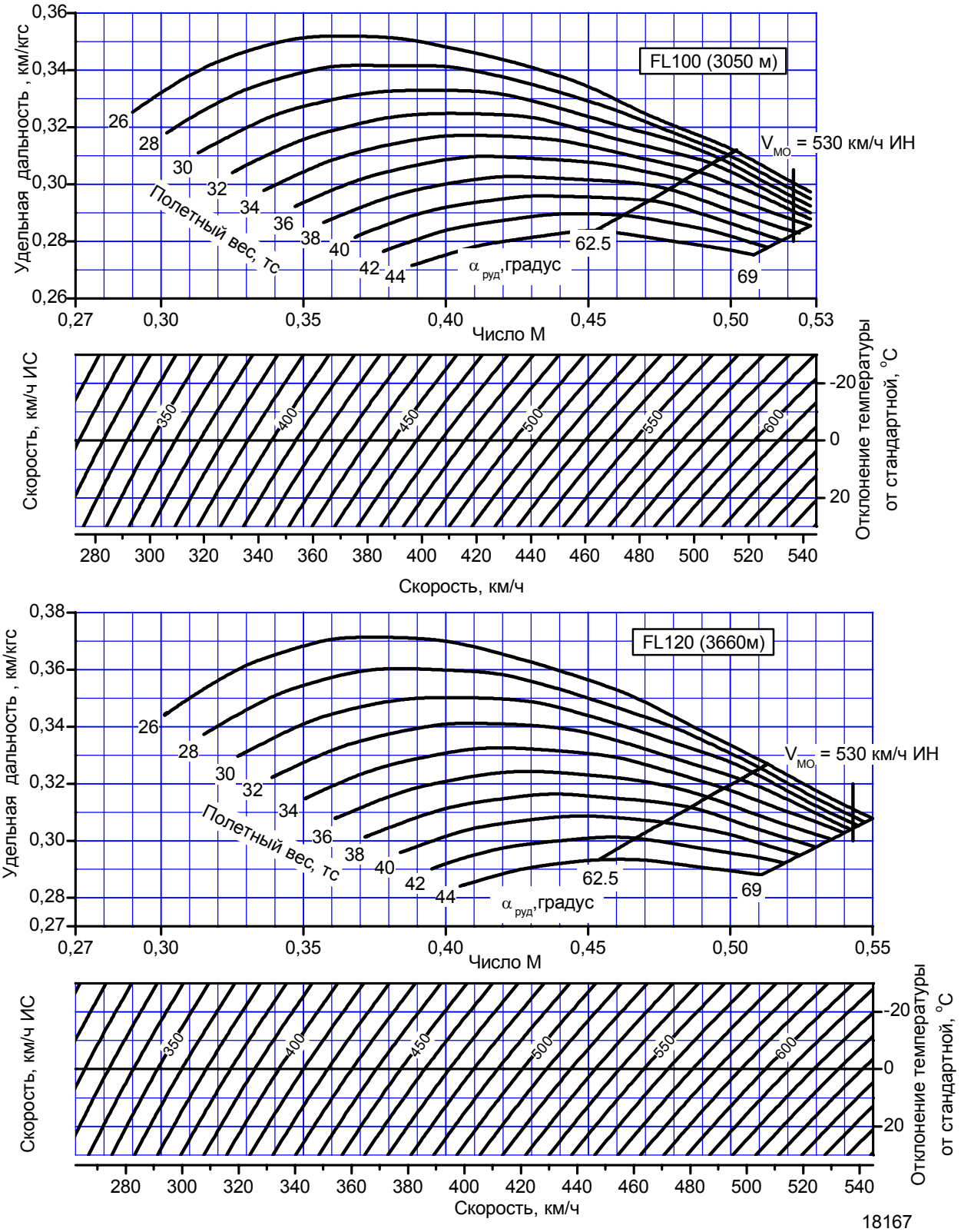
Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель Д436-148Д
СКВ включена
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной				
CA-30°C	CA	CA+10°C	CA+20°C	CA+30°C
1	1	0.99	0.97	0.96



18167

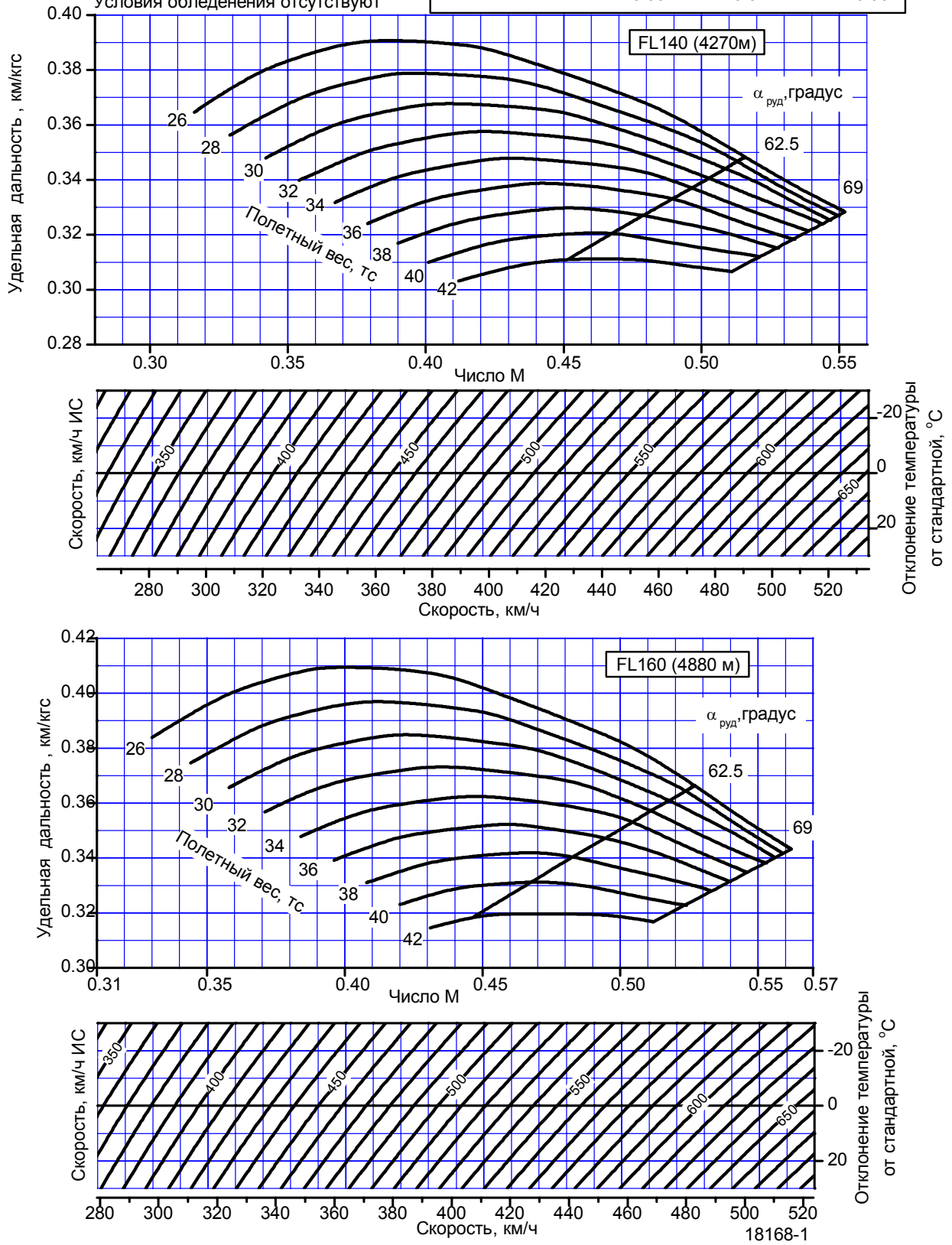
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-11а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель Д436-148Б
СКВ включена
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной				
СА-30°С	СА	СА+10°С	СА+20°С	СА+30°С
1	1	0.99	0.97	0.96

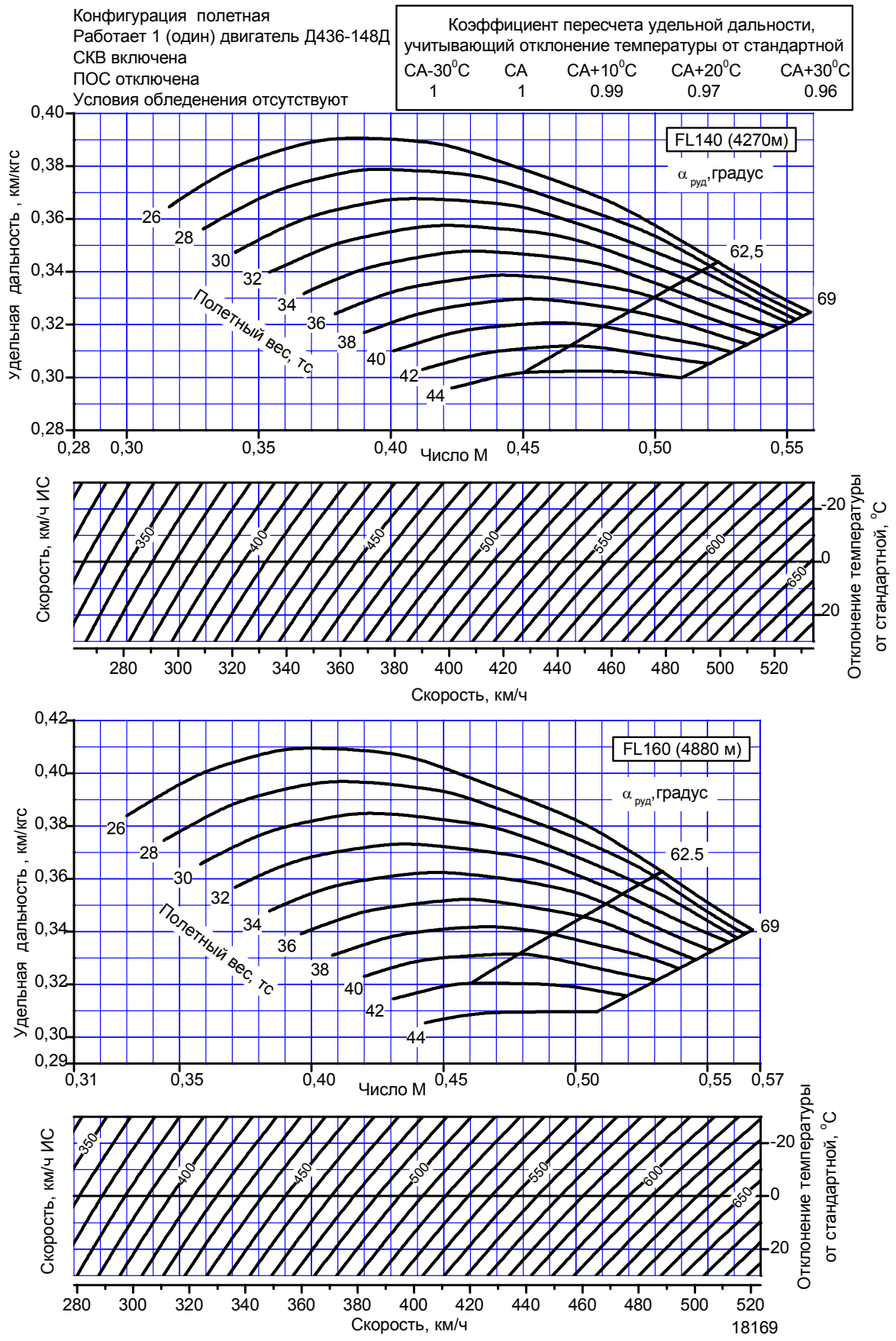


ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-12

18168-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе



ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

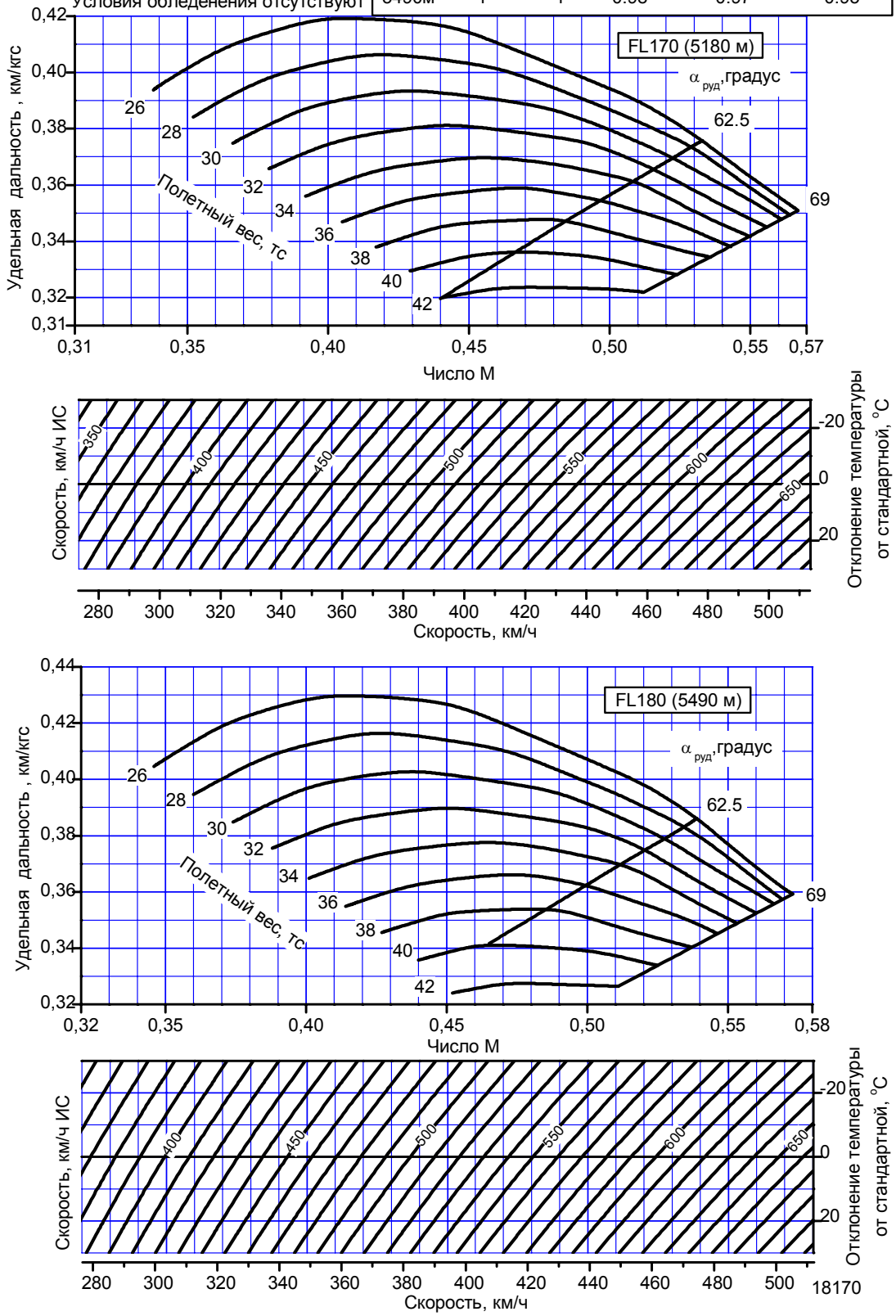
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-12а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель Д436-148Б
СКВ включена
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной

	СА-30°С	СА	СА+10°С	СА+20°С	СА+30°С
5180м	1	1	0.98	0.97	0.96
5490м	1	1	0.98	0.97	0.95



ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

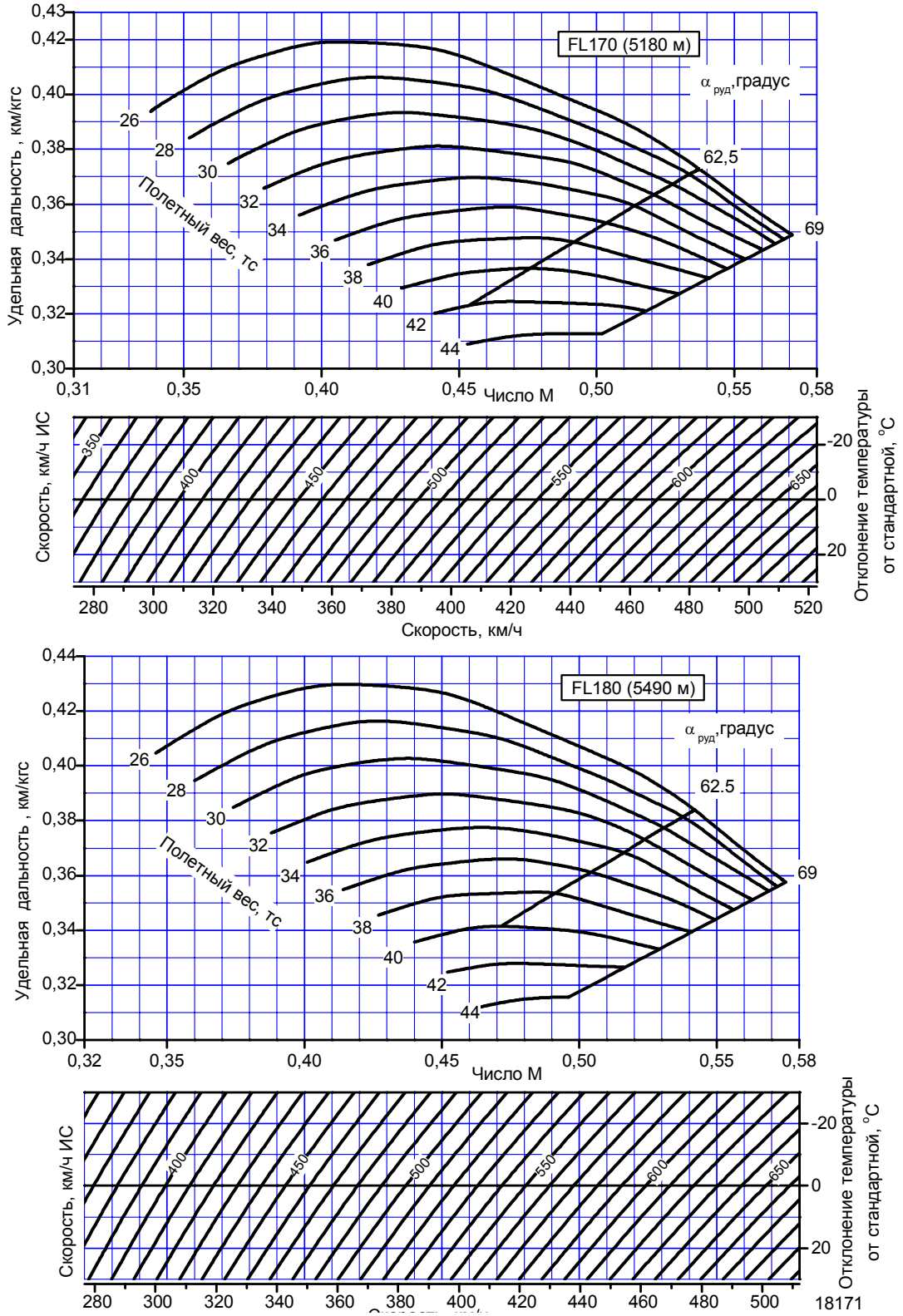
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-13

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель
Д436-148Д
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной

	СА-30°С	СА	СА+10°С	СА+20°С	СА+30°С
5180м	1	1	0.98	0.97	0.96
5490м	1	1	0.98	0.97	0.95



ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

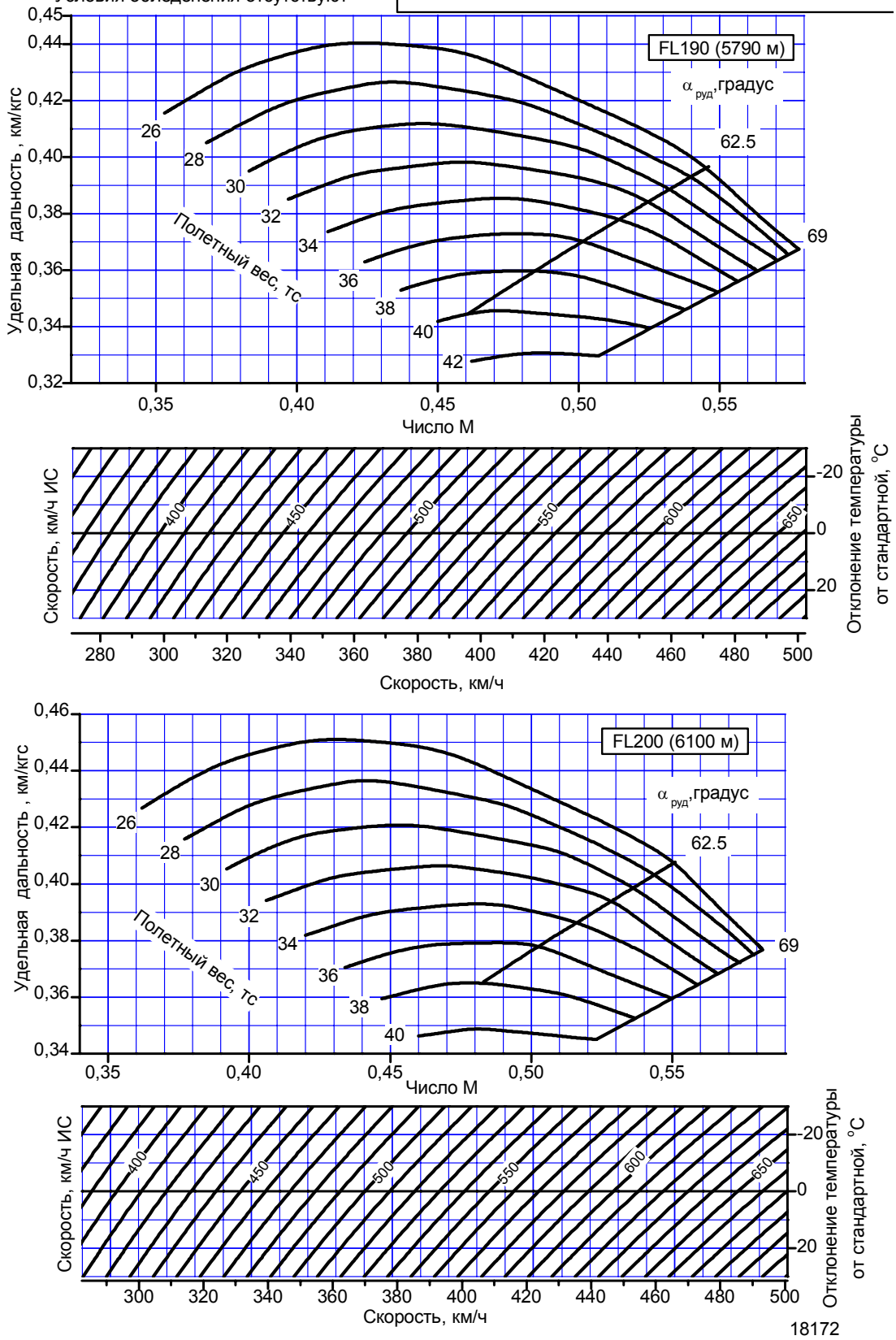
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-13а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель Д436-148Б
СКВ включена
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной

СА-30°С	СА	СА+10°С	СА+20°С	СА+30°С
1	1	0.98	0.96	0.95



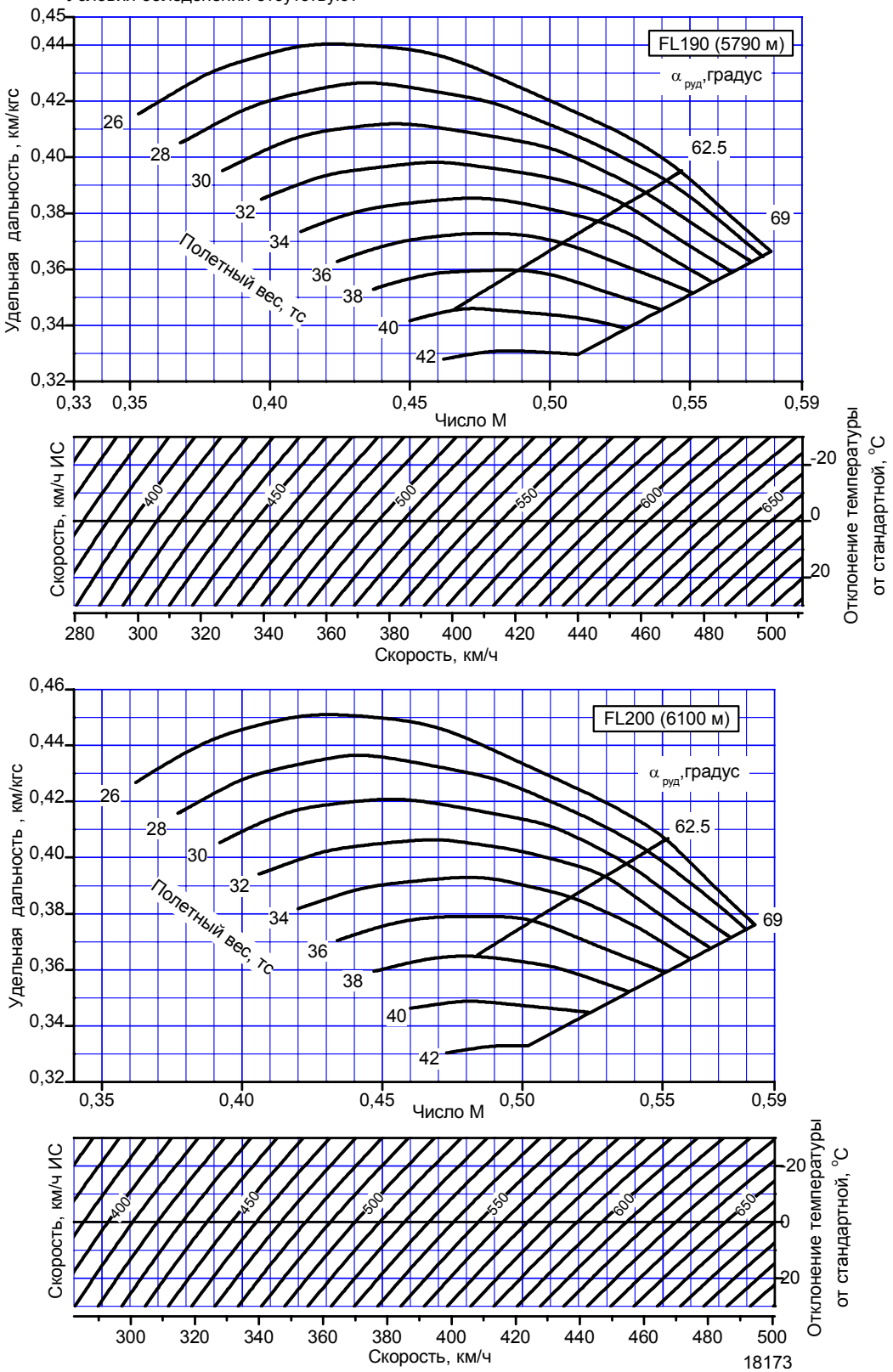
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-14

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель
Д436-148Д
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной				
СА-30°С	СА	СА+10°С	СА+20°С	СА+30°С
1	1	0.98	0.96	0.95



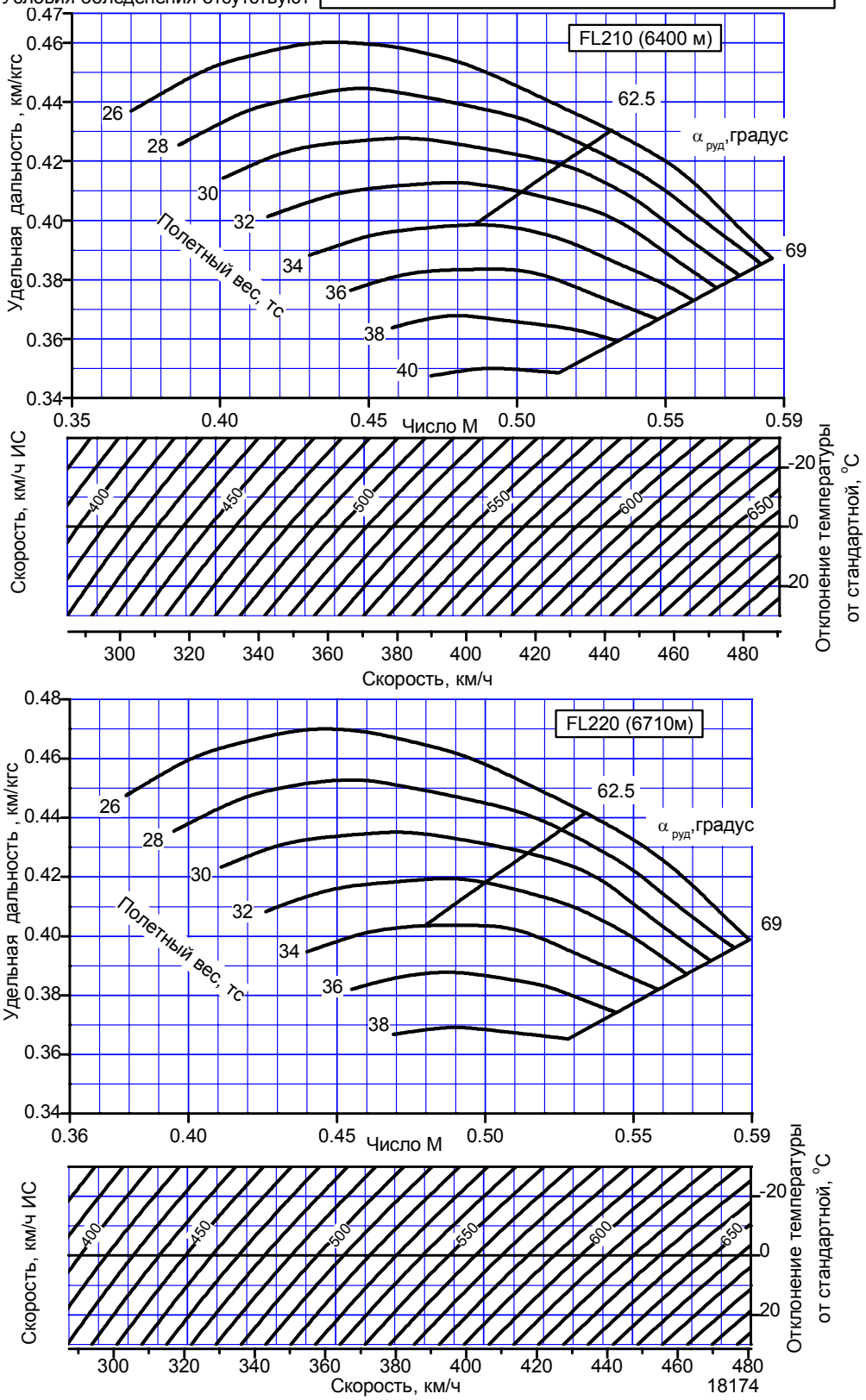
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-14а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная
Работает 1 (один) двигатель
Д436-148Б, Д436-148Д
СКВ включена
ПОС отключена
Условия обледенения отсутствуют

Коэффициент пересчета удельной дальности, учитывающий отклонение температуры от стандартной				
CA-30°C	CA	CA+10°C	CA+20°C	CA+30°C
1	1	0.98	0.96	0.95



ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Значения $\alpha_{РУД}$ приведены для условий СА
2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ
Рис. 7.3.5-15

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Таблица 7.3.5-2

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Конфигурация полетная (δ_3 = 0)
Работает один двигатель Д436-148Б
СКВ включена
Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – выключены
Условия СА

Высота		ПОЛЕТНЫЙ ВЕС, тс																																	
		26				28				30				32				34				36				38				40				42			
		СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход
*100 фт	м	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ																																			
20	600	411	423	0,284	1491	425	438	0,277	1582	439	452	0,270	1673	452	465	0,264	1764	464	477	0,258	1855	476	489	0,253	1937	487	500	0,248	2019	497	511	0,243	2103	507	520	0,238	2187
60	1830	416	454	0,313	1453	431	470	0,306	1540	444	484	0,299	1624	456	497	0,292	1703	466	507	0,286	1778	474	516	0,280	1845	480	523	0,275	1904	485	528	0,269	1963	488	531	0,263	2021
100	3050	407	472	0,348	1360	423	490	0,338	1449	437	505	0,330	1535	448	519	0,321	1617	458	530	0,314	1692	467	539	0,307	1760	473	546	0,300	1825	478	551	0,292	1888	480	554	0,285	1942
120	3660	405	484	0,367	1320	419	500	0,357	1404	431	515	0,347	1486	443	528	0,338	1566	453	540	0,329	1642	462	550	0,320	1719	470	559	0,312	1793	476	567	0,304	1865	482	572	0,297	1932
140	4270	402	496	0,386	1283	415	511	0,375	1363	427	525	0,364	1442	437	538	0,354	1520	447	549	0,344	1596	456	559	0,335	1673	463	568	0,325	1749	470	576	0,316	1824	475	583	0,308	1893
160	4880	401	510	0,405	1262	411	522	0,393	1331	421	534	0,381	1403	430	545	0,369	1476	439	556	0,359	1550	447	566	0,348	1628	455	576	0,336	1714	463	586	0,326	1801	468	592	0,317	1869
170	5180	399	516	0,415	1244	409	528	0,402	1314	418	539	0,389	1387	427	550	0,377	1459	436	561	0,366	1533	444	571	0,355	1611	452	581	0,342	1700	459	590	0,330	1787	459	590	0,322	1833
180	5490	399	523	0,425	1232	409	536	0,411	1307	418	548	0,397	1380	426	558	0,385	1449	433	567	0,374	1517	439	574	0,362	1584	443	579	0,349	1659	446	583	0,338	1727				
190	5790	397	529	0,436	1215	407	542	0,420	1289	415	553	0,407	1360	423	562	0,394	1427	429	570	0,381	1495	434	577	0,369	1564	438	582	0,355	1640	441	586	0,342	1713				
200	6100	394	534	0,446	1198	405	548	0,430	1275	413	559	0,415	1347	420	568	0,402	1412	425	574	0,389	1477	428	579	0,376	1540	430	580	0,361	1607								
210	6400	389	536	0,455	1179	401	552	0,438	1262	411	564	0,422	1336	417	573	0,409	1403	421	578	0,395	1464	423	580	0,380	1525	422	579	0,364	1589								
220	6710	385	539	0,465	1160	398	556	0,446	1248	408	570	0,430	1325	414	578	0,415	1395	417	583	0,400	1456	417	582	0,384	1518												
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ($\alpha_{РУД} \leq 72.5^o$)																																			
20	600	522	535	0,256	2094	522	535	0,254	2110	522	535	0,252	2126	522	535	0,250	2141	522	535	0,248	2157	522	535	0,245	2185	522	535	0,242	2214	522	535	0,239	2242	522	535	0,236	2271
60	1830	524	569	0,280	2028	524	569	0,278	2045	524	569	0,276	2062	524	569	0,274	2079	524	569	0,271	2095	524	569	0,268	2126	524	569	0,264	2156	524	569	0,260	2187	524	569	0,257	2217
100	3050	526	605	0,304	1994	526	605	0,301	2010	526	605	0,299	2026	526	605	0,296	2043	526	605	0,294	2059	526	605	0,290	2088	526	605	0,286	2115	520	599	0,283	2113	514	592	0,281	2111
120	3660	527	625	0,316	1977	527	625	0,313	1993	527	625	0,311	2009	527	625	0,308	2025	526	623	0,306	2034	520	617	0,304	2031	514	610	0,301	2029	509	604	0,298	2027	502	596	0,295	2024
140	4270	527	643	0,328	1961	524	640	0,327	1960	522	637	0,325	1958	519	634	0,324	1957	514	628	0,321	1955	508	621	0,318	1953	502	614	0,315	1950	496	607	0,312	1947	487	596	0,307	1943
160	4880	516	650	0,343	1894	513	647	0,342	1892	511	643	0,340	1891	507	639	0,338	1889	501	631	0,335	1886	495	624	0,331	1883	489	616	0,328	1880	479	605	0,323	1875	468	592	0,317	1869
170	5180	511	653	0,351	1861	508	650	0,349	1860	505	646	0,348	1858	500	640	0,345	1856	494	633	0,342	1852	488	625	0,338	1849	481	617	0,334	1845	470	604	0,328	1839	459	590	0,322	1833
180	5490	505	657	0,359	1828	503	653	0,358	1826	500	649	0,356	1825	494	642	0,353	1821	487	634	0,349	1817	481	626	0,345	1814	472	615	0,340	1809	461	602	0,334	1802	-	-	-	-
190	5790	500	660	0,367	1796	497	656	0,366	1794	494	652	0,364	1792	487	644	0,360	1788	481	635	0,356	1784	474	627	0,352	1780	464	614	0,346	1773	452	599	0,339	1766	-	-	-	-
200	6100	494	663	0,377	1759	491	659	0,375	1757	486	653	0,372	1754	480	644	0,368	1750	473	636	0,364	1745	465	626	0,360	1740	454	611	0,353	1732	-	-	-	-	-	-	-	-
210	6400	487	664	0,387	1714	484	660	0,385	1712	478	651	0,382	1707	471	643	0,377	1703	464	634	0,373	1699	454	620	0,367	1692	442	605	0,359	1684	-	-	-	-	-	-	-	-
220	6710	480	665	0,399	1667	475	659	0,396	1664	468	650	0,392	1659	462	641	0,387	1655	454	630	0,382	1650	442	614	0,374	1642	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ($\alpha_{РУД} \leq 62.5^o$)																																			
20	600	516	530	0,258	2055	513	527	0,257	2055	511	525	0,255	2054	509	522	0,254	2054	504	517	0,252	2053	499	512	0,250	2051	494	507	0,247	2050	488	501	0,245	2049	479	493	0,241	2047
60	1830	513	558	0,285	1954	510	555	0,284	1953	508	552	0,283	1952	505	549	0,282	1951	500	543	0,279	1949	494	538	0,276	1947	489	532	0,273	1945	482	525	0,270	1943	473	515	0,265	1940
100	3050	503	579	0,315	1840	500	576	0,314	1839	497	573	0,312	1838	493	568	0,309	1835	487	562	0,306	1833	481	555	0,303	1830	474	548	0,300	1828	465	537	0,294	1823	455	526	0,289	1819
120	3660	498	591	0,331	1784	495	588	0,330	1782	492	584	0,328	1781	486	577	0,325	1778	480	571	0,322	1775	474	564	0,318	1772	466	554	0,313	1768	455	542	0,308	1763	444	529	0,301	1757
140	4270	491	601	0,348	1725	488	598	0,347	1724	484	593	0,344	1721	478	586	0,341	1718	472	578	0,337	1715	465	570	0,333	1712	455	558	0,327	1706	444	546	0,321	1700	428	527	0,311	1692
160	4880	483	609	0,366	1663	480	606	0,365	1662	474	599	0,361	1658	468	591	0,357	1655	461	584	0,353	1651	452	572	0,347	1646	441	559	0,341	1640	426	541	0,331	1632	407	517	0,319	1621
170	5180	479	614	0,376	1633	475	610	0,374	1631	469	602	0,370	1627	463	594	0,366	1624	456	586	0,362	1620	445	573	0,355	1614	434	559	0,348	1608	417	538	0,336	1598	392	506	0,320	1584
180	5490	475	619	0,386	1602	471	613	0,383	1599	464	605	0,379	1595	458	597	0,375	1592	450	587	0,370	1587	439	573	0,363	1581	426	557	0,354	1573	407	534	0,342	1563	-	-	-	-
190	5790	471	623	0,397	1572	466	617	0,393	1569	459	609	0,389	1565	453	600	0,385	1561	444	588	0,378	1555	432	574	0,371	1549	417	554	0,360	1540	395	526	0,345	1527	-	-	-	-
200	6100	466	627	0,408	1538	460	619	0,404	1535	454	611	0,399	1531	447	602	0,394	1527	436	588	0,387	1520	424	573	0,378	1513	406	549	0,365	1502	-	-	-	-	-	-	-	-
210	6400	459	628	0,418	1502	453	619	0,413	1498	446	610	0,409	1494	438	600	0,403	1489	426	584	0,394	1482	412	566	0,384	1474	391	538	0,368	1462	-	-	-	-	-	-	-	-
220	6710	452	628	0,429	1463	445	619	0,424	1459	438	610	0,419	1455	428	596	0,411	1449	415	580	0,402	1442	397	556	0,388	1432	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Учтено ограничение по максимальной эксплуатационной скорости – 530 км/ч ИН на высотах менее 4900 м.

2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Таблица 7.3.5-2а

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Конфигурация полетная (δ_3 = 0)
Работает один двигатель Д436-148Д
СКВ включена
Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – выключены
Условия СА

ПОЛЕТНЫЙ ВЕС, тс																																							
Высота		26				28				30				32				34				36				38				40				42				44			
		СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход	СКОРОСТЬ км/ч		удел. даль-ность	час. рас-ход
*100фт	м	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч	ПР	ИС	км/кгс	кгс/ч
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ																																								
20	600	411	423	0,284	1491	425	438	0,277	1582	439	452	0,270	1673	452	465	0,264	1764	464	477	0,258	1855	476	489	0,253	1937	487	500	0,248	2019	497	511	0,243	2103	507	520	0,238	2187	516	529	0,234	2268
60	1830	416	454	0,313	1453	431	470	0,306	1540	444	484	0,299	1624	456	497	0,292	1703	466	507	0,286	1778	474	516	0,280	1845	480	523	0,275	1904	485	528	0,269	1963	488	531	0,263	2021	490	533	0,258	2070
100	3050	407	472	0,348	1360	423	490	0,338	1449	437	505	0,330	1535	448	519	0,321	1617	458	530	0,314	1692	467	539	0,307	1760	473	546	0,300	1825	478	551	0,292	1888	480	554	0,285	1942	481	555	0,279	1987
120	3660	405	484	0,367	1320	419	500	0,357	1404	431	515	0,347	1486	443	528	0,338	1566	453	540	0,329	1642	462	550	0,320	1719	470	559	0,312	1793	476	567	0,304	1865	482	572	0,297	1932	485	577	0,290	1991
140	4270	402	496	0,386	1285	414	510	0,375	1361	425	523	0,364	1437	436	536	0,354	1515	446	547	0,344	1592	455	558	0,334	1671	464	569	0,325	1753	472	578	0,315	1835	479	587	0,307	1913	486	595	0,301	1938
160	4880	401	510	0,405	1263	411	522	0,393	1330	420	533	0,380	1402	429	544	0,369	1475	438	555	0,359	1550	447	566	0,348	1631	457	578	0,336	1721	466	589	0,325	1814	475	600	0,316	1900	464	587	0,310	1895
170	5180	399	516	0,415	1243	407	525	0,402	1308	416	536	0,389	1376	424	546	0,378	1447	433	557	0,366	1522	442	569	0,355	1604	452	581	0,343	1697	462	593	0,330	1798	465	596	0,32	1858	450	578	0,313	1850
180	5490	399	524	0,425	1233	409	536	0,411	1307	418	548	0,397	1379	426	558	0,385	1448	433	566	0,374	1517	439	573	0,362	1584	443	579	0,350	1657	447	584	0,338	1727								
190	5790	397	529	0,436	1216	407	542	0,420	1289	415	553	0,407	1360	423	562	0,394	1428	429	570	0,381	1496	434	577	0,369	1562	439	582	0,355	1639	442	586	0,342	1712								
200	6100	395	535	0,446	1199	405	548	0,430	1276	414	559	0,415	1347	420	568	0,402	1413	425	574	0,389	1477	428	578	0,376	1538	429	580	0,361	1605												
210	6400	389	535	0,455	1176	401	552	0,438	1261	411	564	0,422	1337	418	573	0,408	1404	422	579	0,395	1467	423	580	0,380	1526	421	578	0,364	1588												
220	6710	385	539	0,465	1161	398	556	0,446	1247	408	569	0,430	1324	414	578	0,415	1395	418	583	0,400	1458	419	584	0,384	1523																
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ($\alpha_{РУД} \leq 72.5^{o}$)																																								
20	600	522	535	0,257	2079	522	535	0,256	2094	522	535	0,254	2108	522	535	0,252	2122	522	535	0,251	2137	522	535	0,248	2162	522	535	0,245	2188	522	535	0,242	2215	522	535	0,238	2246	522	535	0,235	2276
60	1830	524	569	0,282	2020	524	569	0,280	2035	524	569	0,278	2050	524	569	0,276	2065	524	569	0,273	2081	524	569	0,269	2112	524	569	0,265	2143	524	569	0,262	2174	524	569	0,258	2206	524	569	0,254	2237
100	3050	526	605	0,306	1977	526	605	0,303	1995	526	605	0,301	2012	526	605	0,298	2030	526	605	0,296	2048	526	605	0,291	2079	526	605	0,287	2111	526	605	0,282	2143	526	605	0,278	2175	526	601	0,275	2182
120	3660	527	625	0,316	1974	527	625	0,314	1991	527	625	0,311	2008	527	625	0,309	2024	527	625	0,306	2041	527	625	0,302	2072	524	622	0,298	2087	519	615	0,295	2085	513	609	0,292	2082	505	599	0,288	2079
140	4270	528	645	0,327	1971	528	645	0,324	1988	528	644	0,322	2001	525	641	0,321	2000	522	637	0,319	1999	516	630	0,316	1996	510	623	0,313	1993	504	616	0,310	1991	496	607	0,305	1987	485	594	0,300	1983
160	4880	521	655	0,341	1924	518	652	0,339	1922	515	649	0,338	1921	512	645	0,336	1920	506	638	0,333	1916	500	630	0,329	1913	494	623	0,326	1910	486	613	0,322	1906	475	600	0,316	1901	464	587	0,310	1895
170	5180	514	657	0,349	1885	512	654	0,347	1883	509	650	0,346	1882	504	645	0,343	1880	498	638	0,340	1876	492	630	0,337	1873	486	623	0,333	1869	476	610	0,327	1864	465	596	0,321	1858	450	578	0,313	1850
180	5490	508	660	0,358	1845	505	656	0,356	1843	502	652	0,354	1841	497	646	0,351	1838	490	638	0,348	1835	484	630	0,344	1831	476	620	0,340	1826	465	606	0,333	1820								
190	5790	502	662	0,366	1806	499	658	0,365	1805	495	654	0,363	1802	489	646	0,359	1798	482	638	0,355	1794	476	629	0,352	1790	466	617	0,346	1784	454	602	0,339	1777								
200	6100	495	664	0,376	1764	492	660	0,374	1762	487	654	0,372	1759	480	645	0,368	1755	474	637	0,364	1750	466	627	0,359	1745	455	612	0,352	1738												
210	6400	488	664	0,387	1718	484	660	0,385	1716	478	652	0,381	1712	472	644	0,377	1707	465	635	0,373	1703	455	622	0,366	1696	443	606	0,359	1688												
220	6710	476	660	0,396	1667	469	651	0,392	1663	462	642	0,387	1658	454	631	0,382	1653	442	615	0,374	1645	429	598	0,365	1636																
РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ($\alpha_{РУД} \leq 62.5^{o}$)																																								
20	600	524	535	0,257	2079	524	535	0,256	2094	524	535	0,254	2108	524	535	0,252	2122	524	535	0,251	2137	524	535	0,248	2162	524	535	0,245	2188	524	535	0,242	2213	516	530	0,240	2212	511	524	0,237	2210
60	1830	522	569	0,282	2020	522	569	0,280	2035	522	569	0,278	2050	522	569	0,276	2065	522	567	0,274	2069	516	561	0,272	2067	511	556	0,269	2065	506	550	0,267	2063	500	544	0,264	2061	491	534	0,260	2057
100	3050	515	593	0,312	1902	513	591	0,311	1901	510	588	0,309	1901	507	584	0,308	1900	502	578	0,305	1898	496	572	0,302	1897	491	566	0,299	1895	483	558	0,295	1893	474	547	0,289	1890	464	536	0,284	1887
120	3660	508	602	0,327	1841	505	599	0,326	1840	502	596	0,324	1839	498	591	0,322	1837	492	585	0,319	1835	486	578	0,315	1832	481	571	0,312	1830	471	560	0,307	1825	461	548	0,301	1821	447	533	0,294	1815
140	4270	499	610	0,344	1774	496	607	0,342	1773	493	603	0,341	1771	487	596	0,337	1768	481	589	0,334	1765	475	582	0,330	1762	466	572	0,325	1757	456	560	0,319	1752	444	545	0,312	1746	427	525	0,302	1737
160	4880	488	616	0,363	1697	485	612	0,361	1695	480	606	0,358	1693	474	599	0,355	1689	468	591	0,351	1686	460	582	0,346	1682	449	569	0,339	1676	437	554	0,332	1669	420	533	0,321	1660	392	499	0,303	1645
170	5180	483	619	0,373	1659	480	615	0,371	1657	474	608	0,368	1654	468	600	0,364	1650	461	592	0,360	1647	451	580	0,353	1642	441	567	0,346	1635	426	548	0,337	1627	405	522	0,323	1615				
180	5490	478	622	0,384	1620	474	617	0,382	1618	467	609	0,378	1614	461	601	0,373	1610	454	593	0,369	1606	443	579	0,362	1600	432	564	0,354	1594	413	541	0,342	1583								
190	5790	468	619	0,392	1579	461	611	0,388	1576	455	603	0,383	1572	446	591	0,378	1567	434	577	0,370	1560	420	559	0,360	1551	400	533	0,346	1539	354	474	0,313	1512								
200	6100	467	628	0,407	1544	461	620	0,403	1540	454	612	0,398	1536	448	603	0,394	1532	437	589	0,386	1526	425	574	0,378	1519	407	551	0,365	1508												
210	6400	460	629	0,418	1506	453	620	0,413	1503	447	611	0,408	1499	439	601	0,402	1494	427	585	0,394	1487	413	567	0,384	1479	393	540	0,368	1467												
220	6710	452	629	0,429	1467	446	620	0,424	1464	439	611	0,418	1460	429	597	0,411	1454	416	581	0,402	1447	398	557	0,388	1437																

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Учтено ограничение по максимальной эксплуатационной скорости – 530 км/ч ИН на высотах менее 4900 м.

2. При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 90 кгс/ч.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Таблица 7.3.5-3

Коэффициенты, учитывающие увеличение километровых расходов топлива при полете в УЕО с включенной ПОС планера и при полете после прохождения зоны обледенения с отключенной системой ПОС планера при наличии остаточных льдообразований

	ПОС включена	ПОС выключена (после прохождения зоны обледенения)
Полеты на скоростях минимальных километровых расходов топлива	1,15	1,07
Полеты на максимальных скоростях	1,2	1,15

Таблица 7.3.5-4

Коэффициенты, учитывающие увеличение километровых расходов топлива при полете с одним работающим двигателем в УЕО с включенной ПОС планера и при полете после прохождения зоны обледенения с отключенной системой ПОС планера при наличии остаточных льдообразований

	ПОС включена	ПОС выключена (после прохождения зоны обледенения)
Полеты на скоростях минимальных километровых расходов топлива	1,16	1,06
Полеты на максимальных скоростях (режим работы двигателя – взлетный)	1,17	1,09

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.3.6. ХАРАКТЕРИСТИКИ СНИЖЕНИЯ

На рис. 7.3.6-1 и в таблице 7.3.6-1 показаны горизонтальная дальность, время и расход топлива на снижении с двумя работающими двигателями в зависимости от высоты начала снижения.

Условия:

- конфигурация полетная ($\delta_з$=0);
- работают два двигателя на режиме:
  а) вне условий обледенения с включенной ПОС – $\alpha_{РУД}$ = 24° (на высотах более FL330 (10060 м) и $\alpha_{РУД}$ = 21° (на высотах менее FL330 (10060 м);
  б) в условиях обледенения с включенной ПОС – $\alpha_{РУД}$ = 31°;
- скорости снижения – M=0,77 до достижения скорости 480 км/ч и далее на скорости 480 км/ч (460 км/ч на высотах менее FL100 (3050 м));
- СКВ включена, отборы воздуха на ПОС включены (в условиях обледенения);
- условия обледенения (на высотах менее 29500 ft (9000 м);
- условия СА ± 30°С, штиль.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при снижении с высоты FL380 (11580 м) горизонтальная дальность составляет 168 км, время – 16,1 мин и расход топлива – 223 кгс.

На рис. 7.3.6-2 и в таблице 7.3.6-2 показаны горизонтальная дальность, время и расход топлива на снижении с одним работающим двигателем в зависимости от высоты начала снижения.

При снижение с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 1,5 кгс/мин.

Условия:

- конфигурация полетная ($\delta_з$ = 0);
- работает один двигатель на режиме $\alpha_{РУД} \geq 31°$;
- скорости снижения – M = 0,77 до достижения скорости 460 км/ч и далее на скорости 460 км/ч;
- отборы воздуха на СКВ включены;
- условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – отключены;
- условия СА ± 30°С, штиль.

В табл. 7.3.6-3 показаны горизонтальная дальность, время и расход топлива с двумя работающими двигателями в условиях обледенения с включенной ПОС в зависимости от высоты начала снижения.

Условия:

- конфигурация полетная ($\delta_з$=0), глиссадные интерцепторы отклонены на угол 10°;
- работают два двигателя на режиме $\alpha_{РУД}$ = 31°;
- скорости снижения – M=0,77 до достижения скорости 480 км/ч и далее на скорости 480 км/ч (460 км/ч на высотах менее FL100 (3050 м));
- отборы воздуха на СКВ включены;
- условия обледенения, отборы воздуха на ПОС включены;
- остаточный лед на крыле и горизонтальном оперении;
- лед на необогреваемом вертикальном оперении.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

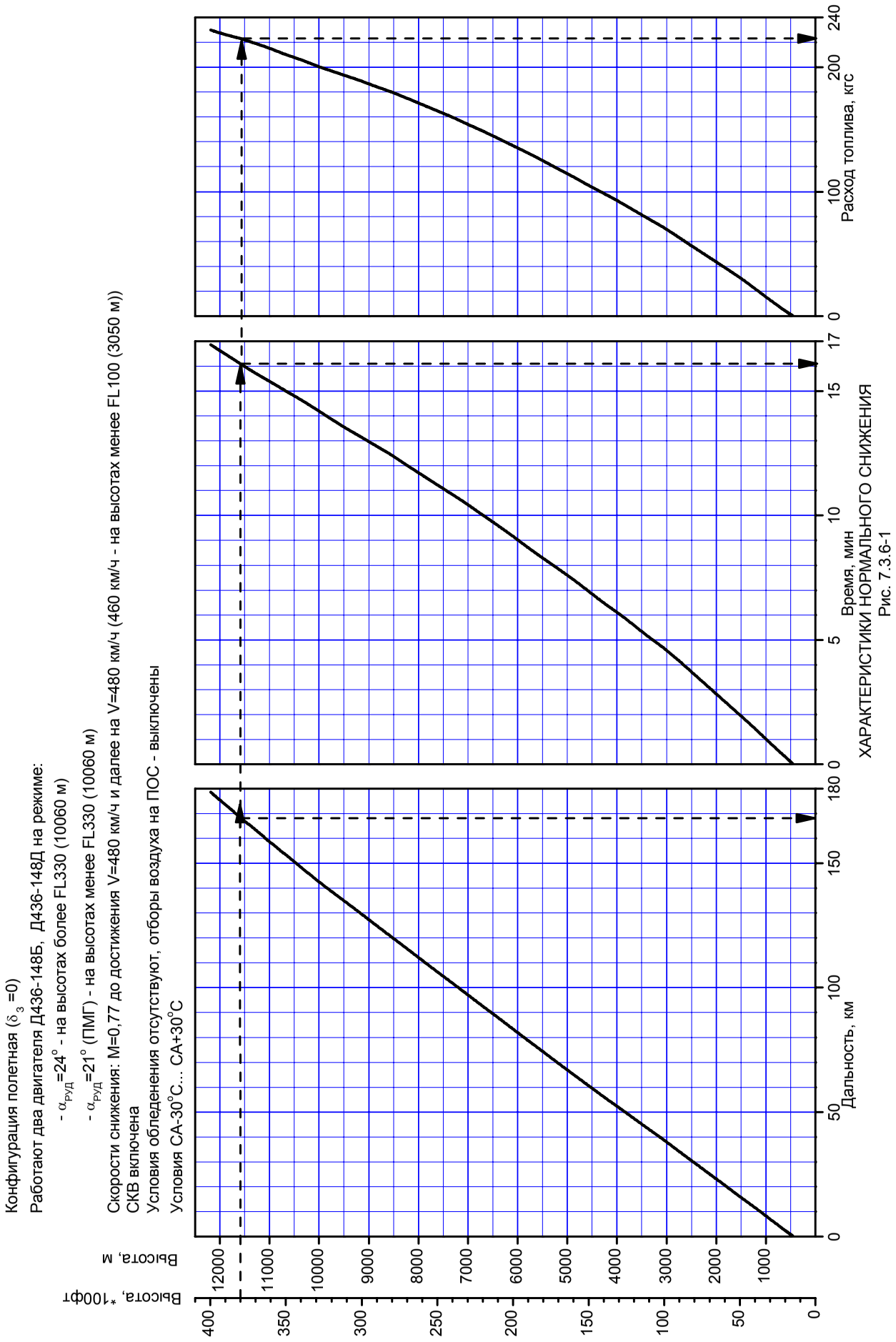


Рис. 7.3.6-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

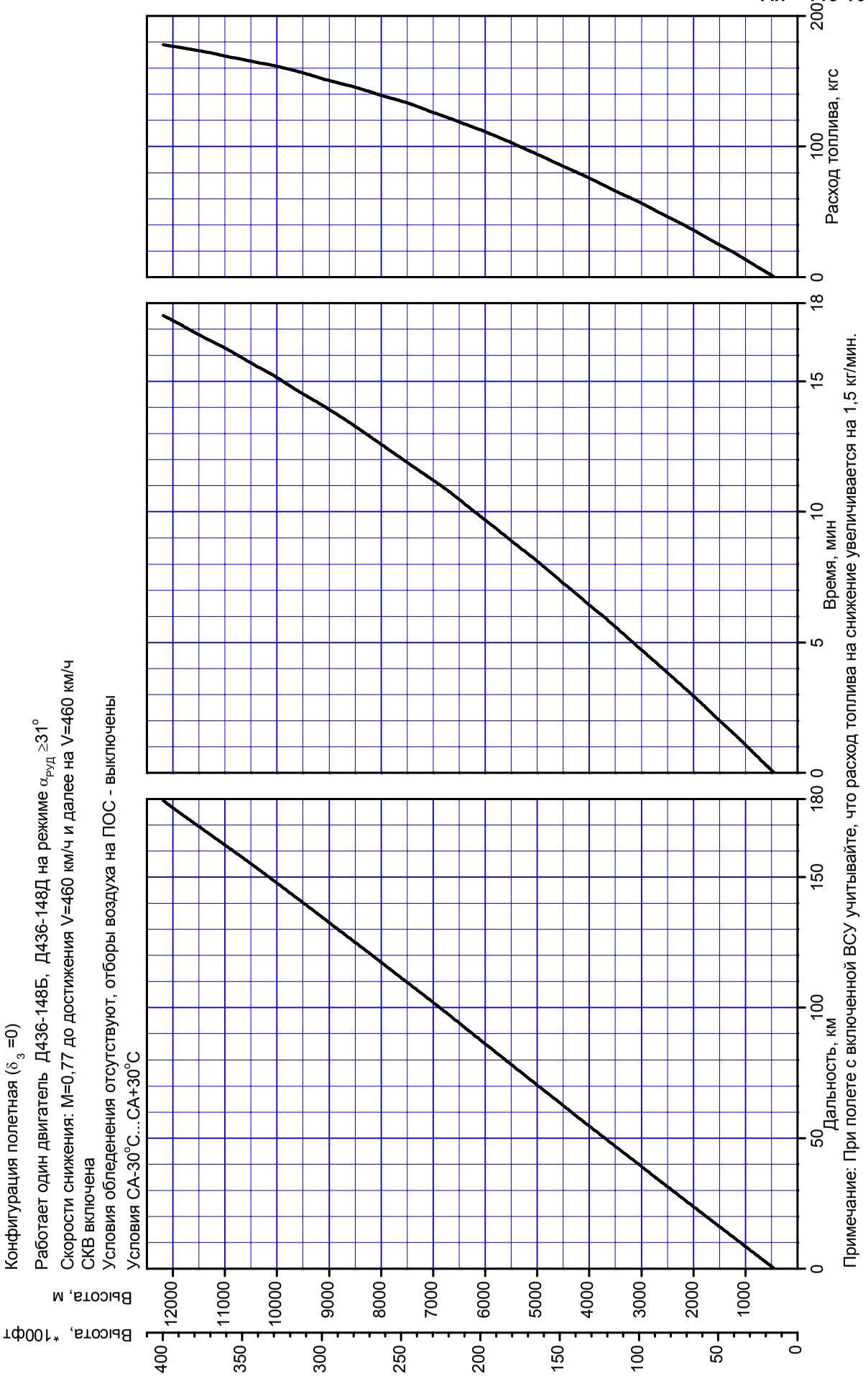
Таблица 7.3.6-1

ХАРАКТЕРИСТИКИ НОРМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Конфигурация полетная ($\delta_З$=0)
Работают два двигателя Д436-148Б, Д436-148Д на режиме:
– $\alpha_{РУД}$=24° – на высотах более FL330 (10060 м)
– $\alpha_{РУД}$=21° (ПМГ) – на высотах менее FL330 (10060 м)
Скорости снижения – M = 0,77 до достижения V=480 км/ч и далее на V=480 км/ч (460 км/ч на высотах ниже FL100 (3050 м))
СКВ включена
Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – выключены
Условия СА-30°С…СА+30°С

Высота		Скорость		Число М	Дальность	Время	Расход топлива
*100 фт	м	км/ч	км/ч ИС		км	мин	кгс
20	610	460	473	0,389	2	0,3	4
30	910	460	480	0,396	7	0,8	13
40	1220	460	487	0,403	12	1,4	22
50	1520	460	494	0,410	16	2,0	31
60	1830	460	501	0,418	21	2,5	39
70	2130	460	509	0,426	25	3,1	47
80	2440	460	517	0,434	30	3,6	55
90	2740	460	525	0,442	34	4,1	63
100	3050	480	543	0,460	39	4,7	71
110	3350	480	561	0,476	43	5,1	78
120	3660	480	570	0,486	47	5,6	85
130	3960	480	579	0,495	52	6,1	92
140	4270	480	588	0,505	56	6,5	99
150	4570	480	596	0,514	61	7,0	105
160	4880	480	606	0,524	65	7,4	112
170	5180	480	615	0,534	70	7,9	118
180	5490	480	624	0,544	74	8,3	125
190	5790	480	634	0,555	79	8,7	131
200	6100	480	644	0,566	84	9,2	137
210	6400	480	654	0,577	88	9,6	143
220	6700	480	664	0,588	93	10,0	149
230	7010	480	674	0,600	97	10,4	154
240	7310	480	685	0,611	102	10,9	160
250	7620	480	696	0,624	106	11,2	165
260	7920	480	707	0,636	111	11,6	170
270	8230	480	718	0,649	116	12,0	175
280	8530	480	729	0,662	120	12,4	180
290	8840	480	741	0,676	125	12,8	184
300	9140	480	753	0,690	130	13,1	189
310	9450	480	765	0,704	134	13,5	193
320	9750	480	777	0,718	139	13,9	197
330	10060	480	790	0,733	143	14,3	201
340	10360	480	803	0,748	148	14,6	206
350	10670	480	816	0,764	153	15,0	210
360	10970	480	818	0,770	158	15,4	215
370	11280	462	818	0,770	163	15,7	219
380	11580	451	818	0,770	168	16,1	223
390	11890	440	818	0,770	174	16,5	226
400	12190	430	818	0,770	179	16,9	230

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе



Конфигурация полетная (δ_3 =0)
Работает один двигатель Д436-148Б, Д436-148Д на режиме $\alpha_{РУД} \geq 31°$
Скорости снижения: M=0,77 до достижения V=460 км/ч и далее на V=460 км/ч
СКВ включена
Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС - выключены
Условия СА-30°С...СА+30°С

Примечание: При полете с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива на снижение увеличивается на 1,5 кг/мин.

ХАРАКТЕРИСТИКИ НОРМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ

Рис. 7.3.6-2

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Таблица 7.3.6-2

ХАРАКТЕРИСТИКИ НОРМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Конфигурация полетная ($\delta_З$=0)

Работает один двигатель Д436-148Б, Д436-148Д на режиме $\alpha_{РУД} \geq 31°$

Скорости снижения – M = 0,77 до достижения V=460 км/ч и далее на V=460 км/ч

СКВ включена

Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – выключены

Высота		Скорость		Число M	Дальность	Время	Расход топлива
*100 фт	м	км/ч	км/ч ИС		км	мин	кгс
20	610	460	473	0,389	3	0,3	4
30	910	460	480	0,396	7	0,9	11
40	1220	460	487	0,403	12	1,5	19
50	1520	460	494	0,410	17	2,0	25
60	1830	460	501	0,418	21	2,6	32
70	2130	460	508	0,425	26	3,2	39
80	2440	460	516	0,433	31	3,7	45
90	2740	460	524	0,441	35	4,3	51
100	3050	460	531	0,449	40	4,8	58
110	3350	460	539	0,458	45	5,3	63
120	3660	460	547	0,466	49	5,9	69
130	3960	460	556	0,475	54	6,4	75
140	4270	460	564	0,484	59	6,9	81
150	4570	460	573	0,493	64	7,4	86
160	4880	460	581	0,503	68	7,9	92
170	5180	460	590	0,513	73	8,4	97
180	5490	460	599	0,523	78	8,9	103
190	5790	460	609	0,533	83	9,4	108
200	6100	460	618	0,543	88	9,8	113
210	6400	460	628	0,554	93	10,3	117
220	6700	460	638	0,565	97	10,8	122
230	7010	460	648	0,576	102	11,2	126
240	7310	460	658	0,588	107	11,6	131
250	7620	460	669	0,600	112	12,1	135
260	7920	460	679	0,612	116	12,5	138
270	8230	460	690	0,624	121	12,9	142
280	8530	460	701	0,637	126	13,3	146
290	8840	460	713	0,650	130	13,7	149
300	9140	460	724	0,663	135	14,1	152
310	9350	460	732	0,673	140	14,5	156
320	9750	460	748	0,691	144	14,8	159
330	10060	460	760	0,706	149	15,2	162
340	10360	460	773	0,720	153	15,5	164
350	10670	460	786	0,736	158	15,9	167
360	10970	460	799	0,751	162	16,3	169
370	11280	460	815	0,768	166	16,6	172
380	11580	450	819	0,770	171	16,9	174
390	11890	440	818	0,770	175	17,2	176
400	12190	430	818	0,770	179	17,5	178

ПРИМЕЧАНИЕ. При снижение с включенной ВСУ учитывайте, что расход топлива увеличивается на 1,5 кгс/мин.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Таблица 7.3.6-3

ХАРАКТЕРИСТИКИ НОРМАЛЬНОГО СНИЖЕНИЯ С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ С ВКЛЮЧЕННОЙ ПОС

Конфигурация полетная (δ_3=0)
Глиссадные интерцепторы отклонены на угол 10° (в условиях обледенения с включенной ПОС)
Работают два двигателя Д436-148Б, Д436-148Д на режиме:
– вне условий обледенения с выключенной ПОС – $\alpha_{РУД}$=24° (на высотах более FL330 (10050 м)) и
$\alpha_{РУД}$=21° (на высотах менее FL330 (10050 м))
– в условиях обледенения с включенной ПОС - $\alpha_{РУД}$=31°
Скорости снижения: М=0,77 до достижения скорости 480 км/ч и далее 480 км/ч
(460 км/ч – на высотах менее FL100(3050 м))
СКВ включена, отборы воздуха на ПОС - включены (в условиях обледенения)
Условия обледенения (на высотах менее 29500 фт (9000 м))
Остаточный лед на крыле и горизонтальном оперении
Лед на необогреваемом вертикальном оперении

Высота		Скорость		Число М	Дальность	Время	Расход топлива
*100 фт	м	км/ч	км/ч ИС		км	мин	кгс
20	610	460	473	0,389	3	0,4	8
30	910	460	480	0,396	8	1,0	24
40	1220	460	487	0,403	12	1,6	38
50	1520	460	494	0,410	17	2,2	52
60	1830	460	501	0,418	22	2,7	64
70	2130	460	509	0,426	26	3,2	76
80	2440	460	517	0,434	31	3,8	87
90	2740	460	525	0,442	35	4,3	98
100	3050	480	543	0,460	40	4,8	109
110	3350	480	561	0,476	44	5,3	119
120	3660	480	570	0,486	48	5,7	128
130	3960	480	579	0,495	52	6,1	137
140	4270	480	588	0,505	56	6,6	146
150	4570	480	596	0,514	61	7,0	154
160	4880	480	606	0,524	65	7,4	162
170	5180	480	615	0,534	69	7,8	170
180	5490	480	624	0,544	73	8,2	178
190	5790	480	634	0,555	77	8,6	186
200	6100	480	644	0,566	81	9,0	194
210	6400	480	654	0,577	86	9,4	201
220	6700	480	664	0,588	90	9,8	208
230	7010	480	674	0,600	94	10,1	215
240	7310	480	685	0,611	98	10,6	221
250	7620	480	696	0,624	102	10,9	228
260	7920	480	707	0,636	106	11,3	234
270	8230	480	718	0,649	111	11,6	240
280	8530	480	729	0,662	115	11,9	246
290	8840	480	741	0,676	119	12,3	252
300	9140	480	753	0,690	124	12,7	257
310	9450	480	765	0,704	128	13,1	261
320	9750	480	777	0,718	133	13,5	265
330	10060	480	790	0,733	137	13,9	269
340	10360	480	803	0,748	142	14,2	274
350	10670	480	816	0,764	147	14,6	278
360	10970	480	818	0,770	152	15,0	283
370	11280	462	818	0,770	157	15,3	287
380	11580	451	818	0,770	162	15,7	291
390	11890	440	818	0,770	168	16,1	294
400	12190	430	818	0,770	173	16,5	298

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.3.7. АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА

На рис. 7.3.7-1 показан аэронавигационный запас топлива в зависимости от удаления запасного аэродрома и полетного веса в момент ухода на второй круг. Аэронавигационный запас топлива включает топливо, потребное для ухода на второй круг на аэродроме назначения, топливо для перелета на запасной аэродром на режиме минимального километрового расхода топлива, топливо для выполнения полета в зоне ожидания на высоте круга в течение 30 мин, топливо для захода на посадку на запасном аэродроме.

На рис. 7.3.7-1 приведена также таблица для определения величины компенсационного запаса, составляющего 3 % от основного запаса топлива. Величина резервного остатка топлива должна рассчитываться как сумма аэронавигационного запаса топлива, определенного по рис. 7.3.7-1 в зависимости от удаления запасного аэродрома и полетного веса самолета в момент ухода на второй круг, и компенсационного запаса топлива, определенного по таблице на рис. 7.3.7-1 в зависимости от основного запаса топлива.

Условия:

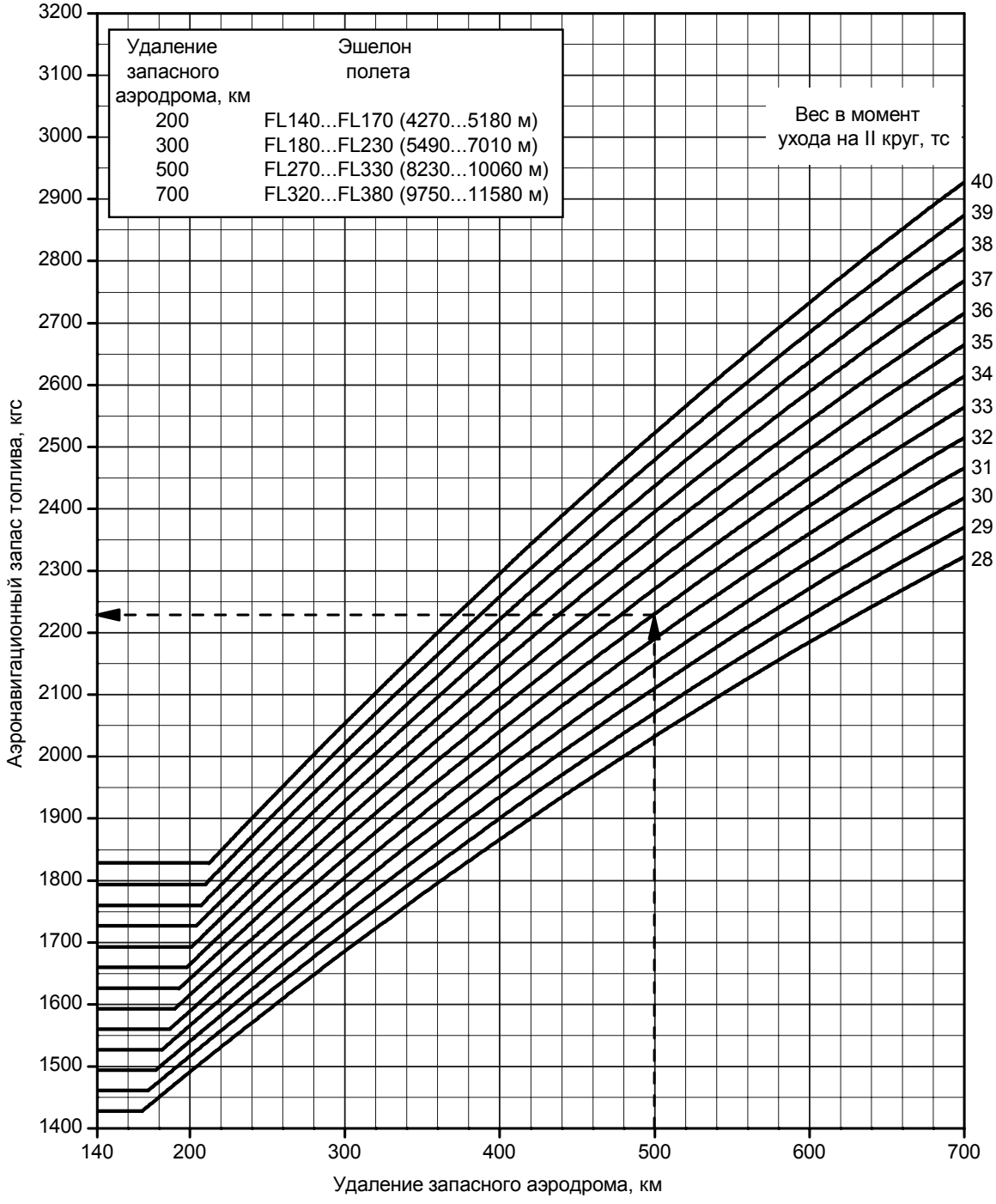
- работают два двигателя;
- перелет на запасной аэродром и полет в зоне ожидания запасного аэродрома выполняется в полетной конфигурации;
- перелет на запасной аэродром выполняется на режиме максимальной удельной дальности;
- полет в зоне ожидания выполняется в течении 30 мин на высоте круга и режиме минимального часового расхода топлива;
- отборы воздуха на СКВ включены;
- условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – отключены;
- условия СА, штиль.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при удалении заданного аэродрома 500 км и полетном весе в момент ухода на второй круг 33 тс аэронавигационный запас топлива составляет 2245 кгс.

Для основного запаса топлива, равного 7000 кгс, в соответствии с таблицей, приведенной на рис. 7.3.7-1, величина компенсационного запаса топлива будет составлять 210 кгс. Тогда резервный запас топлива перед полетом должен быть равен: 2245 + 210 = 2455 кгс.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация полетная (δ_3 = 0)
Работают два двигателя Д436-148Б, Д436-148Д
Перелет на запасной аэродром выполняется
на режиме максимальной удельной дальности
Полет в режиме ожидания выполняется в течение 30 мин на высоте круга
и скоростях минимального часового расхода топлива
СКВ включена
Условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС - выключены
Условие СА , штиль



АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА
Рис. 7.3.7-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.3.8. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ

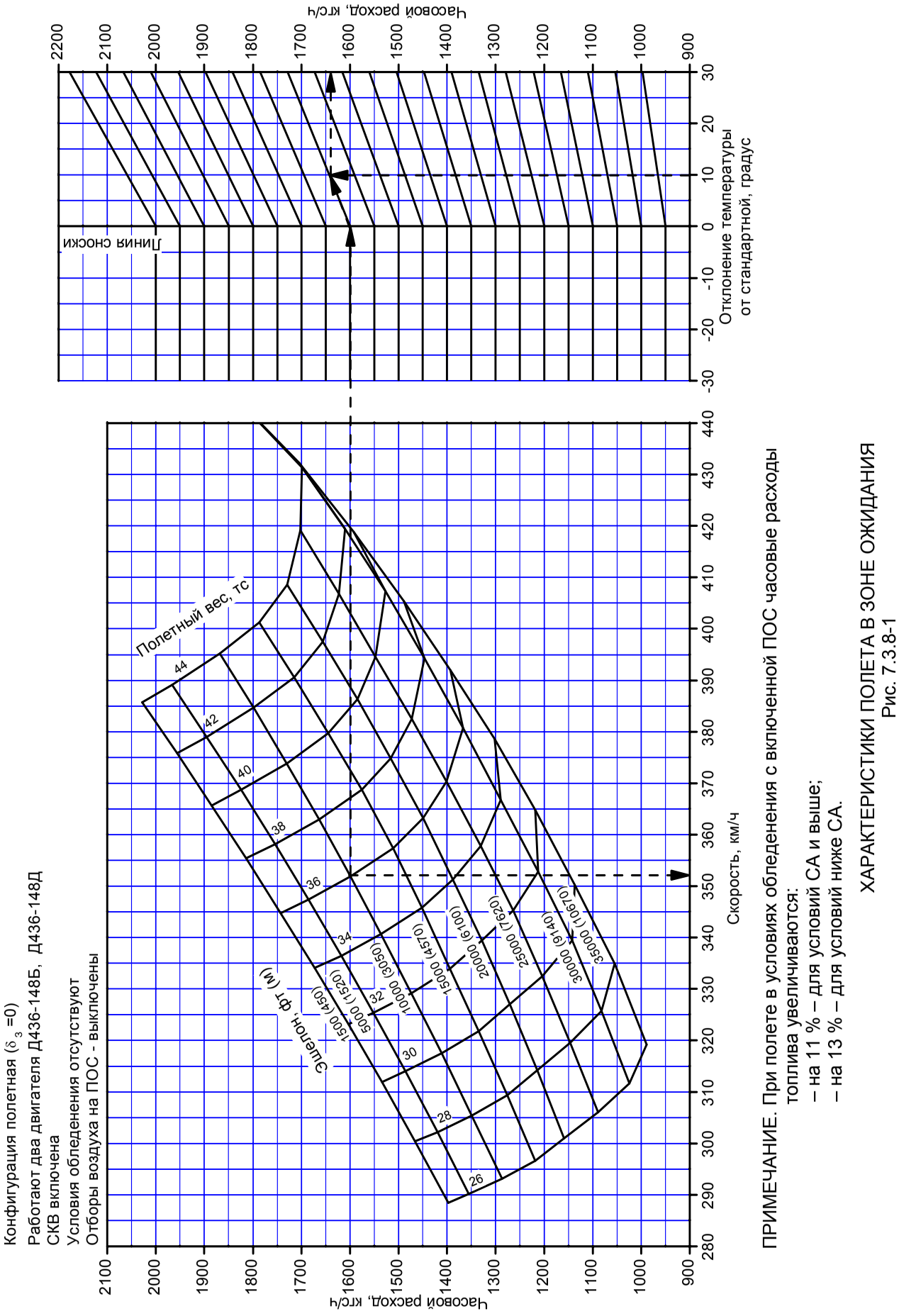
На рис. 7.3.8-1 приведены рекомендуемые скорости полета в зоне ожидания и соответствующие им минимальные часовые расходы топлива в зависимости от полетного веса и высоты.

Условия:

- конфигурация полетная ($\delta_З$=0);
- работают два двигателя;
- отборы воздуха на СКВ включены;
- условия обледенения отсутствуют, отборы воздуха на ПОС – отключены;
- условия СА ± 30ºС.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при полетном весе 36 тс, на высоте FL100 (3050 м) и в условиях СА + 10ºС часовой расход топлива составляет 1640 кгс на скорости полета 352 км/ч.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе



ПРИМЕЧАНИЕ. При полете в условиях обледенения с включенной ПОС часовые расходы топлива увеличиваются:
– на 11 % – для условий СА и выше;
– на 13 % – для условий ниже СА.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА В ЗОНЕ ОЖИДАНИЯ
Рис. 7.3.8-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.3.9. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

При расчете потребного на полет запаса топлива учитывается:

1. Основной запас топлива, включающий:
   - расход топлива на запуск, прогрев, опробование двигателей и руление (не учитывается при определении взлетного веса самолета) – 150 кгс;
   - расход топлива на взлет и набор высоты круга 1500 фт (450 м) – 125 кгс;
   - расход топлива на набор высоты эшелона – по рис. 7.3.4-1…7.3.4-12 и 7.3.4-1а…7.3.4-6а;
   - расход топлива на горизонтальном участке полета – по рис. 7.3.5-1…7.3.5-9б;
   - расход топлива на снижение до высоты круга – по рис. 7.3.6-1;
   - расход топлива на заход на посадку и собственно посадку – 105 кгс;
   - расход топлива на заруливание (берется из аэронавигационного запаса топлива) – 100 кгс.
2. Резервный запас топлива, включающий:
   - аэронавигационный запас топлива – по рис. 7.3.7-1;
   - компенсационный запас топлива – определяется как 3 % от основного запаса топлива.

ПРИМЕР РАСЧЕТА

Требуется определить дальности полета самолета Ан-148-100В с заданным весом коммерческой нагрузки:

- эшелон полета FL380 (11580 м);
- крейсерская скорость полета 800 км/ч ИС;
- вес снаряженного самолета с экипажем 24980 кгс (берется из формуляра);
- коммерческая нагрузка 5700 кгс (60 пассажиров с багажом);
- взлетный вес, определенный из условий базирования – 39000 кгс;
- удаленность запасного аэродрома – 500 км;
- стандартные атмосферные условия, штиль.

Порядок расчета:

1. Определяется вес топлива на старте:

   39000 – 24980 – 5700 = 8320 кгс

   Заправка топлива с учетом запуска, опробования двигателей и выруливания:

   8320 + 150 = 8470 кгс

2. Определить по рис. 7.3.4-1…7.3.4-3 путь, время и расход топлива на участке А - Б. Для взлетного веса 39000 кгс они соответственно равны 291 км, 28 мин (с учетом 2 минут на взлет и набор высоты круга) и 1302 кгс (с учетом 125 кгс топлива на взлет и набор высоты круга).

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Вес самолета в точке Б при этом составляет:

39000 – 1302 = 37698 кгс

Вес топлива в точке Б:

8320 – 1302 = 7018 кгс

3. Определите остаток топлива и вес самолета в точке Д.

Остаток топлива складывается из:

а) топлива на заход на посадку и посадку – 105 кгс;

б) резервного запаса топлива, состоящего из:

- аэронавигационного запаса топлива;
- компенсационного запаса топлива.

Так как аэронавигационный запас топлива является функцией полетного веса, в свою очередь включающего искомый аэронавигационный запас, то расчет остатка топлива, веса самолета в точке Д и аэронавигационного запаса топлива производится методом последовательных приближений по следующей схеме:

3.1. Определите полетный вес самолета в точке Д без учета резервного запаса топлива:

24980 + 5700 + 105 = 30785 кгс

Тогда аэронавигационный запас топлива в первом приближении для полетного веса 30785 кгс и удаленности запасного аэродрома 500 км (по рис. 7.3.7-1) равен 2147 кгс. При этом компенсационный запас топлива, равный 3 % от основного запаса топлива:

(8320 – 2147) × 0,03 = 185 кгс

Следовательно, резервный запас топлива в первом приближении равен:

2147 + 185 = 2332 кгс

3.2. Определите полетный вес самолета в точке Д во втором приближении:

24980 + 5700 + 105 + 2332 = 33117 кгс

Тогда, аэронавигационный запас топлива во втором приближении для полетного веса 33117 кгс и удаленности запасного аэродрома 500 км (по рис. 7.3.7-1) равен 2242 кгс.

Компенсационный запас топлива, составляющий 3 % от основного запаса топлива:

(8320 – 2242) × 0,03 = 182 кгс

Резервный запас топлива во втором приближении равен:

2242 + 182 = 2424 кгс

3.3. Полетный вес самолета в точке Д составляет:

24980 + 5700 + 105 + 2424 = 33209 кгс

Запас топлива в точке Д при этом равен:

105 + 2424 = 2529 кгс

Дальнейшего уточнения полетного веса и запаса топлива не требуется.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

4. Определите остаток топлива и вес самолета в точке Г, которые отличаются от соответствующих характеристик в точке Д на величину веса топлива на снижении. В соответствии с рис. 7.3.6-1 расход топлива на снижении с эшелона FL380 (11580 м) составляет 223 кгс, тогда
   - полетный вес в точке Г равен:

     33209 + 223 = 33432 кгс
   - остаток топлива в точке Г:

     2529 + 223 = 2752 кгс
5. Определите количество топлива, расходуемого на участке Б - Г:

   7018 – 2752 = 4266 кгс

   Для большой точности расчета участок Б - Г разделите на два:
   Б - В и В - Г, распределив расходуемое на участке Б - Г топливо примерно пополам:

   а) для участка Б - В – 2266 кгс;

   б) для участка В - Г – 2000 кгс.
6. Определите для участков Б - В и В – Г средние полетные веса самолета:
   - для участка Б - В: 37698 – 0,5 × 2266 = 36565 кгс;
   - для участка В - Г: 37698 – 2266 – 0,5 × 2000 = 34432 кгс.

   На высоте заданного эшелона FL380 (11580 м) и скорости 800 км/ч ИС для полетного веса 36565 кгс удельная дальность равна 0,484 км/кгс и для полетного веса 34432 кгс – 0,502 км/кгс.
7. Определите пройденный путь и продолжительность полета на участках Б - В и В - Г, вес самолета и остаток топлива в точке В:

   а) пройденный путь на участках Б - В: 2266 * 0,484 = 1096 км;

   время на участке Б - В: 1096 / 800 = 1 час 22 мин;

   остаток топлива в точке В: 7018 – 2266 = 4752 кгс;

   вес самолета в точке В: 37698 – 2266 = 35432 кгс;

   б) пройденный путь на участке В - Г: 2000 * 0,502 = 1004 км;

   время на участке В - Г: 1004 / 800 = 1 час 15 мин;

   остаток топлива в точке Г: 4752 – 2000 = 2752 кгс;

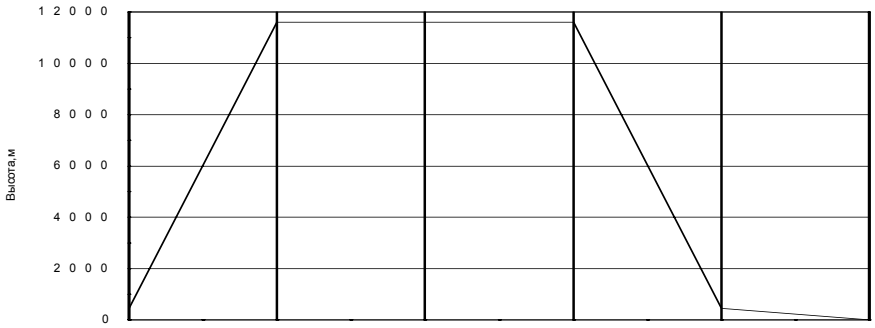
   вес самолета в точке Г: 35432 – 2000 = 33432 кгс.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

8. Определите на участке Г - Д: путь, время и расход топлива по рис. 7.3.6-1, которые составляют 168 км, 16 мин и 223 кгс соответственно.
9. Вес самолета и остаток топлива в точке Д равен

   33432 –223 = 33209 кгс и
   2752 – 223 = 2529 кгс соответственно.
10. На участке Д - Е (заход на посадку и посадка) расходуется 105 кгс топлива за время 4 мин.
11. По таблице 7.3.9-1 определите общую дальность и продолжительность полета. Они соответственно равны 2559 км и 3 часа 25 мин.

Таблица 7.3.9-1



Дальность участка, км	291	1096	1004	168	-
Общая дальность полета, км	291	1387	2391	2559	2559
Скорость, км/ч	460	438	438	480	-
Воздушная скорость, км/ч ИС	-	800	800	-	-
Продолжительность полета на участке, час - мин	0 - 28	1 - 22	1 – 15	0 – 16	0 – 04
Общая продолжительность полета, час – мин	0 - 28	1 - 50	3 – 05	3 – 21	3 – 25
Часовой расход топлива, кгс/ч	-	1653	1594	-	-
Удельная дальность, км/кгс	-	0,484	0,502	-	-
Расход топлива на участке, кгс	1302	2266	2000	223	105

Остаток топлива, кгс	8320	7018	4752	2752	2529	2424
Полетный вес, кгс	39000	37698	35432	33432	33209	33104

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

7.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В разделе приведены характеристики посадки и ухода на второй круг.

Для посадки при работе всех функциональных систем используются два положения закрылков: 40° и 20° (предкрылки и отклоняемые носки – в положении 19° и 22° соответственно).

Возможные при выполнении посадки отказы не накладывают ограничений на длину ВПП – потребная посадочная дистанция при нормальной посадке самолета больше, чем посадочная дистанция для всех отказных ситуаций.

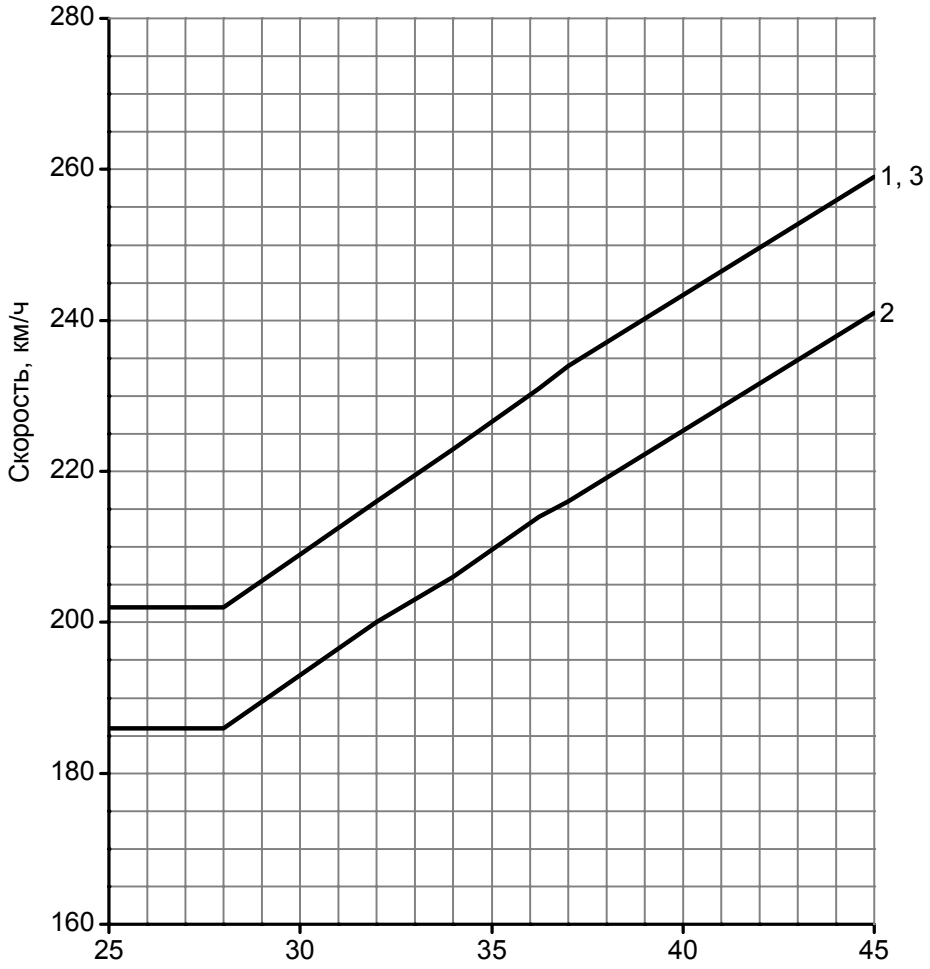
Скорости захода на посадку (V_{REF}), посадочные скорости (V_{TD}) и скорости ухода на второй круг в зависимости от посадочного веса самолета для положения закрылков 40°, 20° и 10° (предкрылки и отклоняемые носки – в положении 19° и 22° соответственно) представлены на рис. 7.4.1-1 и 7.4.1-2.

Максимальные скорости включения тормозов колес при движении самолета по ВПП на пробеге приведены на рис. 7.4.1-3.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=40^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$

Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з=20^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$



1 - скорость захода на посадку (V_{REF})

2 - посадочная скорость (V_{TD})

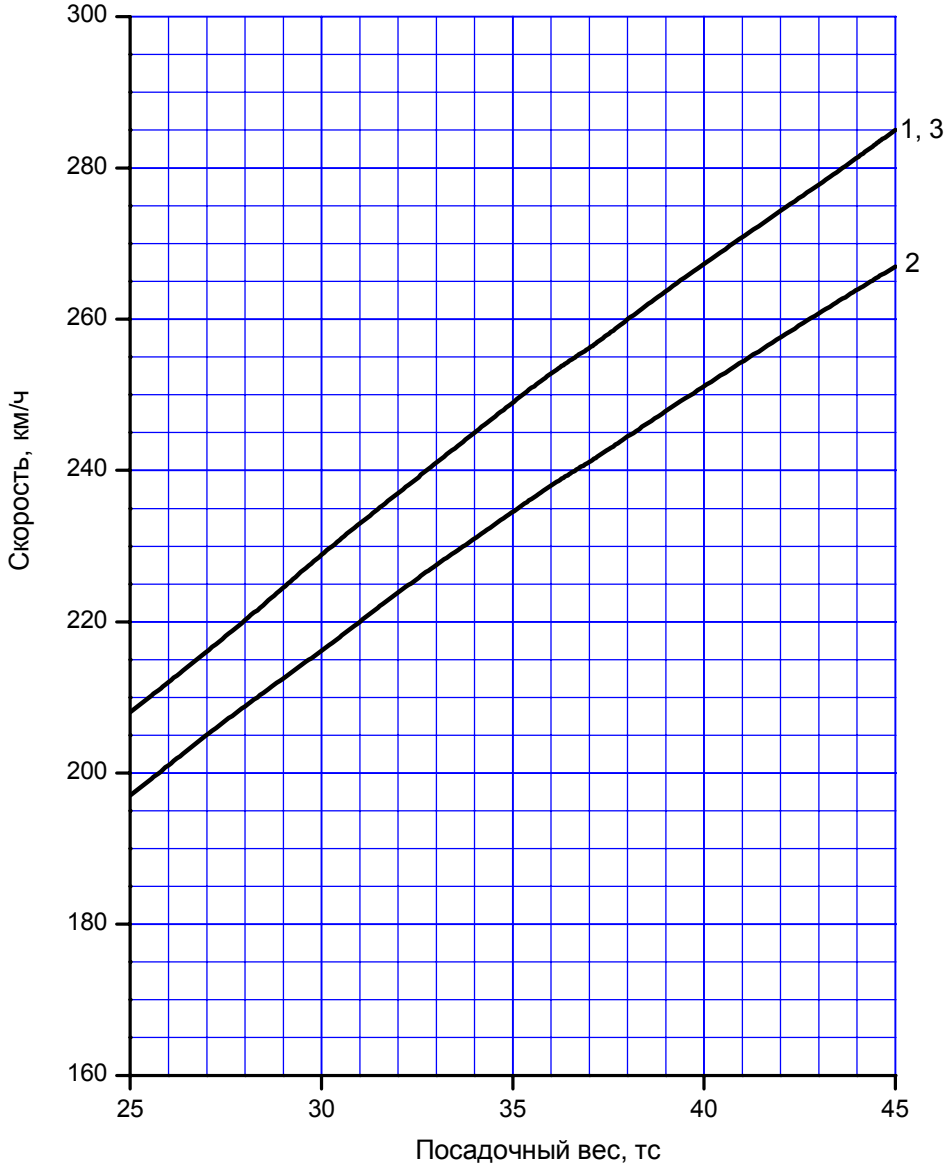
3 - скорость ухода на второй круг

СКОРОСТИ ПОСАДКИ И УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ
Рис. 7.4.1-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=20^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$

Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з=20^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$ и $\delta_з=10^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$



1 - скорость захода на посадку (V_{REF})

2 - посадочная скорость (V_{TD})

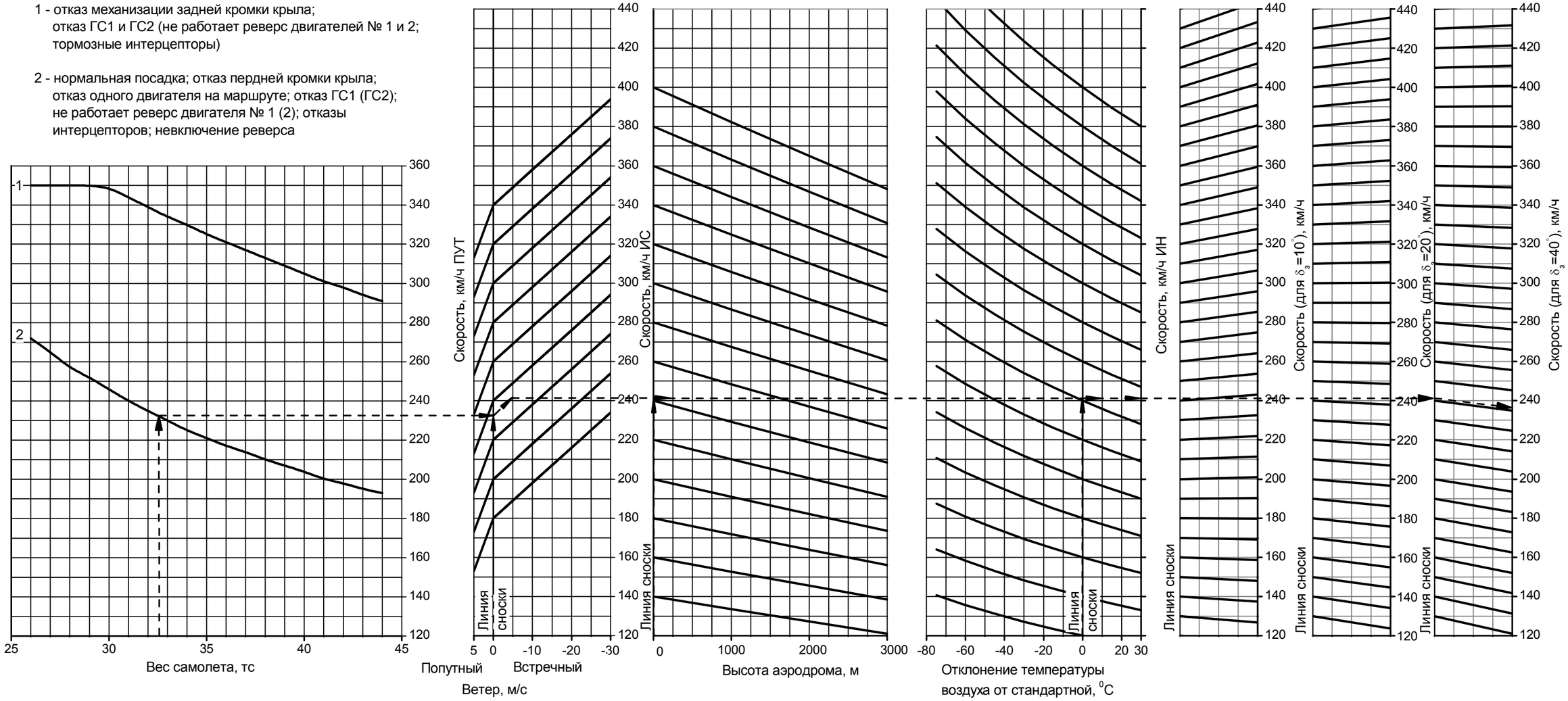
3 - скорость ухода на второй круг

СКОРОСТИ ПОСАДКИ И УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ
Рис. 7.4.1-2

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

1 - отказ механизации задней кромки крыла;
отказ ГС1 и ГС2 (не работает реверс двигателей № 1 и 2;
тормозные интерцепторы)

2 - нормальная посадка; отказ пердней кромки крыла;
отказ одного двигателя на маршруте; отказ ГС1 (ГС2);
не работает реверс двигателя № 1 (2); отказы
интерцепторов; невключение реверса



МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПО ВПП
ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ТОРМОЗОВ КОЛЕС
Рис.7.4.1-3

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

7.4.2. НОРМАЛЬНАЯ ПОСАДКА

Потребная посадочная дистанция определяется как произведение коэффициента К и посадочной дистанции с высоты 15 м.

При определении потребной посадочной дистанции для сухих ВПП на основном аэродроме коэффициент К равен 1,67, а на запасном аэродроме – 1,43.

На рис. 7.4.2-1 приведена номограмма определения длины пробега самолета при отклонении механизации крыла в посадочное положение $\delta_З$=40°, $\delta_{ПР}$=19°, $\delta_{НК}$=22°.

На рис. 7.4.2-2 приведена номограмма определения длины пробега самолета при отклонении механизации крыла в посадочное положение $\delta_З$=20°, $\delta_{ПР}$=19°, $\delta_{НК}$=22°.

На рис. 7.4.2-3 и рис. 7.4.2-4 приведены номограммы определения максимального допустимого посадочного веса в зависимости от располагаемой посадочной дистанции при посадке самолета на основной или запасной аэродромы в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, посадочного веса самолета, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП, угла наклона глиссады.
При этом длина пробега определялась при нормальной работе всех средств торможения – тормозных интерцепторов, тормозов колес шасси, с тягой реверса двух двигателей.

Этими номограммами следует пользоваться для определения потребной посадочной дистанции при известных внешних условиях и величине посадочного веса.

ПРИМЕЧАНИЕ. 1. При посадке в условиях сдвига ветра длина пробега, посадочная дистанция, потребная посадочная дистанция для сухой ИВПП ($\mu \geq 0{,}6$) увеличится на 21%.

2. При посадке с боковым ветром больше 8 м/с необходимо длину пробега, посадочную дистанцию и потребную посадочную дистанцию, определенные для сухой ИВПП ($\mu \geq 0{,}6$), увеличить на 8 %.

3. При посадке на ИВПП, покрытую атмосферными осадками, необходимо длину пробега, посадочную дистанцию и потребную посадочную дистанцию, определенные для сухой ИВПП ($\mu \geq 0{,}6$), умножить на коэффициенты, приведенные в таблице и на рисунке ниже, в зависимости от коэффициента сцепления.

4. Указанные в таблице и на рис. 7.4.2-5 коэффициенты действительны для посадочных весов 31,0 тс и выше. При посадке с посадочным весом 26,0 тс и ниже на ИВПП, покрытых свежевыпавшим снегом до 50 мм, слякотью до 15 мм, стоячей водой до 10 мм, а также на мокрой ИВПП, покрытой инеем, изморозью с μ=0,3, указанные коэффициенты необходимо увеличить:

   а) для пробега на 34 % ($\delta_З$=40°), на 50 % ($\delta_З$=20°);

   б) для посадочной дистанции и потребной длины ИВПП на запасном и основном аэродромах на 27 % ($\delta_З$=40°), на 36 % ($\delta_З$=20°).

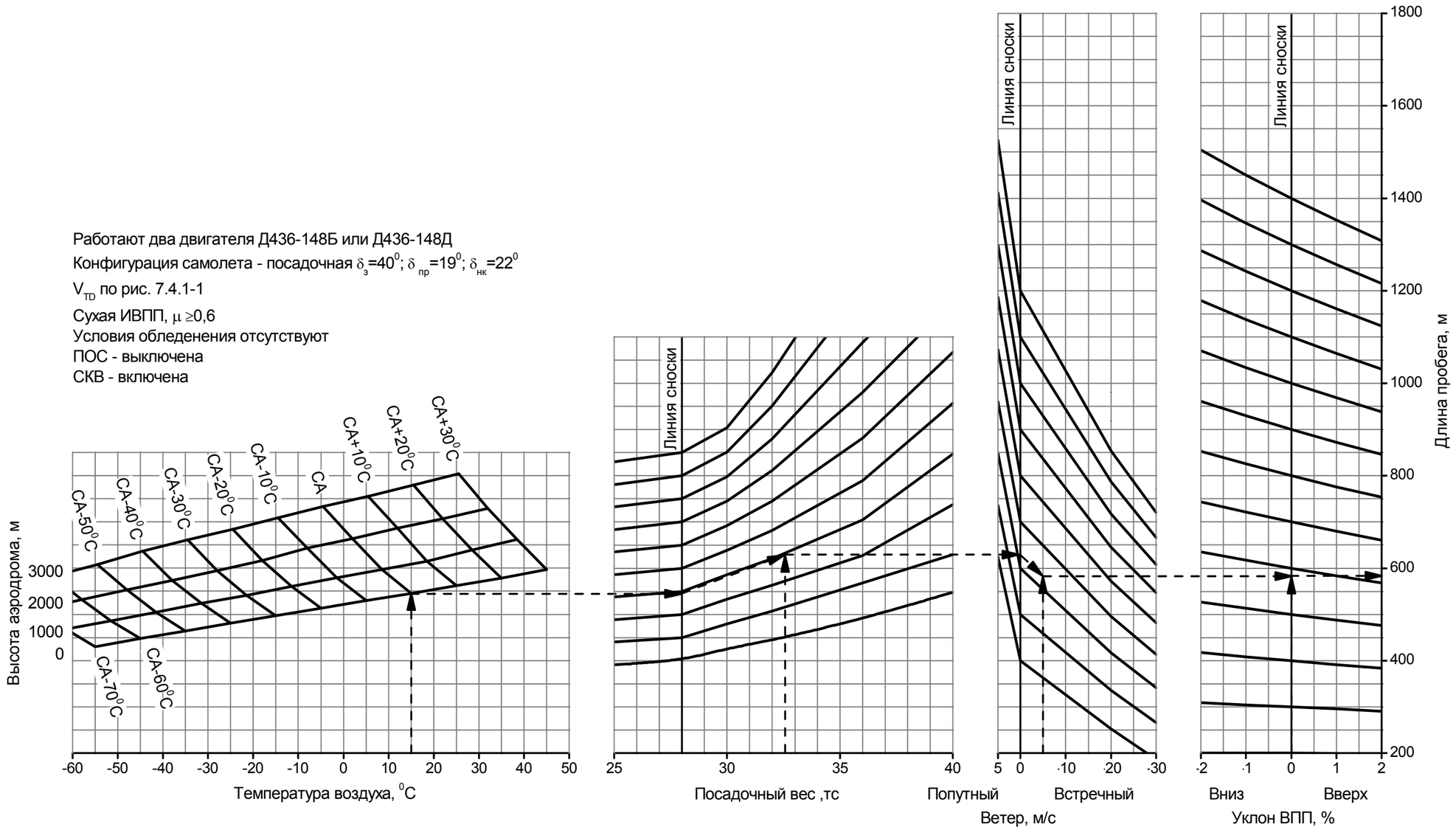
   При посадке с весом 26,0<G<31,0 тс необходимо использовать линейную интерполяцию.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Наименование характеристик		Коэффициенты при состояниях ИВПП			
		Влажная, мокрая, покрытая инеем, изморозью	Мокрая с участками стоячей воды до 10 мм на площади до 50 % поверхности	Покрытая слякотью до 15 мм	Покрытая свежевыпавшим (мокрым, сухим) снегом до 50 мм
ДП	δ_3=40°	По рис. 7.4.2-5	1,75	1,75	1,75
	δ_3=20°	По рис. 7.4.2-5	1,62	1,62	1,62
ПД	δ_3=40°	По рис. 7.4.2-5	1,47	1,47	1,47
	δ_3=20°	По рис. 7.4.2-5	1,37	1,37	1,37
ППД основной аэродром	δ_3=40°	По рис. 7.4.2-5	1,26	1,26	1,26
	δ_3=20°	По рис. 7.4.2-5	1,17	1,17	1,17
ППД запасной аэродром	δ_3=40°	По рис. 7.4.2-5	1,47	1,47	1,47
	δ_3=20°	По рис. 7.4.2-5	1,37	1,37	1,37

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

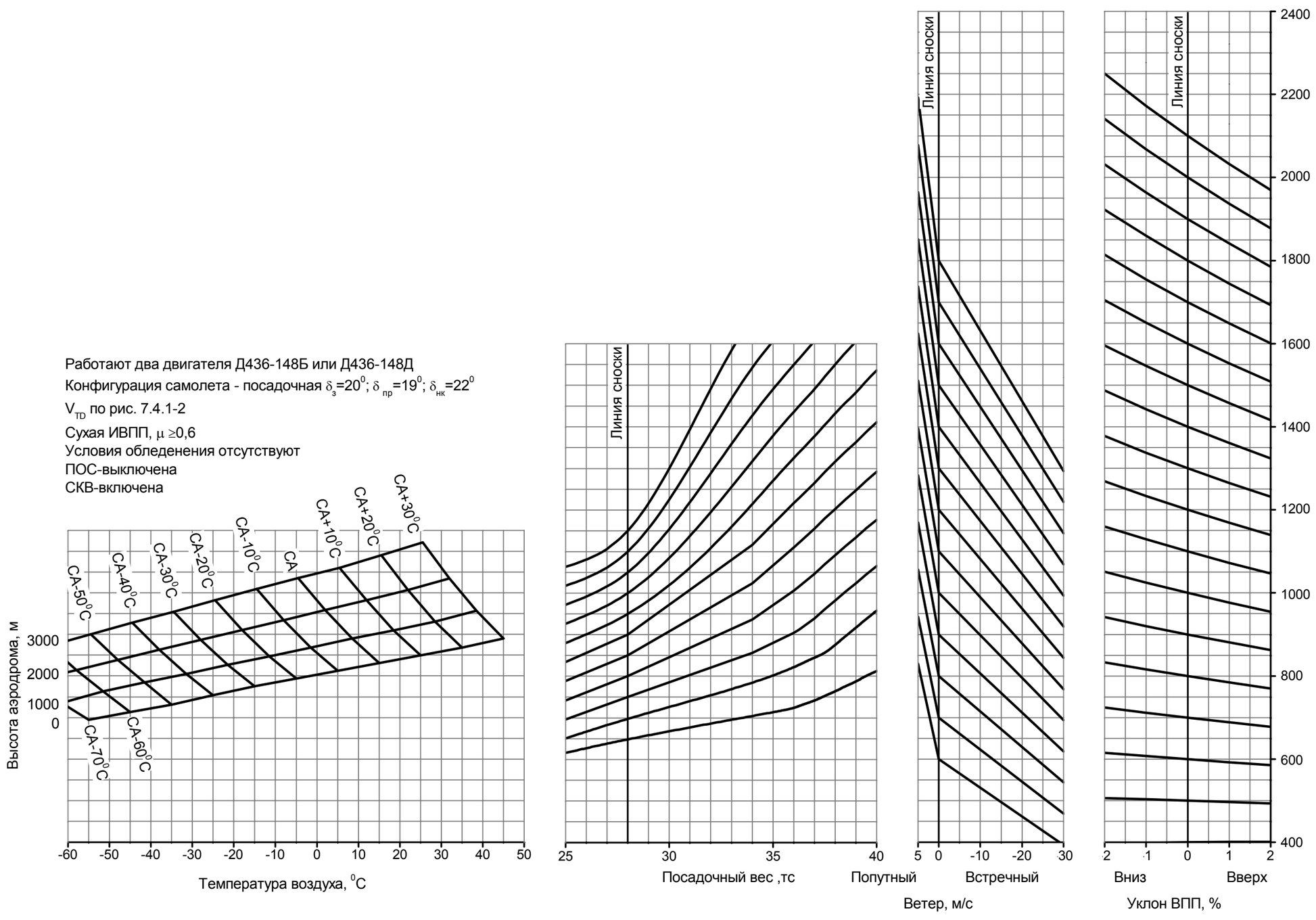
Работают два двигателя Д436-148Б или Д436-148Д
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=40^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
V_{TD} по рис. 7.4.1-1
Сухая ИВПП, $\mu \geq 0,6$
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



ДЛИНА ПРОБЕГА ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ
Рис. 7.4.2-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

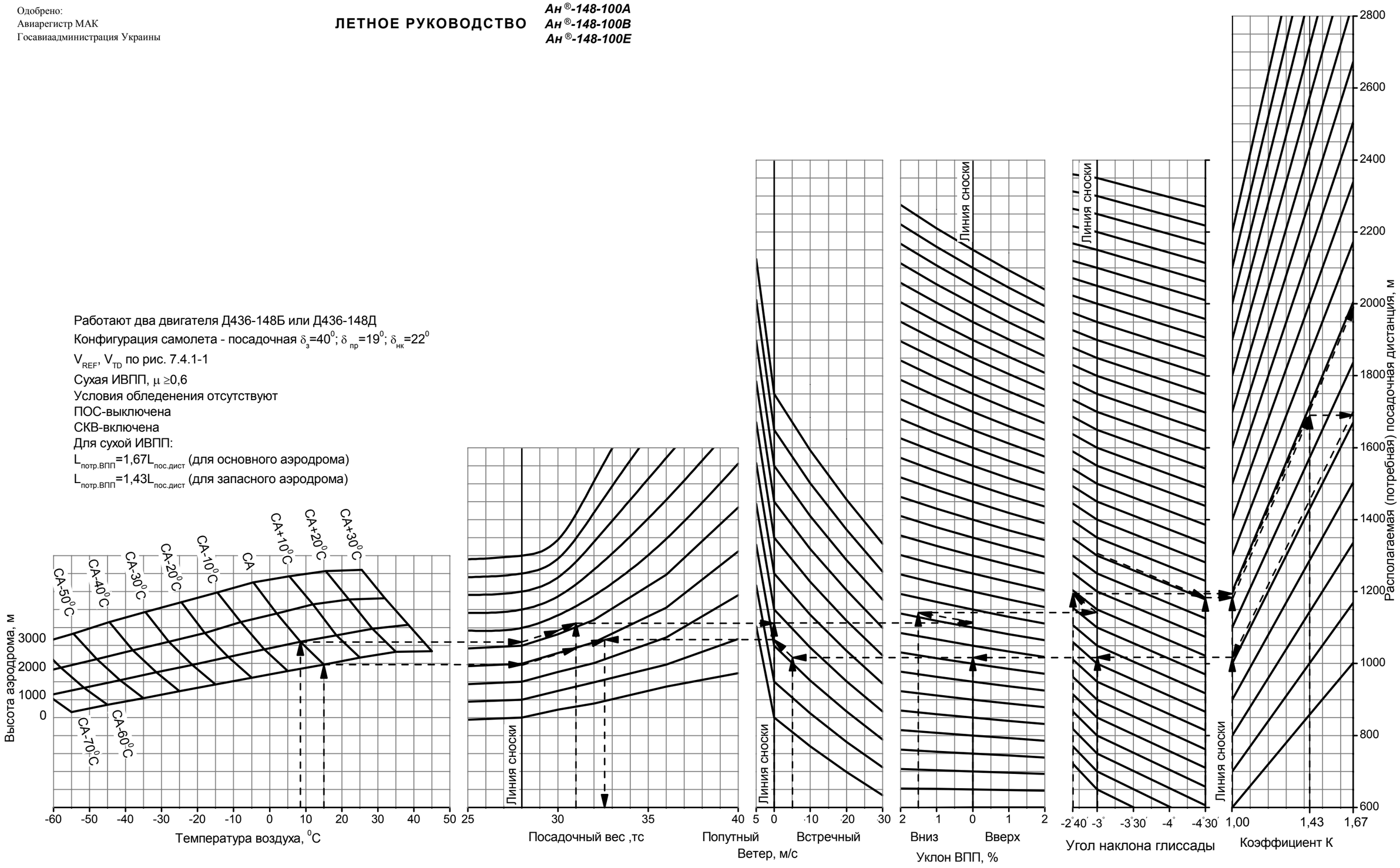
Работают два двигателя Д436-148Б или Д436-148Д
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
V_{TD} по рис. 7.4.1-2
Сухая ИВПП, $\mu \geq 0,6$
Условия обледенения отсутствуют
ПОС-выключена
СКВ-включена



ДЛИНА ПРОБЕГА ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ
Рис. 7.4.2-2

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Работают два двигателя Д436-148Б или Д436-148Д
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=40^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
V_{REF}, V_{TD} по рис. 7.4.1-1
Сухая ИВПП, $\mu \geq 0,6$
Условия обледенения отсутствуют
ПОС-выключена
СКВ-включена
Для сухой ИВПП:
$L_{потр.ВПП}=1,67L_{пос.дист}$ (для основного аэродрома)
$L_{потр.ВПП}=1,43L_{пос.дист}$ (для запасного аэродрома)

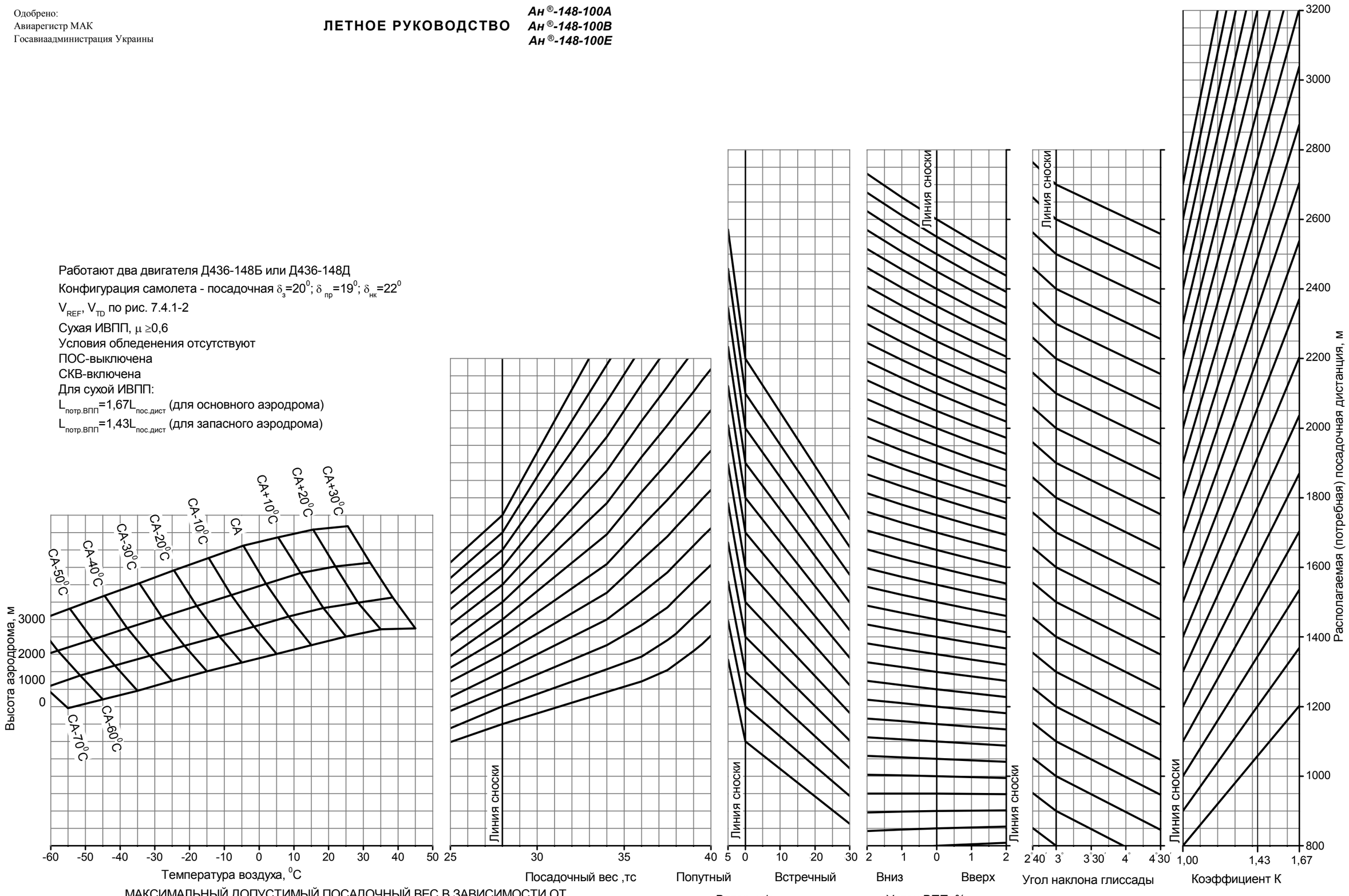


МАКСИМАЛЬНЫЙ ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ
Рис. 7.4.2-3

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

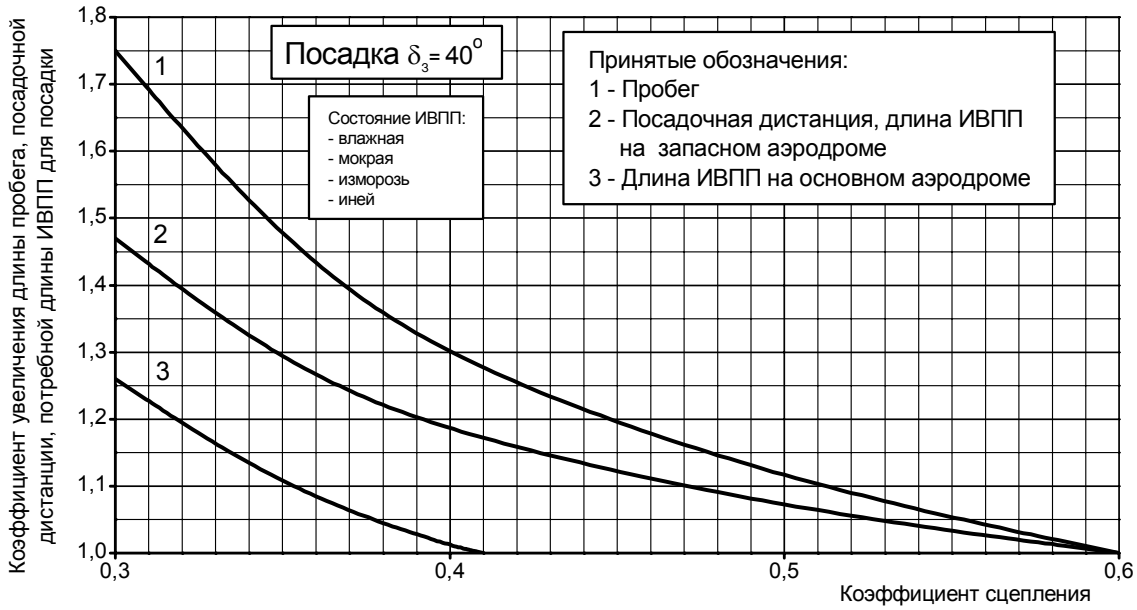
Работают два двигателя Д436-148Б или Д436-148Д
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
V_{REF}, V_{TD} по рис. 7.4.1-2
Сухая ИВПП, $\mu \geq 0,6$
Условия обледенения отсутствуют
ПОС-выключена
СКВ-включена
Для сухой ИВПП:
$L_{потр.ВПП}=1,67L_{пос.дист}$ (для основного аэродрома)
$L_{потр.ВПП}=1,43L_{пос.дист}$ (для запасного аэродрома)

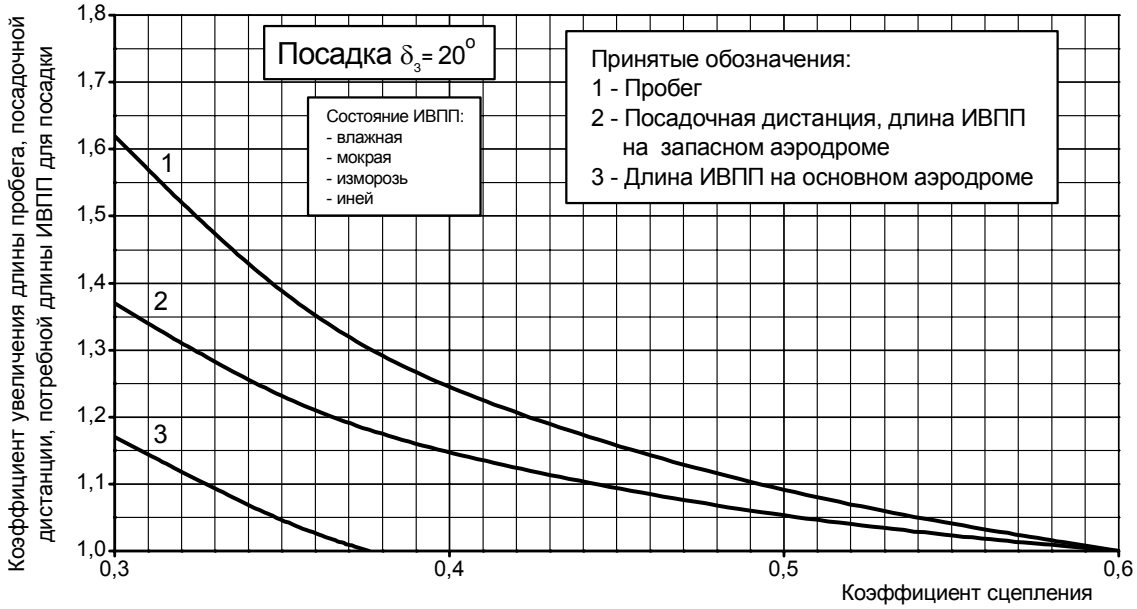


МАКСИМАЛЬНЫЙ ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ
Рис. 7.4.2-4

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Модели Ан-148-100A, -100B, -100E





ЗАВИСИМОСТИ КОЭФФИЦИЕНТА УВЕЛИЧЕНИЯ ДЛИНЫ ПРОБЕГА,
ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ, ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЫ ИВПП
ОТ КОЭФФИЦИЕНТА СЦЕПЛЕНИЯ

Рис. 7.4.2-5

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4.3. ОГРАНИЧЕНИЕ ПОСАДОЧНОГО ВЕСА САМОЛЕТА ИЗ УСЛОВИЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Номограммы на рис. 7.4.2-1, 7.4.2-2, 7.4.2-3 и 7.4.2-4 позволяют определить максимальный допустимый посадочный вес самолета с использованием тяги реверса из условия выполнения нормальной посадки в пределах располагаемой посадочной дистанции, которая равна длине ВПП.

Пример на рис. 7.4.2-1, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С, встречной составляющей ветра 5 м/с, боковом ветре менее 5 м/с, уклоне ВПП 0 % и посадочном весе 32,56 тс длина пробега составляет 583 м (реверс двигателей включен).

Пример на рис. 7.4.2-3, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С, встречной составляющей ветра 5 м/с, боковом ветре менее 5 м/с, уклоне ВПП 0%, угле наклона глиссады -3° и располагаемой посадочной дистанции 1700 м (реверс двигателей включен) максимальный посадочный вес составляет 32,56 тс.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4.4. ОГРАНИЧЕНИЕ ПОСАДОЧНОГО ВЕСА САМОЛЕТА ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НОРМИРУЕМОГО ГРАДИЕНТА НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ ОТСУТСТВУЮТ, ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА

Номограммы на рис. 7.4.4-1, 7.4.4-1а дают возможность определить максимально допустимый посадочный вес самолета, при котором обеспечиваются требования безопасности полета при уходе на второй круг с отказавшим критическим двигателем. Максимально допустимый посадочный вес ограничивается нормируемым полным градиентом набора высоты 2,1 %.

Условия:

– режим работы двигателя – максимальный чрезвычайный;
– конфигурация самолета для ухода на второй круг ($\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано; конфигурация захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°);
– скорости ухода на второй круг (не менее чем на рис. 7.4.1-1);
– обледенение отсутствует;
– ПОС выключена;
– СКВ включена.

Пример для конфигурации захода на посадку ($\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и конфигурации ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°) показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С и встречной составляющей ветра 5 м/с максимально допустимый посадочный вес самолета составляет 45,54 тс по рис. 7.4.4-1 и 48,52 тс по рис. 7.4.4-1а.

УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ, ПОС – ВКЛЮЧЕНА

Номограммы на рис. 7.4.4-2, 7.4.4-2а дают возможность определить максимально допустимый посадочный вес самолета, при котором обеспечиваются требования безопасности полета при уходе на второй круг в условиях естественного обледенения при работающей ПОС с отказавшим критическим двигателем. Максимально допустимый посадочный вес ограничивается нормируемым полным градиентом набора высоты 2,1 %.

Условия:

– режим работы двигателя – максимальный чрезвычайный;
– конфигурация самолета для ухода на второй круг ($\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано; конфигурация захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°);
– скорости ухода на второй круг (не менее чем на рис. 7.4.1-1);
– условия обледенения;
– ПОС включена;
– СКВ включена.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Пример для конфигурации захода на посадку ($\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и конфигурации ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°) показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 5° С и встречной составляющей ветра 0 м/с максимально допустимый посадочный вес самолета составляет 44,06 тс по рис. 7.4.4-2 и 46,28 тс по рис. 7.4.4-2а.

В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ, УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ ОТСУТСТВУЮТ, ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА

Номограммы на рис. 7.4.4-3, 7.4.4-3а дают возможность определить максимально допустимый посадочный вес самолета, при котором обеспечиваются требования безопасности полета при уходе на второй круг с отказавшим критическим двигателем. Максимально допустимый посадочный вес ограничивается нормируемым полным градиентом набора высоты 2,5 %.

Условия:

– режим работы двигателя – максимальный чрезвычайный;
– конфигурация самолета для ухода на второй круг ($\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано; конфигурация захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°);
– скорости ухода на второй круг (не менее чем на рис. 7.4.1-1);
– обледенение отсутствует;
– ПОС выключена;
– СКВ включена.

В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ, УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ, ПОС – ВКЛЮЧЕНА

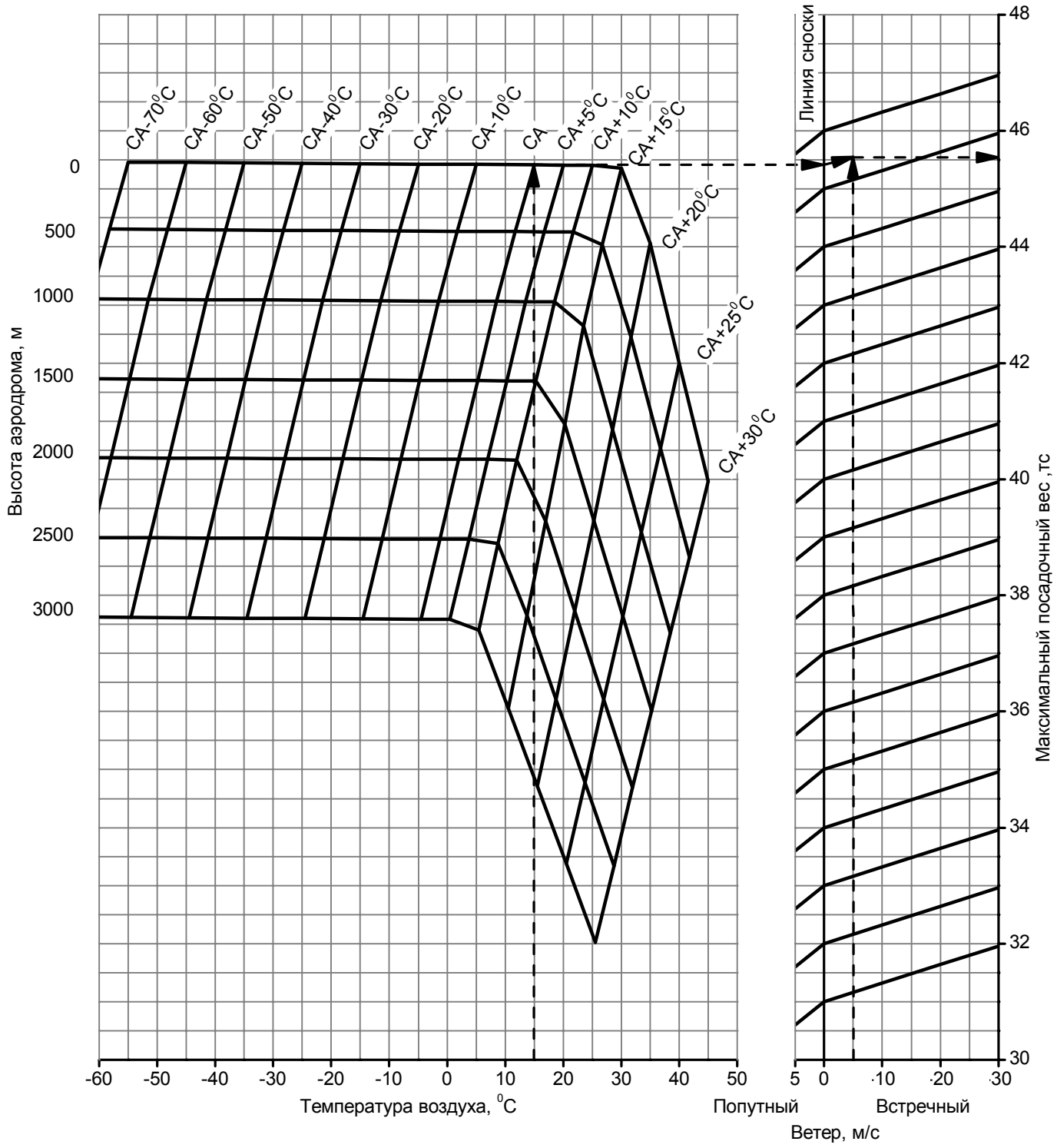
Номограммы на рис. 7.4.4-4, 7.4.4-4а дают возможность определить максимально допустимый посадочный вес самолета, при котором обеспечиваются требования безопасности полета при уходе на второй круг с отказавшим критическим двигателем. Максимально допустимый посадочный вес ограничивается нормируемым полным градиентом набора высоты 2,5 %.

Условия:

– режим работы двигателя – максимальный чрезвычайный;
– конфигурация самолета для ухода на второй круг ($\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано; конфигурация захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°);
– скорости ухода на второй круг (не менее чем на рис. 7.4.1-1);
– обледенение отсутствует;
– ПОС включена;
– СКВ включена.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Работает один двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,1%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена

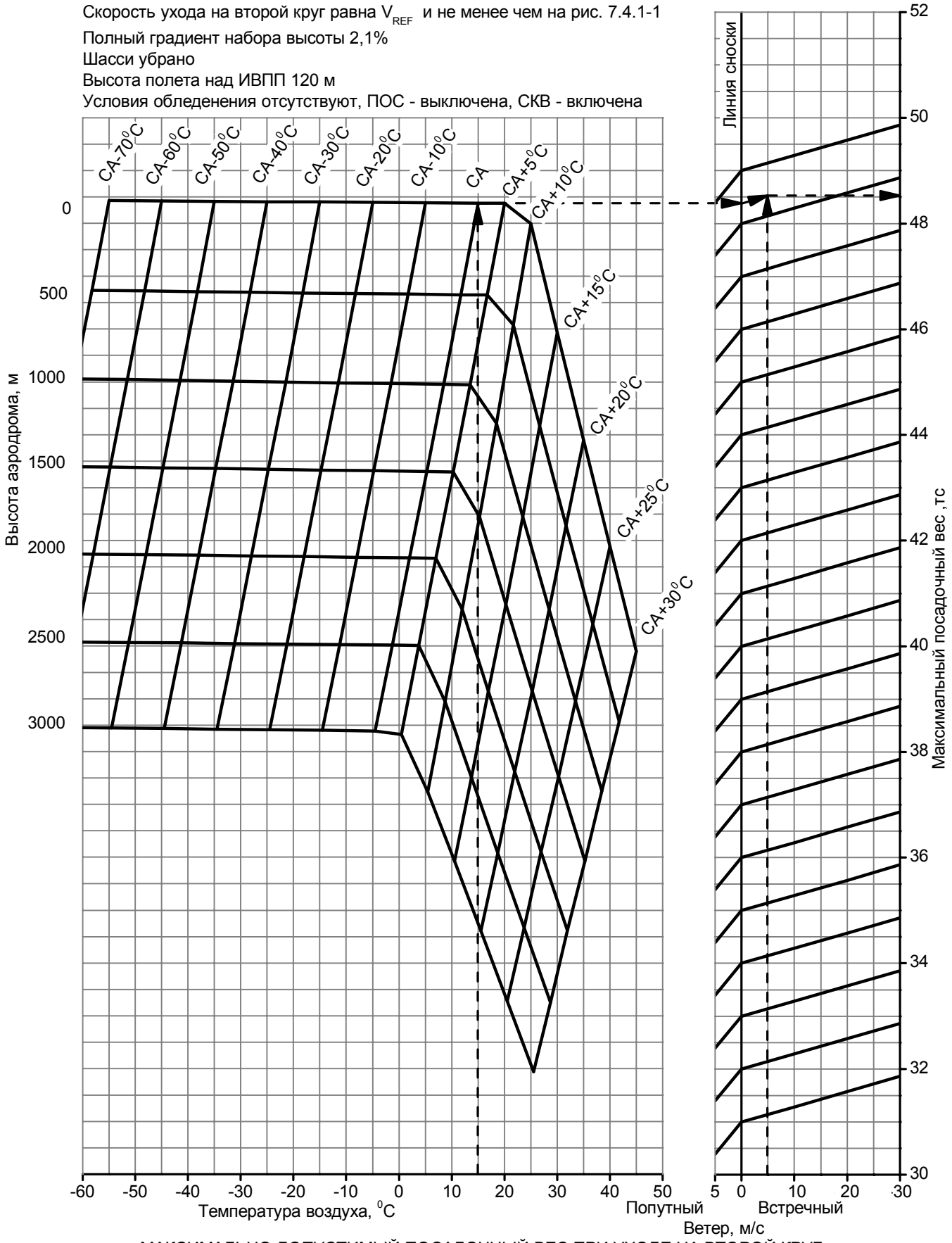


МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,1%)
Рис. 7.4.4-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

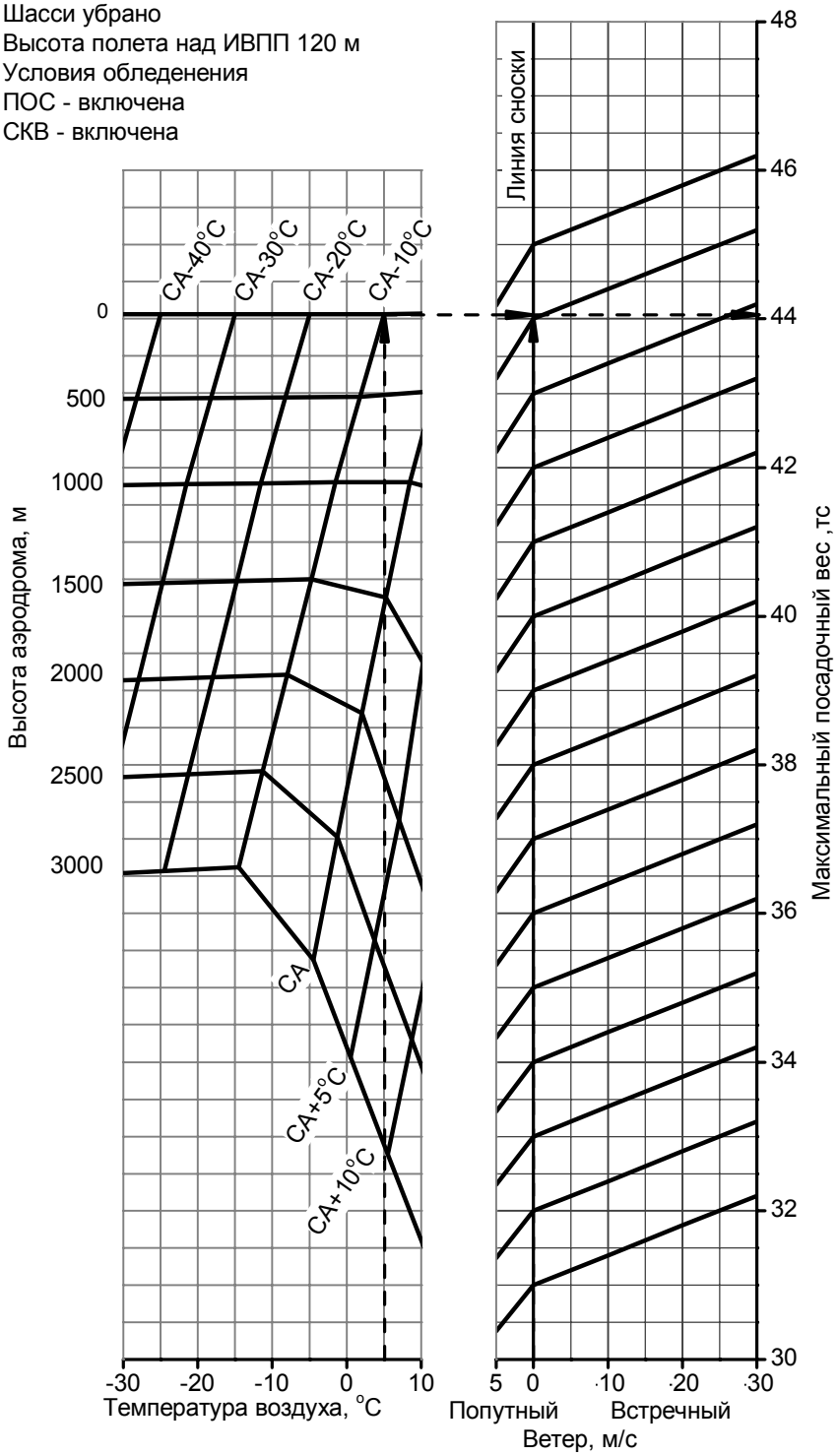
Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,1%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют, ПОС - выключена, СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,1%)
Рис. 7.4.4-1а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

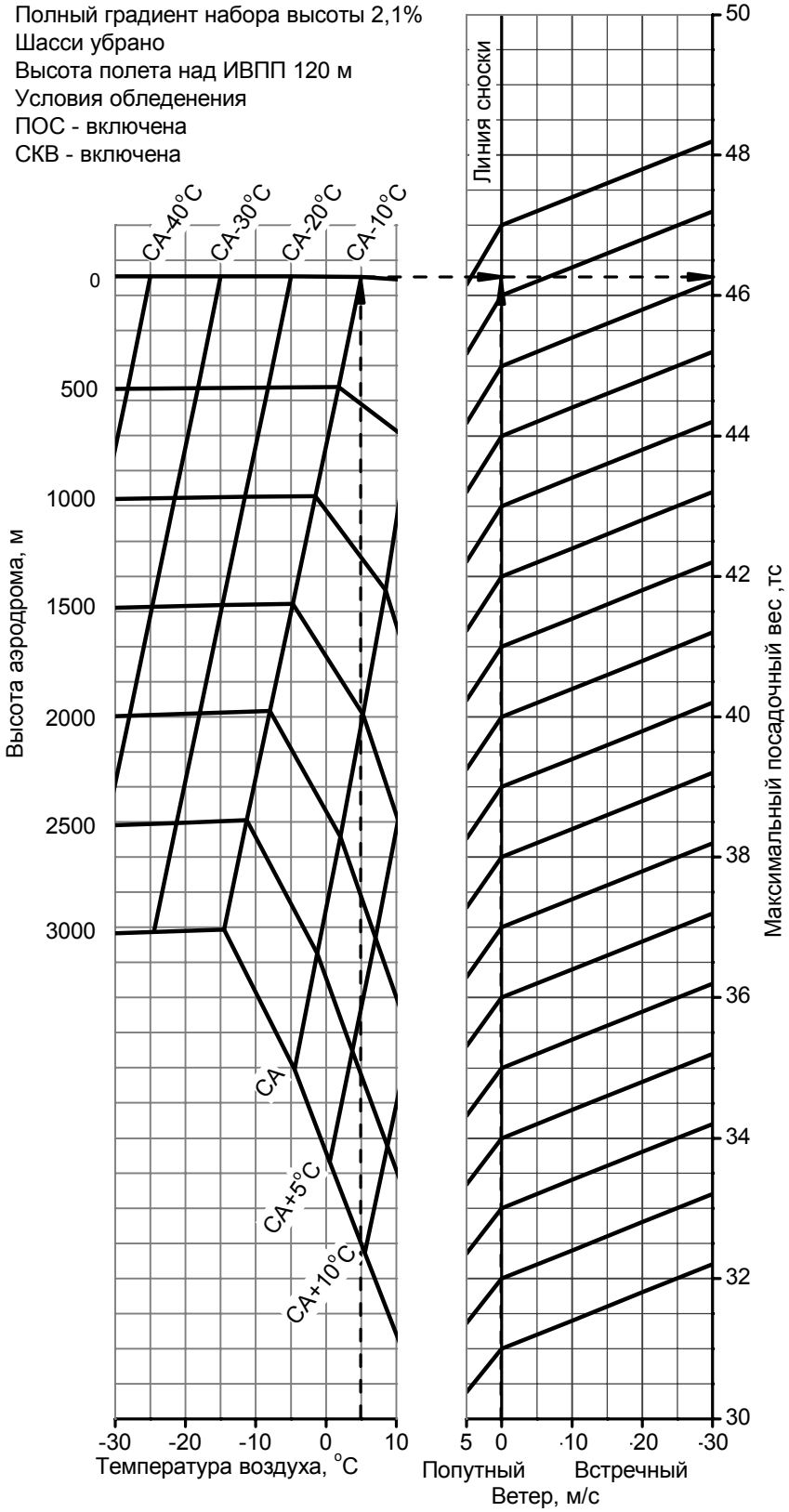
Работает один двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,1%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ В УЕО
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,1%)
Рис. 7.4.4-2

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

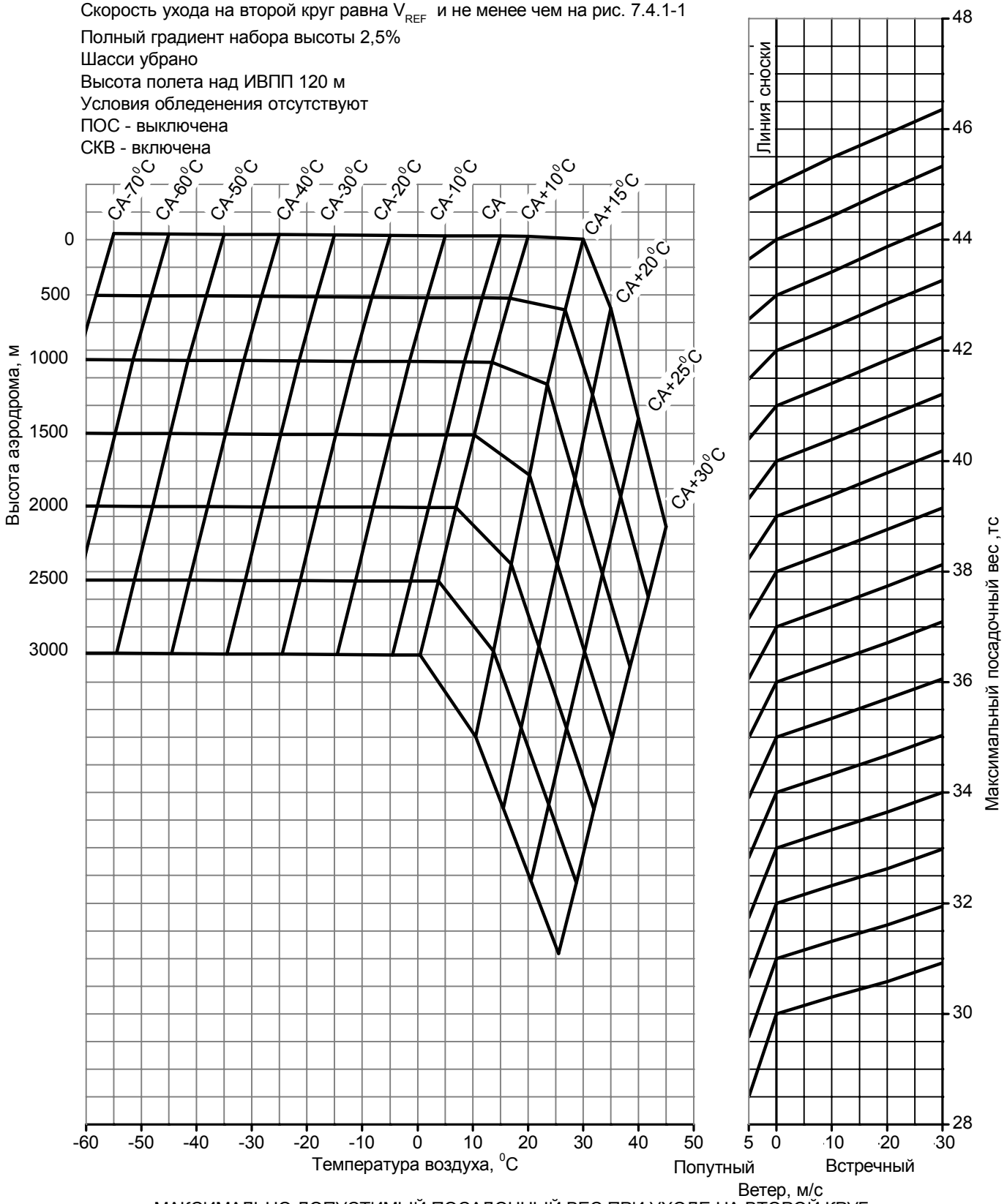
Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,1%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ В УЕО
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,1%)
Рис. 7.4.4-2а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

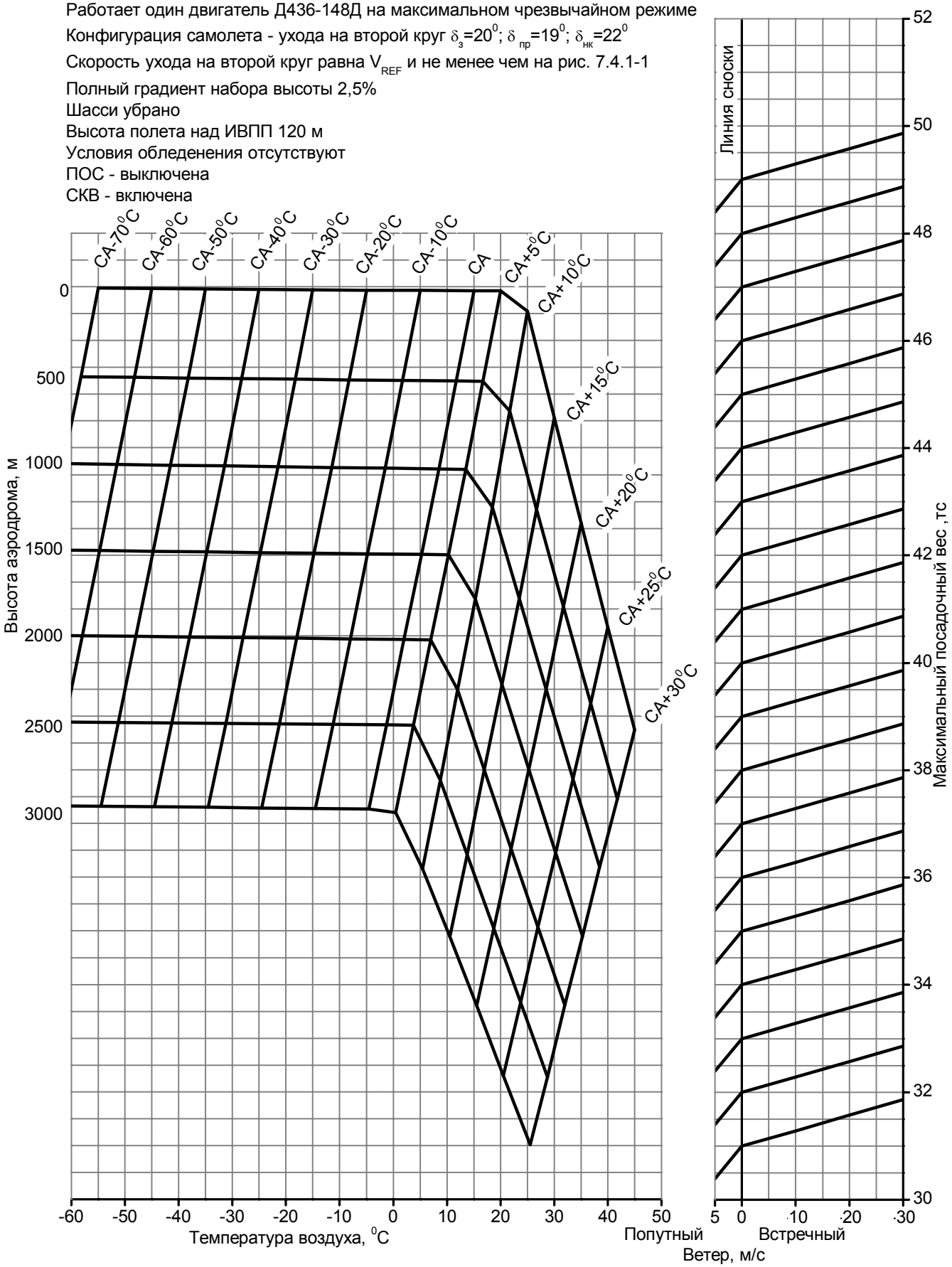
Работает один двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,5%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,5%)
Рис. 7.4.4-3

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

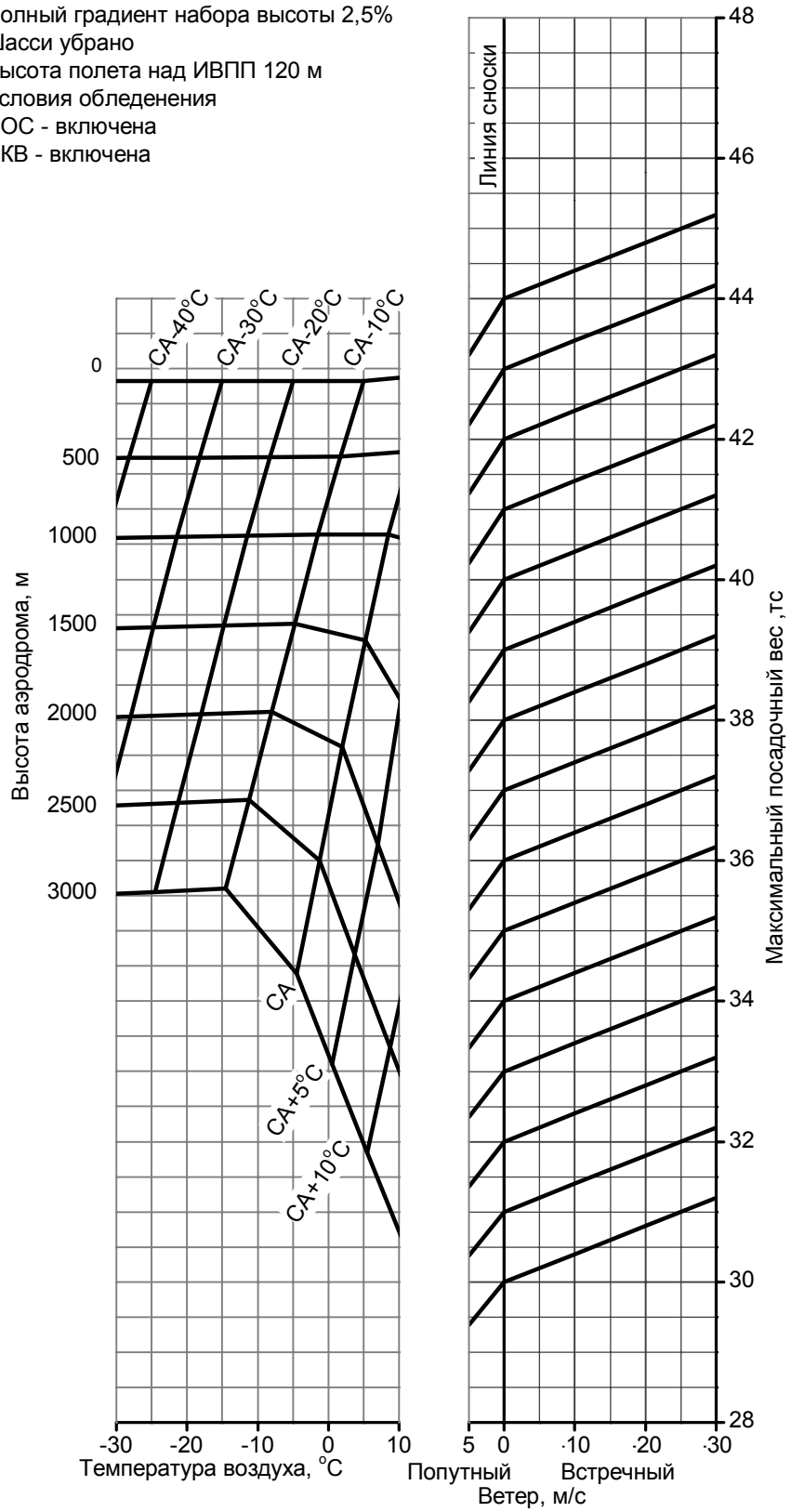
Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з$=20^0; $\delta_{пр}$=19^0; $\delta_{нк}$=22^0
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,5%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,5%)
Рис. 7.4.4-3а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Работает один двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Полный градиент набора высоты 2,5%
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
В УЕО В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,5%)
Рис. 7.4.4-4

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме

Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_з$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°

Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1

Полный градиент набора высоты 2,5%

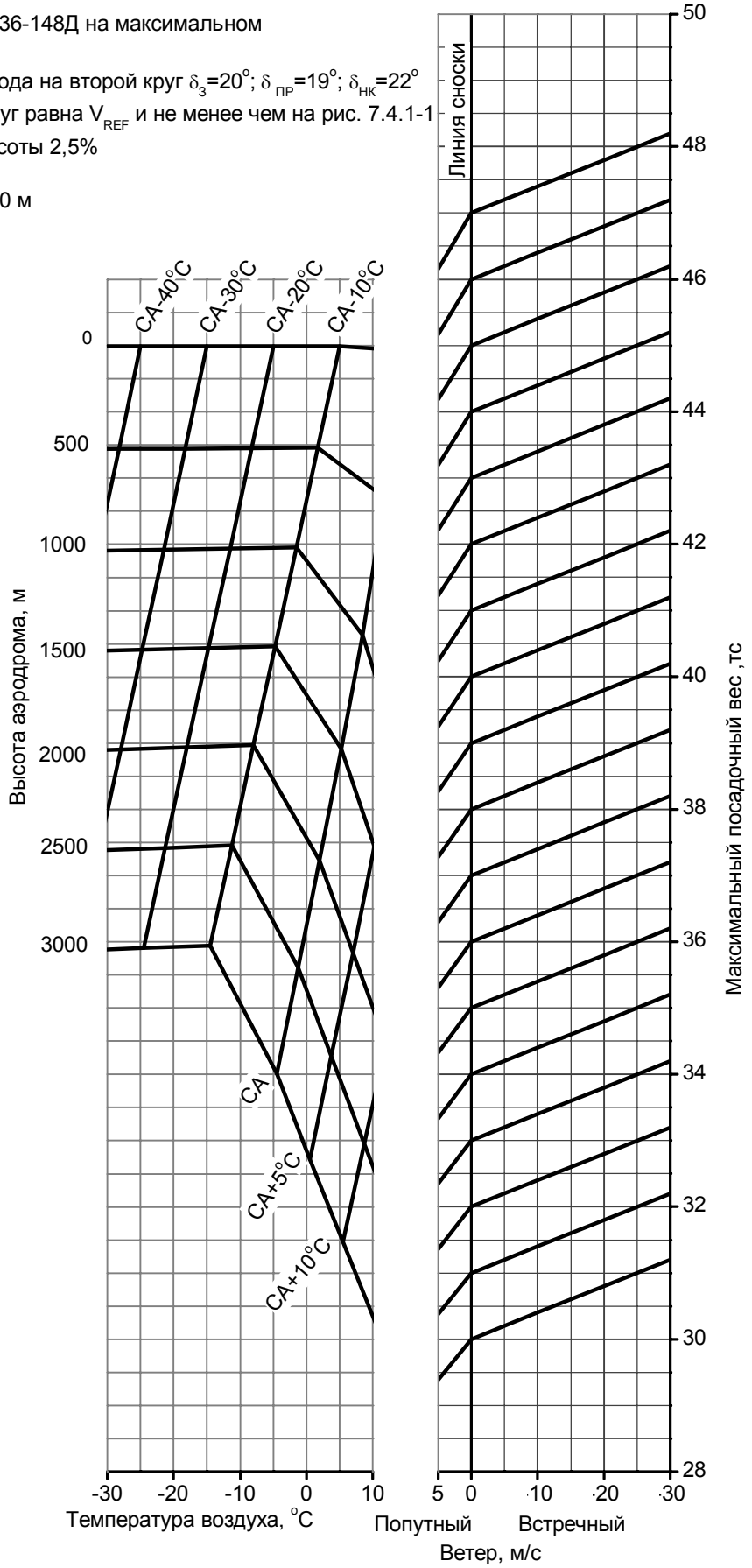
Шасси убрано

Высота полета над ИВПП 120 м

Условия обледенения

ПОС - включена

СКВ - включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
В УЕО В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ РЕЖИМЕ ПО 2-Й КАТЕГОРИИ
(из условия обеспечения ухода на второй круг с градиентом 2,5%)
Рис. 7.4.4-4а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4.5. ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4.6. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА

Максимально допустимый посадочный вес самолета определяется условиями обеспечения выполнения посадки или прерванного захода на посадку (уход на второй круг) как при нормальной работе систем самолета, так и при их возможных отказах.

Указанные условия предполагают завершение посадки в пределах располагаемой летной полосы или ее прекращение с высоты не ниже высоты принятия решения и обеспечение ухода на второй круг с нормируемым градиентом набора высоты.

ПРИМЕЧАНИЕ. При посадке с боковым ветром больше 8 м/с располагаемую посадочную дистанцию уменьшить на 8 %.

Порядок расчета максимального посадочного веса самолета приведен в примере расчета и иллюстрирован пунктирными линиями со стрелками на номограммах.

Условия примера расчета на посадке:

– высота аэродрома 0 м;
– температура наружного воздуха 15° С;
– ветер встречный 5 м/с;
– уклон ВПП 0%;
– длина ВПП 1700 м;
– конфигурация захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°;
– реверс двигателя включен;
– обледенение отсутствует;
– ПОС выключена;
– СКВ включена.

ПРИМЕР РАСЧЕТА:

1. По рис. 7.4.4-1, 7.4.4-1а определите максимально допустимый посадочный вес из условия обеспечения нормируемого градиента 2,1 % при уходе на второй круг в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха и продольной составляющей ветра.

   Пример на рис. 7.4.4-1, 7.4.4-1а, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками, показывает, что на высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С, встречном ветре 5 м/с максимально допустимый посадочный вес самолета составляет 45,54 тс по рис. 7.4.4-1 и 48,52 тс по рис. 7.4.4-1а.

2. По рис. 7.4.2-3 определите максимально допустимый посадочный вес из условия располагаемой посадочной дистанции (длины ВПП) для нормальной посадки.

   Пример на рис. 7.4.2-3, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С, встречной составляющей ветра 5 м/с, боковом ветре менее 5 м/с, уклоне ВПП 0%, угле наклона глиссады -3° и располагаемой посадочной дистанции 1700 м (коэффициент К=1,67) максимальный посадочный вес составляет 32,56 тс.

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

3. Из п.п. 1-2 возьмите меньший вес; для данного примера при посадочной конфигурации $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° меньшим весом является 32,56 тс – это и есть максимальный допустимый посадочный вес самолета для соответствующей конфигурации.

4. По рис. 7.4.1-1 для конфигурации захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° определите скорость захода на посадку (V_{REF}), посадочную скорость (V_{TD}) и скорость ухода на второй круг для принятого наименьшего посадочного веса.

   Для заданных условий:

   $G_{ПОС}$=32,56 тс; V_{REF}=217 км/ч; V_{TD}=202 км/ч; скорость ухода на второй круг равна 217 км/ч.

5. По рис. 7.4.1-3 для конфигурации захода на посадку $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° определите максимальные скорости включения тормозов колес при движении по ВПП для принятого наименьшего посадочного веса при высоте аэродрома 0 м, отклонении температуры наружного воздуха от стандартной 0°С, встречной составляющей ветра 5 м/с, боковом ветре менее 5 м/с.

   Для заданных условий:

   $G_{ПОС}$=32,56 тс; максимальная скорость включения тормозов колес равна 237 км/ч – ограничений по скорости включения тормозов колес нет.

   ПРИМЕЧАНИЕ. Конфигурация самолета при заходе на посадку и посадке выбирается из условия ограничения посадочного веса по располагаемой посадочной дистанции и по градиенту набора высоты при уходе на второй круг с одним работающим двигателем (должен быть не менее 2,1 %).

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

7.4.7. ГРАДИЕНТЫ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ ОТСУТСТВУЮТ, ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА

На рис. 7.4.7-1 приведен полный градиент набора высоты в установившемся прямолинейном полете при уходе на второй круг с отказавшим двигателем для конфигурации $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано. Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с работающим двигателем должен быть не менее 2,1 %. Так, на высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С (условий обледенения нет), встречной составляющей ветра 5 м/с и посадочном весе 32,56 тс полный градиент набора высоты равен 7,7 % по рис. 7.4.7-1 и 8,9 % по рис. 7.4.7-1а.

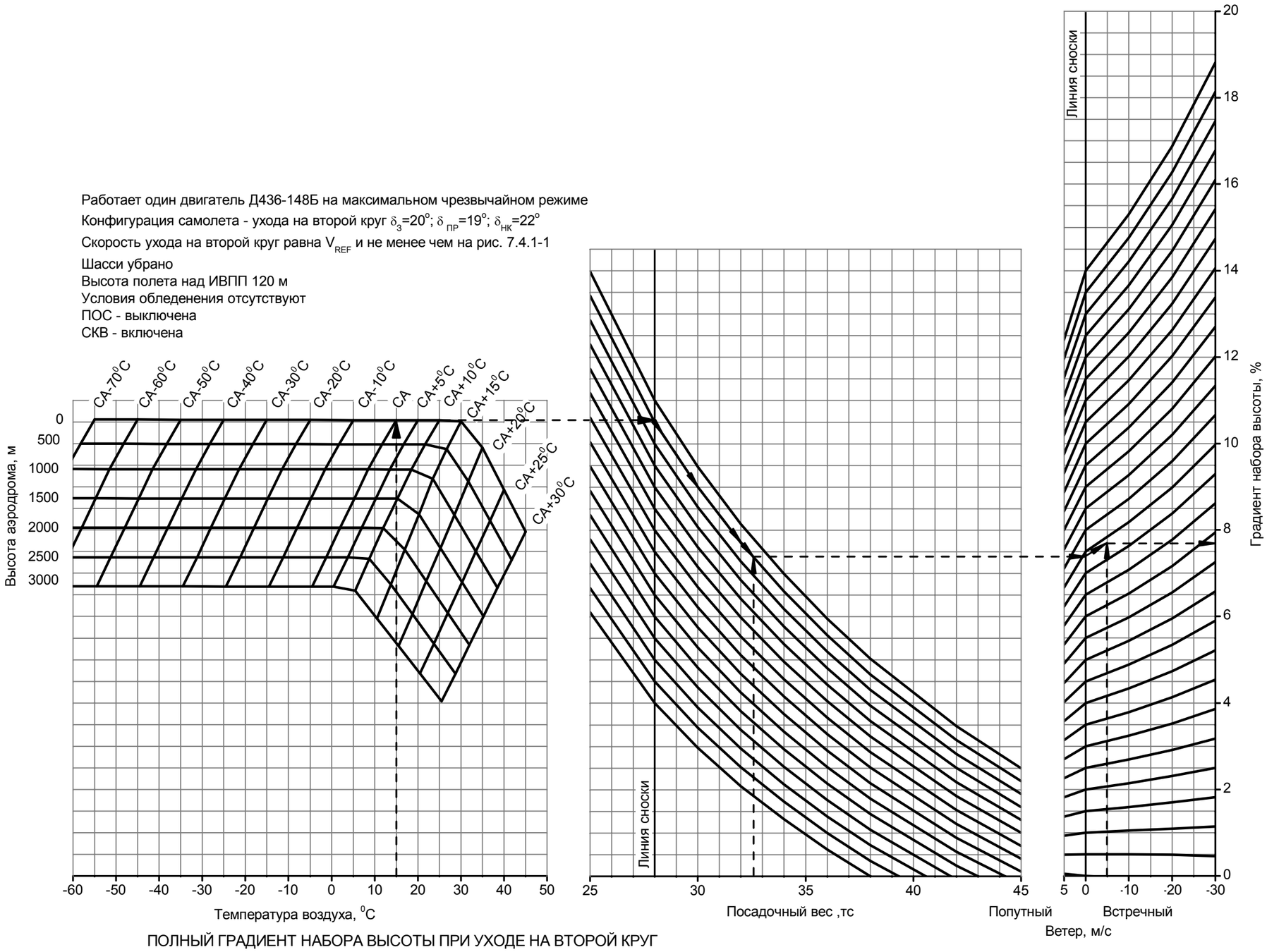
Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с двумя работающими двигателями приведен на рис. 7.4.7-2, 7.4.7-2а и 7.4.7-3, 7.4.7-3а. Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с двумя работающими двигателями в посадочной конфигурации $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси выпущено, должен быть не менее 3,2 %. Так, для посадочной конфигурации $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, на высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°С (условий обледенения нет), встречной составляющей ветра 5 м/с и посадочном весе 32,56 тс полный градиент набора высоты равен 19,76 % по рис. 7.4.7-2 и 22,52 % по рис. 7.4.7-2а.

УСЛОВИЯ ЕСТЕСТВЕННОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ, ПОС – ВКЛЮЧЕНА

На рис. 7.4.7-4, 7.4.7-4а приведен полный градиент набора высоты в условиях естественного обледенения при работающей ПОС в установившемся прямолинейном полете при уходе на второй круг с отказавшим двигателем для конфигурации $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси убрано. Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с работающим двигателем должен быть не менее 2,1 %. Так, на высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 5 °С, встречной составляющей ветра 0 м/с и посадочном весе 32,56 тс полный градиент набора высоты равен 7,13 % по рис. 7.4.7-4 и 8,13 % по рис. 7.4.7-4а.

Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с двумя работающими двигателями в условиях естественного обледенения при работающей ПОС приведен на рис. 7.4.7-5, 7.4.7-5а и 7.4.7-6, 7.4.7-6а. Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с двумя работающими двигателями в посадочной конфигурации $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22° и $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, шасси выпущено, должен быть не менее 3,2 %. Так, для посадочной конфигурации $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°, на высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 5 °С, встречной составляющей ветра 0 м/с и посадочном весе 32,56 тс полный градиент набора высоты равен 18,9 % по рис. 7.4.7-5 и 21,54 % по рис. 7.4.7-5а.

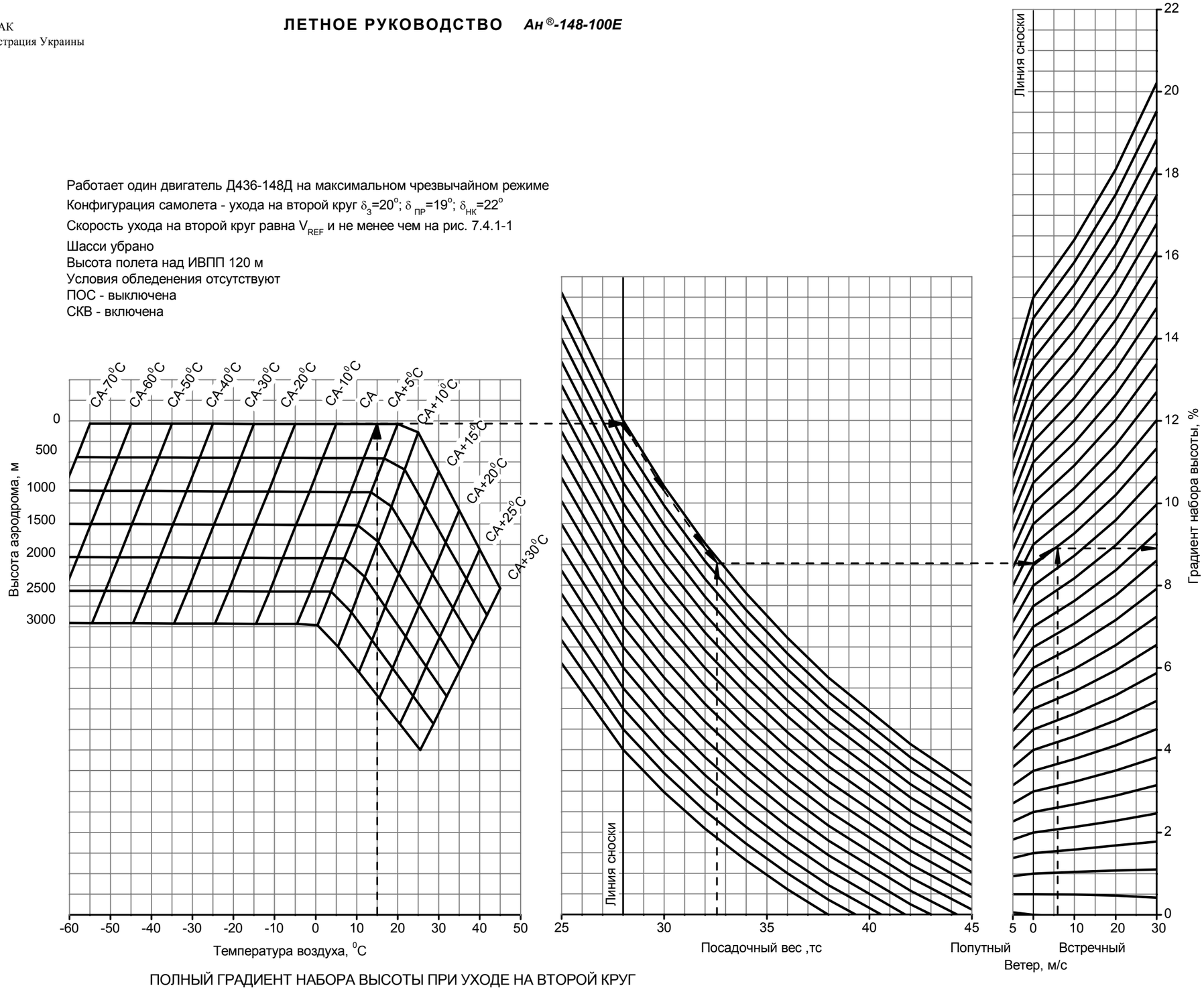
© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ
Рис. 7.4.7-1

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

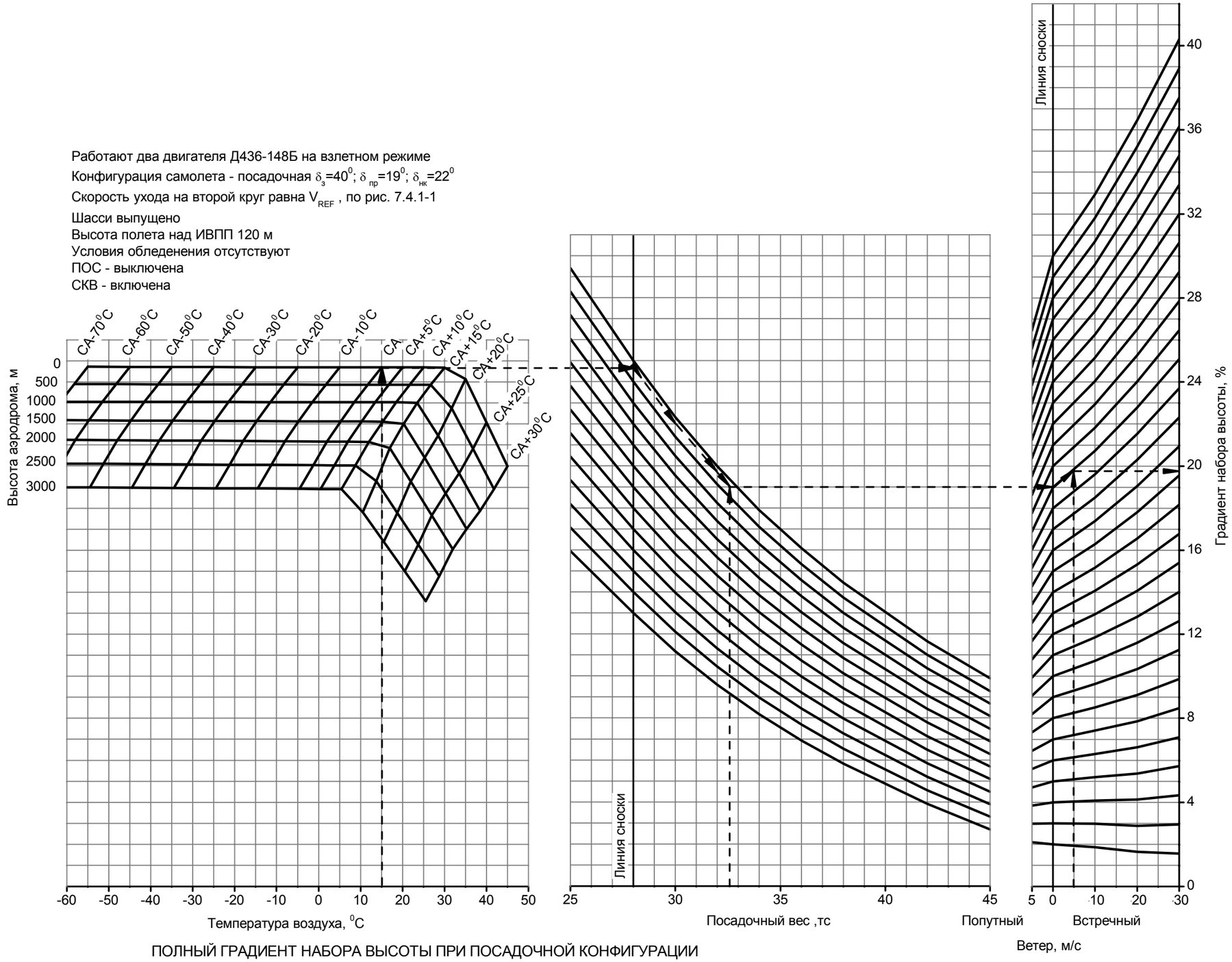
Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета - ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ
Рис. 7.4.7-1а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

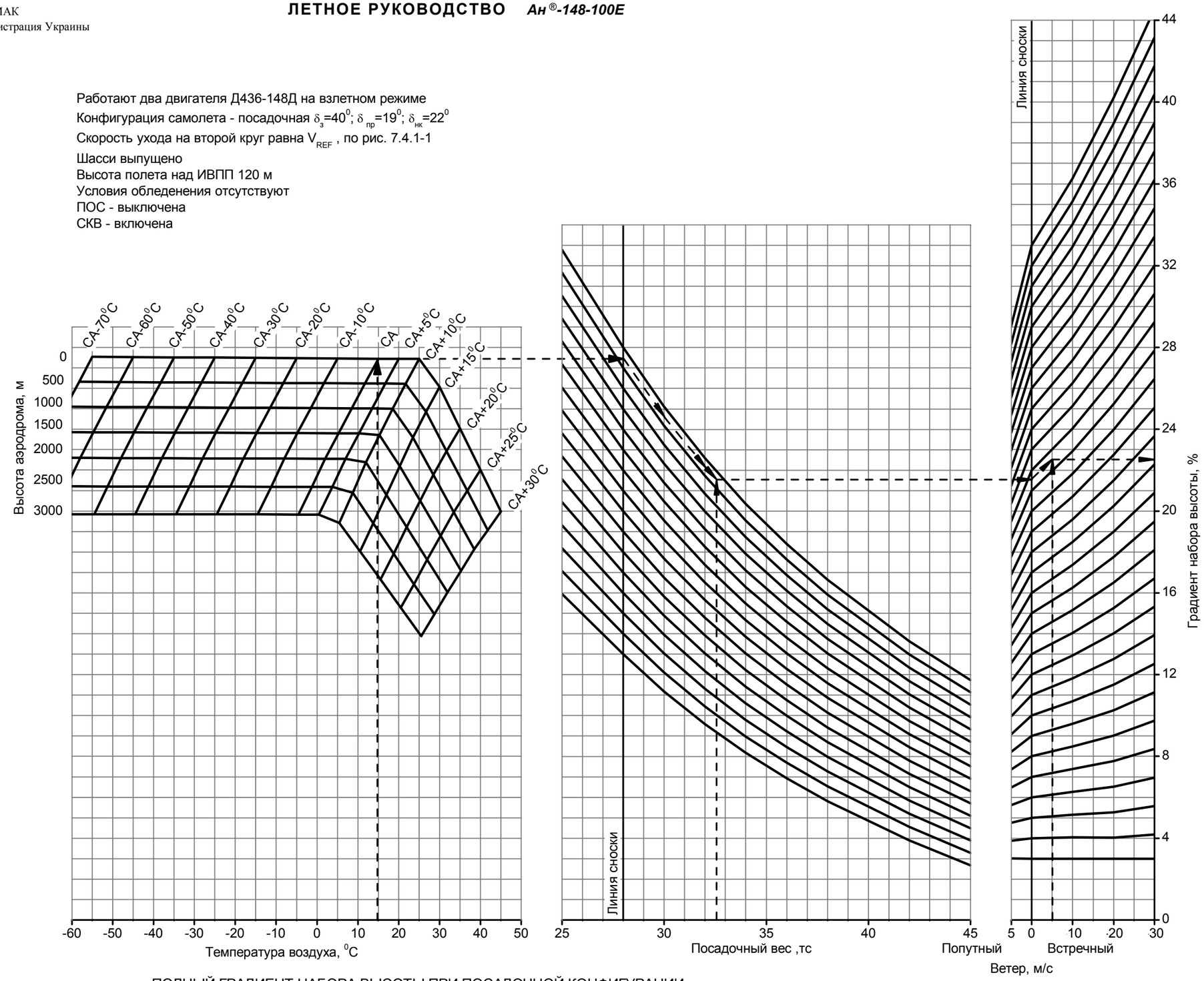


ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
Рис. 7.4.7-2

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

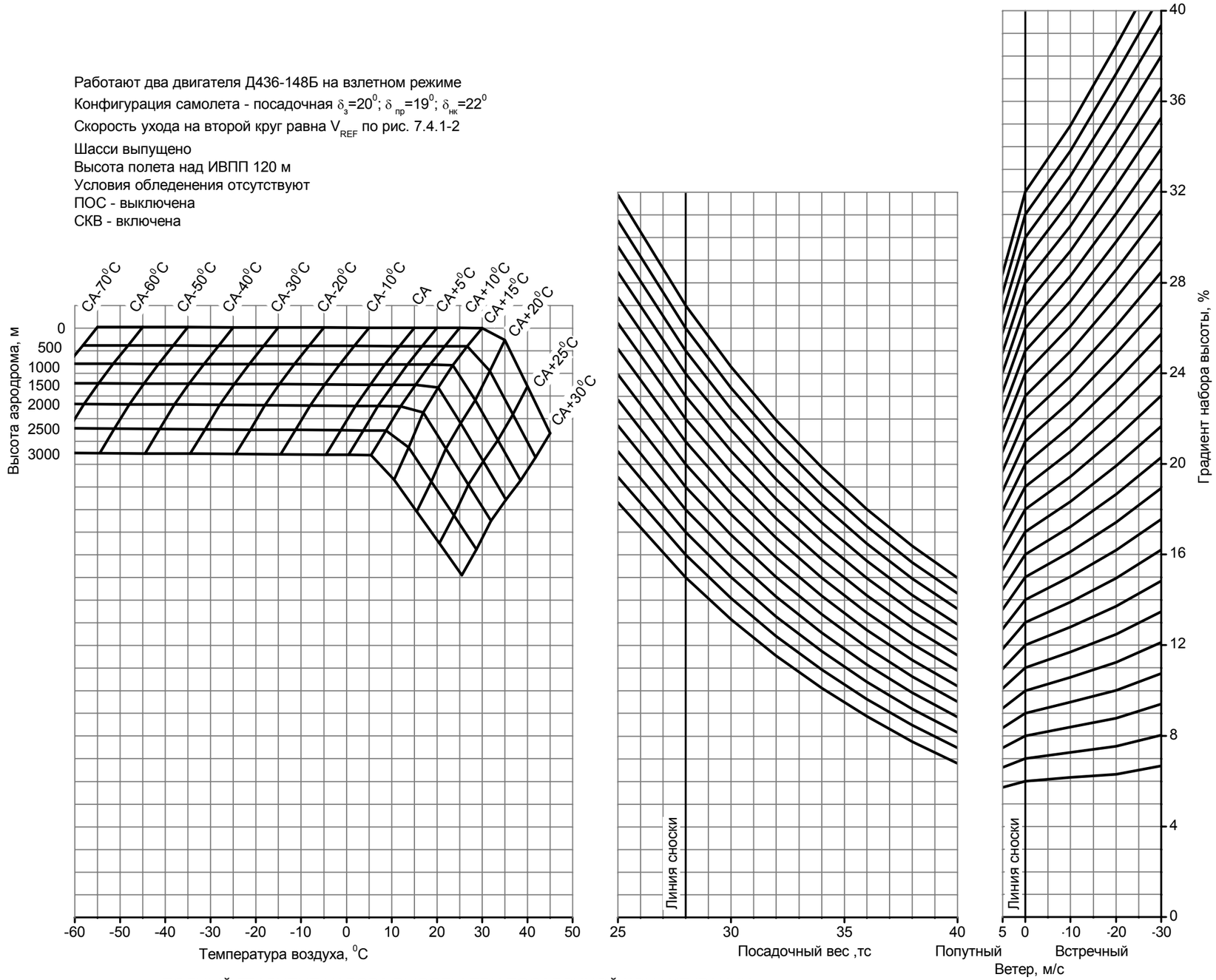
Работают два двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=40^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} , по рис. 7.4.1-1
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
Рис. 7.4.7-2а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

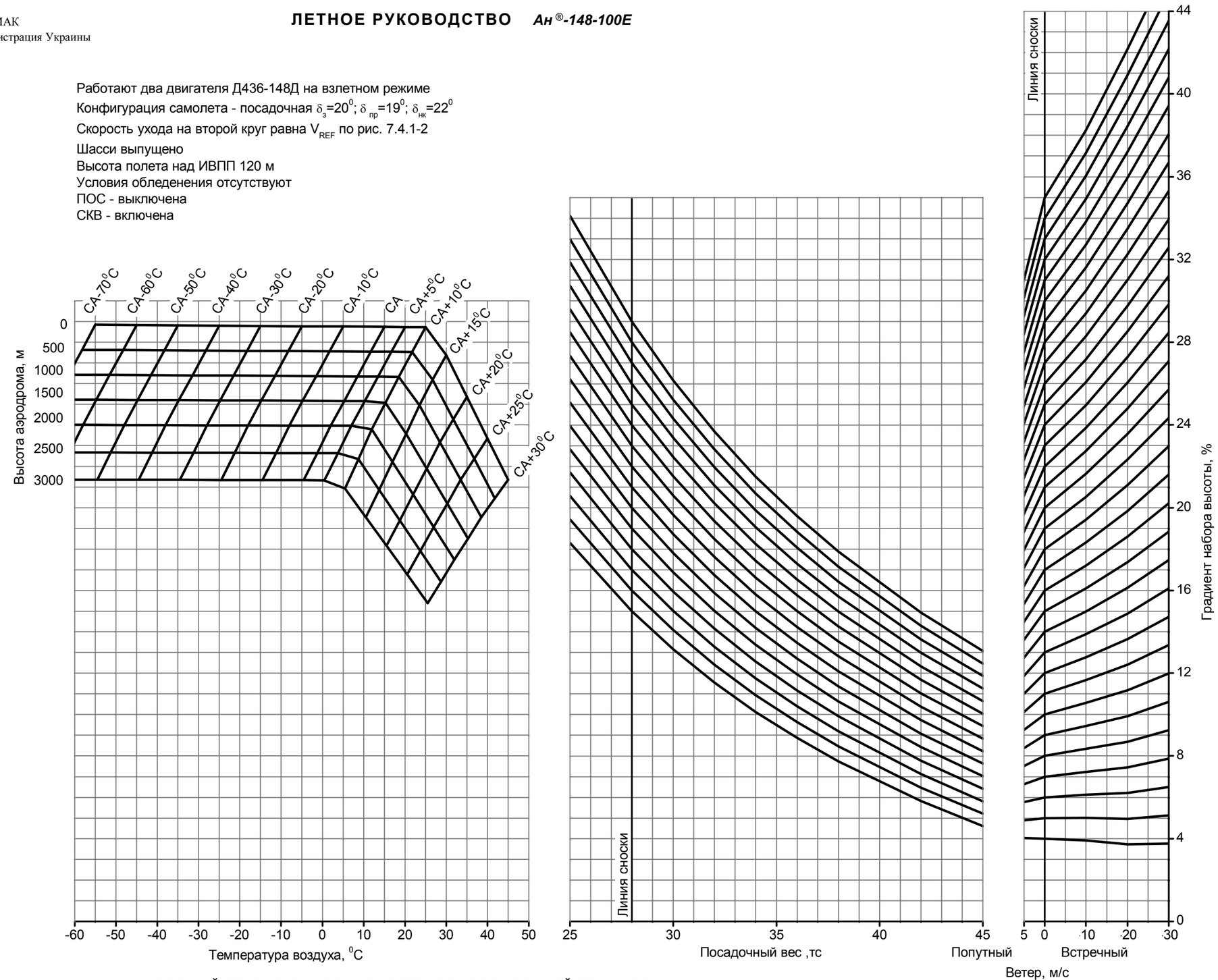
Работают два двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з$=20^0; $\delta_{пр}$=19^0; $\delta_{нк}$=22^0
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} по рис. 7.4.1-2
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
Рис. 7.4.7-3

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

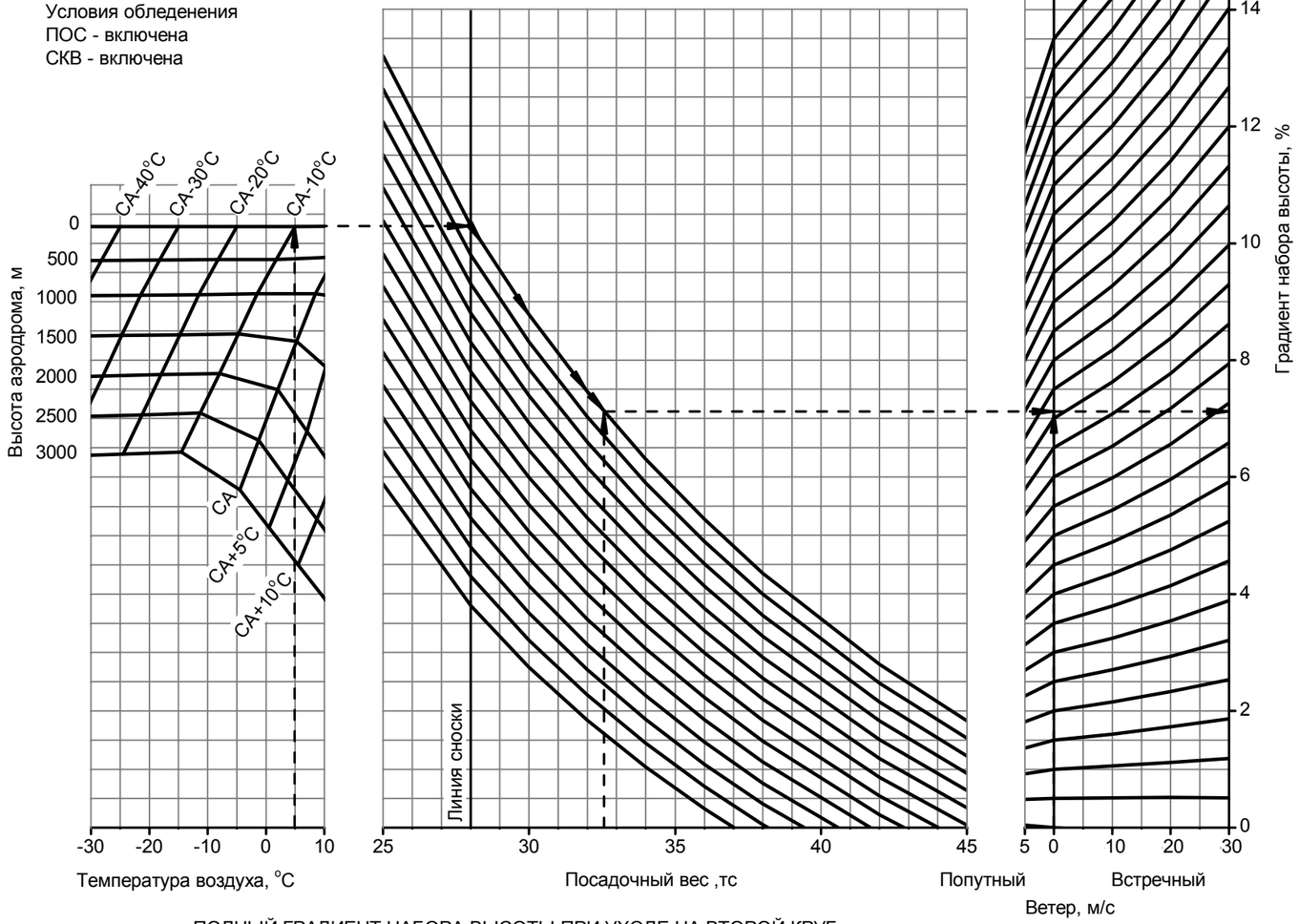
Работают два двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_з=20^0$; $\delta_{пр}=19^0$; $\delta_{нк}=22^0$
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} по рис. 7.4.1-2
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения отсутствуют
ПОС - выключена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
Рис. 7.4.7-3а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

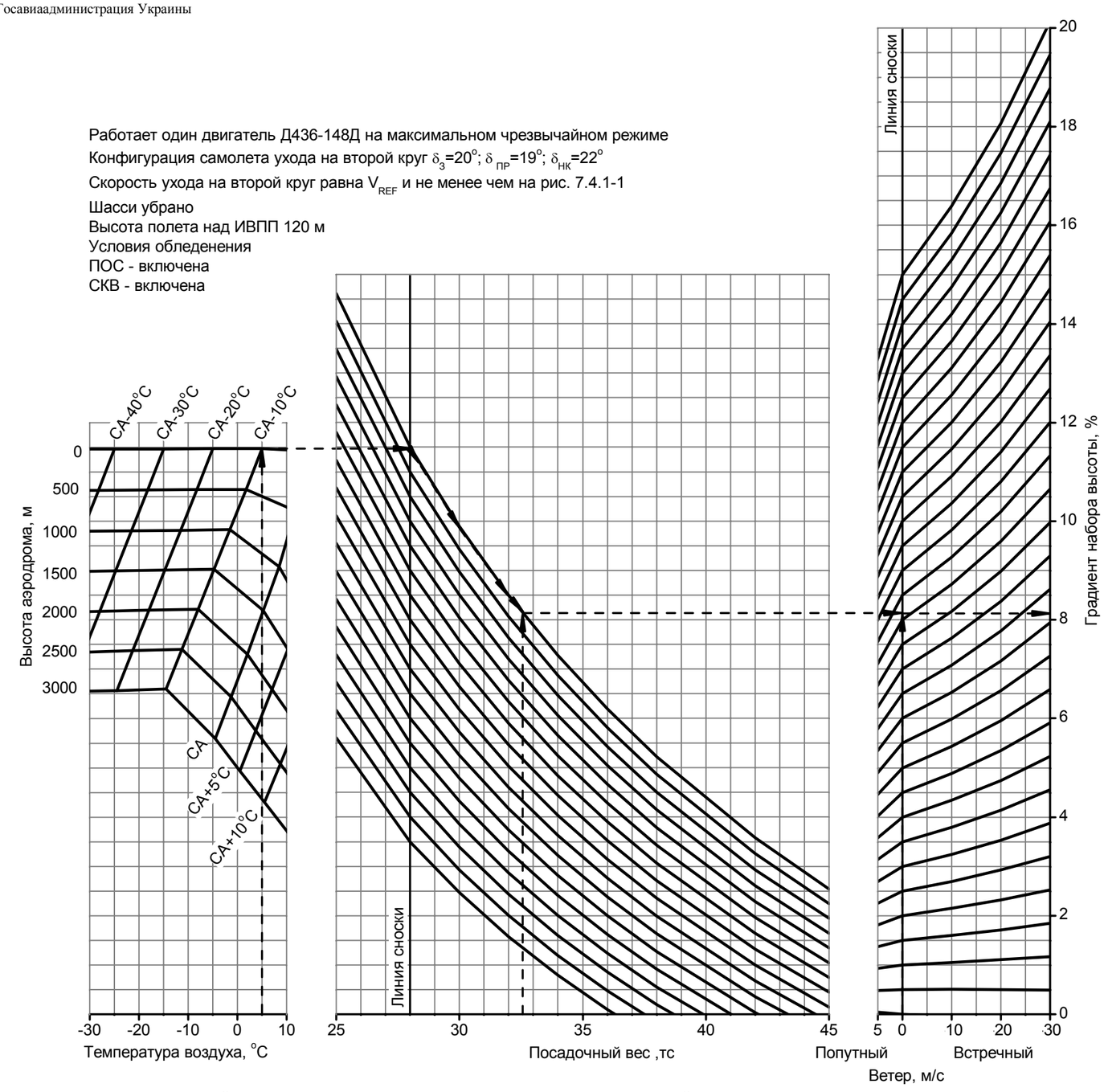
Работает один двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ В УЕО
Рис. 7.4.7-4

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

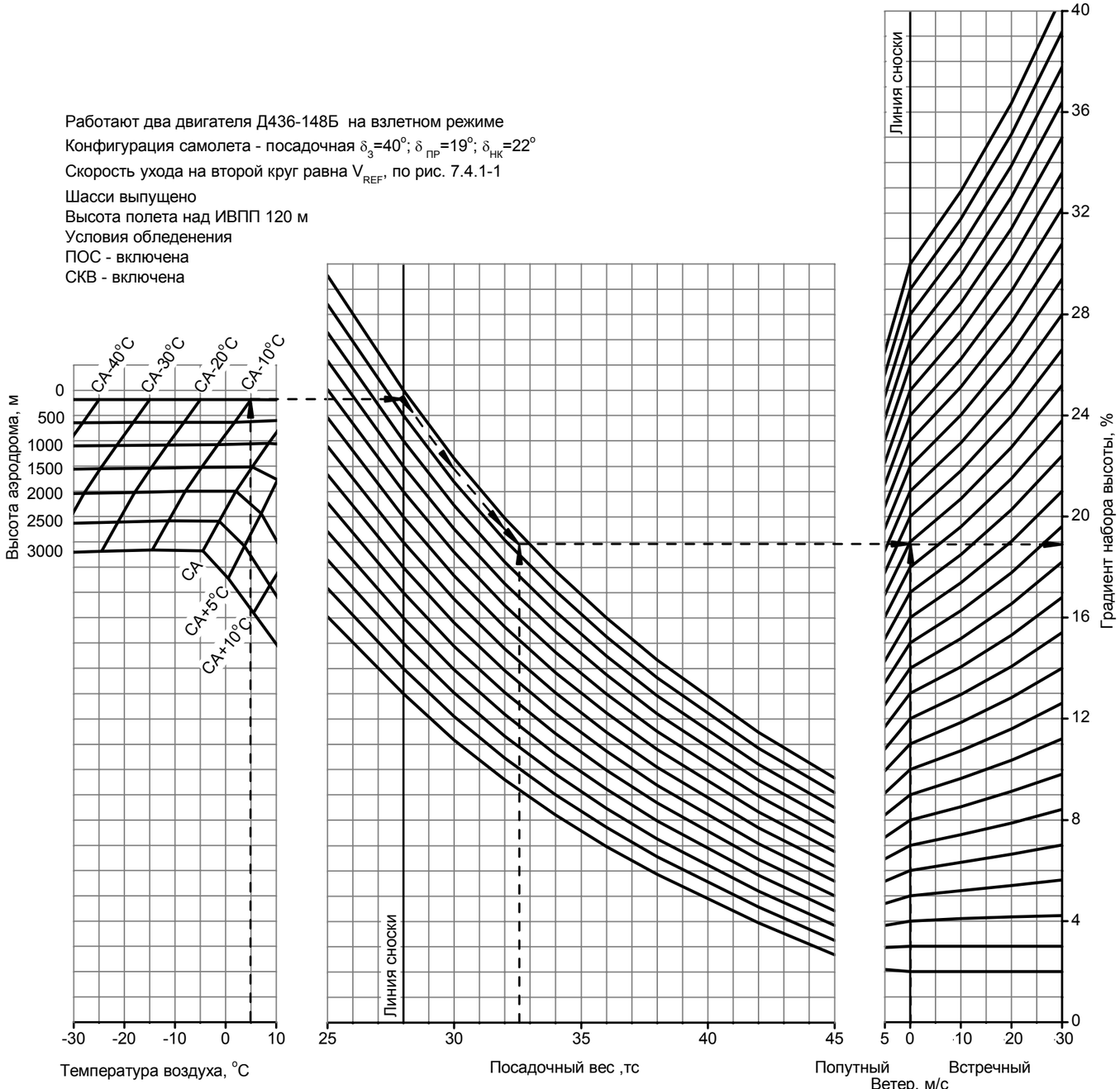
Работает один двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме
Конфигурация самолета ухода на второй круг $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF} и не менее чем на рис. 7.4.1-1
Шасси убрано
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ
С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ В УЕО
Рис. 7.4.7-4а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

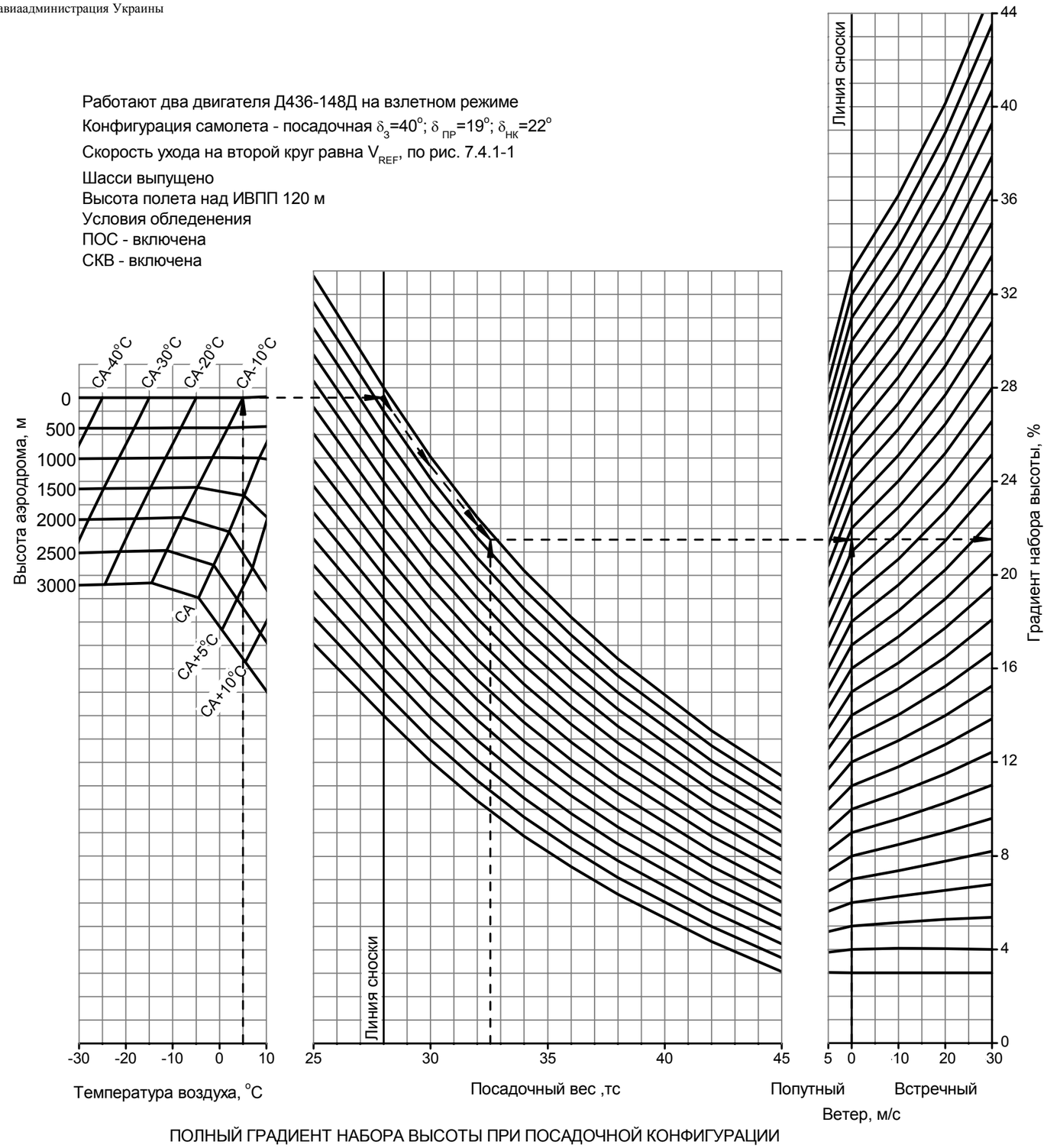
Работают два двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF}, по рис. 7.4.1-1
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В УЕО
Рис. 7.4.7-5

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

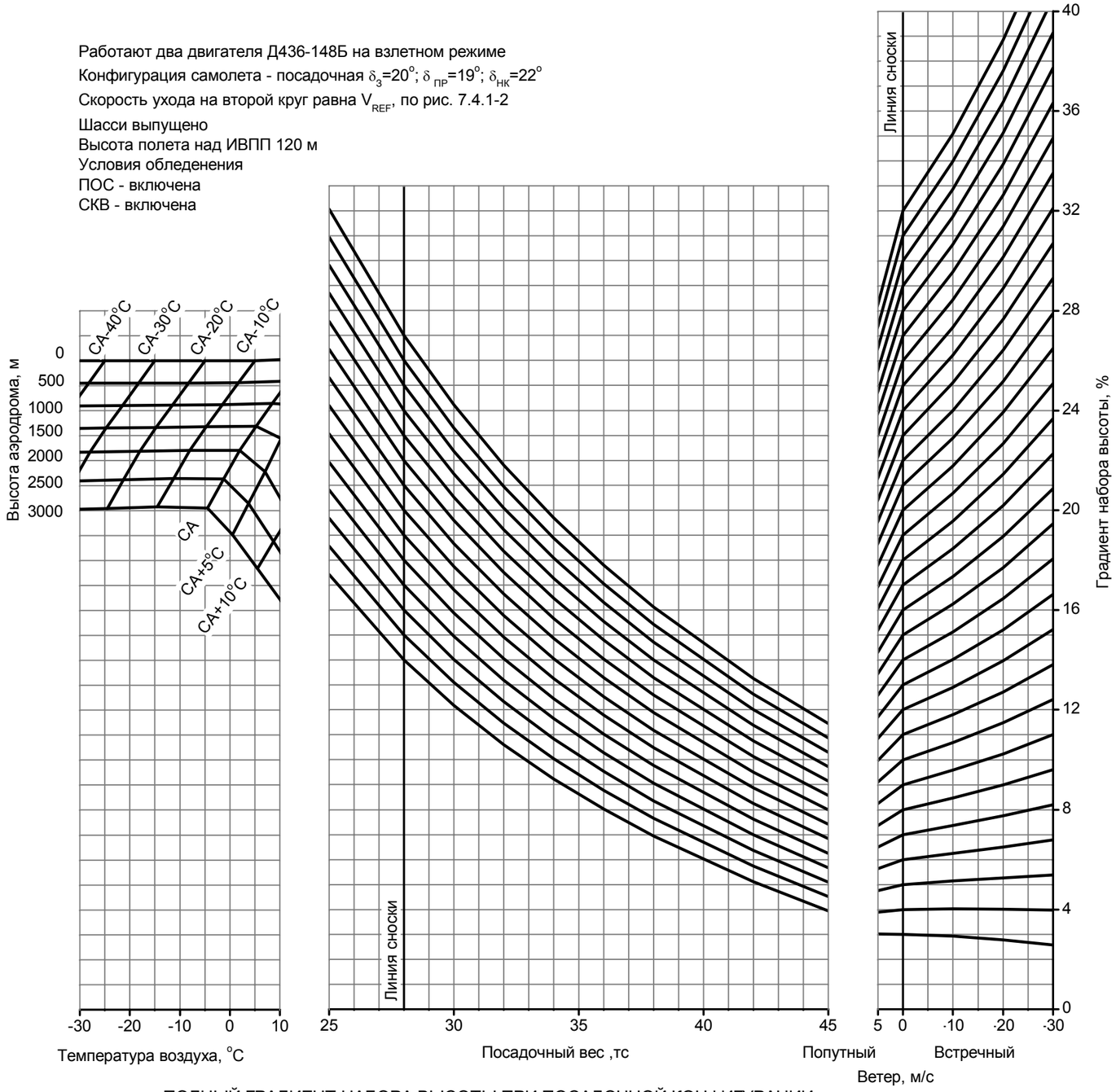
Работают два двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_З$=40°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF}, по рис. 7.4.1-1
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИВ УЕО
Рис. 7.4.7-5а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Работают два двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF}, по рис. 7.4.1-2
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена

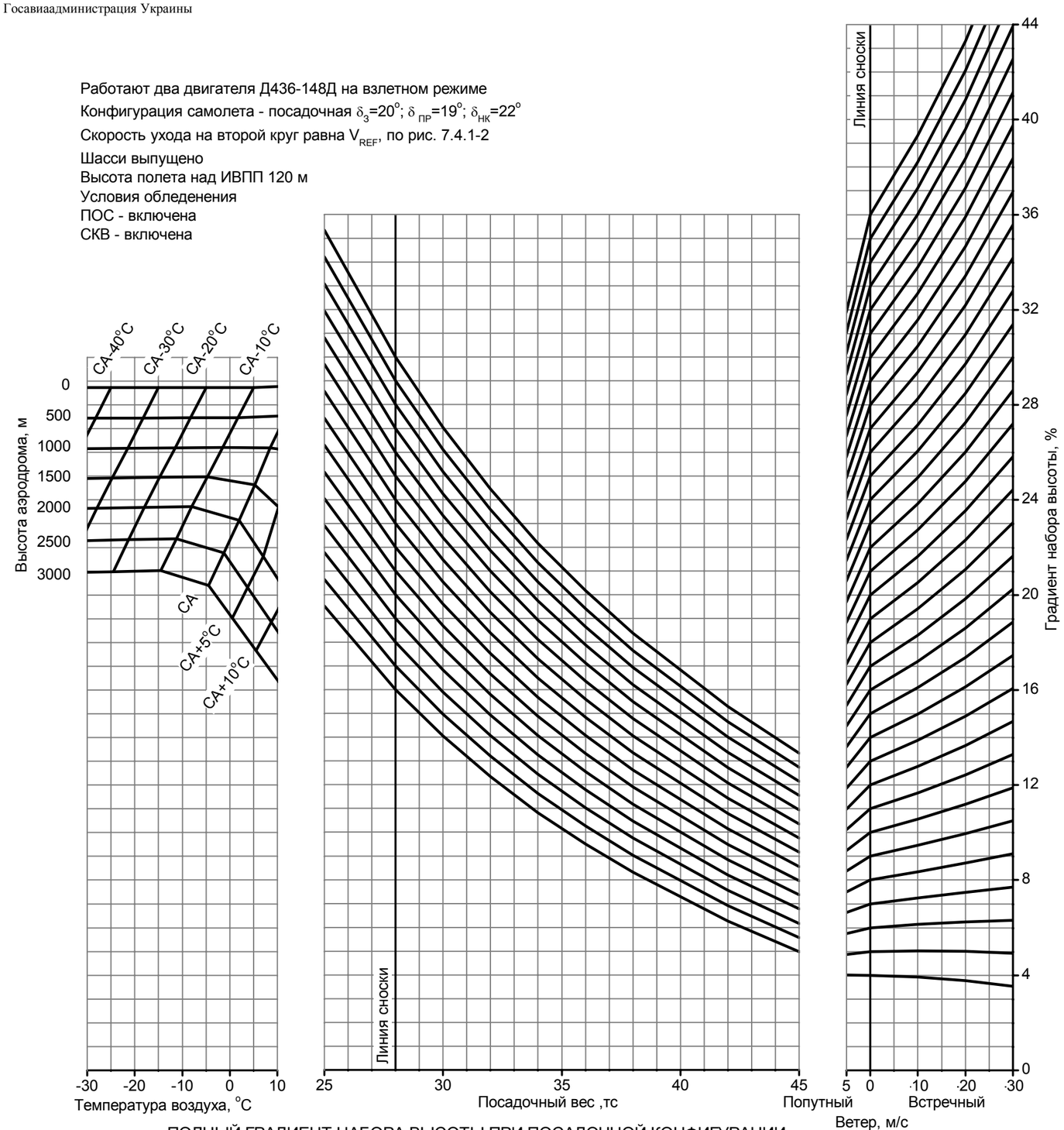


ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В УЕО
Рис. 7.4.7-6

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе

Действительно: все

Работают два двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - посадочная $\delta_З$=20°; $\delta_{ПР}$=19°; $\delta_{НК}$=22°
Скорость ухода на второй круг равна V_{REF}, по рис. 7.4.1-2
Шасси выпущено
Высота полета над ИВПП 120 м
Условия обледенения
ПОС - включена
СКВ - включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ
С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В УЕО
Рис. 7.4.7-6а

© ГП АНТК им. О.К. Антонова
Собственность ГП АНТК им. О.К. Антонова
Охраняется авторским правом
Подробная информация на титульном листе