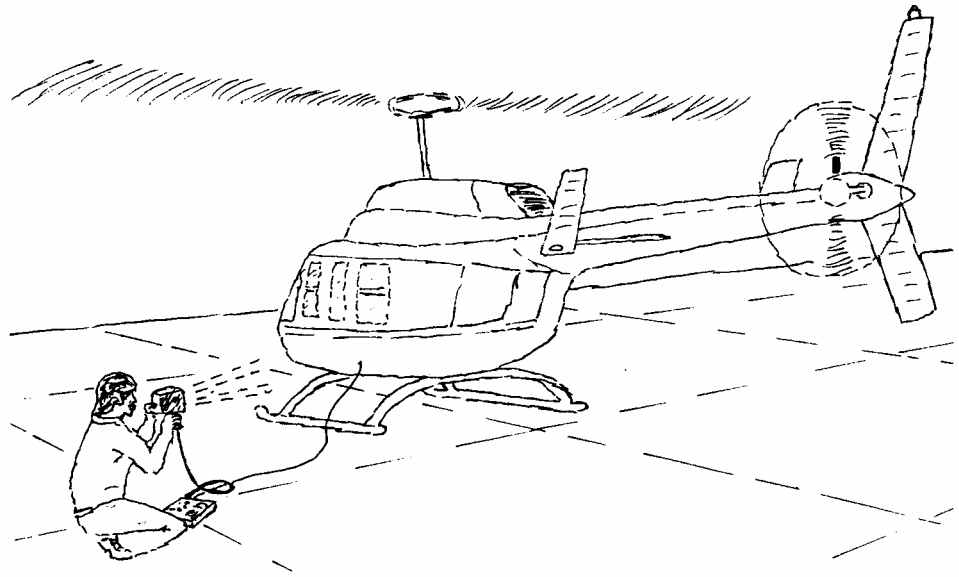
Durch dynamisches Wuchten wird allgemein gleichzeitig auch statisch gewuchtet. Hubschrauberrotoren sowie Flugzeugpropeller (sie werden wie Heckrotoren gewuchtet) werden jedoch diesbezüglich getrennt gewuchtet. Der noch nicht aufgebaute Rotor wird statisch gewuchtet (z.B. „Wuchtgalgen“) und nach dem vollständigen Zusammenbau des Hubschraubers wird dynamisch gewuchtet. Je besser statisch gewuchtet wurde, umso weniger Probleme hat man beim dynamischen Wuchten.

3.4.2.2 HAUPTROTORWUCHTEN



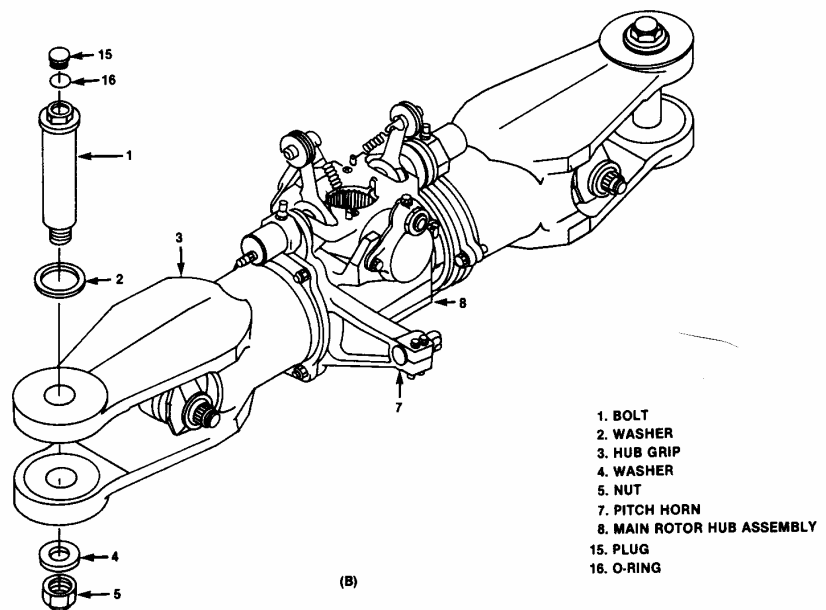
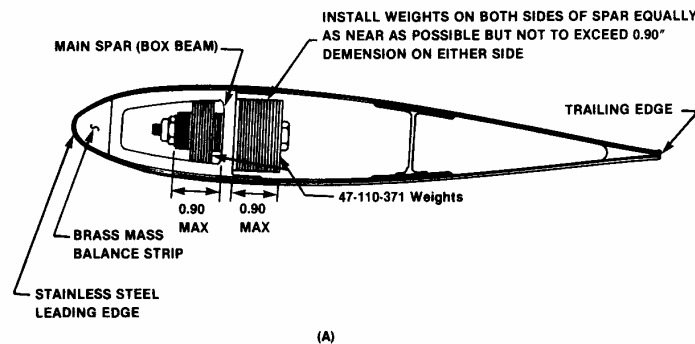
Hier wird, zum Unterschied zum Blattspurlauf, zusätzlich zu Magnetaufnehmer und Unterbrecherblättchen, noch ein Beschleunigungsaufnehmer (Accelerometer) horizontal montiert. Dieser misst die Unwucht des Rotors. Der Magnetaufnehmer liefert ihre "Uhrzeigerposition" (z.B. 2 Uhr) die am Messgerät angezeigt wird. Aus beiden Werten wird beispielsweise mittels Polardiagramm ermittelt, wo und wieviel Korrekturgewicht am Rotor angebracht werden muss. Moderne Messgeräte zeigen das Korrekturgewicht und seine Montageposition direkt an.

3.4.2.3 HECKROTORWUCHTEN



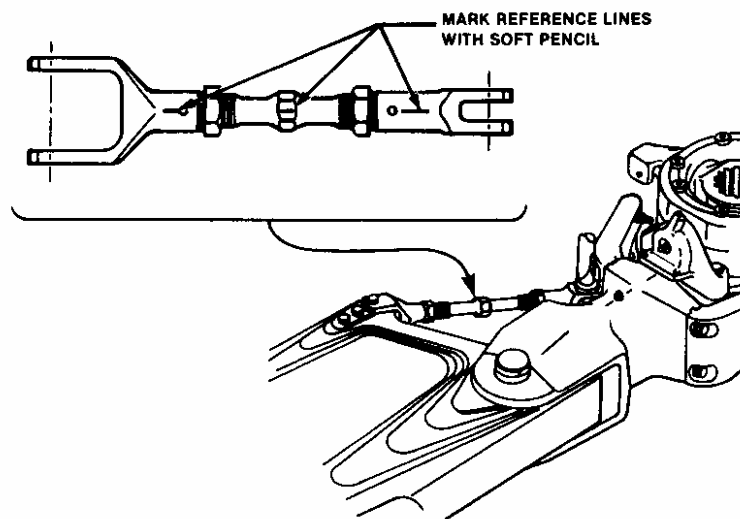
Das Auswuchten erfolgt ähnlich wie beim Hauptrotor. Der Beschleunigungsaufnehmer wird vertikal am Heckrotorge triebe montiert. Zur Bestimmung der Position der Unwucht wird jedoch kein Magnetaufnehmer verwendet, sondern das Stroboskop. Die Rotorblätter werden an der Oberseite mit verschiedenen Reflektoren gekennzeichnet. Wenn das Stroboskop mit der Drehzahl synchronisiert ist, stehen die Blätter scheinbar still. Ihre Positionen werden in ein Polar diagramm eingezeichnet. Zusammen mit der vom Beschleunigungsaufnehmer gemessenen Unwucht wird das erforderliche Korrekturgewicht und die Montageposition ermittelt.

3.4.2.4 ROTOREINSTELLUNGEN - UNWUCHT (Rotor Alignment)



Weight may be added to the blade tips or blade retaining bolts to obtain spanwise balance.

Gewichte für das statische und dynamische Wuchten werden beispielsweise in den hohlen Blattbefestigungsbolzen oder in Form von mehreren Scheiben an den Befestigungsbolzen oder Blattspitzen montiert.



- ***The drag brace must be marked before adjustments are made.***

Beim halbstarren Rotorsystem kann es zur Unwucht kommen, wenn die Längsachsen der beiden Hauptrotorblätter nicht fluchten (die Ursache ist aus der Skizze in 2.6 abzuleiten). Eine Einstellung der "Widerstandsstrebe" (Drag Brace) muss durchgeführt werden.

Auch Elastomer-Schwenkdämpfer müssen aus diesem Grunde sorgfältig eingestellt werden (siehe 2.6.1.3).

3.5 BODENRESONANZ (Ground Resonance)

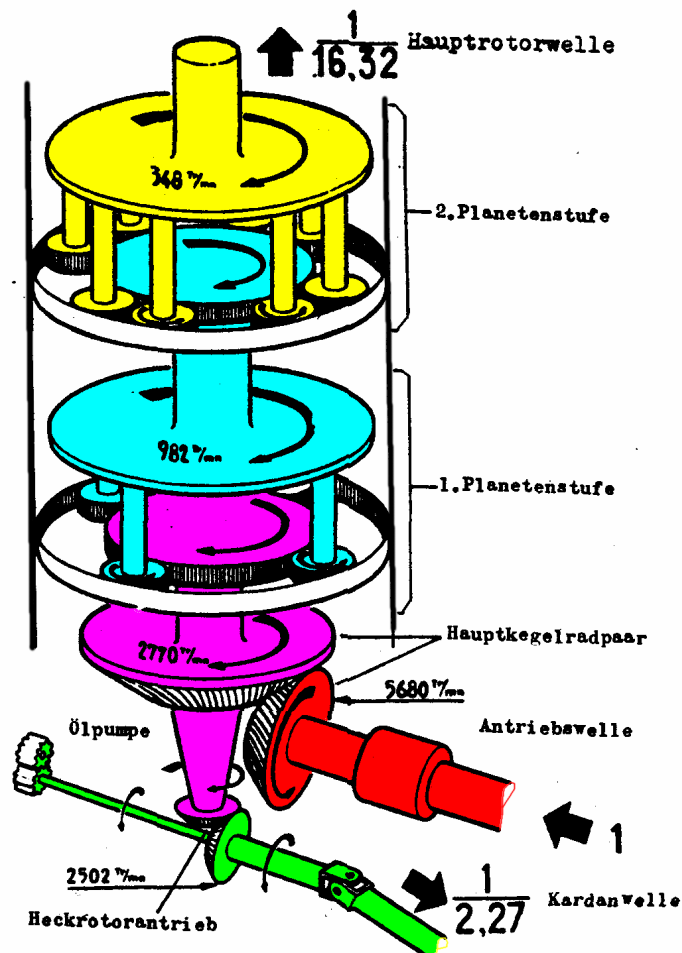
Sie kann bei Hubschraubern mit mehreren Rotorblättern und gelenkigem Blattanschluss entstehen. Die Ursache ist in erster Linie das Schwenkgelenk, wodurch es zu den, bereits in Kapitel 2.6 besprochenen Horizontalvibrationen kommen kann.

Bei Mängel (zuwenig Luft in den Rädern, defekte Stoß- oder

Schwenkdämpfer usw.) verstärkt sich diese Vibration beim Bodenlauf, beim Aufsetzen oder Abheben (Fahrwerk berührt teilweise den Boden) bis zur Resonanz. Dies kann den Hubschrauber zerstören. Ein rasches Abdrehen des Triebwerkes und das Einsetzen der Rotorbremse oder rasches Abheben kann dies vielleicht verhindern.

4 GETRIEBE (Transmission)

4.1 HAUPTROTORGETRIEBE (Main Rotor Gearbox)



● Drehzahlen und Untersetzungsverhältnisse beim Hauptgetriebe des Hubschraubers Alouette II

Bei Hubschraubern braucht man zur Reduktion der Drehzahl des Triebwerkes auf die, aus aerodynamischen Gründen notwendige, niedrige Rotordrehzahl ein Untersetzungsgetriebe. Der Gewichtsanteil des Hauptrotorgetriebes am Abfluggewicht beträgt etwa 10%. Dies kann nur durch extremen Leichtbau erreicht werden.

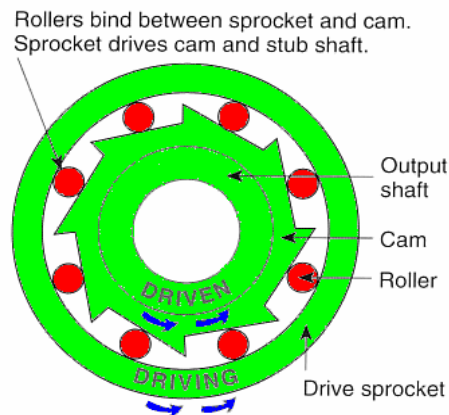
Bei hohen Untersetzungsverhältnissen und großen, zu übertragenden Drehmomenten ermöglichen Planetengetriebe die niedrigsten Baugewichte. Daher findet man sie bei fast allen Turbinenhubschraubern.

Offt werden mehrere Planetenstufen hintereinander geschaltet, wie beispielsweise beim Hubschrauber Alouette II (zweistufig). Das Gesamtuntersetzungsverhältnis des Hauptgetriebes beträgt hier 1:16,32.

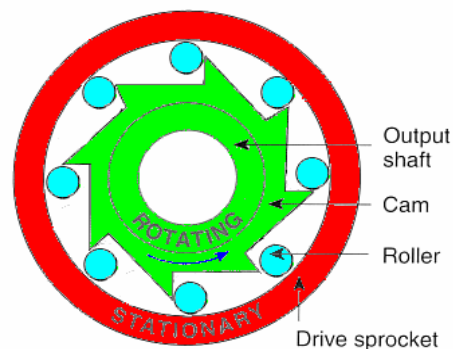
Der Heckrotor wird durch eine Kegelradstufe angetrieben. Hier erfolgt jedoch meist noch eine weitere Untersezung im Heckrotorgetriebe.

Vom Hauptrotorgetriebe werden oft auch noch Hydraulikpumpe, Generator, Gebläse für sein Ölkühlsystem, usw. angetrieben. Das Getriebegehäuse ist aus einer Magnesiumlegierung gegossen.

4.1.1 FREILAUFKUPPLUNG (Free Wheel Unit)



Freewheeling unit engaged, with engine driving rotor



Freewheeling unit disengaged, in autorotation position

Das Rotorantriebssystem muss so ausgeführt sein, dass bei Ausfall des Triebwerkes dieses sich automatisch vom Antriebssystem trennt. Dazu ist am Getriebeeingang für jedes Triebwerk eine Freilaufkupplung (z.B. Klemmkörperkupplung) angeordnet.

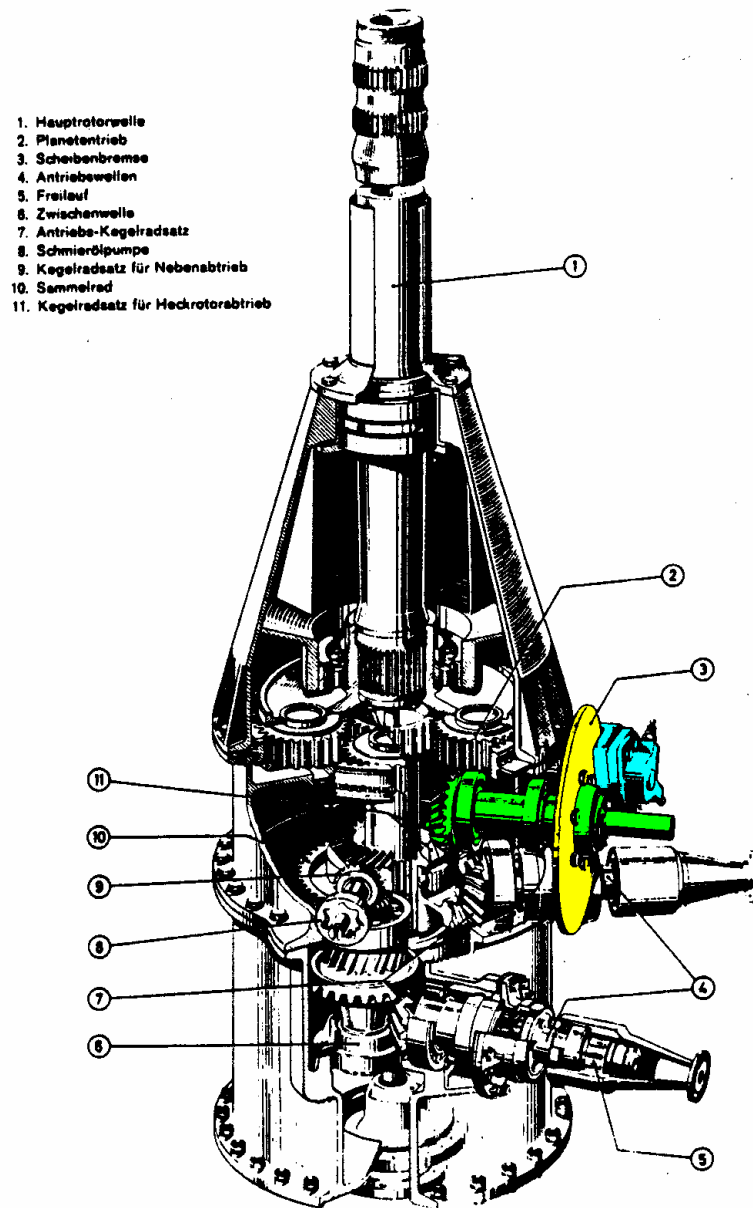
Die Kupplung wird durch den Drehzahlunterschied zwischen ihrer Antriebswelle (Drive Sprocket) und ihrer Ausgangswelle (Output Shaft) geschaltet. Im Normalzustand treibt das Triebwerk über das Getriebe den Rotor an. Beim Anlassen dreht die Antriebswelle anfänglich schneller als die Ausgangswelle. Dadurch verklemmen

sich die Walzen (Roller) oder andere, speziell geformte Körper zwischen der hohlen Antriebswelle und dem, auf der Ausgangswelle sitzenden Nasenkranz (Cam). Die beiden Wellen sind dadurch miteinander verbunden und drehen mit der gleichen Drehzahl. Dies ist der Normalzustand im Fluge.

Verringert sich die Drehzahl des Triebwerkes oder stoppt es, wird die Antriebswelle, relativ zum Nasenkranz der Ausgangswelle, langsamer oder stoppt. Dadurch werden die Walzen nicht mehr gepresst, verlieren ihre Kraftschlüssigkeit und Getriebe (jetzt vom Hauptrotor angetrieben) und Triebwerk werden getrennt.

Der Pilot kann dadurch selbst dann autorotieren, wenn das Triebwerk blockiert ist. Dabei wird das Getriebe mitgedreht um den Antrieb von Heckrotor, Hydraulikpumpe usw. zu gewährleisten. Kann die Leistung wieder erhöht werden (Training), dann kuppelt der Freilauf wieder ein (die durch Fliehkraft außen anliegenden Walzen werden von der Antriebswelle mitgenommen und klemmen wieder).

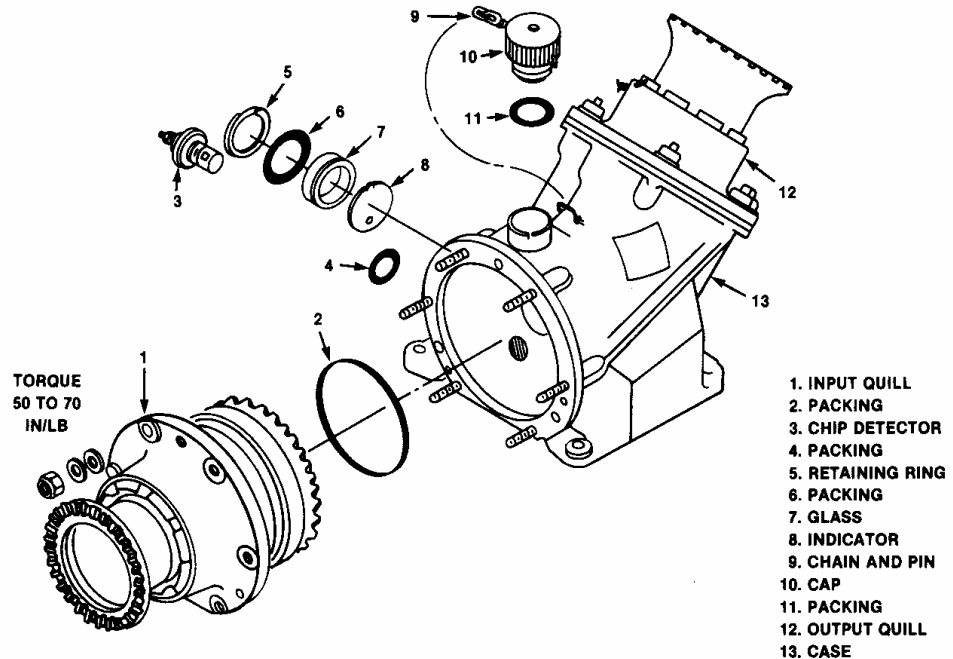
4.1.2 ROTORBREMSE (Rotor Brake)



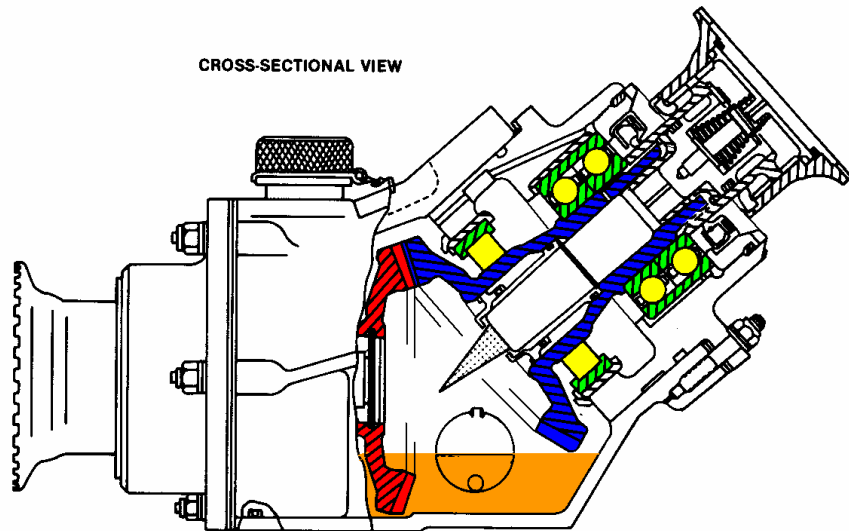
● Hauptrotorgetriebe für einen leichten zweimotorigen Hubschrauber (MBB Bo 105)

Am Hauptgetriebe (meist Heckrotorwelle) oder am Rotormast kann eine Rotorbremse (Scheibenbremse) angebracht sein. Nicht alle Hubschrauber besitzen jedoch eine. Sie dient dem schnellen Abbremsen und anschließendem Feststellen von Haupt- und Heckrotor nach dem Abstellen der Triebwerke.

4.2 ZWISCHEN- oder UMLENKGETRIEBE (Intermediate Gearbox)



CROSS-SECTIONAL VIEW



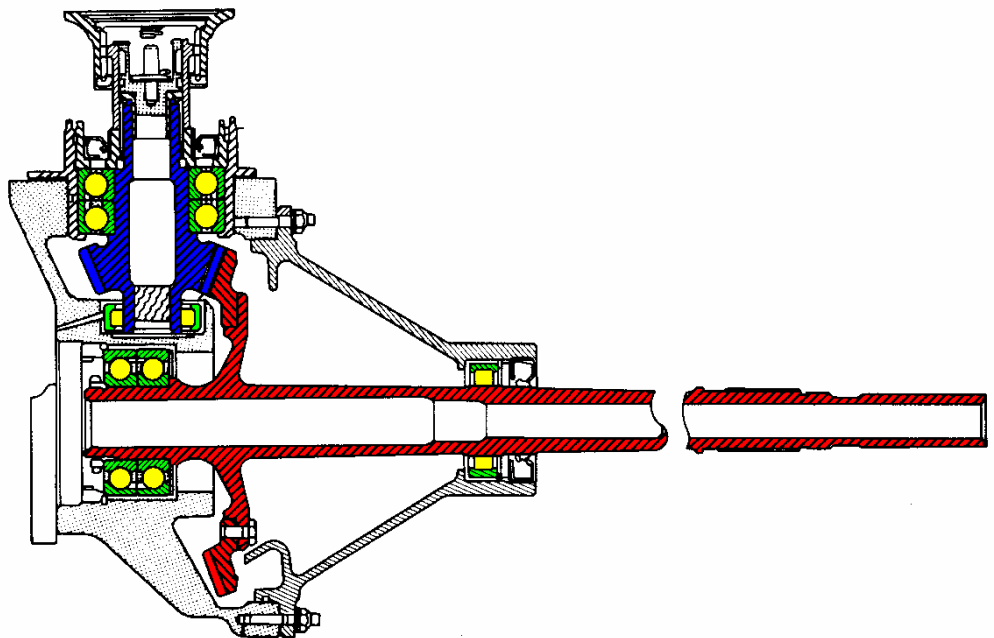
Intermediate gearbox used on the Bell 212.

Durch das Umlenk- oder Zwischengetriebe wird die horizontale Heckrotorantriebswelle schräg nach oben in die Seitenflosse gelenkt.

Sowohl die Eingangswelle (1) als auch die Ausgangswelle (12) lassen Axial- und Schwenkbewegungen zu (siehe 2.4.1.1).

Der Ölstand kann an einem Sichtfenster (7) kontrolliert werden. Durch den Magnetstopfen (3) kann das Öl periodisch auf Späne kontrolliert werden.

4.3 HECKROTORGETRIEBE (Tail Rotor Gearbox)



Cross-sectional view of the Bell 212 gearbox.

Das Heckrotorgetriebe sitzt meist am oberen Ende der Seitenflosse. Es erfolgt eine Drehzahlreduktion und Umlenkung um 90°. Auf der horizontalen Ausgangswelle (rot) ist der Heckrotor montiert.

4.4 KUPPLUNGEN (Clutch)

Hubschrauber, bei denen sich beim Anlassen die Rotoren mitdrehen (mit Kolbenmotoren oder Turbinen ohne freie Arbeitsturbine), benötigen schwere Starter und Batterien. Dies kann durch manuelle oder automatische Kupplungen vermieden werden.

5 ZELLENSTRUKTUREN (Airframe Structures)

Der überwiegende Teil der Bauweisen und Bauprinzipien von Hubschraubern ist mit denen des Flugzeugbaus identisch.

(Siehe FASS, 2. Klasse, Modul 11.2)

6 KLIMAAANLAGEN (Air Conditioning - ATA 21)

(Siehe FASS, 3. Klasse, Module 11.4)

7 INSTRUMENTE und AVIONIK (Instruments/Avionic Systems)

(Siehe IS, 3. Klasse)

8 ELEKTRISCHE ANLAGEN (Electrical Power - ATA 24)

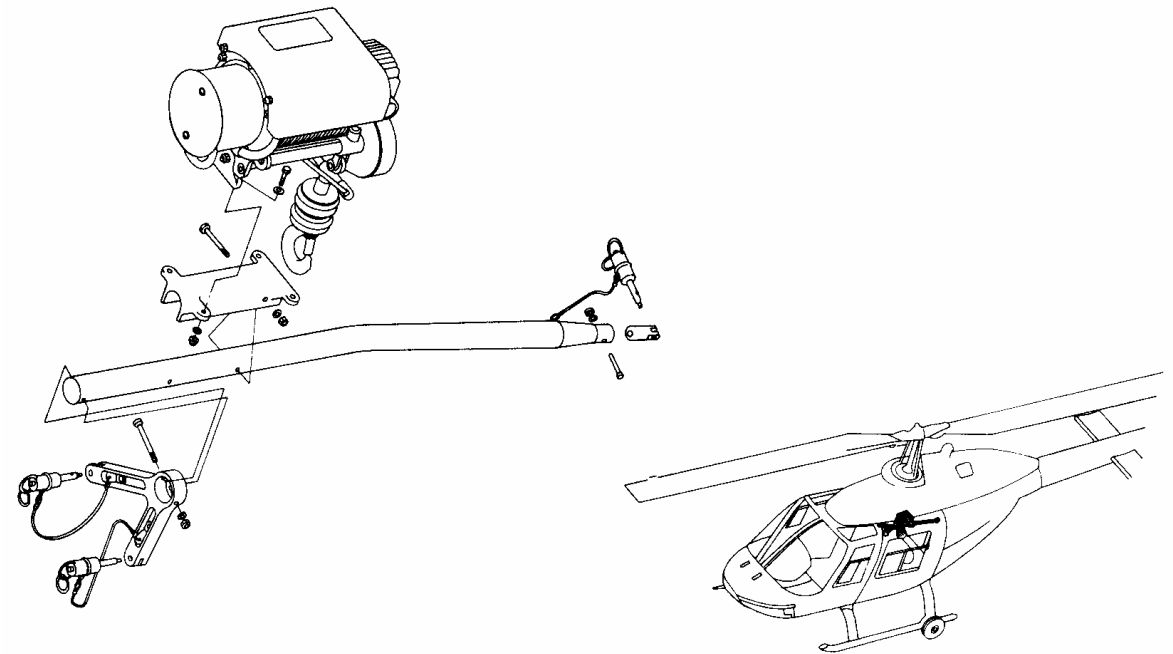
(Siehe ETE, 2. Klasse, Modul 11.6)

9 AUSRÜSTUNG und EINRICHTUNGEN (Equipment and Furnishings – ATA 25)

(Siehe auch FASS, 3. Klasse, Modul 11.7)

9.1 HEBESYSTEME (Lifting Systems)

9.1.1 RETTUNGSWINDE (Rescue Hoist)

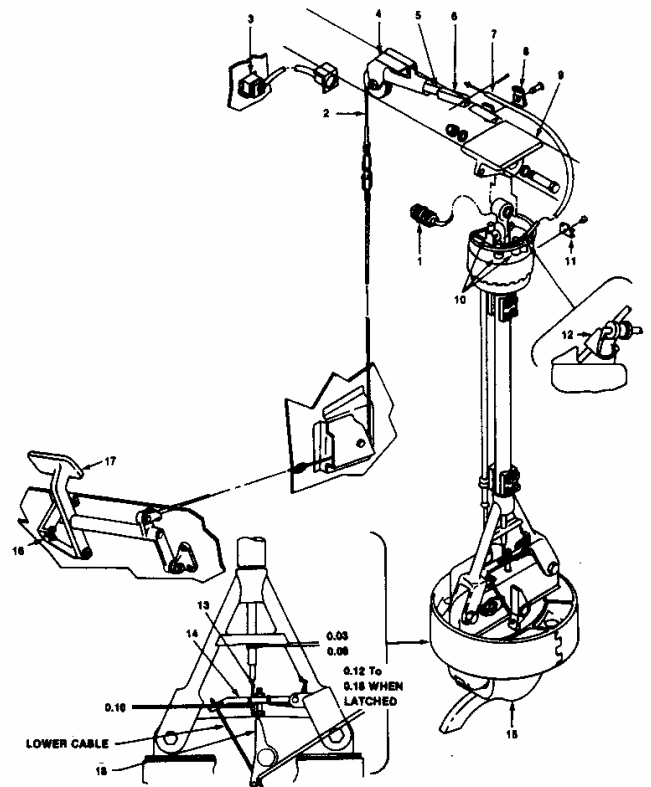


Rescue hoist used on some helicopters.

Sie kann kurzfristig ein- und ausgebaut werden ("Bewegliche Einsatzrüstung") und erlaubt das Aufnehmen von Menschen im Schwebeflug direkt in die Kabine.

9.1.2 LASTHAKEN (Cargo Hook)

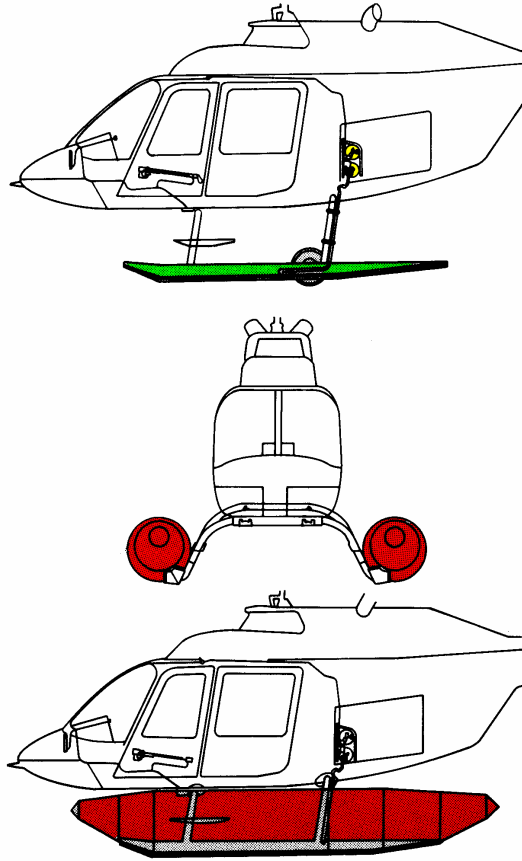
1. ELECTRICAL CABLE
2. ACTUATING CABLE
3. CARGO RELEASE RELAY
4. PULLEY AND SPRING BRACKET
5. SPACER
6. CONNECTOR
7. UPPER CONTROL CABLE
8. SUPPORT CLAMP
9. SUSPENSION BRACKET
10. BRUSH ASSEMBLIES
11. LOCK AND SCREW-UPPER HOUSING
12. CLAMP-GUIDE UPPER
13. STOP
14. LEVER
15. HOOK
16. PEDAL STOP
17. PEDAL-CARGO RELEASE
18. RELEASE ARM



Cargo hook used for external loads.

Er dient zum Heben von schweren Lasten und ist im Schwerpunkt des Hubschraubers eingebaut. Das Auslösen der Last erfolgt normalerweise elektrisch. Ein zusätzliches, mechanisches System erlaubt das Öffnen des Hakens bei Bedarf. Werden Menschen am Haken transportiert (z.B. Flugretter) ist die Auslöseeinrichtung zu deaktivieren oder ein Doppelhakensystem zu verwenden um ein unabsichtliches Auslösen zu vermeiden.

9.2 NOTSCHWIMMERSYSTEME (Emergency Floating Systems, Pop-Out Floats)



Pop-out floats as found on the Bell 206.

Sie werden bei Flügen über Wasser eingesetzt. Vor einer Notlandung im Wasser werden Stickstoffflaschen aktiviert, welche die an den Kufen oder am Rumpf befestigten Schwimmerhüllen sehr rasch aufblasen.

10 FEUERSCHUTZANLAGEN (Fire Protection – ATA 26)

(Siehe FASS, 3. Klasse, Modul 11.8)

11 KRAFTSTOFFANLAGEN (Fuel Systems – ATA 28)

(Siehe FASS, 3. Klasse, Modul 11.10)

12 HYDRAULIKANLAGEN (Hydraulic Power – ATA 29)

(Siehe FASS, 3. Klasse, Modul 11.11)

13 EIS- und REGENSCHUTZANLAGEN (Ice and Rain Protection – ATA 30)

(Siehe FASS, 4. Klasse, Modul 11.12)

14 FAHRWERK (Landing Gear – ATA 32)

(Siehe FASS, 4. Klasse, Modul 11.13)

15 BELEUCHTUNG (Lights – ATA 33)

(Siehe ETE F4)

16 PNEUMATIK und VAKUUMANLAGEN (Pneumatic/Vacuum – ATA 36)

(Siehe FASS, 4. Klasse, Modul 11.16 und Hydr./Pneum.-Werkstätte)

17 ATA 100 (Zusatzkapitel aus Module 7.5 "Instandhaltung")

Die "Air Transport Association" (ATA) ist eine Organisation die Normen und Abläufe für Luftfahrtgesellschaften erstellt um deren Effektivität zu erhöhen. Die ATA 100 vereinheitlicht die Gliederung von Luftfahrzeugpublikationen (Maintenance Manual, Overhaul Manual, Illustrated Parts Catalogue usw.) die Luftfahrzeughersteller beachten müssen.

System	Subsystem	Subject	System	Subsystem	Subject	System	Subsystem	Subject
5	Time Limits/Maintenance Checks		10	HF		70	Water Lines	
00	General		20	VHF/UHF		80	Detection	
10	Time Limits		30	Passenger Addressing and Entertainment	31	Indicating/Recording Systems		
20	Scheduled Maintenance Checks		40	Interphone	00	General		
30	Reserved		50	Audio Intergrating	10	Unassigned		
40	Reserved		60	Static Discharging	20	Unassigned		
50	Unscheduled Maintenance Checks		70	Audio & Video Monitoring	30	Recorders		
6	Dimensions and Areas		24	Electrical Power	40	Central Computers		
00	General		00	General	50	Central Warning System		
7	Lifting and Shoring		10	Generator Drive	32	Landing Gear		
00	General		20	AC Generation	00	General		
10	Jacking		30	DC Generation	10	Main Gear		
20	Shoring		40	External Power	20	Nose Gear/Tail Gear		
8	Leveling and Weighing		50	Elect. Load Distribution	30	Extension & Retraction, Level Switch		
00	General		25	Equipment and Furnishing	40	Wheels & Brakes		
10	Weight and Balance Computer		00	General	50	Steering		
9	Towing and Taxiing		10	Flight Compartment	60	Position, Warning & Ground Safety Switch		
00	General		20	Passenger Compartment System	70	Supplementary Gear Skis, Floats		
10	Towing		30	Buffet/Galley	33	Lights		
20	Taxiing		40	Lavatories	00	General		
10	Parking and Mooring		50	Cargo Compartment	10	Flight Compartment & Annunciator Panel		
00	General		60	Emergency	20	Passenger Compartments		
10	Parking/Storage		70	Accessory Compartments	30	Cargo & Service Compartment		
20	Mooring		26	Fire Protection	40	Exterior Lighting		
30	Return to Service		00	General	50	Emergency Lighting		
11	Required Placards		10	Detection	34	Navigation		
00	General		20	Extinguishing	00	General		
10	Exterior Color Schemes and Marking		30	Explosion Suppression	10	Flight Environment Data		
20	Exterior Placards and Marking		27	Flight Controls	20	Attitude & Direction		
30	Interior Placards and Marking		00	General	30	Landing & Taxi Aids		
12	Servicing		10	Aileron & Tab	40	Independent Position Determining		
00	General		20	Rudder/Ruddervator & Tab	50	Dependent Position Determining		
10	Replenishing		30	Elevator & Tab	60	Position Computing		
20	Scheduled Servicing		40	Horiz. Stabilizer/Stabilator	35	Oxygen		
30	Unscheduled Servicing		50	Flaps	00	General		
20	Standard Practices Airframe		60	Spoilers, Drag Devices & Variable Aerodynamic Fairings	10	Crew		
00	General		70	Gust Lock & Dampener	20	Passenger		
21	Air Conditioning		80	Lift Augmenting	30	Portable		
00	General		28	Fuel	36	Pneumatic		
10	Compression		00	General	00	General		
20	Distribution		10	Storage	10	Distribution		
30	Pressurization Control		20	Distribution/drain Valves	20	Indicating		
40	Heating		30	Dump	37	Vacuum/Pressure		
50	Cooling		40	Indicating	00	General		
60	Temperature Control		29	Hydraulic Power	10	Distribution		
70	Moisture/Air Contaminant Control		00	General	20	Indicating		
22	Auto Flight		10	Main	37	Vacuum/Pressure		
00	General		20	Auxiliary	00	General		
10	Auto Pilot		30	Indicating	10	Distribution		
20	Speed/Attitude Correction		30	Ice & Rain Protection	20	Indicating		
30	Auto Throttle		00	General	38	Water/Waste		
40	System Monitor		10	Airfoil	00	General		
23	Communications		20	Air Intakes	10	Portable		
00	General		30	Pitot & Static	20	Wash		
			40	Windows & Windshields	30	Waste Disposal		
			50	Antennas & Radomes	40	Air Supply		
			60	Propellers & Rotor				

ATA 100 Specifications

System Subsystem Subject	System Subsystem Subject	System Subsystem Subject
39 Electrical/Electronic Panels and Multipurpose Components	56 Windows	20 Controlling/Governing
00 General	00 General	30 Indicating
10 Instrument & Control Panels	10 Flight Compartment	74 Ignition
20 Electrical & Electronic Equipment Racks	20 Cabin	00 General
30 Electrical & Electronic Junction Boxes	30 Door	10 Electrical Power Supply
40 Multipurpose Electronic Components	40 Inspection & Observaion	20 Distribution
50 Integrated Circuits	57 Wings	30 Switching
60 Printed Circuit Card Assemblies	00 General	75 Bleed Air
49 Airborne Auxiliary Power	10 Main Frame	00 General
00 General	20 Auxiliary Structure	10 Engine Anti-Icing
10 Power Plant	30 Plates/Skin	20 Accessory Cooling
20 Engine	40 Attach Fittings	30 Compressor Control
30 Engine Fuel & Control	50 Flight Surfaces	40 Indicating
40 Ignition/Starting	61 Propellers	76 Engine Controls
50 Air	00 General	00 General
60 Engine Controls	10 Propeller Assembly	10 Power Control System
70 Indicating	20 Controlling	20 Emergency Shutdown
80 Exhaust	30 Braking	77 Engine Indicating
90 Oil	40 Indicating	00 General
51 Structures	65 Rotors	10 Power
00 General	00 General	20 Temperature
52 Doors	10 Main Rotor	30 Analyzers
00 General	20 Anti-Torque Rotor Assembly	78 Engine Exhaust
10 Passenger/Crew	30 Accessory Driving	00 General
20 Emergency Exit	40 Controlling	10 Collector/Nozzle
30 Cargo	50 Braking	20 Noise Suppressor
40 Service	60 Indicating	30 Thrust Reverser
50 Fixed Interior	71 Power Plant	40 Supplementary Air
60 Entrance Stairs	00 General	79 Engine Oil
70 Door Warning	10 Cowling	00 General
80 Landing Gear	20 Mounts	10 Storage (Dry Sump)
53 Fuselage	30 Fireseals & Shrouds	20 Distribution
00 General	40 Attach Fittings	30 Indicating
10 Main Frame	50 Electrical Harness	80 Starting
20 Auxiliary Structure	60 Engine Air Intakes	00 General
30 Plate/Skin	70 Enging Drains	10 Cranking
40 Attach Fittings	72(T) Engine Turbine/ Turboprop	81 Turbines (Reciprocating Engines)
50 Aerodynamic Fairings	00 General	00 General
54 Nacelles/Pylons	10 Reduction Gear & Shaft Section	10 Power Recovery
00 General	20 Air Inlet Section	82 Water Injection
10 Main Frame	30 Compressor Section	00 General
20 Auxiliary Structure	40 Combustion Section	10 Storage
30 Plates/Skin	50 Turbine Section	20 Distribution
40 Attach Fittings	60 Accessory Drives	30 Dumping & Purging
50 Filets/Fairings	70 By-pass Section	40 Indicating
55 Stabilizers	72(R) Engine Reciprocating	83 Remote Gear Boxes (Engine Driven)
00 General	00 General	00 General
10 Horizontal Stabilizer/ Stabilator	10 Front Section	10 Drive Shaft Section
20 Elevator/Elevon	20 Power Section	20 Gearbox Section
30 Vertical Stabilizer	30 Cylinder Section	84 Propulsion Augmentation
40 Rudder/Ruddervator	40 Supercharger Section	00 General
50 Attach Fittings	50 Lubercation	10 Jet Assisted Takeoff
	73 Engine Fuel & Control	
	00 General	
	10 Distribution	

ATA 100 Specifications (cont.)

18 LITERATURVERZEICHNIS

TITEL	AUTOR	VERLAG
A&P Technician - Airframe Textbook	Autorenkollektiv	Jeppesen Sanderson, USA
Aviation Maintenance - Airframe	Dale Crane	Aviation Supplies & Academics, USA
Helicopter Maintenance	Joe Schafer	Jeppesen Sanderson, USA
The Art and Science of Flying Helicopters	Shawn Coyle	Iowa State University Press, USA
Hubschrauber Aerodynamik, ISBN: 3-30996-23-5	Michael Kalbow	Dieter Franzen Verlag, D
Grundlagen der LFZ-Technik - Allgem. Luftfahrttechn.	Autorenkollektiv	TÜV Verlag GmbH, D
Grundlagen der LFZ-Technik - Flugwerk	Autorenkollektiv	TÜV Verlag GmbH, D