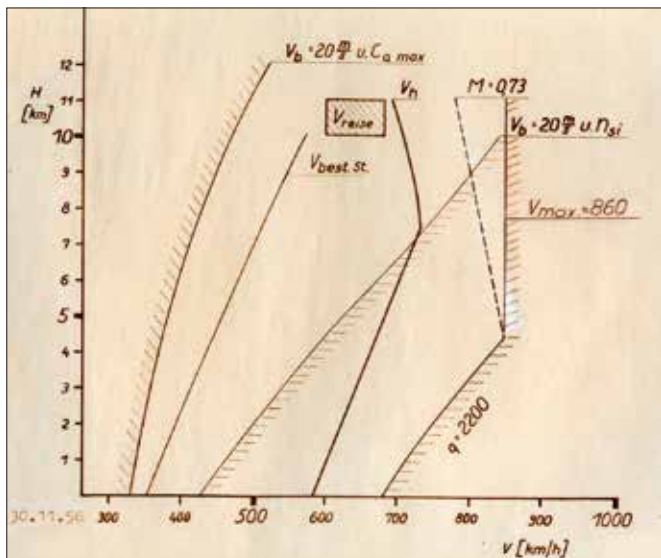


Für den Flügel der 153/1 wurden wie schon beim Rumpf neue Bauweisen untersucht. Die Konstruktionsleiter Franz Schubert und Franz Strobel (Chef vom Musterbau Flügel) wollten weg von der Wellenschale, die an der Ju/EF-132 entwickelt worden war und bis zur 152 in Anwendung gestanden hatte. Das Ziel war ein gerader Tankflügel. Die Wellenschale der 152 hatte mehrere Nachteile: sie war relativ schwer, sie hatte eine geschlossene Bauweise, was zu unkontrollierbarer Korrosion führen konnte und schwer zu reparieren war, und sie war durch die Doppelung der Außen-

Die Flugleistungen der 153 hingen wesentlich von der Art der Luftschraube ab. Das betraf sowohl die Leistungen beim Start und Steigen, als auch die Höhenleistungen und die erzielbare effektive Reisegeschwindigkeit. Beim Vergleich der verschiedenen 153-Varianten muß also nicht so sehr auf die Motorleistung geachtet werden, sondern auf die Ausbildung der Luftschraube, ob Gegenluftschraube, ob



hautbleche als Kraftstoffbehälter nicht dauerhaft dicht zu bekommen. Man kam so zur offenen Schale. Die offene Schale wurde daraufhin in verschiedenen Formen untersucht; als reine Integralschale mit ausgefrästen Hohlraummustern, als Strangprefprofil mit Längsrippen verschiedener Formen, und zuletzt als zusammengebauete Schale, weil Strangpreßprofile weder selbst hergestellt noch aus dem Ausland beschafft werden konnten.

Vierblatt- oder Fünfblattschraube (Faustregel bei schallnahen Flugzeugen: je größer der Propellerdurchmesser, desto geringer die Reisegeschwindigkeit, aber umso größer der Standschub).

Die Entwicklung der 153/0 zur 153/A lief von einem guten Mittelstreckenflugzeug zu einem eher Kurzstreckenflugzeug, weil der Nutzlastanteil zu Lasten des Kraftstoffanteils erhöht wurde, ohne daß das Startgewicht angehoben wurde.

Das Geschwindigkeitschaubild der 153/1 vom 30. November 1956 zeigt (v.l.n.r.) folgende Graphen: Minimalgeschw. bei max. Böengeschw. von 20 m/s; Bahngeschw. für bestes Steigen; zulässige Geschw. bei sicherem Lastvielfachen und max. Böenbelastung von 20 m/s; zulässige Horizontalgeschw. im Reiseflug; rechnerische Geschwindigkeitsbegrenzung des Staudruckes von 2.200 kg/m² und der Machzahl bei großen Höhen. Wie zu sehen, beträgt der Sicherheitsabstand zwischen Reise- und zulässiger Geschwindigkeit wenigstens 75 km/h.

Die Entwicklungsgeschichte des Schnellverkehrsflugzeuges 153			
Hersteller	VEB MAB Dresden	VEB MAB Dresden	VEB Fw Dresden
<b>Typ</b>	<b>153/0</b> 42-70 Passagiere 4. November 1955	<b>153/1</b> 70 Passagiere 30. November 1956	<b>153A</b> 65 Passagiere 1. Mai 1958
Bruchlastvielfaches rechn. Staudruck rech. Geschw. rech. Machzahl aerodyn. Güte	$n_{Br}$ $Q_{max,max}$ $V_{max,max}$ $M_{max,max}$ $K_{Reise}$	4,5 2.200 kg/m² (bis 6,6 km) 860 km/h (in 6,6 km) M 0,73 (über 6,6 km) 18,5 / 14,9	4,7 2.000 kg/m² (bis 6,1 km) 910 km/h (in 6,2 km) M 0,80 (über 6,1 km) 17,44 / 14,22
Flächenbelastung Leistungsbelastung Flächenleistung	$G_A : F$ $G_A : P$ $P : F$	298 kg/m² 3,64 kg/aPS 82 kp/m²	278 kg/m² 2,83 kg/aPS 98 kp/m²
Triebwerk Standleistung am Boden dazugehörige Drehzahl	<b>Pirna 018/0</b> 2 x 5.000 aPS bei 11.000 U/min	<b>Pirna 018-A</b> 2 x 6.000 aPS bei 14.000 U/min	<b>Pirna 018-B</b> 2 x 5.000 aPS bei 13.400 U/min
Reiseleistung (in 10 km bei 700 km/h) Standschub der Luftschrauben	2 x 3.500 PS (12.500 u) 2 x 6.300 kp	2 x 3.500 PS (12.500 u) 2 x 5.250 kp	2 x 3.500 PS (12.000 u) 2 x 4.250 kp
Bauart	1-Wellen-PTL 13Hv-5Ht 8-köp. Ringbrennk.	1-Wellen-PTL 13Hv-4Ht 9-köp. Ringbrennk.	1-Wellen-PTL 13Hv-4Ht 9-köp. Ringbrennk.
Massenstrom bzw. Luftdurchsatz Verdichtungsverh. / Gastemp. T <sub>4</sub> Trockengewicht Durchmesser / Länge Propeller / Durchm. / Gewicht Prop.-Drehzahl max./normal spez. Kraftstoffverbrauch i. Stand Kraftstoffverbrauch im Reiseflug	$G_{BL}$ $G_{z2} : G_A$ $G_A$	21 kg/s 9,5 / 1.200 °K 1.400 kg 0,78 m / 3,00 m 2x3-Bl/4,5 m/985 kg 0,21 kg/PSh 1.500 kg/h	31,5 kg/s 10,2 / 1.053 °K 1.300 kg 0,99 m / 3,68 m 5-Blatt/5,0 m/495 kg 0,225 kg/PSh 1.700 kg/h
Spannweite Flügelfläche Flügelbezugstiefe / SP in % l <sub>μ</sub> Streckung / Zuspitzung V-Winkel / Einstellwinkel Profildicke innen-Mitte-außen	29,40 m 122 m² 4,50 m 7,1 / 3,0 0° / 4° 15% - 13%	33,20 m 122 m² 3,99 m / 21-31 % l <sub>μ</sub> 9,0 / 3,0 3° / 4° 15% - 12%	31,60 m 105 m² 3,604 m / 16-26 % l <sub>μ</sub> 9,5 / 3,0 3,3° / 3° 15% - 13,7 - 12%
Länge Leitwerk (Spannweite x Höhe) Rumpfdurchmesser	32,90 m 11,5 m x 9,30 m 3,30 m	32,335 m 12,1 m x 10,0 m 3,30 m	28,15 m 11,65 m x 9,277 m 3,30 m
Betriebsleergewicht Nutzlast max. / min. Kraftstoff min. / max. Zuladung / Z-verhältnis Startgewicht	$G_{BL}$	22.200 kg 8.200 kg / 4.200 kg 6.000 kg / 10.000 kg 14.200 kg = 39 % 36.400 kg	22.300 kg 9.130 kg / 5.250 kg 2.020 kg / 6.630 kg 11.150 kg = 37,2 % 30.000 kg
ökon. Reisegeschwindigkeit in Höhe	650 km/h 10..11 km	690-675 km/h 10..11 km	715-690 km/h 9..11,3 km
Höchstgeschwindigkeit max. Steiggeschwindigkeit mittl. Steiggeschw. auf Reisehöhe Dienstipfelhöhe Startstrecke auf 15 m Höhe Startstrecke bei Tw-Ausfall (ICAO) Landegeschwindigkeit Landestrecke aus 15 m Höhe	700 km/h (in 6 km) 11,1 m/s 21,5 min auf 10 km 11,75 km 930 m 1.270 m 163 km/h 1.135 m	725 km/h (in 7,5 km) 11,1 m/s 21,5 min auf 10 km 11,75 km 930 m 1.270 m 163 km/h 1.135 m	745 km/h (in 9 km) 11,1 m/s 21,8 min auf 10 km 11,8 km 960 m 1.250 m 166 km/h 1.135 m
ökonomische Reichweite (1 h Res.) bei max. Nutzlast / min. Kraftstoff	2.000 km 6,0 / 8,21	1.350 km 8,25 / 3,41	500 km 9,13 / 2,01
maximale Reichweite (mit 1 h Res.) mit Nutzlast bei max. Kraftstoffvorrat	3.000 km 4,2 / 10,01	3.000 km 5,92 / 6,01	5.050 km 2,52 / 8,631
maximale Tankkapazität	12.350 l	7.400 l	(bei $G_A = 33$ ) 13.700 l
Besatzung / Passagiere Kabinenlänge Pass.-Gesamtkabinenlänge Kabinnenvolumen + Frachtraum Sitzanordnung (Normalvariante) Druckhöhe : Flughöhe Fenstergröße (Breite x Höhe)	5+2 / 42..56..70 3,10 m x 2,10 m 20,5 m / 26,7 m 182 m³ (2+2) x 14 á 1,05 m 2,0 km : 6,5 km Ellipse 46 x 66 cm	5+2 / 56..82 3,07 m x 2,13 m 23,20 m / 26,30 m 110,55 m³ + 22,27 m³ (2+3) x 16 á 1,05 m 2,0 km : 10,6 km Ellipse 46 x 66 cm	4+2 / 28..78 3,12 m x 2,13 m 18,76 m / 22,0 m 90,65 m³ + 16,63 m³ (2+3) x 13 á 0,99 m 2,0 km : 10,6 km Ellipse 46 x 66 cm
Verkaufspreis	4,0 Mio. DM (1956)	5,6 Mio. DM	5,7 Mio. DM
Hinweise: PTL - Propeller-Turbinenluftstrahltriebwerk; Hv - Hochdruckverdichter; Ht - Hochdruckturbinen;			

von innen zu bestreichen. Es gelang jedoch nicht, ein Dichtmittel mit eigenen Mitteln zu entwickeln. Es sollte deshalb auf das westliche Importdichtmittel M3 ausgewichen werden. Schwieriger als beim Flügel war beim Leitwerk der Beweis zu führen, daß die offene Schale mit Haut und Wulstprofilen der Wellenschale wirklich überlegen war. Die erforderlichen Blechdicken waren zu niedrig, um hier größere Vorteile erwarten zu können. Es wurde deshalb beim schwach beanspruchten Seitenleitwerk gleich ganz auf die Schale verzichtet und zur 3-Trägerbauweise zurückgegangen. Die nach gründlichen konstruk-

Geometrische Daten:

Flügel:  
größte Spannweite b = 33,20 m  
Flügelfläche F = 122 m²  
Rumpffanteil F<sub>r</sub> = 17,5 m²  
Flügelstreckung Λ = 9,0  
Pfeilwinkel in 25 % l<sub>μ</sub> φ = 0°  
Zuspitzung z = 3,0  
aerodyn. Bezugstiefe l<sub>μ</sub> = 3,99 m

Profile:  
Innenprofil bis 1.660 mm 0 00 15 - 0,9 37,5  
Außenprofil bis 15.106 mm 1,04 30 12,71 - 1,1 35/40  
Profiltiefe Mitte Rumpf l<sub>μ</sub> = 5,520 m  
Profiltiefe an Flügelspitze l<sub>μ</sub> = 1,840 m  
Profiltiefe an Rumpfsseitenwand l<sub>μ</sub> = 5,231 m  
Profiltiefe auf Mitte Triebwerk l<sub>μ</sub> = 4,367 m

Einstellwinkel zum Rumpf  
geometrische Verwindung  
V-Winkel der 75%-Linie  
ε<sub>r</sub> = 4°  
ε<sub>i</sub> = -3°  
v = 3°

Querruder:  
Typ Querruder mit Innenausgleich  
Querruderspannweite 11,27 m  
Querruderfläche 8,05 m² (6,6 %)  
Ausgleichsfläche 2,154 m²  
max. Querruderausschläge + 22° bis -28°

Landeklappen:  
Typ ausfahrbare Landeklappen  
Landeklappenfläche 20,65 m²  
Klappenausschlag 30°

Höhenleitwerk:  
Spannweite b<sub>H</sub> = 12,1 m  
bezogene Spannweite b<sub>H</sub> : b = 36,5 %

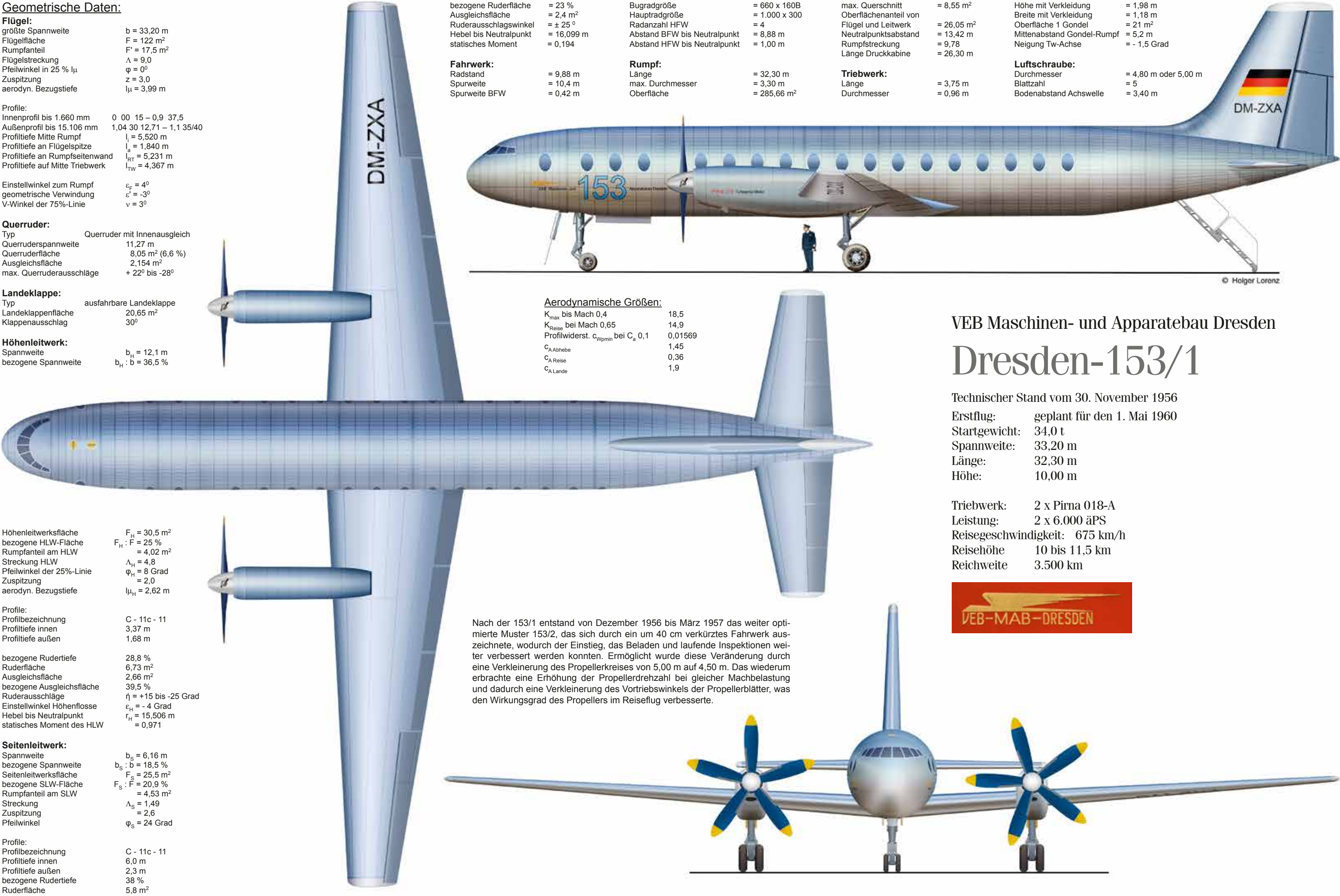
Höhenleitwerksfläche  
bezogene HLW-Fläche  
Rumpffanteil am HLW  
Streckung HLW  
Pfeilwinkel der 25%-Linie  
Zuspitzung  
aerodyn. Bezugstiefe  
F<sub>H</sub> = 30,5 m²  
F<sub>H</sub> : F = 25 %  
F<sub>r</sub> = 4,02 m²  
Λ<sub>H</sub> = 4,8  
φ<sub>H</sub> = 8 Grad  
l<sub>μ</sub>H = 2,0  
l<sub>μ</sub>H = 2,62 m

Profile:  
Profilbezeichnung C - 11c - 11  
Profiltiefe innen 3,37 m  
Profiltiefe außen 1,68 m

bezogene Rudertiefe 28,8 %  
Ruderfläche 6,73 m²  
Ausgleichsfläche 2,66 m²  
bezogene Ausgleichsfläche 39,5 %  
Ruderausschläge η = +15 bis -25 Grad  
Einstellwinkel Höhenflosse ε<sub>H</sub> = -4 Grad  
Hebel bis Neutralpunkt r<sub>H</sub> = 15,506 m  
statisches Moment des HLW = 0,971

Seitenleitwerk:  
Spannweite b<sub>S</sub> = 6,16 m  
bezogene Spannweite b<sub>S</sub> : b = 18,5 %  
Seitenleitwerksfläche F<sub>S</sub> = 25,5 m²  
bezogene SLW-Fläche F<sub>S</sub> : F = 20,9 %  
Rumpffanteil am SLW = 4,53 m²  
Streckung Λ<sub>S</sub> = 1,49  
Zuspitzung φ<sub>S</sub> = 2,6  
Pfeilwinkel φ<sub>S</sub> = 24 Grad

Profile:  
Profilbezeichnung C - 11c - 11  
Profiltiefe innen 6,0 m  
Profiltiefe außen 2,3 m  
bezogene Rudertiefe 38 %  
Ruderfläche 5,8 m²



bezogene Rudelfläche = 23 %  
Ausgleichsfläche = 2,4 m²  
Ruderausschlagswinkel = ± 25 °  
Hebel bis Neutralpunkt = 16,099 m  
statisches Moment = 0,194

Bugradgröße = 660 x 160B  
Hauptgradgröße = 1.000 x 300  
Radanzahl HFW = 4  
Abstand BFW bis Neutralpunkt = 8,88 m  
Abstand HFW bis Neutralpunkt = 1,00 m

max. Querschnitt Oberflächenanteil von Flügel und Leitwerk = 26,05 m²  
Neutralpunktsabstand = 13,42 m  
Rumpfstreckung = 9,78  
Länge Druckkabine = 26,30 m

Höhe mit Verkleidung = 1,98 m  
Breite mit Verkleidung = 1,18 m  
Oberfläche 1 Gondel = 21 m²  
Mittenabstand Gondel-Rumpf = 5,2 m  
Neigung Tw-Achse = - 1,5 Grad

Luftschraube:  
Durchmesser = 4,80 m oder 5,00 m  
Blattzahl = 5  
Bodenabstand Achswelle = 3,40 m

Fahrgwerk:  
Länge = 9,88 m  
Spurweite = 10,4 m  
Spurweite BFW = 0,42 m

Rumpf:  
Länge = 32,30 m  
max. Durchmesser = 3,30 m  
Oberfläche = 285,66 m²

Triebwerk:  
Länge = 3,75 m  
Durchmesser = 0,96 m

Aerodynamische Größen:  
K<sub>max</sub> bis Mach 0,4 18,5  
K<sub>Reise</sub> bei Mach 0,65 14,9  
Profilwiderst. c<sub>w,profil</sub> bei C<sub>L</sub> 0,1 0,01569  
C<sub>A</sub> Abhebe 1,45  
C<sub>A</sub> Reise 0,36  
C<sub>A</sub> Lande 1,9

Nach der 153/1 entstand von Dezember 1956 bis März 1957 das weiter optimierte Muster 153/2, das sich durch ein um 40 cm verkürztes Fahrgwerk auszeichnete, wodurch der Einstieg, das Beladen und laufende Inspektionen weiter verbessert werden konnten. Ermöglicht wurde diese Veränderung durch eine Verkleinerung des Propellerkreises von 5,00 m auf 4,50 m. Das wiederum erbrachte eine Erhöhung der Propellerdrehzahl bei gleicher Machbelastung und dadurch eine Verkleinerung des Vortriebswinkels der Propellerblätter, was den Wirkungsgrad des Propellers im Reiseflug verbesserte.

