

10 Fahrwerk

Landing Gear, ATA 32

Autor: Gerd Roloff, Airbus

10.1 Definition

Die Einheiten und Komponenten die das Flugzeug auf dem Boden oder auf dem Wasser tragen und steuern sowie es ermöglichen das Fahrwerk einzufahren und im Flug zu verstauen. Beinhaltet den Schleifsporn, Bremsen, Räder, Schwimmer, Kufen, Skier, die Betätigungsmechanismen der Fahrwerksklappen, Fahrwerksstreben, Reifen, Gestänge, Systeme zur Positionsanzeige und zur Warnung. Die Fahrwerksklappen selbst werden der Struktur zugerechnet. (ATA 100)



Bild 10.1 Airbus A380 während der Landung (Quelle: Hanser Verlag)

10.2 Allgemeines

Das Fahrwerk (landing gear, undercarriage) kann allgemein beschrieben werden als eine mit dem Flugzeug fest verbundene und mit Rädern versehene Vorrichtung. Diese trägt die Maschine während des Bodenbetriebes und ermöglicht alle dazu nötigen Bewegungen. Während des Fluges ist das Fahrwerk jedoch in seiner Funktion nicht wirksam. Im betrachteten Fall soll es sich um ein Fahrwerk an einem Luftfahrzeug mit starren Tragflächen, das schwerer als Luft ist, handeln.

Das Fahrwerk stellt **alle** am Boden **wichtigen Funktionen** des Luftfahrzeugs sicher. Es ermöglicht dem Flugzeug somit alle Bewegungsvorgänge wie beispielsweise den *Start*, die *Landung* (Bild 10.1) und das *Rollen* zu den jeweiligen Positionen auf dem Flughafengelände.

Auch die *Aufnahme* und Dämpfung der vertikalen kinetischen *Energie* beim Landen und die Dissipation der horizontalen kinetischen Energie beim Bremsen gehören dazu.

Die **Kriterien**, welche die Auslegung des Fahrwerks am stärksten beeinflussen sind:

- die Definition / Konfiguration des Flugzeugs
- das Einsatzprofil des Flugzeugs
- die aufzunehmenden Lasten und Energien
- die Zulassungsvorschriften sowie Sicherheit und Zuverlässigkeit

Die Grundausslegung des Fahrwerks ist ein fester Bestandteil des gesamten Flugzeugentwurfs. Daher ist es bei der Fahrwerksauslegung wichtig, in einer möglichst frühen Entwicklungsphase alle wesentlichen Anforderungen zu kennen. Im Rahmen der Fahrwerksentwicklung stehen die folgenden **Anforderungen** im Vordergrund:

- Aufnahme des Landestoßes,
- komfortables Rollen am Boden,
- kurze Bremsstrecke,
- gute Wendigkeit, Manövrierfähigkeit,
- geringe Oberflächenbelastung der Flughafenbetriebsflächen,
- hohe Rollstabilität / Kippsicherheit,
- geringes Stauvolumen,
- geringer aerodynamischer Widerstand,
- hohe Zuverlässigkeit und Ausfallsicherheit,
- unkomplizierte Wartung, geringe Wartungskosten,
- geringes Gewicht,
- geringe Herstellkosten.

Aufgrund seiner Größe und Komplexität übt das Fahrwerkssystem einen **erheblichen Einfluss** auf die Leistungsfähigkeit des Flugzeugs aus. Im Vergleich zu anderen Flugzeugsystemen hat das Fahrwerk einen *besonders großen Anteil am Gesamtgewicht und den Wartungskosten des Flugzeugs*. Nachfolgend sind zur Übersicht einige charakteristische Fahrwerksdaten aufgeführt:

- Gewicht: 2,5 % ... 5 % vom maximalen Startgewicht des Flugzeugs,
- Kosten: 1.5 % ... 1.75 % des Gesamtflugzeugpreises,
- Wartungskosten: ca. 20 % der Flugzeugwartungskosten,
- Belastung der Piste: bis zu 30000 kg/Rad,
- Rollgeschwindigkeit: über 300 km/h,
- Rolldistanz: bis zu 500000 km (gesamter Lebenszyklus),
- Lebensdauer: ca. 60000 Flugstunden oder 20 Jahre (je nach dem was eher erreicht wird),
- Überholung: ca. 20000 Flugstunden.

10.3 Fahrwerkstypen

Flugzeugfahrwerke können nach *Bauart und Anordnung der Räder* unterteilt werden (Bild 10.2).

Bei der **Bauart** unterscheidet man *starre Fahrwerke* (fixed landing gear) und *einziehbare Fahrwerke* (retractable landing gear). Starre Fahrwerke stammen aus der Anfangszeit des Motorflugs und werden heute nur noch für langsam fliegende Kleinflugzeuge verwendet. Daher kann man sagen, dass heute fast alle Flugzeuge mit einziehbaren Fahrwerken ausgerüstet sind.

Bei der **Fahrwerkskonfigurationen** sind hinsichtlich der generellen **Radanordnung** folgende Einteilungen gebräuchlich:

- *Bugradfahrwerk* (Standard für Verkehrs- und Militärflugzeuge)
- *Spornradfahrwerk* (Kleinflugzeuge, Oldtimer)
- *Tandemfahrwerk* (spezielle militärische Anwendungen, z.B. Bomber wie die B-52)

Einziehbare Fahrwerke



a) Bugradfahrwerk



b) Spornradfahrwerk



c) Tandemfahrwerk

Starre Fahrwerke



d) Bugradfahrwerk



e) Spornradfahrwerk

Bild 10.2: Fahrwerkskonfigurationen

Bug- oder Spornradfahrwerke können übergeordnet auch als **Dreipunktfahrwerke** (tricycle type landing gear) bezeichnet werden. Auch bei großen Flugzeugen mit mehreren Hauptfahrwerken trifft dieses Prinzip zu. Man muss dazu nur die einzelnen Räder durch ein jeweils resultierendes Rad des rechten oder linken Hauptfahrwerks ersetzen. Das Hauptfahrwerk wird bei diesen Konfigurationen in der Nähe des Schwerpunktes befestigt und übernimmt ca. 90 % bis 95 % der statischen Gewichtskraft des Flugzeugs. Das Bug- bzw. Heckfahrwerk ist daher nur ein lenkbares Stützfahrwerk.

Bei allen heute gebauten Verkehrsflugzeugen hat sich die **Bugfahrwerksanordnung** (nose wheel type landing gear) durchgesetzt. Diese Fahrwerkskonfiguration hat gegenüber dem

Spornradfahrwerksanordnung (tail wheel type landing gear / conventional landing gear) große Vorteile. Dazu zählen:

- die größere Rollstabilität,
- der waagerechte Kabinenfußboden,
- besseres Lenkverhalten,
- geringerer aerodynamischer Widerstand beim Startlauf,
- die besseren Sichtverhältnisse im Cockpitbereich.

Das **Tandemfahrwerk** (tandem type landing gear) ist eine sehr spezielle Anwendung die fast nur bei militärischen Flugzeugen, die beim Start nicht um die Querachse rotieren, gewählt wird. Dieser Fahrwerkstyp verfügt nur über eine sehr geringe Kippsicherheit (Kurvenstabilität) und kommt daher nicht ohne zusätzliche Stützfahrwerke aus. Nur wenige Flugzeuge werden mit dieser Konfiguration gebaut.

Im Abschnitt über das Hauptfahrwerk wird auf **weitere Unterscheidungen der Bauart** hinsichtlich der **Anzahl der Fahrwerksbeine** und der **Anzahl der Räder** eingegangen.

Der Vollständigkeit halber sei noch erwähnt, dass es neben den hier beschriebenen klassischen Radfahrwerken auch noch **andere Varianten** für den Bodenbetrieb von Luftfahrzeugen gibt (Bild 10.3). Für sehr weiche Böden wurden versuchsweise auch *Fahrwerke mit Umlaufbändern* (tracks) verwendet und für sumpfiges Gelände wurden Flugzeuge sogar mit einer *Luftkissenanlage* (air cushion) ausgerüstet. Des Weiteren gibt es *Schwimmer* (floaters) für Wasserflugzeuge, *Ski* für Maschinen die in verschneiten Gebieten betrieben werden und *Hubschrauber* sind in der Regel mit *Kufen* (skids) ausgestattet. Der *Startwagen* (take-off trolley), der nach dem Abheben des Flugzeugs am Boden verbleibt, ist eine Sonderanwendung aus den 1940er Jahren, die heute in der Praxis keine Bedeutung mehr hat.



a) Kufen



b) Startwagen



c) Umlaufbänder



d) Ski



e) Luftkissen



f) Schwimmer

Bild 10.3: Varianten für den Bodenbetrieb von Flugzeugen

Die Definition (**ATA100**) des Fahrwerks beinhaltet auch **Hilfsfahrwerke** und **Schutzsporne**, die bei Flugzeugen mit Bugradfahrwerk das Rumpheck im Falle einer Bodenberührung bei Start oder Landung schützen sollen.

10.4 Anforderungen

Die zivilen **Zulassungsvorschriften** werden ganz maßgeblich beeinflusst von der EASA in Europa und von der FAA (Federal Aviation Administration) in den USA. Die Vorschriften beider Behörden sind in den meisten Punkten harmonisiert und in Form von CS (Certification Specifications) bzw. FAR (Federal Aviation Regulation) beschrieben.

Für zivile Verkehrsflugzeuge mit mehr als 10 Sitzen und einem max. Startgewicht größer als 5670kg (Strahlantrieb) oder mit mehr als 19 Sitzen und einem max. Startgewicht größer als 8618kg (Propellerantrieb) gelten die Zulassungsvorschriften nach CS-25 (ex. JAR-25) (Europa) bzw. FAR Part 25 (USA). Für kleinere Flugzeuge kommen die CS-23/FAR-23 zur Anwendung. Darüber hinaus gibt es spezielle Vorschriften für z. B. Hubschrauber, Segelflugzeuge, Ultraleicht Flugzeuge.

In verschiedenen Paragraphen dieser Zulassungsdokumente findet man **Vorschriften, die sich auf das Fahrwerk beziehen**. Beispielsweise bei den Lasten, den Betriebsbedingungen, den Entwurfs- und Konstruktionskriterien. Einige ausgewählte Entwurfs- und Konstruktionskriterien für das Fahrwerk eines zivilen Verkehrsflugzeugs nach CS-25 sind in den nachfolgenden Zulassungsparagraphen beschrieben.

CS-25, Book 1, Sub-Part C – Structure , Ground Loads (Bodenlasten)

- CS 25.471 General
- CS 25.473 Landing load conditions and assumptions
- CS 25.477 Landing gear arrangement
- CS 25.479 Level landing conditions
- CS 25.481 Tail-down landing conditions
- CS 25.483 One-gear landing conditions
- CS 25.485 Side loads conditions
- CS 25.487 Rebound landing conditions
- CS 25.489 Ground handling conditions
- CS 25.491 Taxi, takeoff and landing roll
- CS 25.493 Braked roll conditions
- CS 25.495 Turning
- CS 25.497 Tail-wheel yawing
- CS 25.499 Nose-wheel yaw and steering
- CS 25.503 Pivoting

- CS 25.507 Reversed braking
- CS 25.509 Towing loads
- CS 25.511 Ground load: unsymmetrical loads on multiple-wheel units
- CS 25.519 Jacking and tie-down provision

CS-25, Book 1, Sub-Part D – Design and Construction , Landing Gear (Fahrwerk)

- CS 25.721 General
- CS 25.723 Shock absorption tests
- CS 25.729 Retracting mechanism
- CS 25.731 Wheels
- CS 25.733 Tyres
- CS 25.735 Brakes and braking systems
- CS 25.745 Nose-wheel steering

Der genaue Wortlaut der EASA CS Normen kann auch im Internet nachgelesen werden unter:
<http://www.easa.eu.int/agency-measures/certification-specifications.php>



Bild 10.4: Startabbruch im Rahmen der Flugerprobung Airbus A380. Zu beachten sind die glühenden Bremsen. (Quelle: Airbus)

Ergänzend zu den Integrationstests und zur Flugerprobung des Flugzeugherstellers (Bild 10.4) werden beim Fahrwerkshersteller auch verschiedene zulassungsrelevante Tests an den Fahrwerken durchgeführt. Dabei handelt es sich um:

- Leistungs- (Performance) Test,
- Ermüdungs- (Fatigue) Test,

- Festigkeits- (Strength) Test,
- Fall- (Drop) Test.

10.5 Baugruppen und Komponenten

Die folgenden Beschreibungen der Baugruppen und Komponenten eines Fahrwerks basieren auf dem so genannten *Bugfahrwerkstyp*, wie er bei Verkehrsflugzeugen üblich ist. Bei den Fahrwerksbeinen wird konstruktiv im Wesentlichen zwischen *Teleskop- und Schwingenfahrwerk* (telescopic and lever-type) unterschieden (Bild 10.5). Große Verkehrsflugzeuge sind in der Regel immer mit Teleskopfahrwerken ausgerüstet, weil dieser Typ das günstigere Leistungs-Masse-Verhältnis aufweist.

Als **Werkstoff für Fahrwerke** wird hauptsächlich Aluminium, Stahl und Titan verwendet. Vereinzelt kommen auch Bauteile aus Verbundwerkstoffen zum Einsatz.

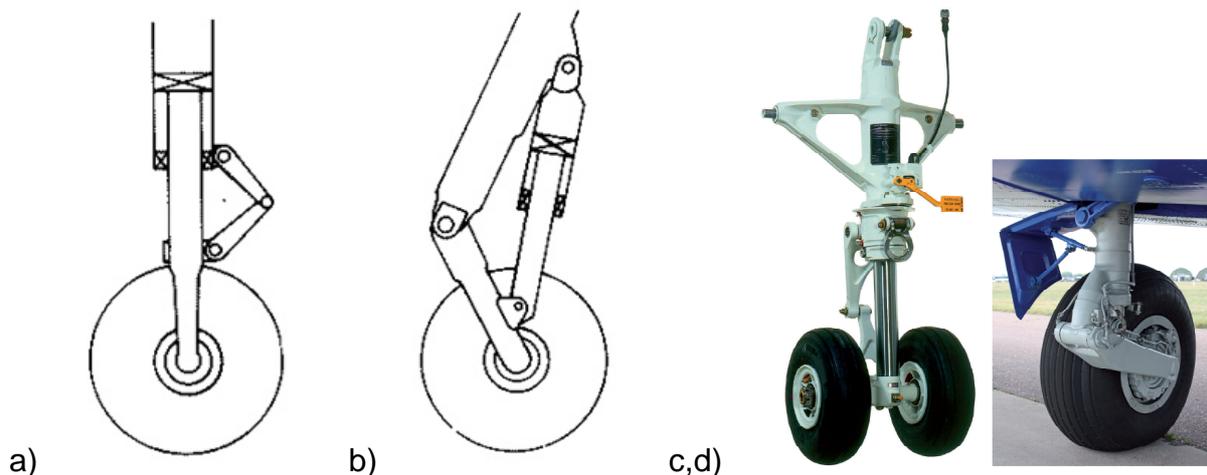


Bild 10.5: a: Teleskopfahrwerk (nose landing gear, NLG); Beispiel, c: Agusta Westland AW139; b: Schwingenfahrwerk (main landing gear, MLG); Beispiel, d: Jakowlew Jak-40

10.5.1 Bugfahrwerk

Das Bugfahrwerk (nose landing gear, NLG) ist der kleinere Teil des gesamten Flugzeugfahrwerks und dient hauptsächlich zur *Lenkung* (Richtungskontrolle) und *Abstützung* des Flugzeugs (Bild 10.6).

Bauart und Räder: In Abhängigkeit von Gewicht des Flugzeugs wird das Bugfahrwerk mit einem Rad oder mit mehreren Rädern ausgerüstet. Bei Flugzeugen mit einer Abflugmasse von

über 10000 kg (MTOW) wird die Bauart mit zwei Rädern auf einer Achse (twin wheel) mit Abstand am häufigsten verwendet. Bugfahrwerke werden in der Regel als Teleskopfahrwerk mit integriertem *Stoßdämpfer* ausgelegt. Ihre *Befestigung* im vorderen Rumpfbereich, unterhalb des Cockpits, erfolgt in der Regel mittels einer Drehachse direkt am Fahrwerksbein und einer gelenkig davor gelagerten Knickstrebe. Das Einfahren des Bugfahrwerks geschieht bei den meisten Flugzeugen gegen den Luftstrom, damit im Falle des Notausfahrens die Schwerkraft von einer zusätzlichen aerodynamischen Kraft unterstützt wird. Das eingefahrene Bugfahrwerk wird während des Fluges von *Klappen* abdeckt.

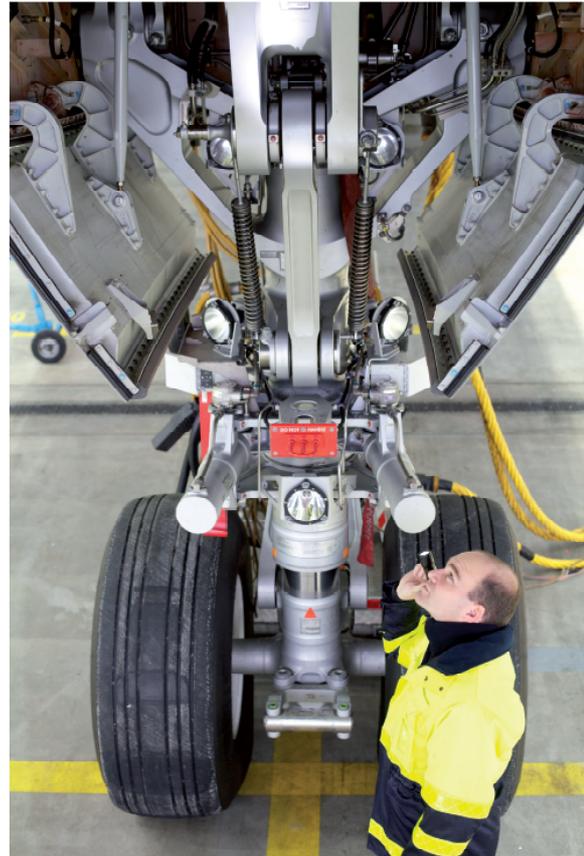


Bild 10.6: Bugfahrwerk des Airbus A320 (links) und des Airbus A380 (rechts)

10.5.2 Hauptfahrwerk

Das Hauptfahrwerk (main landing gear, MLG) trägt den größten Teil der Flugzeugmasse während des Bodenbetriebs und ist somit kurz hinter dem Schwerpunkt positioniert.

Bauart, Anzahl der Fahrwerksbeine und Räder. Das Hauptfahrwerk besteht in der Regel aus zwei Hauptfahrwerksbeinen und wird in Abhängigkeit von der Masse des Flugzeugs mit einem oder mehreren Rädern pro Bein ausgerüstet. Bei großen Transport und Verkehrsflugzeugen haben sich auch Ausführungen mit drei Hauptfahrwerksbeinen (Beispiel: Airbus

A340, Boeing MD11) und vier Hauptfahrwerksbeinen (Beispiel: Boeing 747-8, Airbus A380) bewährt. Bei Flugzeugen mit einer maximalen Abflugmasse im Bereich von 10000 kg bis 100000 kg wird die Bauart mit zwei Rädern auf einer Achse (twin wheel) (Beispiel: Airbus A320, Bild 10.7a) mit Abstand am häufigsten verwendet. Bei Flugzeugen mit höheren Gewichten kommt vielfach ein Vierradwagen (bogie) (Beispiel: Boeing 767, Bild 10.7b) zum Einsatz, dessen Räder an einem drehbar gelagerten Achsträger befestigt sind. Es gibt darüber hinaus aber auch Ausführungen mit sechs Rädern (six-wheel undercarriage) (Beispiel: Boeing 777, Bild 10.7c) an einem Achsträger oder auch mehrere hintereinander am Rumpfmittelteil befestigte zweirädrige Einzelfahrwerke (Beispiel: Antonow An-124, Bild 10.7d).

Hauptfahrwerke bei Tiefdeckern werden in der Regel als Teleskopfahrwerk mit integriertem Stoßdämpfer ausgelegt. Die Befestigung erfolgt mittels einer parallel zum Rumpf verlaufenden Drehachse direkt an den Tragflächen. Die Abstützung zur Seite wird von einer oder auch zwei gelenkig gelagerten Knickstrebe(n) zwischen Fahrwerk und Rumpf übernommen.

Hauptfahrwerke bei Hochdeckern (Beispiel: Airbus A400M) kommen häufig am Rumpf befestigte Schwingenfahrwerke zum Einsatz. Aufgrund der Hebelverhältnisse ermöglicht diese Bauart bei einem kurzen Stoßdämpferhub einen ausreichenden langen an der Radachse gemessenen Federweg. Die Unterbringung im Rumpf ist aber immer schwierig. Alternativ kann das Hauptfahrwerk daher auch am Flügel angebracht werden (Beispiel: Fokker 50). Hierbei stellt das dann lange und tendenziell schwere Fahrwerksbein dann einen Nachteil dar.

Das eingefahrene Hauptfahrwerk wird im Flug in den meisten Fällen von **Klappen** abdeckt. Die Hauptfahrwerksklappe wird auch nach Ausfahren des Fahrwerks wieder geschlossen um die Aerodynamik des Flugzeugs nicht zu beeinträchtigen und um den Fahrwerksschacht vor Fremdkörpern zu schützen.



Bild 10.7a: Hauptfahrwerk Airbus A320

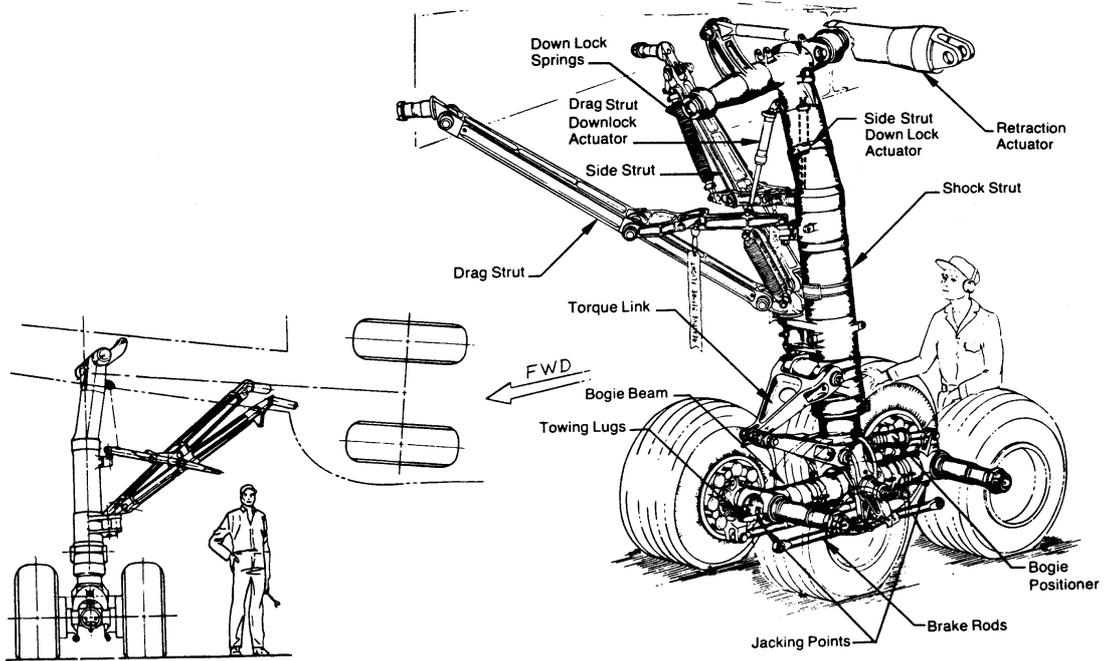


Bild 10.7b: Hauptfahrwerk Boeing 767



c)

Bild 10.7c: Hauptfahrwerk Boeing 777



d)

Bild 10.7d: Hauptfahrwerk Antonow An-124

10.5.3 Stoßdämpfer

Die Stoßdämpfer des Flugzeugfahrwerkes haben die **Aufgabe**, die *Energie* des Landestoßes *aufzunehmen* und *Schwingungen* die beim Rollen am Boden auftreten, zu *dämpfen*.

Die heute verwendeten Stoßdämpfer sind hydro-pneumatischer **Bauart**. Mit pneumatischer Federwirkung und öl-hydraulischer Dämpfung. In den meisten Fällen wird für die pneumatische Federwirkung Stickstoff (N₂) als Gas und für die Dämpfung "rotes" Hydraulik-Öl nach MIL-H-5606 (AIR 3520) verwendet.

Die Stoßdämpfer des Flugzeugs müssen die **Energie des Landestoßes aufnehmen**. Unterstützenden wirken dabei die Reifen, die beim Aufsetzen verformt werden und dabei ebenfalls Energie aufnehmen. Die aufgenommene Energiemenge ist gleich der Kraft, die dem Flugzeug vom Fahrwerk entgegen gebracht wird, multipliziert mit dem jeweiligen *Federweg* des Reifens bzw. des Federweges des Stoßdämpfers. Die Kraft ergibt sich aus der Federkennlinie von Reifen und Stoßdämpfer hinzu kommt die *Dämpferkraft*. Die Kraft ist nicht konstant und nimmt beim Einfedern zu. Es kann angenommen werden, dass die Flugzeugmasse bei der Landung noch vom Auftrieb der Flügel getragen wird. Die Energie des Landestoßes es damit nur die *kinetische Energie* $E = \frac{1}{2} m v^2$. Es wird angenommen, dass eine anfängliche *Sinkgeschwindigkeit* $v = 3,05$ m/s auf Null reduziert wird. m ist die Masse des Flugzeugs. Damit der Federweg und damit das Fahrwerk nicht zu lang wird, kann eine höhere Dämpferkraft gewählt werden. In der Vergangenheit wurden hohe erreichbare Dämpferkräfte gewählt und es wurde das Fahrwerk für den maximalen Landestoß dimensioniert. Heute hat aber auch der *Komfort der Passagiere* beim Rollen am Boden eine Bedeutung. Das führt dann letztlich zu größeren Federwegen. Alternativ könnte aber auch die Dämpferkraft variabel gehalten werden und beim Rollen geringer eingestellt werden als beim Landestoß.

10.5.4 Reifen, Räder und Bremsen

Die Reifen, Räder und Bremsen gehören zu den am stärksten beanspruchten Bauteilen eines Flugzeugs und sind daher für die Sicherheit von großer Bedeutung. Lasten bis zu 30000 kg pro Rad und Geschwindigkeiten von mehr als 300 km/h sind bei Flugzeugen keine Seltenheit. Der Landestoß mit der abrupten Beschleunigung der Räder und die Torsion ("Radieren") beim Kurvenrollen von Vielradfahrwerken kommen als weitere **mechanische Belastungen** hinzu. Zusätzlich wirken noch **thermische Belastungen** wie beispielsweise die hohen Temperaturen die beim Bremsen entstehen und die niedrigen Temperaturen (-50 °C ... -70 °C) in Reiseflughöhe (10 km ... 12 km). Aufgrund dieser hohen Belastungen und den damit verbundenen häufigen Wartungsintervallen, haben Reifen, Räder und Bremsen einen großen Anteil an den gesamten **Wartungskosten** eines Flugzeugs.

Reifen

Die Reifen übertragen die vom Flugzeug hervorgerufenen statischen und dynamischen Lasten auf den Boden. Hierbei soll die **Beanspruchung der Start- und Landebahn** sowie des übrigen Flugfeldbereichs (Taxiway, Ramp und Apron) so gering wie möglich sein.

Flugzeugreifen bestehen im Wesentlichen aus dem **Materialien**: Gummi (Kautschuk), Kunstfasern (Nylon, Aramid, Kevlar) und Stahl. Insgesamt können über 40 verschiedene Rohstoffe und mehr als 10 Gummimischungen zum Einsatz kommen. Das richtige Mischungsverhältnis all dieser Komponenten entscheidet über Haltbarkeit, Rollwiderstand, Abrieb und guten Grip. Das Gewicht eines modernen Reifens setzt sich zusammen aus ca. 50 % Gummi, 45 % Kunstfasern und 5 % Stahl.

Flugzeugreifen gibt es in schlauchloser der **Ausführung** und als Schlauchreifen. Der schlauchlose Reifen hat die Vorteile der geringeren Erwärmung beim Rollen (ca. 20% weniger als Schlauchreifen) und des geringeren Gewichtes (ca. 8% leichter als Schlauchreifen). Daher werden bei neueren Verkehrs- und Militärflugzeugen nur noch schlauchlose Reifen verwendet.

Das **Profil der Flugzeugreifen** besteht meist aus Längsrillen, durch die bei nasser Piste das Wasser zur Vermeidung von Aquaplaning abgeleitet wird. Außerdem dient die Profilirille als Indikator für den Verschleiß. Dicke Gewebelagen sollen die Lauffläche des Reifens vor den starken Fliehkräften, die bei hohen Geschwindigkeiten entstehen, schützen. Anders als beim Autoreifen ist die Sichtbarkeit von Gewebe daher kein sicheres Zeichen für übermäßigen Verschleiß.

In der Luftfahrt ist aufgrund extrem hoher Beanspruchung die **Lebensdauer** des Reifens sehr viel niedriger als bei anderen Fahrzeugarten. Sie hängt sehr stark von Einsatzprofil des Flugzeugs und der Oberflächenbeschaffenheit der Landebahn ab. Die Lebensdauer beträgt im Durchschnitt etwa 150 bis 250 Landungen. Danach werden die Reifen in der Regel runderneuert. Je nach Bauart des Reifens und dessen Zustand werden Runderneuerungen mehrmals durchgeführt.

Die bereits genannten hohen Radlasten erfordern dementsprechend hohe **Fülldrücke** des Reifens. Diese liegen im Bereich von 10 bar ... 15 bar. Trotz des hohen Druckes ist die Verformung (Abplattung) der Reifen bei Flugzeugen mit 32% ungefähr dreimal so hoch wie beim PKW. Der Reifen wird in der Regel mit **Stickstoff** befüllt, damit Feuer bei einem Reifenbrand nicht noch zusätzlich angefacht wird. Insbesondere bei Notbremsungen (beispielsweise Startabbruch) werden die von der Felge ummantelten Bremsen extrem heiß. Der entstehende Überdruck im Reifen wird durch spezielle temperaturabhängige Schmelzventile abgeblasen und kühlt die glühenden Bremsen. Die FAA fordert seit 1990 die Verwendung von Stickstoff, da einige Fälle aufgetreten waren, in denen sich durch äußere Hitzeeinwirkung verdampfte Reifenbestandteile mit der Luftfüllung der Reifen selbst entzündeten. Die Verwendung von

Stickstoff verlängert außerdem den Lebenszyklus der Flugzeugräder, da es wegen des fehlenden Sauerstoffs im Reifeninneren nicht zu Korrosion kommen kann.

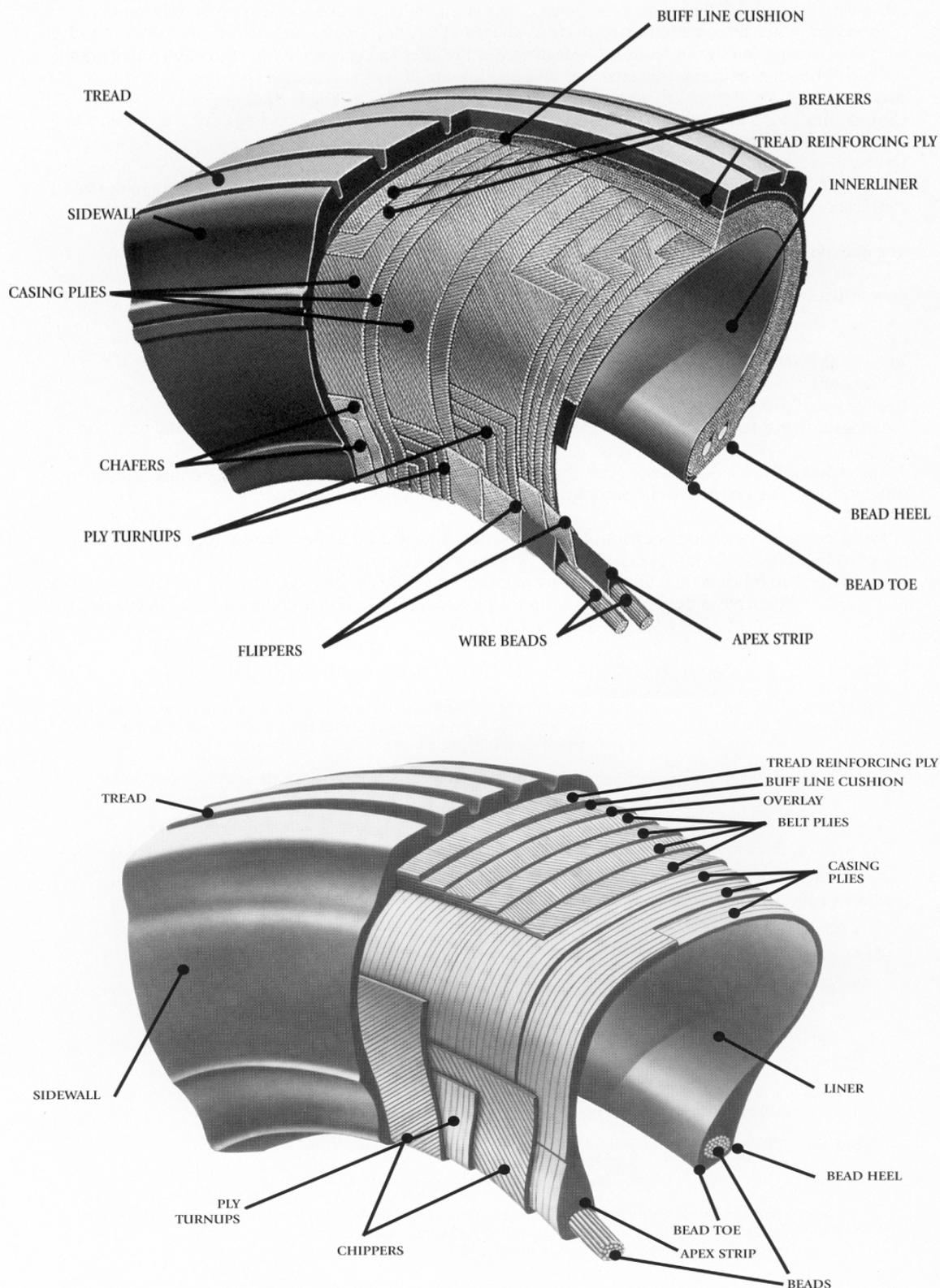


Bild 10.8: Diagonalreifen (oben) und Radialreifen (unten)

Bei den Reifen unterscheidet man nach der **Bauart** zwischen Diagonalreifen und Radialreifen (Bild 10.8). Obwohl beide ihre spezifischen Vor- und Nachteile haben kann man feststellen, dass der Anteil der Radialreifen – insbesondere bei neuen Flugzeugen – mehr und mehr zunimmt. Beim **Diagonalreifen** ist die Karkasse x-förmig (diagonal) gewickelt wobei die Gewebelagen nahezu rechtwinkelig übereinander liegen. Die Wicklung der Karkasse liegt diagonal zur Laufrichtung des Reifens. Im Vergleich zum **Radialreifen** ist die Seitenwand des Diagonalreifens dicker und somit steifer, die Anzahl der möglichen Runderneuerungen ist in der Regel höher. Radialreifen wurden bereits 1948 am Markt eingeführt. Das Prinzip der Radialreifen beruht auf einer Trennung der radial angeordneten Karkassenlage und der stabilisierenden Gürtellage unter der Lauffläche. Innerhalb der Karkasse liegen die gummierten Cord-Gewebelagen in einer oder mehreren Lagen radial, also im rechten Winkel zur Laufrichtung. Die Vorteile des Radialreifens sind:

- höhere Laufleistung,
- niedrigeres Gewicht,
- geringere Walkarbeit und somit geringere Erwärmung,
- bessere Haftung bei Nässe und in Kurven,
- bessere Laufeigenschaften.
- geringere Belastung des Untergrundes weniger, weil eine nahezu rechteckige Bodenkontaktfläche (footprint) eine gleichmäßigere Flächenpressung ergibt als die elliptische Bodenkontaktfläche des Diagonalreifens.

Zur **Kennzeichnung** der Bauart wird beim Radialreifen vor dem Felgendurchmesser der Buchstabe "R" hinzugefügt. Ein Diagonalreifen hat an dieser Stelle kein Zeichen.

Die Angabe der Reifengröße erfolgt in Abhängigkeit des Reifentyps recht unterschiedlich. Drei Reifentypen sind bei Flugzeugen heute gebräuchlich (Maße in Zoll):

- Typ III, Angabe: Reifenbreite x Felgendurchmesser (Beispiel: 17.00 - 20),
- Typ VII, Angabe: Reifendurchmesser x Reifenbreite (Beispiel: 40x14),
- Typ VIII, Angabe: Reifendurchmesser x Reifenbreite und Felgendurchmesser (Beispiel: 49x19.0-20).

Der Typ VIII wird auch als "Three-Part-Name" bezeichnet. Das voran gestellte "H" bei einigen Reifenbezeichnungen bedeutet, dass dieser Reifen für eine höhere prozentuale Verformung oder Abplattung (deflection) zugelassen ist. Es gibt neben den überwiegend verwendeten Angaben in Zoll auch metrische Bezeichnungen. Nachfolgend zwei Beispiele für Hauptfahrwerksreifen:

- H49x19.0-22 (Diagonalreifen einer Boeing 747),
- 1400 x 530-R23 (Radialreifen eines Airbus A380).

Räder

Die Räder dienen der *Aufnahme des Reifens und ggf. der Bremse*. **Räder bestehen aus Nabe, Speichen oder Scheibe und Felge** (Bild 10.9). Speichenräder werden heute nicht mehr benutzt, es kommen nur noch Scheibenräder zum Einsatz. Räder und Bremsen sind konstruktiv genau aufeinander abgestimmt und werden in der Regel vom gleichen Hersteller geliefert. Bei Flugzeugen ist es üblich, dass nur die Räder des Hauptfahrwerks mit Bremsen ausgerüstet sind. Die Räder von Bugfahrwerken und ggf. zusätzlichen Stützfahrwerken werden bis auf wenige Ausnahmen nicht gebremst.

Bei den **Felgen** der Räder unterscheidet man zwischen den Formen:

- Tiefbettfelge,
- Flachbettfelge,
- Schrägschulterfelge.

Bei Verkehrsflugzeugen werden heute fast ausschließlich zweiteilige Schrägschulterfelgen verwendet. Die zweiteilige Bauart hat den Vorteil der einfacheren Reifenmontage. Zwischen beiden Felgenhälften befindet sich an der Stoßkante ein Dichtring. Räder die mit einer Bremse ausgerüstet werden verfügen über entsprechende Bremsenbefestigungselemente und insbesondere über eine *Schmelzsicherung*, die bei Überhitzung von Rad und Bremse das Entweichen des Stickstoffs aus dem Reifen ermöglicht. Diese Sicherung soll das Bersten des Reifens verhindern.

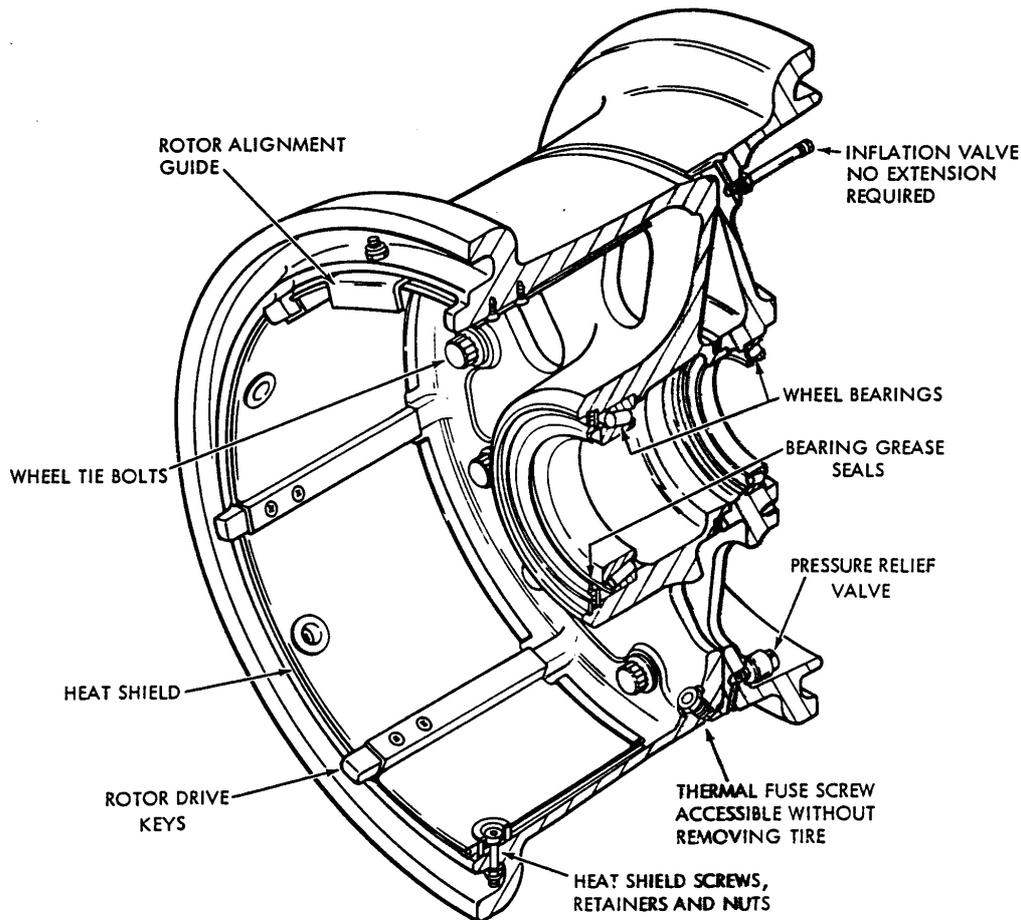


Bild 10.9: Aufbau eines Hauptfahrwerksrades des Airbus A321

Temperaturbedingte Belastungen des Rades resultieren hauptsächlich aus der Wärmeentwicklung der Bremse. Bei Carbonbremsen können je nach Verzögerungsrate Temperaturen von 400 °C bis 500 °C auftreten. In Notfall bei Startabbruch sogar 1000 °C. Im Vergleich dazu ist die Wärme infolge der Walkarbeit des Reifens mit weniger als 60 °C gering.

Verschiedene **Lastfälle** verursachen teilweise sehr hohe mechanische Belastungen an den Rädern. Ein besonders kritischer Fall ist das *Kurvenrollen*, bei dem das kurveninnere Fahrwerk zur Verkleinerung des Wendekreises gebremst wird. Dabei treten am Rad Biegekräfte auf, die im Extremfall den Reifen über das Felgenhorn ziehen können. Starke *Bremsmanöver* verursachen hohe Drehmomente um die Radachse auf. Dabei wird das Rad stark auf Torsion beansprucht. Der *Landestoß* kann bei einer so genannten "harten" Landung zu einer extremen Druckbelastung führen. In diesem Fall wirken die Druckkräfte zwischen Reifen und Radlager.

Material: Räder werden meist aus geschmiedeten Aluminium-Legierungen (z.B. aus 2014-T6) hergestellt. Magnesium-Legierungen oder Stähle werden seltener genutzt. Die Lebensdauer eines Rades sollte einer Strecke von 40000 km ... 80000 km entsprechen.

Bremsen

Die Radbremsen sind **Bestandteil des Bremssystems** und erzeugen in Abhängigkeit eines Eingangssignals ein entsprechendes Bremsmoment. Dieses Signal wird entweder mechanisch direkt über Pedale oder elektronisch über ein Steuergerät ausgelöst. Die Bremsen befinden sich in der Regel nur in den Rädern des Hauptfahrwerks.

Radbremsen werden in verschiedenen **Ausführungen** hergestellt. Die beiden wesentlichen Prinzipien sind:

- Trommelbremse,
- Scheibenbremse.

Trommelbremsen sind relativ schwer und kühlen langsamer ab als Scheibenbremsen und werden daher auch nur noch bei Kleinflugzeugen verwendet. Am häufigsten werden so genannte *Mehrscheibenbremsen* (multi-disc brake) eingesetzt. Dieser Typ zeichnet sich besonders durch eine kompakte Bauweise und die Fähigkeit sehr hohe Bremsmomente zu erzeugen, aus (Bild 10.10). Brems Scheiben werden hauptsächlich aus *Stahl* und Kohlefaserverbundwerkstoffen (*Carbon*) hergestellt. Die früher neben Stahl verwendeten Werkstoffe Beryllium und Kupfer werden heute nicht mehr eingesetzt.

Bremsscheiben aus Carbon haben im Vergleich zu Stahlbremsscheiben:

- eine höhere Energieaufnahmekapazität,
- längere Standzeiten,
- ein geringeres Gewicht.

Allerdings sind bei Carbonbremsscheiben im Vergleich zu Stahlbremsscheiben:

- das Einbauvolumen größer,
- die Kosten höher.



Bild 10.10: Scheibenbremsen: Von links nach rechts: Hydraulisch betätigte Stahlbremse, hydraulisch betätigte Carbonbremse, elektro-mechanisch betätigte Carbonbremse

Hauptsächlich aufgrund des Gewichtsvorteils kommt Carbon im modernen Flugzeugbau immer häufiger zum Einsatz (Bild 10.11). Beispielsweise konnte eine Gewichtsreduzierung von ca. 600 kg bei der Concorde und ca. 1200 kg bei der Boeing 747 erzielt werden.



Bild 10.11: Carbonbremse des Airbus A340-600

Während bei einer Carbonbremse **Statoren und Rotoren** aus dem gleichen Werkstoff bestehen, tragen die Statoren einer Stahlbremse ein- bzw. beidseitig aufgenietete Bremsbeläge aus gesintertem Material. Die rotierenden Scheiben einer Stahlbremse sind beweglich segmentiert, um Verwerfungen zu vermeiden.

Unabhängig von der Materialauswahl des Brems Scheibenpaketes sind Konzeption und Nachstellmechanismen der Bremskolben (brake piston) auch von verschiedenen Herstellern sehr ähnlich. Der **Nachstellmechanismus** bewirkt gleich bleibenden Kolbenhub unabhängig vom Verschleiß des Bremspaketes. Um den Verschleiß der Brems Scheiben auf einfache Weise schnell und zuverlässig messen zu können, wird ein Mess-Stab mit der Druckplatte des Brems Scheibenpaketes verbunden, der das jeweilige Tiefenmaß direkt ablesbar macht.

Relativ neu sind **elektro-mechanische Bremsen** (electric brake actuator, EBA). Die Boeing 787 ist das erste Verkehrsflugzeug, bei dem diese Bauweise serienmäßig eingeführt wurde. Statt mit mehreren hydraulisch betätigten Bremskolben werden bei dieser Bauart die Brems Scheiben mit vier Elektromotoren pro Bremse verzögert. Es wird erwartet, dass folgende Vorteile mit diesem Prinzip gegenüber der hydraulischen Bremse realisiert werden:

- geringere Temperaturempfindlichkeit (z.B. keine Undichtigkeiten des Hydrauliksystems bei Überhitzung der Bremsen),
- höhere Verfügbarkeit (z.B. Flugdurchführung auch bei Defekt eines der vier elektrischen Antriebe),
- längere Parkzeiten sind möglich, da ein Lösen der Parkbremse nicht vom natürlichen Druckabfalls des Hydrauliksystems beeinflusst wird und die Bremskraft während des Abkühlens der Bremsen automatisch nachgeregelt werden kann,
- vereinfachte Wartung (z.B. Austausch eines Bremsaktuators ohne Bremsenausbau)
- bessere Systemüberwachung (z.B. elektronische Verschleißanzeige der Bremsen).

Das **Kolbengehäuse** der Bremse (Aluminium) ist über ein **Torsionsrohr** (Stahl/Titan), auf dem die **Statoren** in Längsrichtung beweglich gelagert sind, mit dem Fahrwerksbein verbunden. Der Antrieb der **Rotoren** durch die Fahrwerksräder erfolgt über am Radinnenumfang angeordnete Mitnehmerstege. Das erzeugte Bremsmoment wird je nach Fahrwerkskonfiguration entweder direkt über einen Flansch oder ein Gestänge in das Fahrwerksbein übertragen.

Ein umlaufender **Hitzeschild** aus Stahl- oder Titanblech auf der Radinnenfelge schirmt das Rad und den Reifen von der thermischen Strahlung der Bremse ab. Die im Felgenbett integrierten **Schmelzsicherungen** schützen zusätzlich und bewirken bei extremen Temperaturen ($T \geq 200 \text{ °C}$) ein Abblasen der Reifen, um ein Platzen zu verhindern. Außerdem ist es wichtig, dass die Betriebstemperatur des Hydrauliköls in der Bremse unterhalb von 120 °C bleibt, daher sind die Stirnseiten der Hydraulikkolben mit **Isoliermaterial** belegt.

10.6 Fahrwerkssysteme

Das Fahrwerkssystem eines Flugzeugs besteht aus Teilsystemen, die sich auf ganz bestimmte Funktionen beziehen. Hierbei handelt es sich um das *Betätigungssystem* zum Ein- und Ausfahren des Fahrwerks, das *Lenksystem*, das *Bremssystem* sowie das *Anzeige- und Warnsystem*. Auf Sonderfunktionen wie beispielsweise das sogenannte *Weight and Balance System* soll hier nicht näher eingegangen werden.

10.6.1 Betätigungssystem

Das Betätigungssystem dient zum Ein- und Ausfahren des Fahrwerks und zum Öffnen und Schließen von Fahrwerksabdeckungen (sofern diese vorhanden sind). Die Betätigung erfolgt vom Cockpit aus mit dem Fahrwerkspositionshebel oder gegebenenfalls mit der Notausfahrkurbel (Bild 10.12).

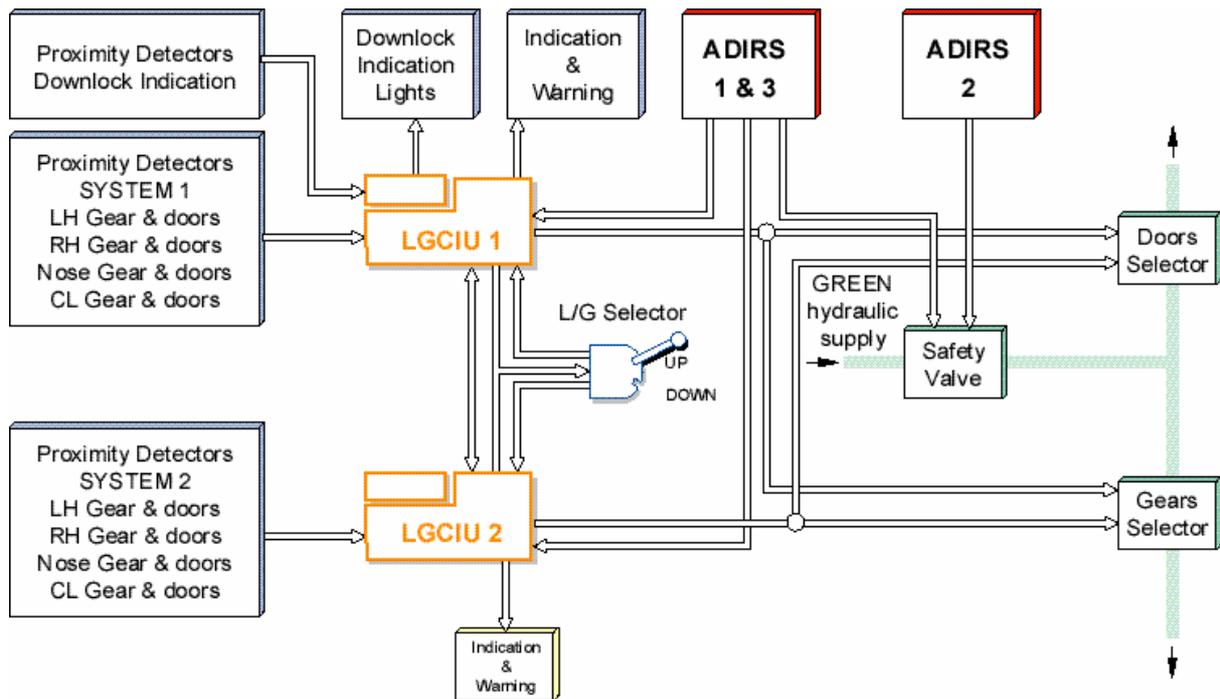


Bild 10.12: Schema Betätigungssystem des Airbus A321

Bereits im Jahre 1911 wurde ein schnell fliegender Flugzeug mit einem so genannten "Verschwindlaufgestell" ausgerüstet, um den Luftwiderstand so weit wie möglich zu reduzieren. Diese einziehbaren Fahrwerke wurden dann später in den 1930er Jahren zum Standard für viele Flugzeuge. Heute gibt es nur noch wenige Kleinflugzeuge die mit einem starren Fahrwerk ausgestattet sind. Fahrwerke werden in den meisten Fällen hydraulisch betätigt. Es gibt allerdings auch mechanische Konstruktionen, die über Muskelkraft, Pneumatik oder Elektromotorik angetrieben werden. Die eingefahrenen Fahrwerke werden mit entsprechenden Klappen während des Fluges abgedeckt. Diese Fahrwerksklappen sind oftmals mehrteilig ausgeführt. Dabei verfügt die Hauptklappe über einen eigenen Antrieb und die kleineren Abdeckklappen werden über ein Gestänge direkt von Fahrwerk bewegt.

Die **Energieversorgung** des Fahrwerksbetätigungssystems wird von der zentralen **Bordhydraulikanlage** durchgeführt. Für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks und das Öffnen und Schließen der entsprechenden Abdeckungen (Fahrwerksklappen) wird in der Regel nur ein Hydraulikkreis verwendet. Im Falle einer Funktionsstörung des entsprechenden Hydraulikkreises, geschieht das Ausfahren des Fahrwerks in vielen Fällen mit Hilfe der Schwerkraft. Dazu werden zuerst die Fahrwerksklappen und dann die Fahrwerke selbst mechanisch entriegelt. Nachdem die Fahrwerke die Ausfahrposition erreicht haben, müssen sie dort auch wieder verriegelt sein, um ein "Einknicken" bei der Landung auszuschließen. Diese **Notausfahrmöglichkeit** muss in jedem Fall sichergestellt sein. Falls die Konstruktion des Fahrwerks dies nicht ermöglicht, müssen speziellen Antriebe zusätzlich eingerüstet werden. Beispielsweise werden bei einigen Flugzeugtypen elektromotorische bzw. pneumatische Antriebe eingesetzt um die Fahrwerke in die korrekte Position zu bewegen.

Die Auslegung des Fahrwerksbetätigungssystems verlangt eine möglichst kurze **Einfahrzeit**, damit der Luftwiderstand des Flugzeugs nach dem Start schnellstmöglich reduziert wird. Diese sollte daher nicht mehr als 10 s in Anspruch nehmen.

10.6.2 Lenksystem

Das Lenksystem dient zur *Richtungskontrolle* des Flugzeugs beim Bodenbetrieb. Die Betätigung erfolgt vom Cockpit aus mit einem Handrad (für niedrige Geschwindigkeiten) oder mit Pedalen (für höhere Geschwindigkeiten) (Bild 10.13).

Lenkprinzipien: Entsprechend des Fahrwerkstyps gibt es entweder eine Lenkung des Bugrades oder des Heckrades. Bei Tandemfahrwerken wird sowohl das Prinzip der Frontradlenkung (Beispiel BAe Harrier) als auch der Allradlenkung (Beispiel B-52) eingesetzt. Bei Verkehrsflugzeugen und auch den meisten Militärmaschinen wird jedoch die Bugradlenkung verwendet. Bei großen Passagier- und Transportflugzeugen werden sogar zusätzlich Lenkhilfen an den Hauptfahrwerken eingebaut. Diese Hauptfahrwerkslenkungen gibt es sowohl für eine einzelne Achse (Beispiel A380: hintere Achse eines dreiachsigen Rumpffahrwerkes) als auch für ein komplettes Fahrwerksbein (Beispiel 747: zweiachsiges Rumpffahrwerk).

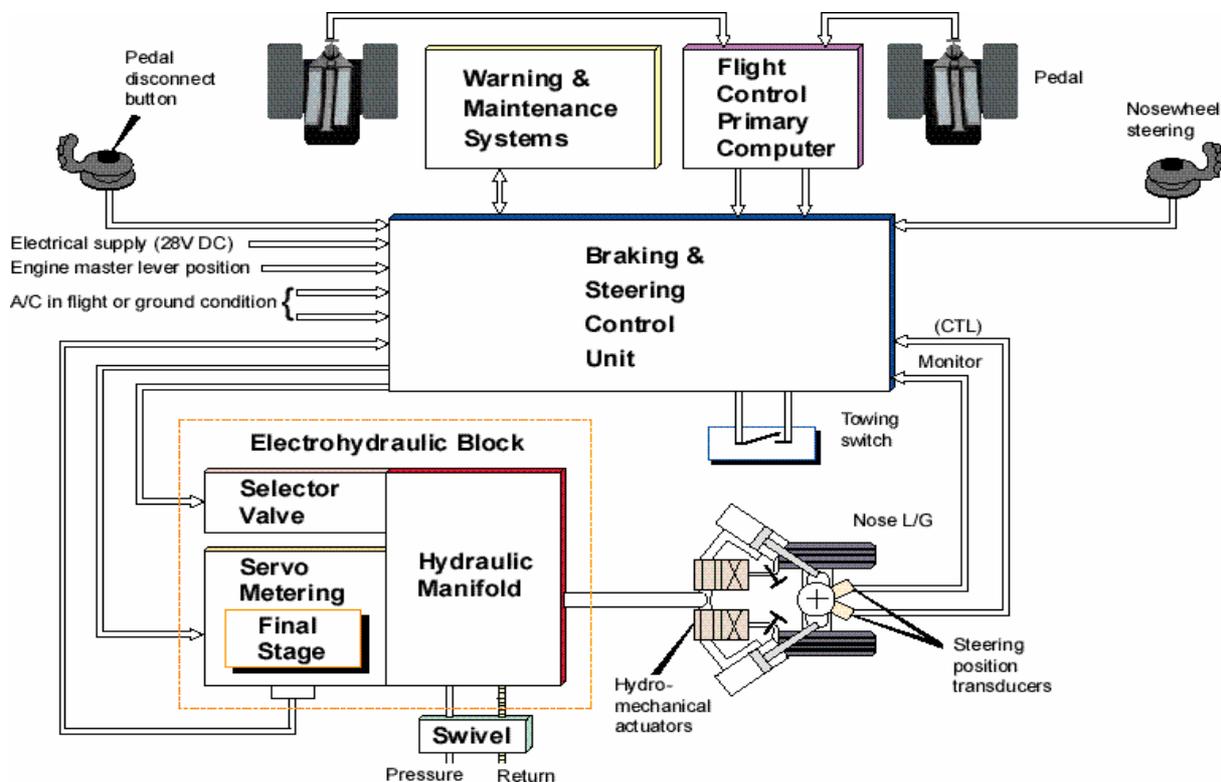


Bild 10.13: Schema des Lenksystem des Airbus A321

Der nutzbaren **Lenkwinkel** des Bugfahrwerks wird bei modernen Verkehrsflugzeugen abhängig von der Rollgeschwindigkeit geregelt und mit dem Ausschlag des Seitenruders gekoppelt. Eine entsprechende Gesetzmäßigkeit ist im Computer des Lenksystems programmiert. So kann der Lenkwinkel beim Rangieren $\pm 75^\circ$ betragen und beim Start ab einer Geschwindigkeit von 120 km/h auf $\pm 3^\circ$ reduziert werden. Falls das Hauptfahrwerk auch mit einer Lenkung ausgerüstet ist, arbeitet diese in Relation zum Lenkwinkel des Bugfahrwerks. Bei großen Flugzeugen wird durch den genannten Einsatz der zusätzlichen Hauptfahrwerkslenkung die Manövrierfähigkeit am Boden erleichtert und der Verschleiß der Reifen reduziert.

Die **Bugradlenkung** ist **beim Start eines Flugzeugs** nur beim Anrollen voll wirksam, bei höheren Geschwindigkeiten (beispielsweise ab ca. 80 kt) treten durch Anströmung aerodynamische Kräfte am Seitenrunder auf, die größer sind als die infolge Lenkeinschlags hervorgerufenen Seitenführungskräfte der Reifen. Daher ist die Funktion der Bugradlenkung bei hohen Geschwindigkeiten weniger effektiv.

Die **Richtungskontrolle eines Flugzeugs** kann aber **auch mit** Hilfe der **Radbremsen** ausgeübt werden. Außerdem besteht bei mehrmotorigen Flugzeugen die Möglichkeit mit unterschiedlichem Triebwerksschub die vorgegebene Richtung des Flugzeugs einzuhalten. Diese Funktionalitäten sind bei einem eventuellen Ausfall der Lenkanlage sehr wichtig.

Kleinflugzeuge verfügen in der Regel über eine **direkte Lenkung** sowohl bei Bugrad- als auch bei Spornradfahrwerken. Dabei überträgt eine mechanische Verbindung den gewünschten Lenkausschlag unmittelbar vom Stellglied auf das lenkbare Rad. Bei größeren Flugzeugen wird die **Lenkung indirekt** über eine hydraulische oder elektrische Einrichtung betätigt. Dabei wird das Bugfahrwerke konstruktiv so ausgelegt, dass sich immer ein geometrischer Nachlauf zur besseren **Spurführung** ergibt. Des Weiteren muss dafür gesorgt werden, dass bei hohen Geschwindigkeiten das Bugrad keine **Flatterneigung** entwickelt. Zu deren Vermeidung werden spezielle Flatterdämpfer eingesetzt.

Zur **Ausführung der Lenkbewegung** des Bugrades kommen bei Verkehrsflugzeugen sehr häufig zwei verschiedene hydraulische Antriebe zum Einsatz:

- die *Zahnstangenlenkung* (rack & pinion),
- die *doppelte Lenkzylinder Ausführung* (push-pull actuator).

10.6.3 Bremssystem

Das Bremssystem dient zur Geschwindigkeitsverzögerung des Flugzeugs beim Bodenbetrieb. Es besteht neben den Radbremsen noch aus weiteren Komponenten die sich zu einem gesamten Bremsregelsystem ergänzen (Bild 10.14).

Bei Verkehrsflugzeugen setzt sich in der Regel die **gesamte Bremswirkung** zusammen aus den Anteilen:

- der Radbremsen,
- des aerodynamischen Widerstandes der Bremsklappen (spoiler),
- der Schubumkehr,
- der Rollreibung.

Die **Radbremsen** wurden im Abschnitt 10.5.4 beschrieben.

Die **Bremsklappen** befinden sich auf der Oberseite der Tragflächen oder am Rumpheck. Sie werden nach der Landung ausgefahren und erzeugen dann einen Luftwiderstand, der bei hohen Geschwindigkeiten eine große Wirkung hat, aber schließlich im Bereich geringer Geschwindigkeiten nahezu wirkungslos ist.

Das Prinzip der **Schubumkehr** wird von zahlreichen Flugzeugmustern sowohl mit Propeller als auch mit Strahltriebwerk benutzt. Die Verzögerung erfolgt beim Propellertriebwerk mittels Blattverstellung und beim Strahltriebwerk werden Klappen, Gitter und ähnliches so in den Luftstrahl gestellt, dass der Triebwerksschub etwas mehr als 90° umgelenkt wird. Der Schub wird also nicht ganz umgelenkt, sondern bläst schräg vom Triebwerk weg und erzeugt somit die Bremswirkung. Große Bremswirkung ergibt sich auch hier nur bei hohen Geschwindigkeiten.

Betrachtet man nun alle Komponenten des Flugzeug-Gesamtverzögerungssystems gemeinsam, so ist die **Aufteilung der Bremsenergie** bei einer "Standardlandung" ohne extreme Einflüsse in etwa diese:

- Radbremsen: 40 %
- Aerodynamische Bremswirkung: 30 %
- Schubumkehr: 20 %
- Rollreibung: 10 %

Entsprechend der Zulassungsvorschriften, müssen jedoch allein die **Radbremsen** ohne Unterstützung durch Schubumkehr und Bremsklappen in der Lage sein, auch in extremen Notfällen (z.B. Startabbruch bei hoher Geschwindigkeit) **die erforderliche Gesamtverzögerung des Flugzeugs zu erbringen.**

Kampfflugzeuge verfügen im Vergleich zu Verkehrs- und Kleinflugzeugen oftmals zusätzlich über weitere Bremshilfen als **Bremsfallschirme** oder **Fanghaken**. Auch die ehemaligen amerikanischen Raumgleiter, Space Shuttle waren mit Bremsfallschirmen ausgerüstet.

Das wesentliche Element des Verzögerungssystems sind demnach die **Radbremsen**, die den Großteil der kinetischen Energie des Flugzeugs aufnehmen. In der Regel ist dies eine

Scheibenbremse, die in Abhängigkeit von der aufzunehmenden Energie mit einer einzelnen oder mit mehreren Scheiben bestückt sein kann.

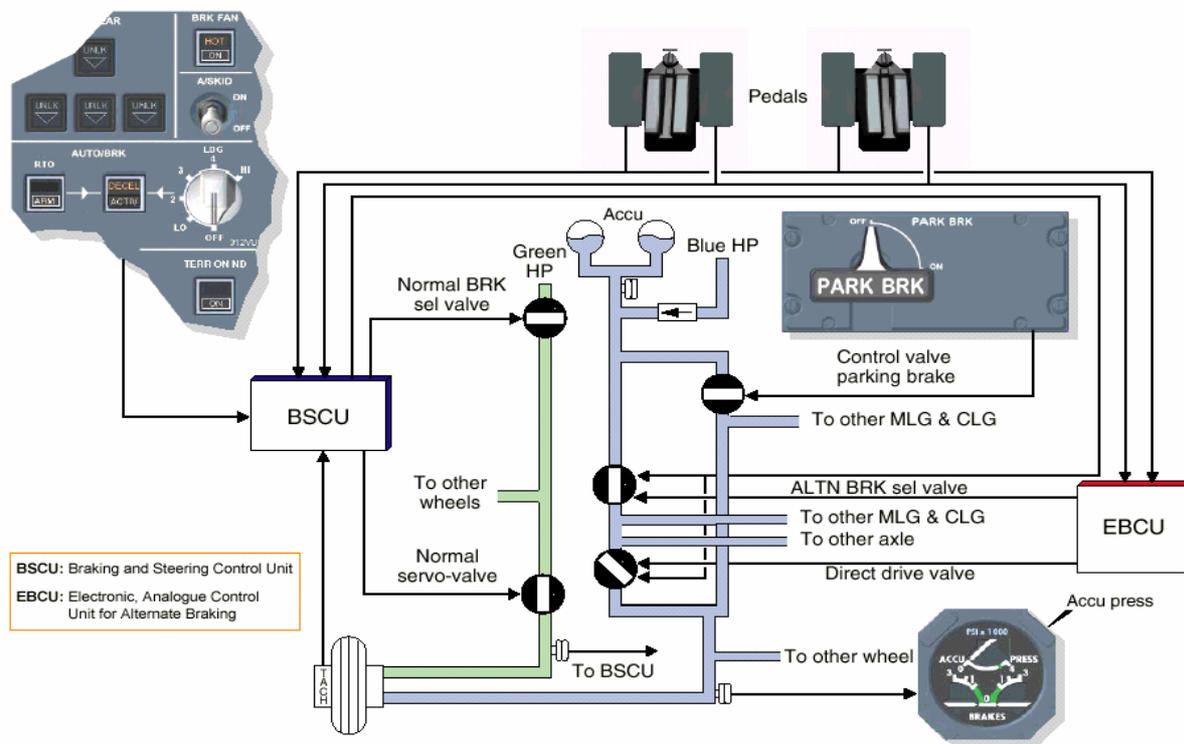


Bild 10.14: Schema des Bremssystem des Airbus A321

Das **Aufgabenspektrum eines Bremssystems** muss folgende Funktionen gewährleisten:

- Abbremsen nach der Landung (mit oder ohne Unterstützung von Schubumkehr),
- Bremsen beim Startabbruch (rejected take-off, RTO),
- Unterstützung beim Lenken durch einseitig stärkere Bremsbetätigung (differential braking),
- Halten des Flugzeugs während des Hochlaufs der Triebwerke,
- Halten des Flugzeugs im geparkten Zustand,
- Geschwindigkeitskontrolle während des Rollens am Boden (taxi-in und taxi-out),
- Abbremsen der Räder während des Einziehvorgangs der Fahrwerke,
- Anzeige des Systembedingungen im Cockpit,
- optional: Automatisches Abbremsen (auto braking) des Luftfahrzeugs bei der Landung mit vorprogrammierter Verzögerungsrate.

Eine weitere Funktionalität beinhaltet das von einem Flugzeughersteller optional angebotene **Assistenzsystem zur Bremsstreckenoptimierung** (brake-to-vacate). Dieses System errechnet während Anflug und Landung den benötigten Verzögerungsweg auf einer Landebahn bis zu einer definierten Ausfahrt (exit point). Die Verzögerung des Flugzeugs wird von dem System in Abhängigkeit von den vorgefundenen Landebahnbedingungen (trocken / nass) automatisch reguliert. Der Verschleiß der Bremsanlagen und der Einsatz der Schubumkehr auf tro-

ckenen Pisten kann so minimiert werden. Außerdem soll mit diesem Assistenzsystem die Belegungszeit der Landebahn im Durchschnitt um ca. 15 % reduziert werden.

Flugzeugbremsen werden in der Regel **hydraulisch betätigt**. Die Versorgung erfolgt wie beim Betätigungssystem aus dem zentralen Bordhydrauliksystem. Bei großen Verkehrsflugzeugen ist es üblich von den normalerweise drei getrennt arbeitenden Hydraulikkreisen zwei für die Versorgung des Bremssystems zu nutzen. Einer dieser Kreise wird zusätzlich durch in *Akkumulatoren* gespeicherte hydraulische Energie ergänzt, die im Bedarfsfall sofort zur Verfügung steht. Alle Geräte und Komponenten des Bremssystems sind redundant ausgelegt bzw. doppelt vorhanden. Somit stehen zwei vollständig voneinander getrennte Bremssysteme zur Verfügung, von denen aber immer nur eines aktiv ist. Erst im Fehlerfall (z.B. der Ausfall eines Hydrauliksystems) wird von dem Standard-Bremssystem (normal braking) auf das Alternativ-Bremssystem (alternate braking) umgeschaltet. Die Umschaltung vom Normalbetrieb auf das alternative System erfolgt entweder manuell oder automatisch. Wurde während einer Bremsung aufgrund eines Fehlers im Standardsystem das *Alternativsystem* automatisch aktiviert, so wird dieses aufgezeichnet und dem Wartungspersonal zur Fehlerbeseitigung vor dem nächsten Start angezeigt. Diese Information wird bei vielen Verkehrsflugzeugen auf einem Bildschirm im Cockpit dargestellt und auch zum Zwecke der Fehlerdiagnose verwendet. Bei Flugzeugen mit einfachen *Diagnosesystemen* erfolgt eine eventuelle Fehlermeldung über Warnlampen.

Die **Aktivierung des automatischen Bremssystems** sowie der Parkbremse wird manuell durch den Piloten durchgeführt. Dagegen erfolgt das Abbremsen der Räder beim Einfahrvorgang des Fahrwerks automatisch. Dies geschieht entweder hydraulisch durch Verkopplung der Hydraulikleitungen des Einfahrsystems oder elektronisch durch Integration dieser Funktion im *Steuergerät* (brake control unit) des Bremssystems. Die automatische Druckbeaufschlagung der Radbremsen erfolgt erst, wenn der Einfederungshub der Fahrwerke gegen null geht (d.h. Flugzeug ist in der Luft). Ein System von Sensoren meldet diese Erkennung und leitet die Bremsung ein. Danach werden die Bremsen wieder gelöst und eine erneute Aktivierung kann erst während der darauf folgenden Landung, nach Erreichung eines bestimmten Einfederwegs (weight on wheels) und/oder Drehzahl der Räder (wheel spin-up), erfolgen. Eine Landung mit gebremsten Rädern ist somit bei den meisten Flugzeugen ausgeschlossen. Für die **hydraulische Versorgung der Radbremszylinder** sind zwei verschiedene Prinzipien üblich:

- a) Sowohl das Standardbremssystem (normal braking) als auch das Alternativbremssystem (alternate braking) haben jeweils einen eigenen, von einander *räumlich getrennten Satz Bremskolben* (dual cavity), der separat hydraulisch versorgt wird.
- b) Sowohl das Standardbremssystem als auch das Alternativbremssystem haben einen *gemeinsamen Satz Bremskolben* (single cavity). Die Versorgungsleitungen der beiden Hydraulikkreise sind aber dann durch ein Umschaltventil (shuttle valve) getrennt.

Bei den im Folgenden beschriebenen, hydraulisch betriebenen Bremssystemen handelt es sich um Systeme, die in der Regel bei den gegenwärtig im Einsatz befindlichen Flugzeugen anzutreffen sind. Der wesentliche Unterschied liegt dabei in der Ansteuerung der Bremsventile.

Mechanische Ansteuerungen der Bremsventile

Der Pilot betätigt zur Aktivierung der Bremsen zwei Pedale, entweder parallel oder wechselseitig (im letzteren Fall kann er – wie schon erwähnt – durch asymmetrisches Bremsen die Richtung des Flugzeugs beeinflussen, z.B. als Unterstützung der Bugradlenkung). Zur hydraulischen Betätigung der Bremsen mittels Pedal sind zwei Arten gebräuchlich. Entweder die beiden Pedale betätigen indirekt ein Bremsventil (metering valve) oder es wird wie bei Kleinflugzeugen direkt mit der Pedalkraft des Piloten der gewünschte Hydraulikdruck für die Bremsbetätigung erzeugt. Im ersten Fall wird von einer Pumpe geregelter Druck oder aus einem Speicher (brake accumulator) vorhandener Druck zur Bremse geleitet und somit die Bremskraft erzeugt. Die Baugruppe der Bremsventile ist mit der zentralen Hydraulikversorgung des Flugzeugs verbunden. Jede der links- bzw. rechtsseitigen Bremsen wird proportional zur Pedalstellung mit dem gewünschten Bremsdruck beaufschlagt. Erhält das ebenfalls mit dem Ventilblock verbundene jeweilige Antiblockierventil (anti-skid valve) von der elektronischen Regeleinheit ein Signal, so wird der Arbeitsdruck der Bremse entsprechend reguliert.

Elektronische Ansteuerung der Bremsventile (brake-by-wire)

Die elektronische Ansteuerung der Bremsventile (brake control valve) hat sich im Flugzeugbau bereits bei den meisten Flugzeugtypen durchgesetzt. Beim Überschallverkehrsflugzeug Concorde (Erstflug 1969) wurde diese Bauart erstmals angewendet. Elektronisch angesteuerte Bremsventile dieser so genannten Brake-By-Wire-Systeme (kurz: BBW) beinhalten im Vergleich zu mechanisch betätigten Ventilen oftmals sowohl die Bremsdruckregelfunktion als auch die Antiblockierfunktion in einem Gerät. Im Gegensatz zu der direkten hydraulischen bzw. mechanischen Betätigung der Bremsventile sind hier die beiden Bremspedale mit elektrischen Signalgebern (pedal position transducer) verbunden. Die als analoge Spannungsgrößen erzeugten Sollwerte werden in einem digitalen Bremssteuergerät nach genau definierten Gesetzmäßigkeiten verarbeitet und als Stellgröße weiter an die Bremsventile (brake servo valves) übertragen. Die Bremsventile wiederum regeln nun entsprechend des Eingangswertes den vom Piloten gewählten Bremsdruck. Außerdem reduzieren sie im Falle einer Überbremsung also beim Blockieren der Räder, genau wie bei dem hydro-mechanisch betätigtem System, die Druckversorgung der Bremse entsprechend.

Die **Vorteile eines BBW-Systems** weist gegenüber herkömmlichen Bremssystemen speziell für den Flugzeugbau sind beispielsweise:

- keine Hydraulikleitungen im Cockpit,
- vereinfachte Systemoptimierung durch Software-Anpassung,

- geringes Gewicht,
- geringere Anzahl von Geräten,
- einfache Systemdiagnostik,
- optimales Antiblockierverhalten durch digitale Verarbeitung hoher Abtastraten der Rad-drehzahl.

Das BBW-System verfügt neben einer Redundanz bei der Hydraulikversorgung und der Duplizität des Bremssteuergerätes zusätzlich über eine weitere, unabhängige Betätigungseinrichtung. Dieses alternative System wird bei Ausfall der Standard-Hydraulikversorgung und/oder des digitalen Bremssteuergerätes aktiv. Es handelt sich hierbei um einen zweiten Bremsregelkreis, der mit alternativer Hydraulikversorgung, Bremsdruckregelung und separaten Bremsventilen betrieben wird. In diesem Fall sind die Pedale zusätzlich mit zwei so genannten Geberzylindern (master cylinder) verbunden, so dass durch Vorwärtsskippen der Pedale ein hydraulischer Druck in dem entsprechenden Zylinder aufgebaut wird. Dieser Druck wirkt dann auf ein ihm zugeordnetes Bremsventil. In der Regel ist das ein mechanisches Messventil (metering valve). Die Antiblockierfunktion steht in diesen Fällen oftmals nicht mehr zur Verfügung. Die Geberzylinder üben durch den Einbau eines entsprechenden Federpaketes bei der Pedalbestätigung einen gewissen künstlichen Widerstand (artificial feel) aus, der dem Piloten eine Rückmeldung bezüglich des Bremsdruckes gibt. Neuere BBW Systeme verzichten auf diese mechanischen Komponenten und steuern bei Notbremsungen die alternativen Bremsventile elektrisch über ein zusätzliches Analogsteuergerät (emergency brake control unit, EBCU) an.

10.6.4 Fahrwerksüberwachungs- und Warnanlage

Die Überwachungs- und Warnanlage dient zur eindeutigen **Anzeige der ein- oder ausgefahrenen Stellung des Fahrwerks** und soll im Fehlerfall dem Piloten eine entsprechende Information geben. Neben der *Positionsanzeige* muss ein Flugzeug mit einziehbaren Fahrwerken auch mit einer *Warnanlage* ausgerüstet sein, die ein Signal gibt wenn im Landeanflug ab einer definierten Höhe das Fahrwerk nicht komplett ausgefahren und verriegelt ist.

Es gibt verschiedene Anzeige- und Überwachungsinstrumente im Cockpit (Bild 10.15). Bei neueren Verkehrsflugzeugen werden darüber hinaus noch weitere Daten angezeigt bzw. als Warnmeldung an die Flugzeugbesatzung übermittelt. Dabei handelt es sich insbesondere um Mess- und Überwachungssysteme für

- Reifendruck
- Bremstemperatur
- Stoßdämpferdruck.

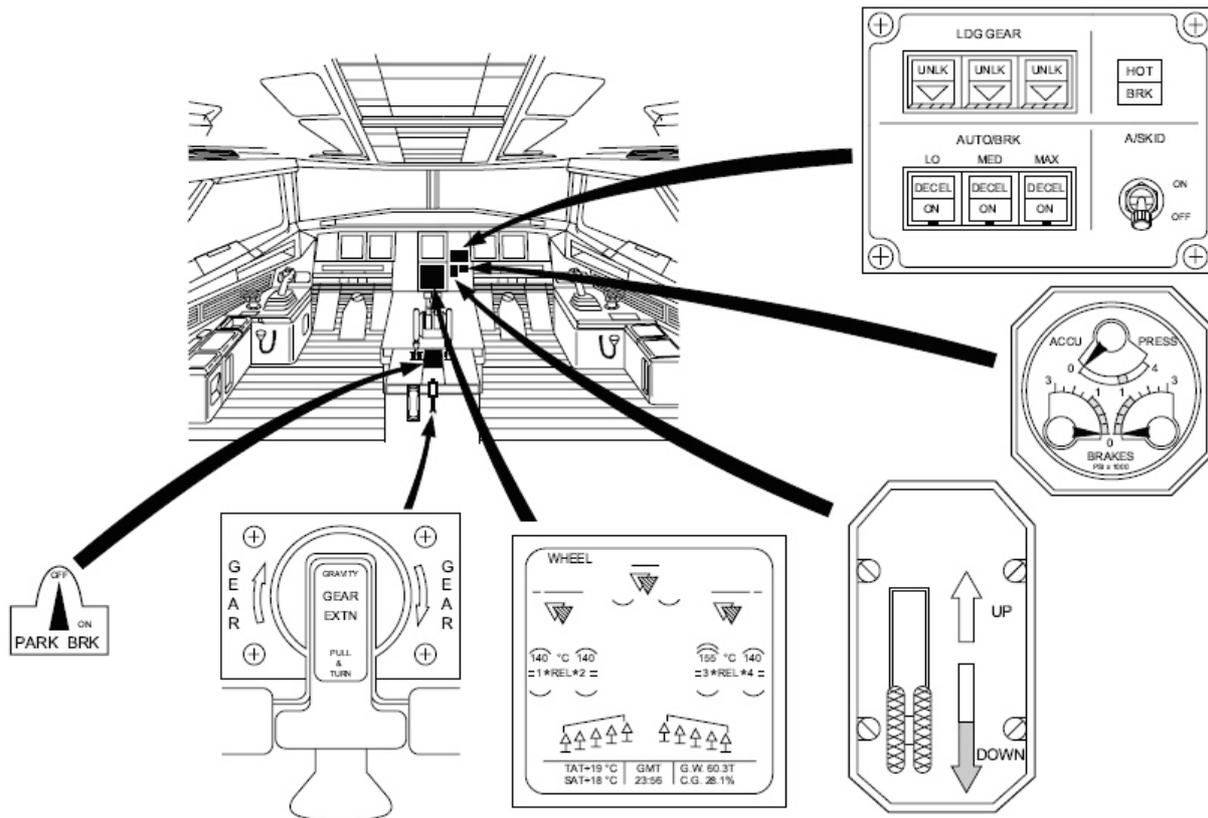


Bild 10.15: Anzeiginstrumente im Cockpit des Airbus A321

Alle Funktionen des Fahrwerkssystems werden bei einem modernen Militär- oder Verkehrsflugzeug computerunterstützt ausgeführt und überwacht. Die dabei verarbeiteten Daten werden geprüft, ausgewertet und ggf. für Wartungszwecke gespeichert. Die im Flugzeugbau verwendeten Computer verfügen in der Regel über eine Selbsttestvorrichtung (Built-In Test Equipment, BITE), die Systemfehler sofort erkennt, meldet bzw. automatisch darauf reagiert.

10.7 Beispiel: Airbus A321

10.7.1 Allgemein

Der Airbus A321 hat ein einziehbares Fahrwerk (retractable landing gear) als *Dreipunktfahrwerk* (tricycle landing gear) in *Bugradfahrwerksanordnung* (conventional, nose wheel type landing gear) mit Teleskopfahrwerksbeinen (telescopic landing gear). Sowohl das Bugfahrwerk wie auch das Hauptfahrwerk haben zwei Rädern an jedem Fahrwerksbein auf jeweils einer Achse (twin wheel) (Bild 10.16).

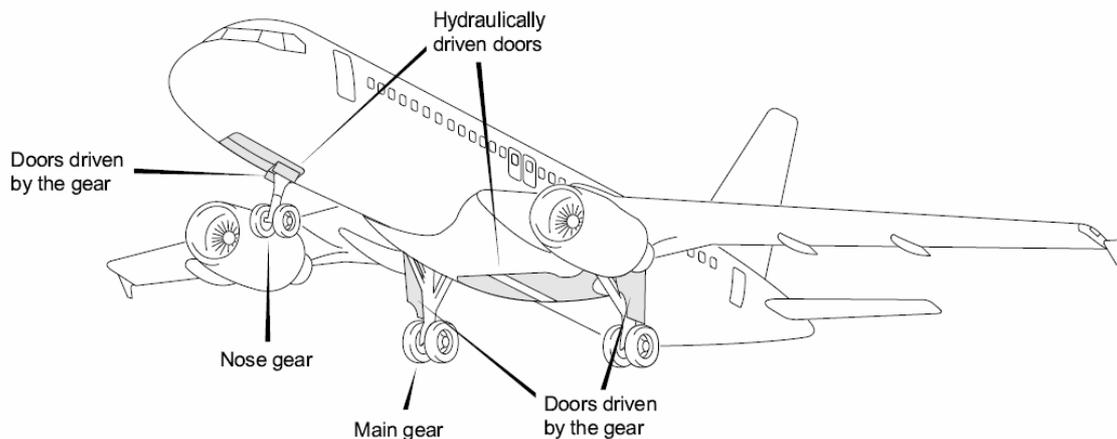


Bild 10.16: Fahrwerksanordnung beim Airbus A321

Das Fahrwerk ist für 60000 Landungen ausgelegt. Mit einem Überholungsintervall alle 20000 Landungen. Das Ein- und Ausfahrssystem arbeitet mit Näherungssensoren (proximity sensor), die ihre Signale in zwei unabhängig voneinander arbeitende Rechner leiten (Landing Gear Control and Interface Units, LGCIU). Das Fahrwerk ist für den Gebrauch sowohl von Radialreifen als auch von Diagonalreifen zugelassen. Die Bremsen an den Hauptfahrwerken sind mit Carbon-Bremsscheiben ausgerüstet (Bild 10.17). Das Bremsregelsystem verfügt sowohl über eine Antiblockierfunktion als auch über eine dreistufige Bremsautomatik. Die Hauptfahrwerksräder haben die Reifengröße 1270 x 455 R 22 und das Bugfahrwerk 30 x 8.8 R 15.



Bild 10.17: Carbonbremse der Airbus A320-Familie

10.7.2 Hauptfahrwerk

Das gesenkgeschmiedete Monoblock-*Hauptfahrwerksbein* besteht aus hochfestem Stahl (300M) ebenso das Stoßdämpfergleitrohr mit integrierter Radachse. Die *Seitenstreben* des Fahrwerks werden aus einer Aluminium-Legierung (Dural) gefertigt. An den *Spurführungshebeln* (torque links) befindet sich noch ein *zusätzlicher Dämpfer*, zur Absorption von Lateral-Schwingungen. Der zweistufige *Stoßdämpfer* hat zwei Gaskammern die durch einen Kolben getrennt sind. Aus Zuverlässigkeitsgründen ist die dynamische Hauptdichtung zwischen Fahrwerksbein und Gleitrohr doppelt (normal and spare) ausgelegt. In Fehlerfall kann also die zweite Dichtung schnell aktiviert werden. Das Hauptfahrwerksbein sowie einige Anbauteile sind für die rechte und linke Seite des Flugzeugs baugleich (Bild 10.18).

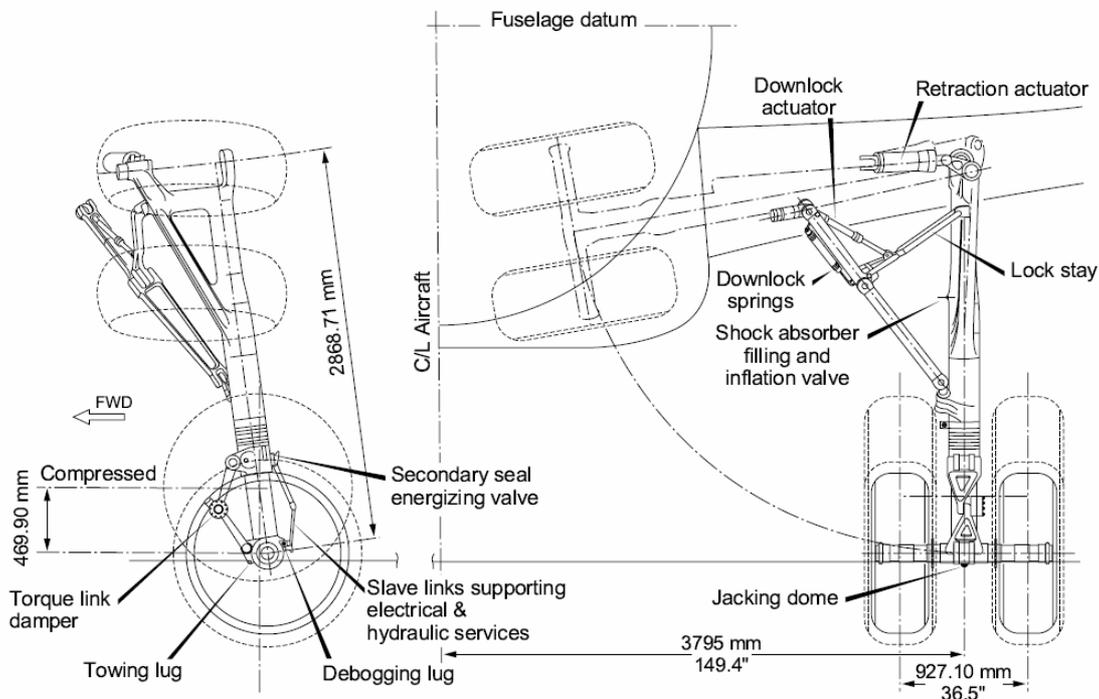


Bild 10.18: Hauptfahrwerk Airbus A321

10.7.3 Bugfahrwerk

Das *Bugfahrwerksbein* besteht aus seiner hochfesten Aluminium-Legierung. Das Stoßdämpfergleitrohr mit integrierter Radachse ist aus hochfestem Stahl (300M) hergestellt. Der einstufige *Stoßdämpfer* arbeitet ohne Trennkolben. Die Räder werden am Ende des Einfahrvorgangs von speziellen Bändern im Fahrwerksschacht abgebremst. Die *Flutterdämpfung* wird aus einer vom zentralen Hydrauliksystem unabhängigen Quelle versorgt. Das Bugfahrwerk kann

beim *Schleppvorgang* um $\pm 95^\circ$ eingeschlagen werden, ohne dass dabei die Spurhebel getrennt werden müssen. (Bild 10.19)

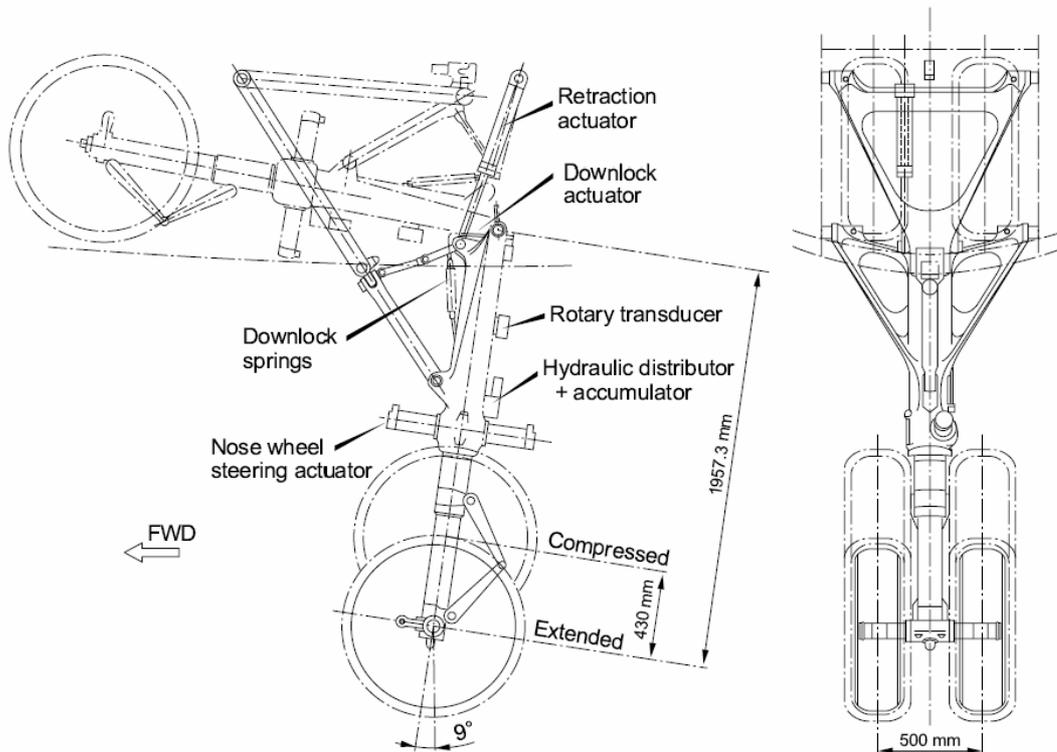


Bild 10.19: Bugfahrwerk Airbus A321

10.7.4 Betätigungssystem

Der hydraulische Teil des Betätigungssystems umfasst die Ein- und Ausfahrzylinder der Fahrwerke und der Fahrwerksklappen sowie die dazugehörigen Verriegelungen. Der elektrische Teil beinhaltet zwei redundante Steuergeräte (Landing Gear Control and Interface Unit, LGCIU), die jeweils mit einem Satz Näherungssensoren (proximity sensor) verbunden sind und die im Cockpit vorhandenen Bedienelemente. Zum Ein- und Ausfahren des Fahrwerks einschließlich des Öffnen und Schließens der Klappen wird nur eine LGCIU benötigt. Bei jedem Fahrwerksbetätigungsvorgang wird zwischen den beiden Steuergeräten umgeschaltet, so dass jedes der beiden Geräte abwechselnd im Einsatz ist. Sollte eine LGCIU in ihrem Regelkreis einen Fehler entdecken, so wird automatisch auf das andere Gerät umgeschaltet. Im Normalbetrieb wird das Fahrwerk vom Grünen Hydrauliksystem versorgt. Diese Versorgung wird im Flug bei einer Geschwindigkeit über 260 kt abgeschaltet und erst im Landeanflug unterhalb von 260 kt wieder aktiviert.

Falls das Betätigungssystem im Landeanflug versagen sollte, besteht eine Notausfahrmöglichkeit des Fahrwerks. Dies geschieht mit Hilfe einer mechanischen Entriegelung und des nachfolgenden Ausschwenkens von Klappen und Fahrwerken aufgrund der Schwerkraft. Im

Notfall geschieht die Verriegelung der Fahrwerke in der Ausfahrposition mit Federkraft. Dieser **manuelle Ausfahrvorgang** (emergency gear extension) wird mit einer speziellen Kurbel im Cockpit ausgelöst.

10.7.5 Lenksystem

Die Signale zur Betätigung der Lenkung werden von Bedienelementen im Cockpit über ein digitales Steuergerät (Braking and Steering Control Unit, BSCU) zu den entsprechenden hydraulischen Servoventilen übertragen. Dort wird mit einem definierten Flüssigkeitsvolumen ein Zahnstangenaktuator gesteuert, der den Lenkwinkel des Bugfahrwerks festlegt. Die Betätigung der Lenkung erfolgt bei Geschwindigkeiten bis zu 130 kt mit den Pedalen und bei Geschwindigkeiten bis zu 70 kt mit den Handrädern. Der Lenkausschlag ist geschwindigkeitsabhängig und geschieht nach programmierten Gesetzmäßigkeiten.

10.7.6 Bremssystem

Das Bremssystem ist mit zwei Versorgungskreisen der zentralen Hydraulikanlage verbunden. Die Signale zur Betätigung der Bremsen werden von Bedienelementen im Cockpit über ein digitales Steuergerät (Braking and Steering Control Unit, BSCU) zu den entsprechenden hydraulischen Servoventilen übertragen und diese dann den Druck auf die Bremskolben freigeben. Die BSCU steuert und überwacht alle Funktionen des Bremssystems einschließlich der der Antiblockierregelung (anti skid), der Bremsautomatik (auto brake) und der Bremsstemperaturanzeige.

Das Bremssystem verfügt über folgende **Betriebsarten**:

- normales Bremsen (normal braking),
- alternativ Bremsen mit Antiblockierfunktion (alternate braking with anti skid),
- alternativ Bremsen ohne Antiblockierfunktion (alternate braking without anti skid),
- Parkbremse (park brake),
- Bremsung während des Einfahrvorgangs (in-flight wheel braking).

Die wichtigsten **Anzeige und Bedienelemente** sind im Cockpit untergebracht. Einige visuelle Prüfungen müssen allerdings im Rahmen der Vorflugkontrolle außen am Flugzeug direkt durchgeführt werden. Dazu gehören die Sichtprüfungen hinsichtlich Reifenzustand und Bremsenverschleiß. Zu den Anzeige- und Bedienelementen im Cockpit zählen:

- der Fahrwerksbetätigungshebel,
- die Fahrwerksnotausfahrkurbel,

- die Bremspedale,
- der Parkbremsschalter,
- das Dreifachinstrument (triple indicator) für Speicherdruck und den Bremsdruck für das rechte und linke Hauptfahrwerk.

Bildquellen zum Abschnitt 10

Bild 7.10.1:	Hanser Verlag
Bild 7.10.2 a:	wingweb.co.uk
Bild 7.10.2 b:	Scandinavian Airlines (SAS Group)
Bild 7.10.2 c, e:	Hanser Verlag
Bild 7.10.2 d:	Cirrus Aircraft – Cirrus Design Corp. Duluth (MN)
Bild 7.10.3 a:	ADAC Luftrettung
Bild 7.10.3 b:	www.MultiplyLeadership.com
Bild 7.10.3 c:	Wikimedia / U.S. Air Force
Bild 7.10.3 d:	K. Smolla / Alfred-Wegener-Institut für Polar- und Meeresforschung Bremerhaven
Bild 7.10.3 e:	cpuhost.com/wp-content/uploads/2013/02/Ekranoplano.jpg
Bild 7.10.3 f:	Wikipedia / Leonard G.-WestCoastAirFloatplane
Bild 7.10.5 d:	Wikipedia / Doomych
Bild 7.10.6:	Airbus
Bild 7.10.7 b:	Roskam 1989
Bild 7.10.8:	Goodyear 2004
Bild 7.10.9:	Airbus
Bild 7.10.10 a, b, c:	Goodrich / Messier Bugatti
Bild 7.10.11 bis 19:	Airbus