



DT212团队飞机总体设计

“云雀”的诞生

混合电动力通用航空飞机



飞机系
航空科学与工程学院
组号：DT212



“云雀”飞机总体设计



设计要求及市场定位 李博，朱坤宇，高小天，何瑞辰，霍德

参数迭代权衡 王卓，许珂，郭楚凡，王金瀚，李博，霍德

重量迭代分析 王卓，许珂

方案迭代及最终方案 所有成员

最终方案气动设计及结构设计 郭楚凡，何瑞辰，朱坤宇，张晓岳

最终方案总体布置 张晓岳，王卓，何瑞辰

动力系统设计及先进技术设计 许珂，王卓，张晓岳，霍德

稳定性、气动及飞行性能分析 王金瀚，李博，霍德

经济性及环保性分析 高小天，张晓岳

设计参数与要求对比及优势总结 高小天，李博

团队协作 所有成员





市场定位



科研环境： NASA X-57, 空客E-Thrust和Efan, ZunumAero, SUGAR Volt
混动飞机有望在**2030年**研制成功 (中国商飞)

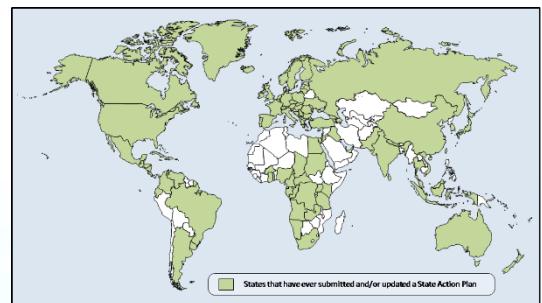
政策环境： 各国对碳排放减排要求提高，氮氧化物要求提高，降噪要求提高
欧盟：CO₂**减排60%**, 氮氧化物**减排90%**, 降噪**75%** (以2012年为基准, 至2050年)

市场环境：



通用航空飞机市场**利润成上升趋势**

目标市场： **中国, 美国, 欧洲, 澳大利亚, 日本, 韩国等**



市场定位： 空中游览, 航空摄影, 空中巡查, 海洋监测, 科学实验, 渔业飞行, 航空探矿



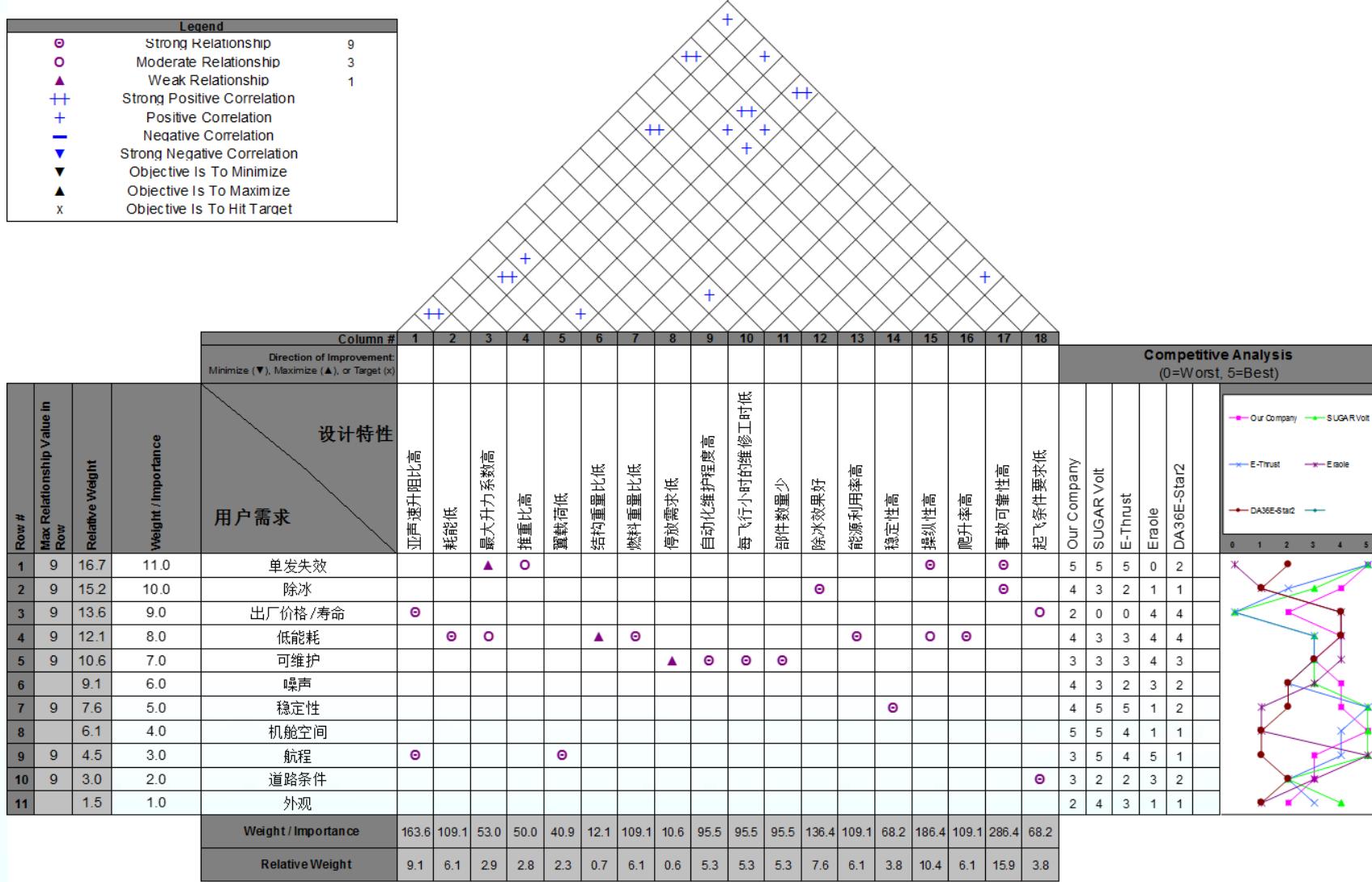
最终的设计要求



性能要求		
四座型	六座型	
最大过载 转场航程 爬升率 起飞/着陆距离	+ 3.5/-0.4 2200km 1500fpm 水泥地: 340m/390m 草地: 420m/420m	+ 3.5/-0.4 1900km 1300fpm 水泥地: 430m/480m 草地: 550m/550m
有效载荷	乘客: 86.2kg 有效载荷: 13.6kg, 0.17m ³	乘客: 86.2kg 有效载荷: 13.6kg, 0.17m ³
最大起飞总重	1500kg	1800kg
最大失速速度	80km/h	
最大速度 (水平飞行)	> = 370km/h	
飞行品质	类似于其它四六座小型飞机	
配置约束		
螺旋桨	可调变距	
客舱驾驶舱	增压舱	
起落架	固定	
设计目标		
结构	4座和6座型之间通用的机体结构重量达到4座型空重的75%	
动力系统	任何一类动力系统失效都必须满足14 CFR 23.67单发失效的爬升要求	
可靠性	满足LSA ASTM的标准	
可维护性/可靠性	类似于可比的飞机	
款式	使飞机外观在市场上具有吸引力	



设计权衡-质量屋分析





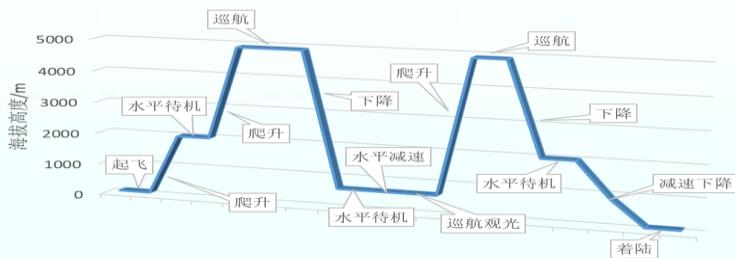
任务剖面



I. 四座型

任务段性能数据		
序号	任务段名称	参数
1	起飞	起飞性能距离=340m、机场海拔高度=100m 跑道摩擦系数=0.05
2	爬升	起始高度≈100m、终止高度=2000m、 起始速度=0.09Ma、终止速度=0.25Ma
3	水平待机	所在高度≈2000m、待机时间=0.2h
4	爬升	起始高度=2000m、终止高度=4900m、 起始速度=0.25Ma、终止速度=0.32Ma
5	巡航	巡航高度=4900m、巡航速度=0.32Ma、巡航距离=300km
6	下降	起始高度=4900m、终止高度=650m
7	水平待机	所在高度=650m、待机时间=0.1h
8	水平减速	所在高度=650m、起始速度=0.32Ma、终止速度=0.27Ma
9	巡航(观光)	巡航高度=650m、巡航速度=0.27Ma、巡航距离=140km
10	爬升	起始高度=650m、终止高度=4900m、 起始速度=0.27Ma、终止速度=0.32Ma
11	巡航	巡航高度=4900m、巡航速度=0.32Ma、巡航距离=300km
12	下降	起始高度=4900m、终止高度=2000m
13	水平待机	所在高度≈2000m、待机时间=0.25h
14	减速下降	起始高度=2000m、终止高度=900m
15	着陆	进场高度=900m、着陆接地速度=27.78m/s、 着陆滑跑距离=390m、机场海拔高度=100m、 跑道摩擦系数=0.4

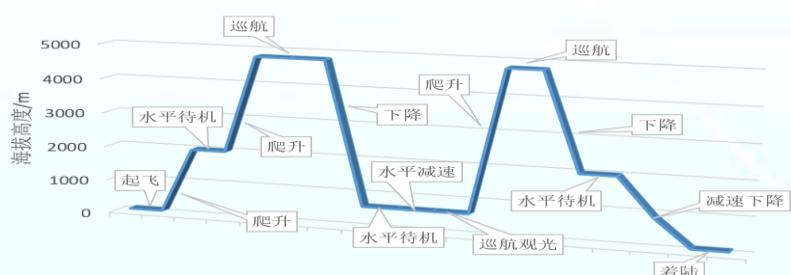
混合动力通用飞机（四座型）任务剖面



II. 六座型

任务段性能数据		
序号	任务段名称	参数
1	起飞	起飞性能距离=430m、机场海拔高度=100m 跑道摩擦系数=0.05
2	爬升	起始高度≈100m、终止高度=2000m、 起始速度=0.10Ma、终止速度=0.25Ma
3	水平待机	所在高度≈2000m、待机时间=0.2h
4	爬升	起始高度=2000m、终止高度=4800m、 起始速度=0.25Ma、终止速度=0.32Ma
5	巡航	巡航高度=4800m、巡航速度=0.32Ma、巡航距离=300km
6	下降	起始高度=4800m、终止高度=650m
7	水平待机	所在高度=650m、待机时间=0.1h
8	水平减速	所在高度=650m、起始速度=0.32Ma、终止速度=0.27Ma
9	巡航(观光)	巡航高度=650m、巡航速度=0.27Ma、巡航距离=140km
10	爬升	起始高度=650m、终止高度=4800m、 起始速度=0.27Ma、终止速度=0.32Ma
11	巡航	巡航高度=4800m、巡航速度=0.32Ma、巡航距离=300km
12	下降	起始高度=4800m、终止高度=2000m
13	水平待机	所在高度≈2000m、待机时间=0.25h
14	减速下降	起始高度=2000m、终止高度=900m
15	着陆	进场高度=900m、着陆接地速度=20.56m/s、 着陆滑跑距离=480m、机场海拔高度=100m、 跑道摩擦系数=0.4

混合动力通用飞机（六座型）任务剖面



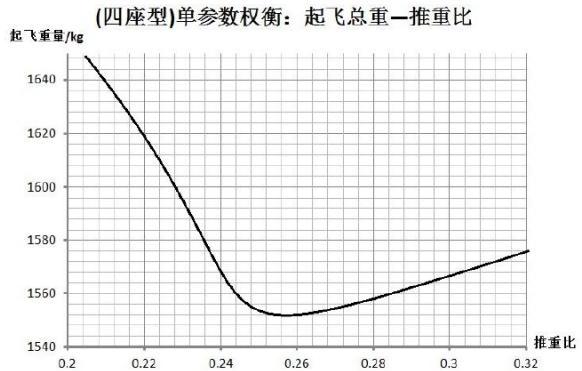


参数迭代权衡

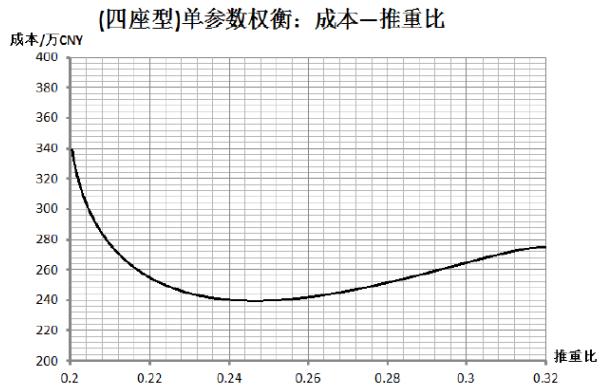


一、推重比&翼载荷权衡

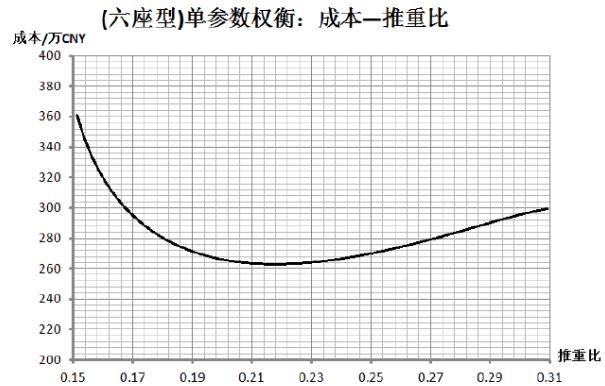
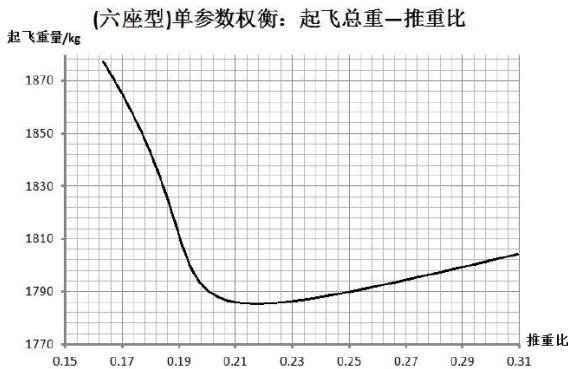
总重与推重比：



成本与推重比：



权衡所得推重比： 四座： 0.248



六座： 0.207

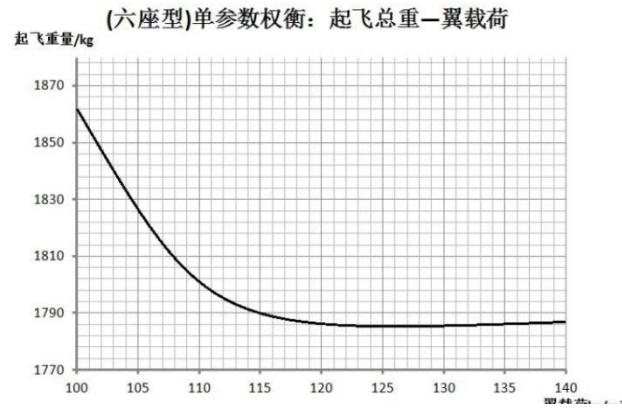
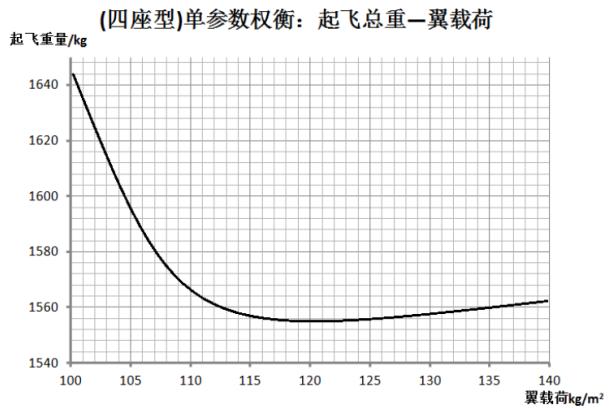


参数迭代权衡

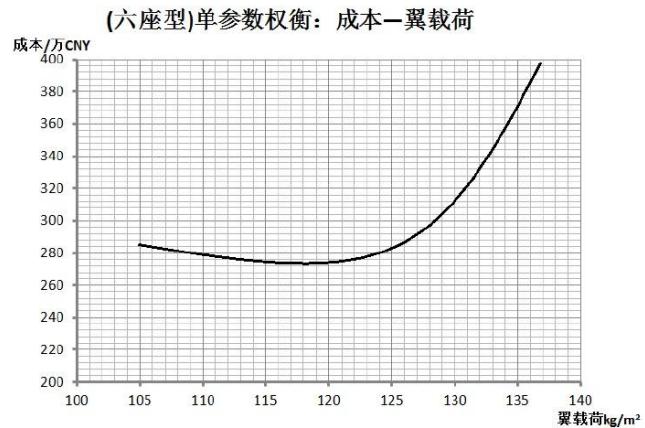
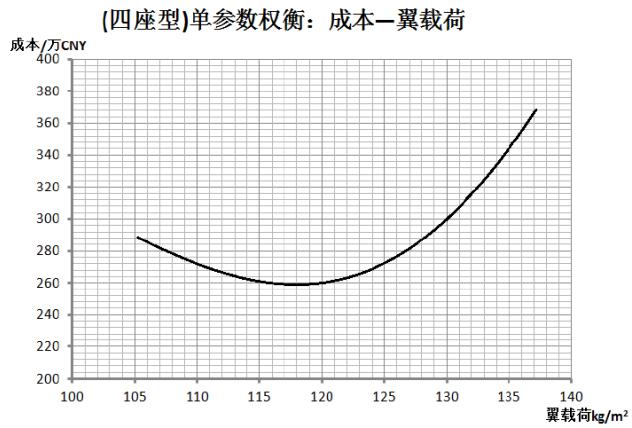


一、推重比&翼载荷权衡

总重与翼载荷：



成本与翼载荷：



权衡所得翼载荷： 四座： 114.68kg/m^2 六座： 119.41kg/m^2



参数迭代权衡



二、其余典型参数权衡

设计参数权衡:

设计参数权衡				
	四座	六座		
推重比T/W	0.248	0.207	尾翼形式	T型尾翼
翼载荷W/S	114.68kg/m ²	119.41kg/m ²	发动机数量	1
展弦比	10.8	10.8	发动机型式	活塞发动机
前缘后掠角	2°	2°	乘客安排	2+2
尖削比	0.5	0.5	先进技术	全景天窗
翼型相对厚度	11%	11%		整机降落伞

需求权衡:

需求权衡				
	四座	六座		
航程/km	1900	1400	最大过载	2.8
有效载荷/kg	400	600	跑道长度	457.2
乘客数	1+3	1+5	加速时间/s	20
待机时间/min	30	30	爬升时间/min	8.5
速度/km/h	325/380/430	325/380/430	成本	260w

增长敏感性权衡:

增长敏感性权衡				
	四座	六座		
结构重量/kg	547.03	642.47	装机推力	388.45
零升阻力系数	0.017	0.017	单位耗油率	0.1437
最大升阻比	17	17	燃油价格	3.593¥/kg
最大升力系数	1.21	1.21		



参数迭代权衡



三、迭代算法&参数选择矩阵

起飞重量迭代算法：

迭代算法程序

```
REAL :: W0,W1,ER  
INTEGER :: N  
  
W0=1000  
  
ER=10000  
  
DO WHILE(ABS(ER)>0.01*W0)  
  
    W1=1-0.394668924-78.0/W0-0.3501*W0**0.0244  
  
    W1=385.554/W1  
  
    ER=W0-W1  
  
    W0=W1  
  
    PRINT *,ER  
  
END DO  
  
PRINT *, 'ANS=' ,W0  
  
END
```

参数选择矩阵：

推重比T/W				
0.19	0.21	0.23	0.25	0.27

翼载荷W/S (kg/m ²)				
95	105	115	125	135

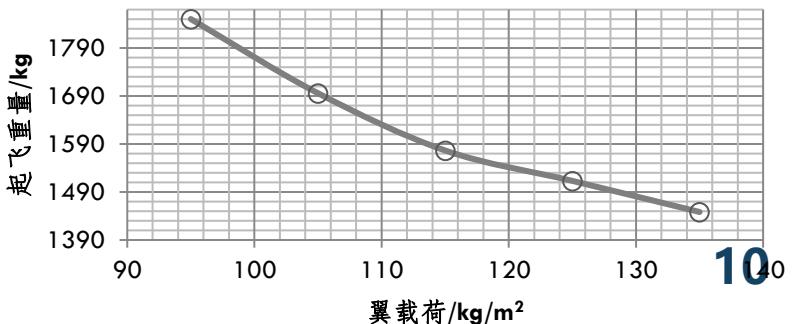
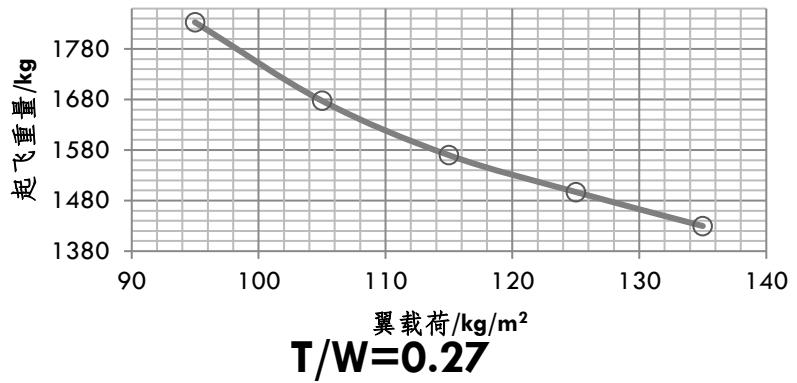
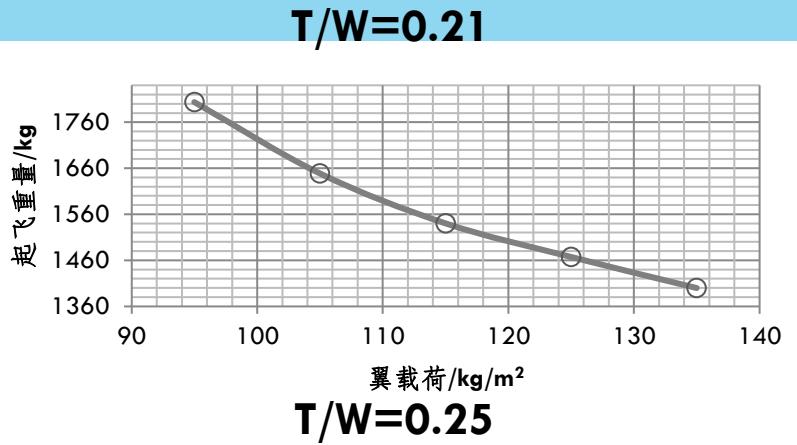
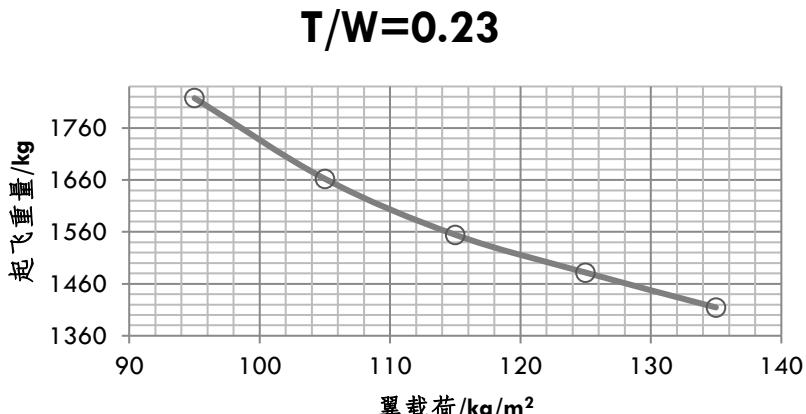
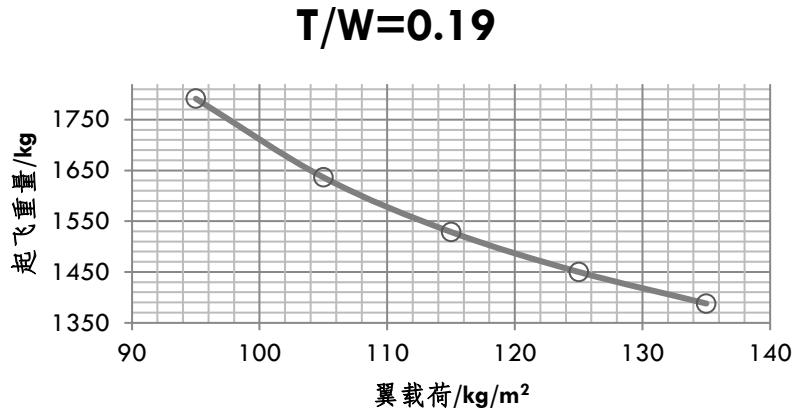
翼载荷与推重比关系					
	W/S=95kg/m ²	W/S=105kg/m ²	W/S=115kg/m ²	W/S=125kg/m ²	W/S=135kg/m ²
T/W=0.19	1791.38	1636.33	1528.78	1450.06	1387.88
T/W=0.21	1803.85	1648.89	1540.45	1467.48	1400.01
T/W=0.23	1817.58	1662.12	1554.36	1481.56	1414.36
T/W=0.25	1832.65	1677.25	1569.64	1496.68	1429.45
T/W=0.27	1850.35	1695.68	1576.25	1512.85	1447.98



参数迭代权衡



三、参数选择曲线&毯式图



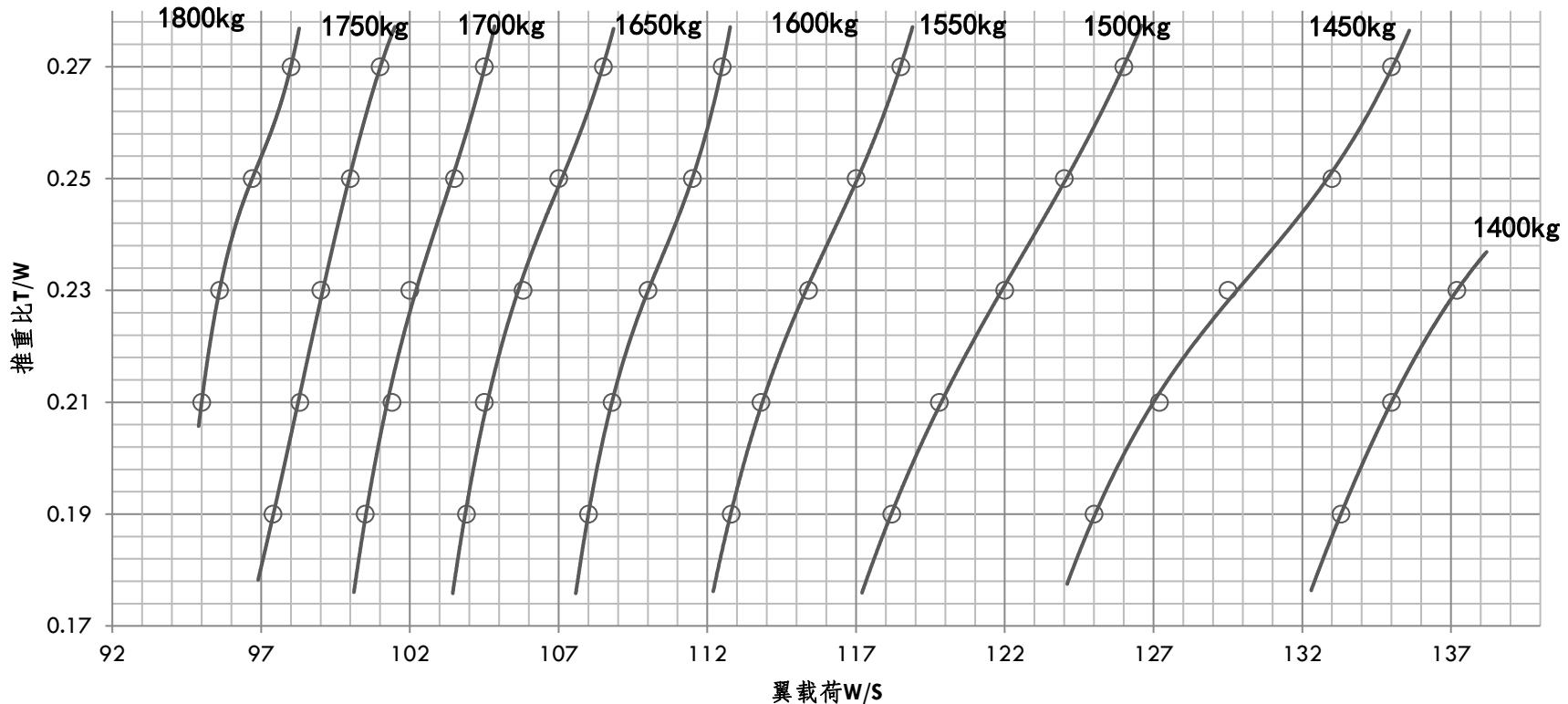


参数迭代权衡



三、参数选择曲线&毯式图

参数选择矩阵曲线

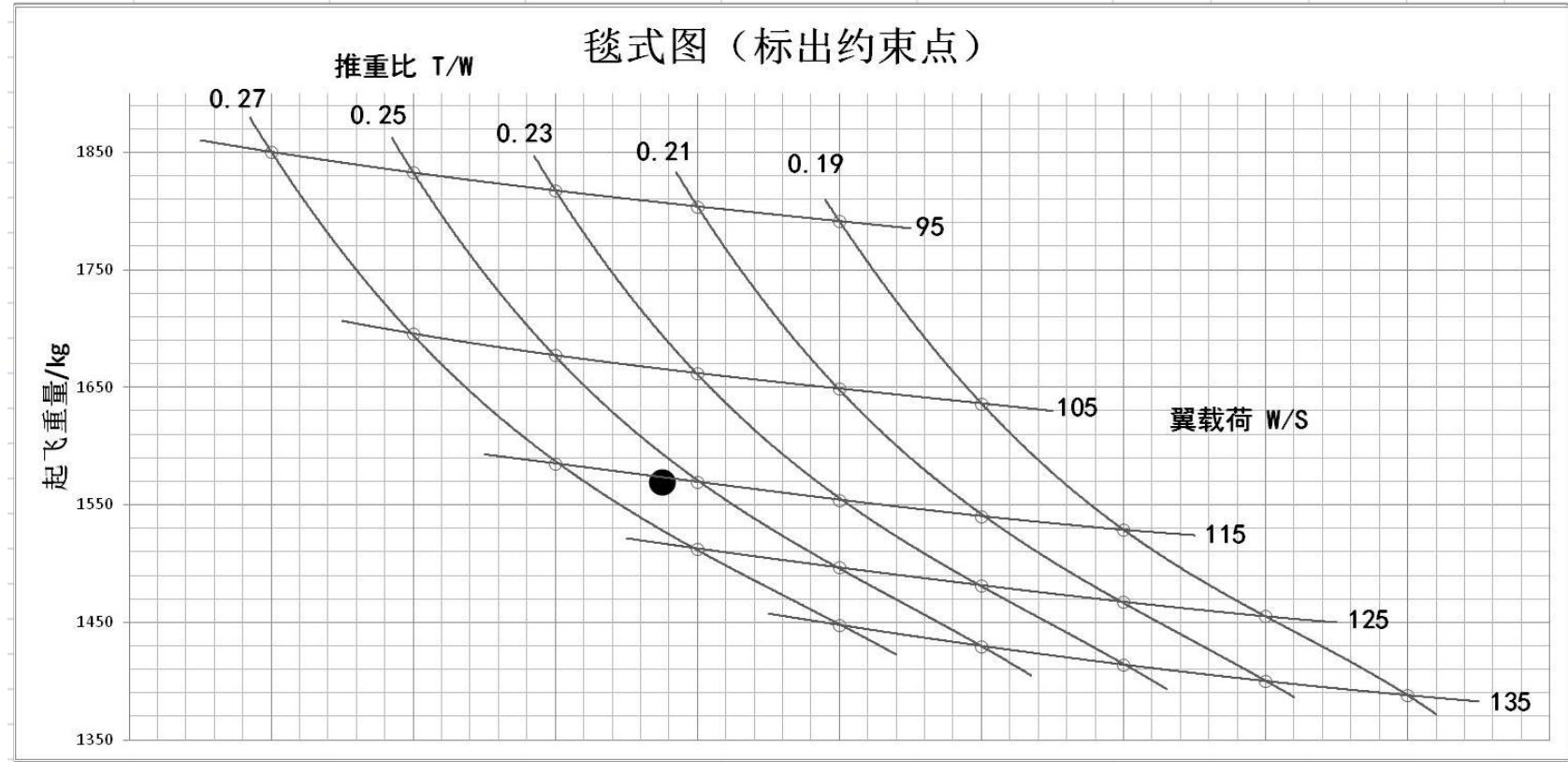




参数迭代权衡



四、添加性能约束的参数选择曲线



四座权衡所得：推重比 $T/W=0.256$, 翼载荷 $W/S=115.72\text{kg/m}^2$, 起飞总重 $W=1569.64\text{kg}$

同理

六座权衡所得：推重比 $T/W=0.218$, 翼载荷 $W/S=120.09\text{kg/m}^2$, 起飞总重 $W=1847.03\text{kg}$



参数迭代权衡-汇总对比表

单参数权衡 与 参数选择矩阵&毯式图

	单参数权衡		参数选择矩阵毯式图	
	四座	六座	四座	六座
起飞重量	--	--	1569.64	1847.03
推重比	0.248	0.207	0.256	0.218
翼载荷	114.68	119.41	115.72	120.09



重量迭代分析

一、近似分类重量法

四座型					
项目	混合动力飞机 kg/m ²	相乘系数/m ² , kg	近似重心位置/m	软糖系数	重量计算结果/kg
机翼	12	15.38	3.28	0.78	143.96
平尾	10	6.098	8.6	0.75	45.74
垂尾	10	3.387	6.48	0.75	25.4
机身	7	31	3.56	0.85	184.45
起落架	0.057	前起: 1569.64*15%	1.6	0.88	11.41
		主起: 1569.64*85%	4.365	0.88	64.7
发动机装机	1.4	145	0.4	1	203
空机其余部分	1	351.06	3.56	1	351.06
电动机	1	25	0.5	1	25
燃料电池	1	49	0.7	1	49
				空机重量/kg	1103.72
				重心位置/m	3.536

六座型					
项目	混合动力飞机 kg/m ²	相乘系数/m ² , kg	近似重心位置/m	软糖系数	重量计算结果/kg
机翼	12	15.38	3.28	0.78	143.96
平尾	10	6.098	9.61	0.75	45.74
垂尾	10	3.387	7.49	0.75	25.4
机身	7	35.66	4	0.85	188.41
起落架	0.057	前起: 1847.03*15%	1.6	0.88	13.9
		主起: 1847.03*85%	4.719	0.88	78.75
发动机装机	1.4	145	0.4	1	203
空机其余部分	1	398.57	4	1	398.57
电动机	1	25	0.5	1	25
燃料电池	1	49	0.7	1	49
				空机重量/kg	1171.73
				重心位置/m	4.139

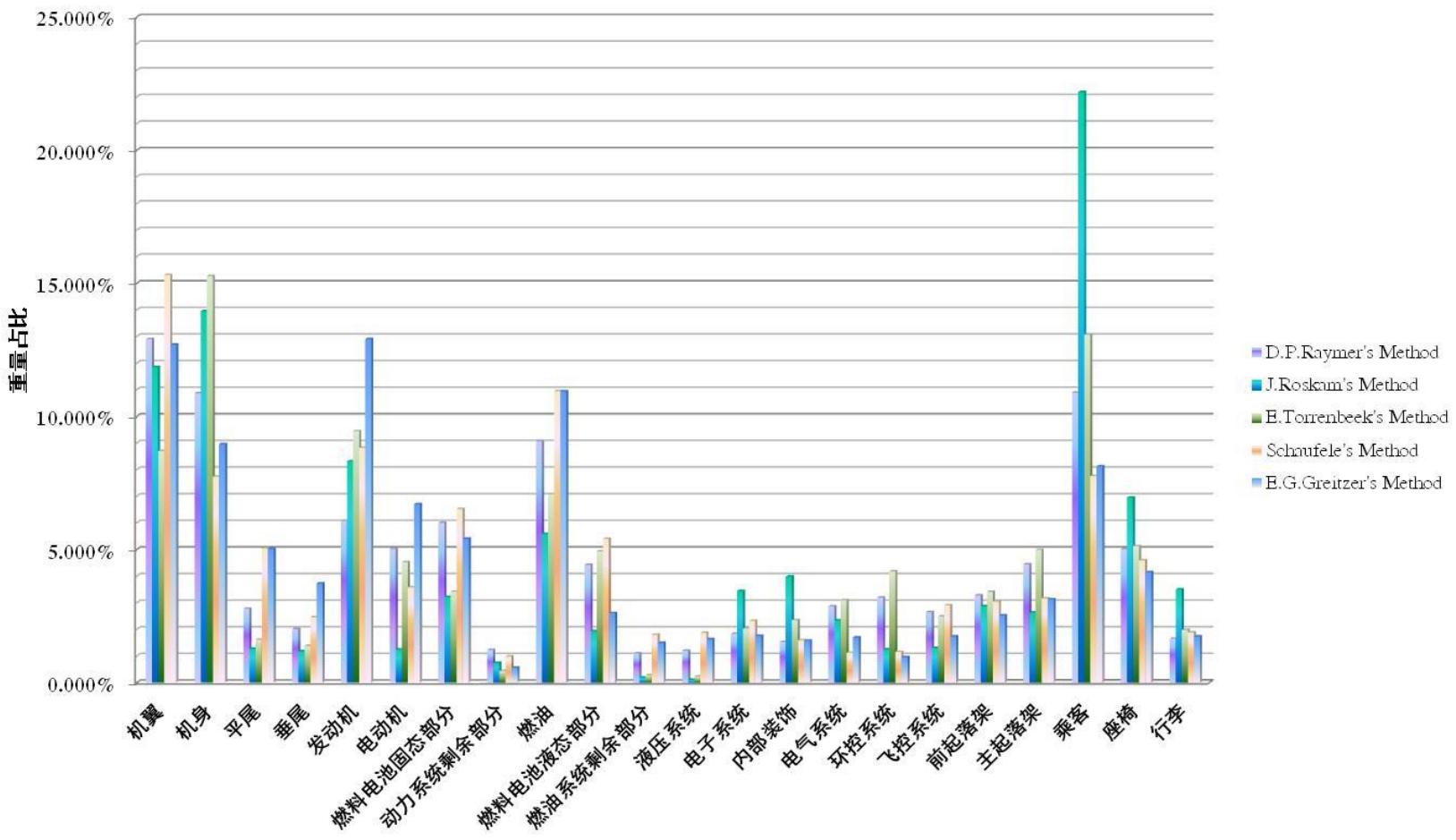


重量迭代分析



二、统计分类重量法

(四座型)不同算法下的各组分重量占比

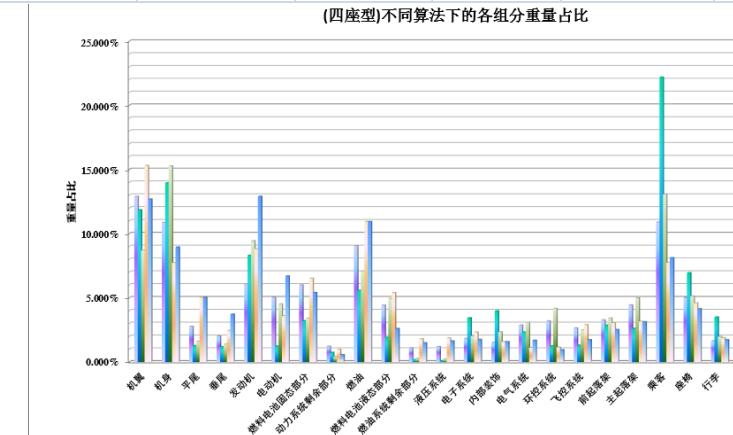
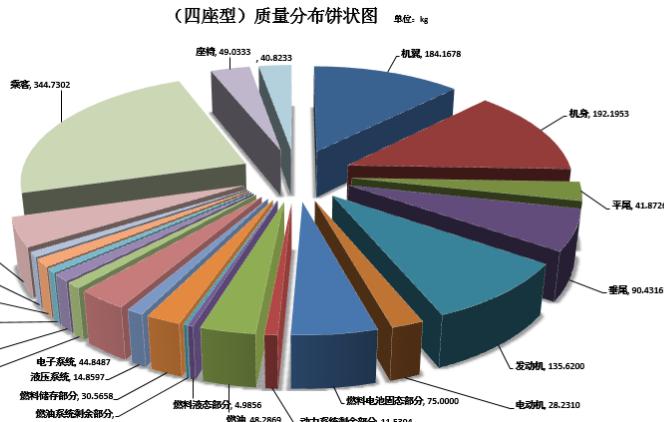
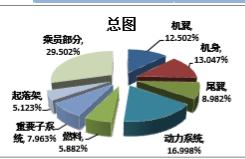




重量迭代分析-四座型



四座型								
		使用了复合材料		重心位置		乘积	占比	
机翼	机翼	软糖系数	重量/lb	重量/kg	距离机头/m	距离翼根前缘/m		
机身	机身	0.85	571.2200	259.1010	3.7830	0.9830	980.1791	17.039%
	平尾	0.75	92.3133	41.8726	8.6850	5.8850	363.6636	2.754%
尾翼	垂尾		199.3676	90.4316	7.5625	4.7625	683.8891	5.947%
	发动机	/	298.9910	135.6200			167.8298	8.919%
动力系统	电动机	/	62.2387	28.2310	1.2375	-1.5625	34.9359	1.857%
	燃料电池固态部分	/	165.3467	75.0000			92.8125	4.932%
动力系统剩余部分		/	25.4400	11.5394			14.2800	0.759%
燃料	燃油	/	106.4544	48.2869			161.8287	3.175%
	燃料液态部分	/	22.0145	9.9856	3.3514	0.5514	33.4657	0.657%
	燃油系统剩余部分	/	6.1800	2.8032			9.3946	0.184%
	燃料储存部分	/	67.3861	30.5658			102.4382	2.010%
	燃油储存箱	/	12.9290	5.8645	3.5424	0.7424	20.7744	0.386%
重要子系统	液压系统	/	32.7600	14.8597	4.3450	1.5450	64.5653	0.977%
	电子系统	/	98.8744	44.8487	3.5550	0.7550	159.4370	2.949%
	内部装饰	/	29.6190	13.4350	3.9750	1.1750	53.4039	0.884%
	电气系统	/	35.9132	16.2900	3.9650	1.1650	64.5897	1.071%
	环控系统	/	21.8172	9.8961			39.2381	0.651%
	飞控系统	/	39.6320	17.9768			71.2779	1.182%
起落架	前起落架	0.88	15.0024	6.8050	1.2000	-1.6000	8.1660	0.448%
	主起落架		84.8206	38.4740	3.9650	1.1650	152.5493	2.530%
乘员部分	乘客	/	760.0000	344.7302	3.8500	1.0500	1327.2111	22.670%
	座椅	/	108.1000	49.0333			188.7783	3.225%
	行李	/	90.0000	40.8233			157.1697	2.685%
总计		/	3352.4407	1520.6413	/	/	5604.2739	100.000%
100.000% 100.000%								



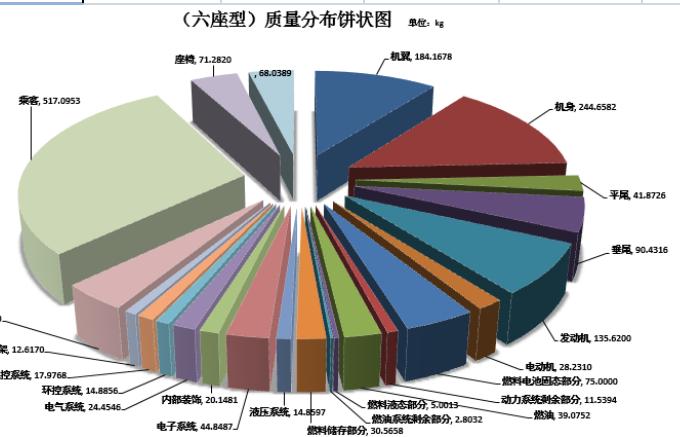
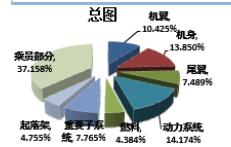


重量迭代分析-六座型



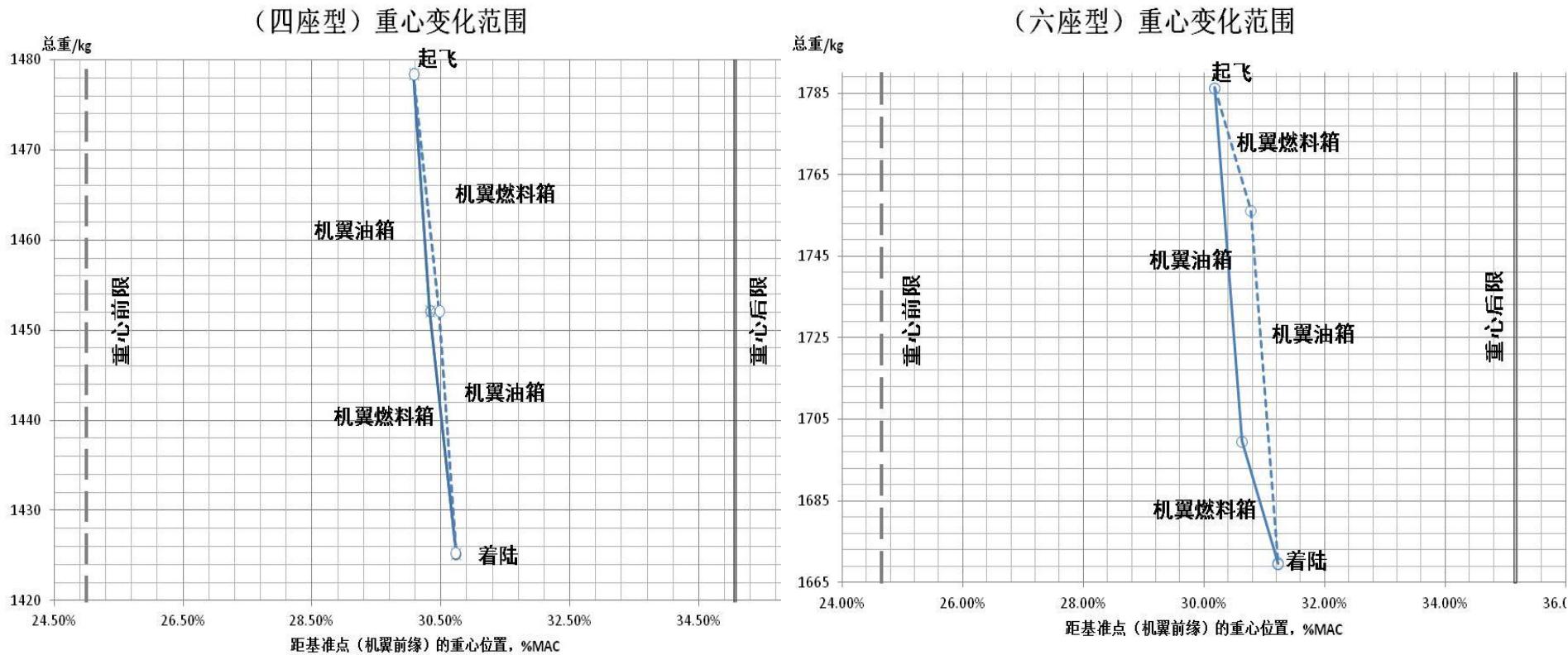
六座型

		使用了复合材料			重心位置		乘积	占比			
		软糖系数	重量/lb	重量/kg	距离机头/m	距离翼根前缘/m				空机重心/m	4.0497
机翼	机翼	0.78	406.0206	184.1678	4.0494	0.8494	745.7692	10.124%	10.124%	空机重心/m	4.0497
机身	机身	0.85	708.3450	321.2998	4.4830	1.2830	1440.3872	17.663%	17.663%	空机重量/kg	1137.3361
尾翼	平尾	0.75	92.3133	41.8726	10.1950	6.9950	426.8912	2.302%			
	垂尾		199.3676	90.4316	7.5625	4.3625	683.8891	4.971%			
动力系统	发动机	/	298.9910	135.6200	1.2375	-1.9625	167.8298	13.765%	7.456%	空机重心/m	4.0497
	电动机	/	62.2387	28.2310			34.9359		1.155%	空机重量/kg	1137.3361
	燃料电池固态部分	/	165.3467	75.0000			92.8125		4.123%		
	动力系统剩余部分	/	25.4400	11.5394			14.2800		0.634%		
燃料	燃油	/	86.1461	39.0752	3.7514	0.5514	146.5867	4.778%	2.148%	满载重心/m	4.1504
	燃料液态部分	/	19.8445	9.0013			33.7675		0.495%	满载重量/kg	1819.0359
	燃油系统剩余部分	/	6.1800	2.8032			10.5159		0.154%		
	燃料储存部分	/	67.3861	30.5658			114.6645		1.680%		
	燃油储存箱	/	12.0472	5.4645			22.1279		0.300%		
重要子系统	液压系统	/	32.7600	14.8597	4.7450	1.5450	70.5092	7.541%	0.817%	空机重心/m	4.0497
	电子系统	/	98.8744	44.8487	3.9550	0.7550	177.3765		2.466%	空机重量/kg	1137.3361
	内部装饰	/	44.4190	20.1481	4.3750	1.1750	88.1480		1.108%		
	电气系统	/	53.9132	24.4546	4.3650	1.1650	106.7444		1.344%		
	环控系统	/	32.8172	14.8856			64.9758		0.818%		
起落架	飞控系统	/	39.6320	17.9768	4.3190	1.1190	78.4686	2.769%	0.988%	平飞重心/m	4.1382
	前起落架	0.88	16.6890	7.5700			9.0840		0.416%	平飞重量/kg	1749.6767
	主起落架		94.3667	42.8040			184.8705		2.353%		
乘员部分	乘客	/	1140.0000	517.0952	4.3190	1.1190	2233.3343	36.086%	28.427%	气动焦点/m	4.1353+0.25*1.316=
	座椅	/	157.1500	71.2820			307.8671		3.919%		4.301
	行李	/	150.0000	68.0388			293.8598		3.740%		
总计		/	4010.2882	1819.0359	/	/	7549.6955	100.000%	100.000%		



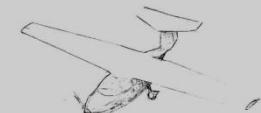
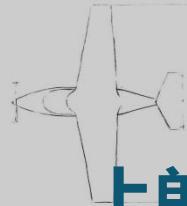
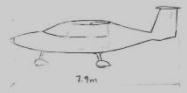


重量迭代分析-重心云图

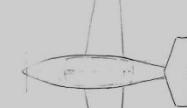




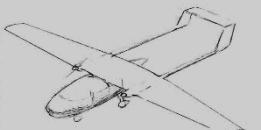
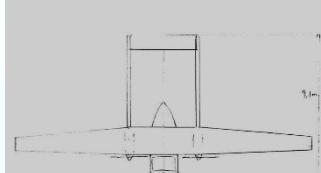
方案迭代及最终方案



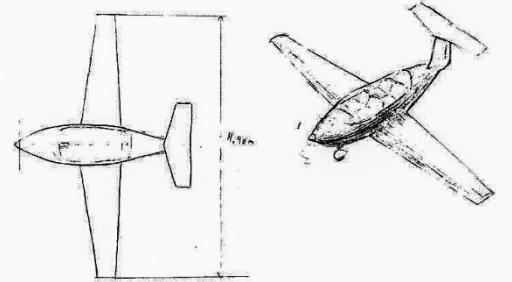
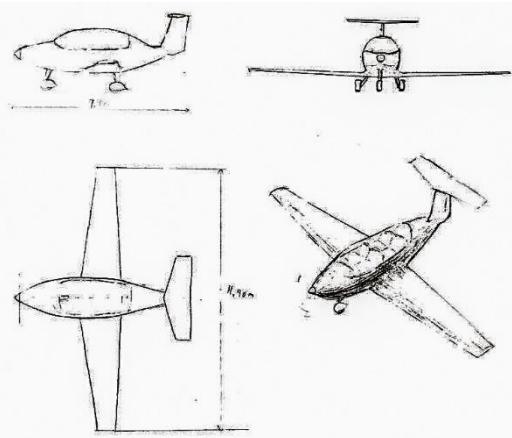
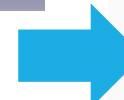
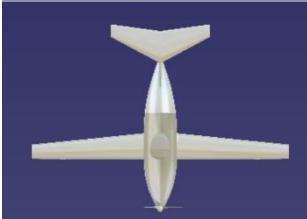
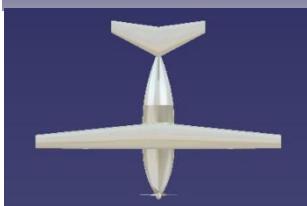
上单翼布局



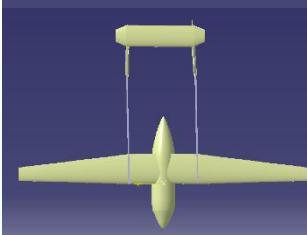
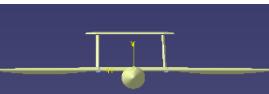
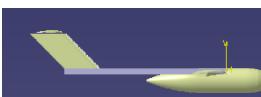
下单翼布局



双尾撑布局



下单翼布局





方案迭代及最终方案



机翼

机翼相对面积S	15.38 m ²
机翼翼展b	12.89 m
翼根弦长Cr	1.641 m
翼梢弦长Cl	0.746 m
平均气动弦长	1.250 m
平均气动弦位置	2.819m
根梢比	2.2
机翼展弦比A	10.8
前缘后掠角	2度
后缘后掠角	5.55度
1/4弦线后掠角	0.8度
上反角	6度
安装角	2度
扭转角	-2.8度
重量	184.1678kg

尾翼

垂尾参数	数值	平尾参数	数值
尾容量	0.048	尾容量	0.430
面积 (m ²)	1.570	面积 (m ²)	1.350
展长 (m)	1.5	展长 (m)	3.00
尖弦长 (m)	0.6	尖弦长 (m)	0.300
根弦长 (m)	1.5	根弦长 (m)	0.60
根弦距机身轴线 (m)	0.30	根弦距机身轴线 (m)	1.35
前缘后掠角 (°)	40.9	前缘后掠角 (°)	11.310
安装角 (°)	0	安装角 (°)	-1.2
扭转角 (°)	0	扭转角 (°)	0
尖削比	0.4	尖削比	0.50
平均气动弦长	1.05	平均气动弦长	0.450
尾力臂 (m)	6.25	尾力臂 (m)	6.042
重量 (kg)	68.107	重量 (kg)	25.873

副翼

相对弦长	20%=0.2386m
面积	12%=1.8456m ²
展长	2.45m

襟翼

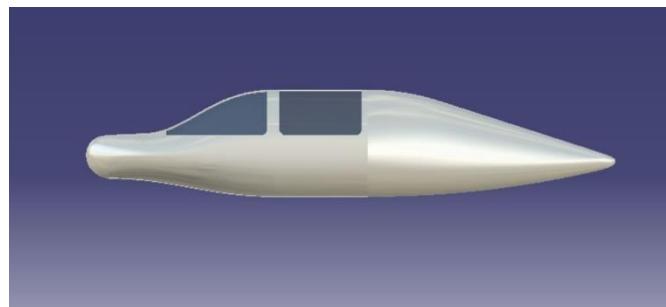
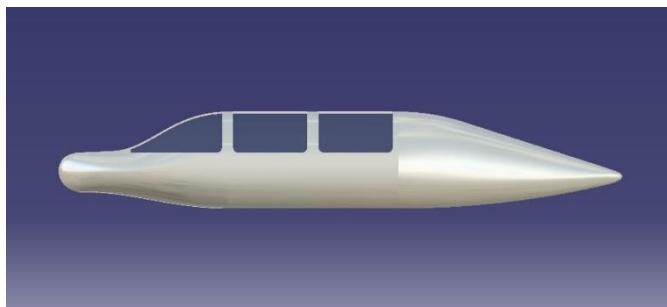
相对弦长	23%=0.27439m
面积	12%=1.8456m ²
展长	1.9m



结构设计 – 机身设计

机身具体参数：

	四座性	六座型
全机长	7.75m	9.25m
断面最大当量直径	1.71m	1.71m
机身高度	1.7m	1.7m
机身前段长度	2.6m	2.6m
机身中段长度	1.5m	3m
机身尾部长度	3.65m	3.65m
入身	4.53	5.41
入头	1.52	1.52
入尾	2.13	2.13



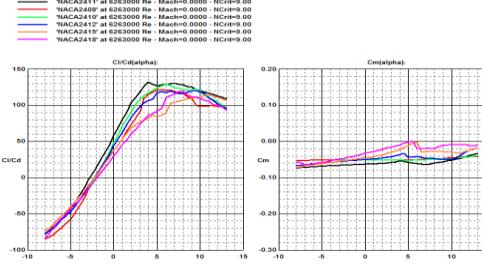
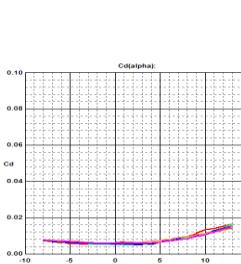
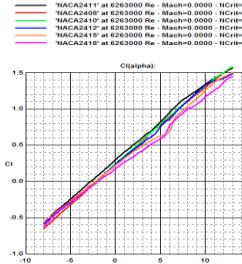
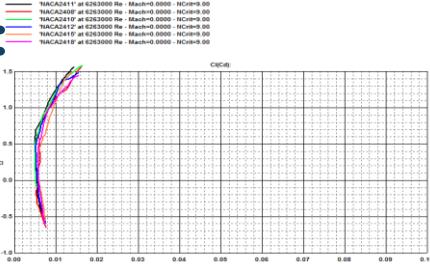


气动设计 - 翼型&尾翼设计

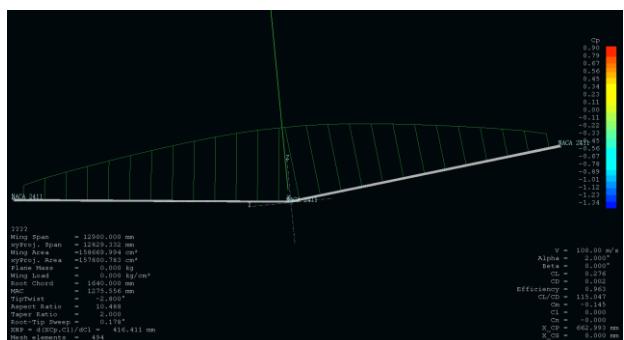


机翼翼型选择:

NACA2411

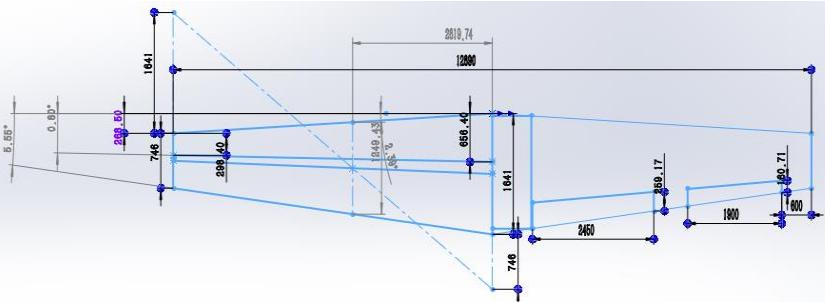


扭转角: -2.8度



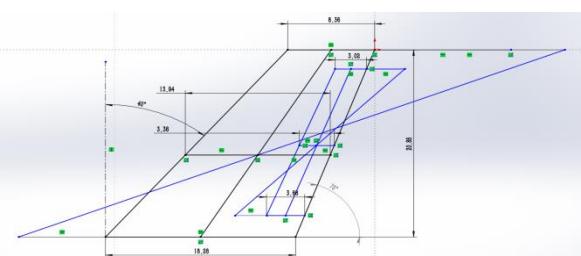
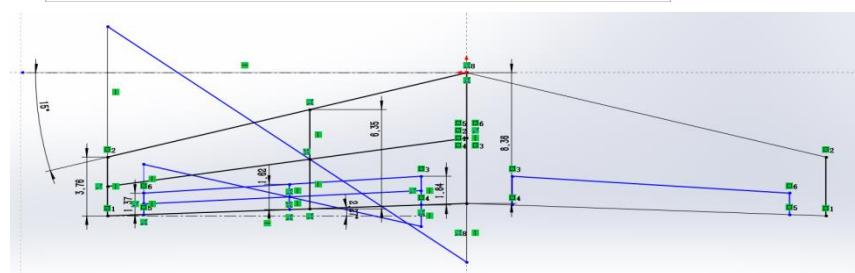
根梢比: 2.2

平面参数:



尾翼翼型选择:

NACA0009



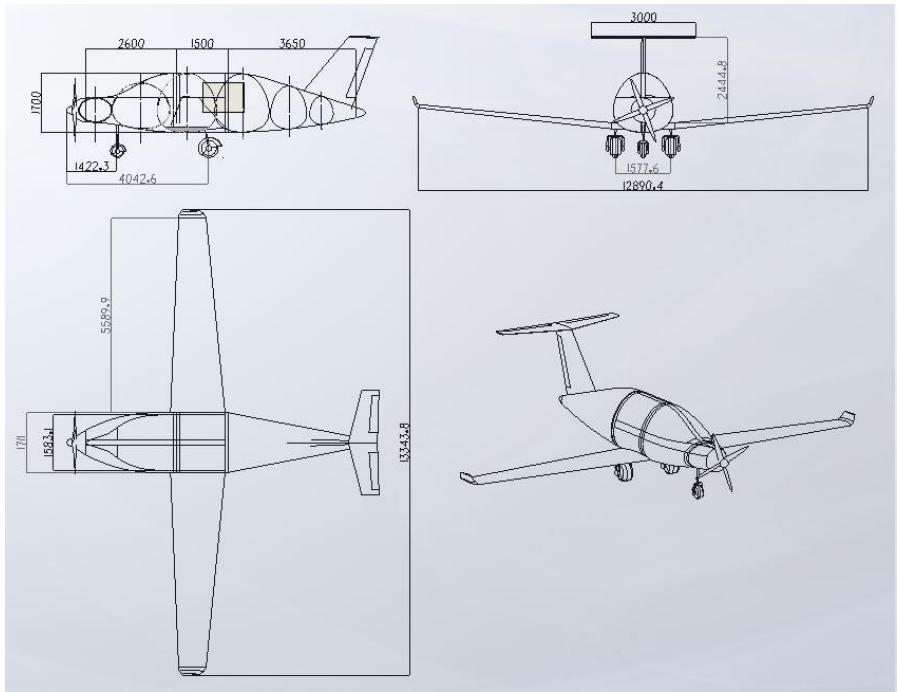
平面参数:



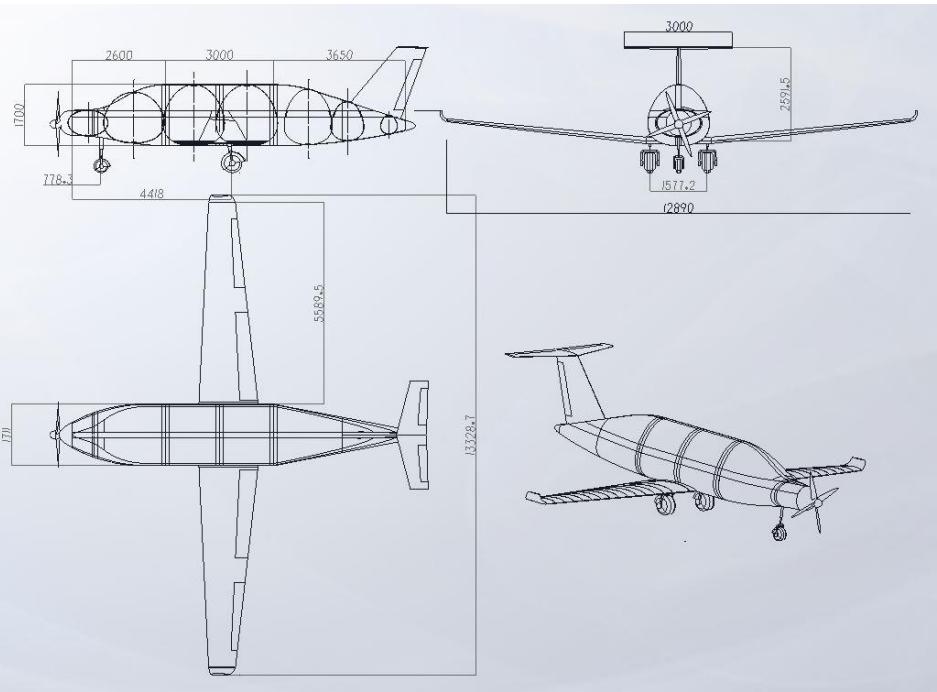
气动设计 - 三面图设计



四座型



六座型

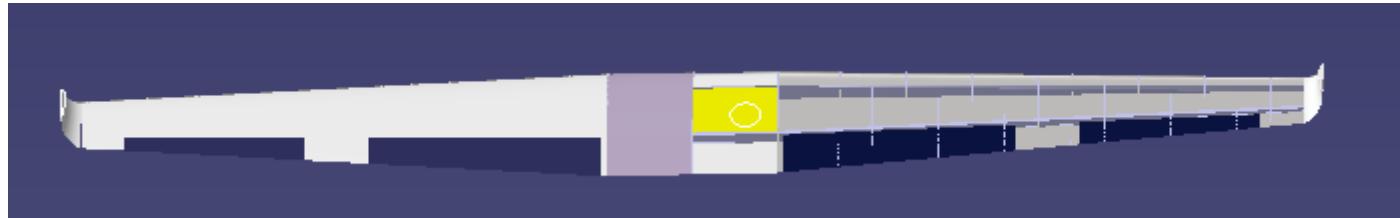




结构设计 - 机翼设计



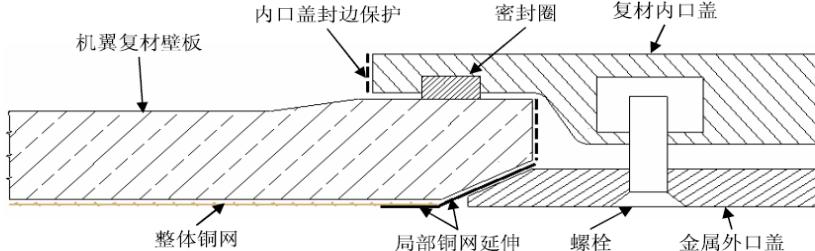
机翼结构



复合材料整体化壁板结构



检修口盖设计



材料选择

机翼部件	材料型式	重量kg
翼梁与机身的接头部分	结构钢	5.42
机翼的前缘	玻璃钢	3.5
机翼的后缘	TiGr 层板	9.04
机翼壁板	7075 铝合金	123.9
机翼大梁结构	7475-T7351铝合金	42.3

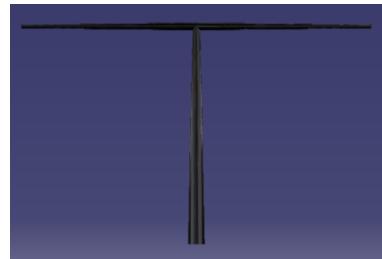
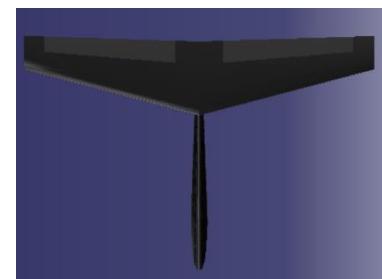
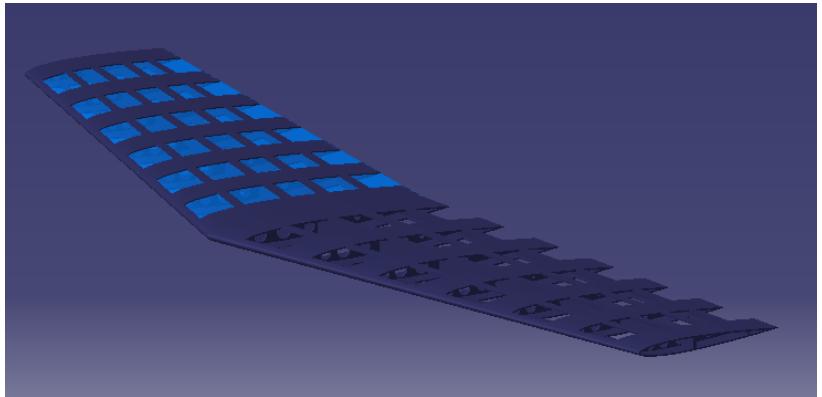
翼盒 部件	材料牌号	重量kg
上蒙皮	BAMS 532-027	1.8
上蒙皮长桁	BAMS 532-027	1.8
下蒙皮	BAMS 532-027	1.8
下蒙皮长桁	BAMS 532-027	1.8
梁	BAMS 532-027	1.8
肋	铝合金7475	2.78



结构设计 - 尾翼&起落架

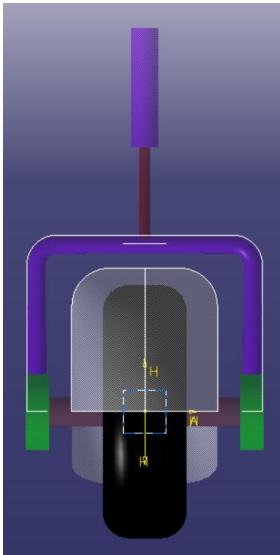
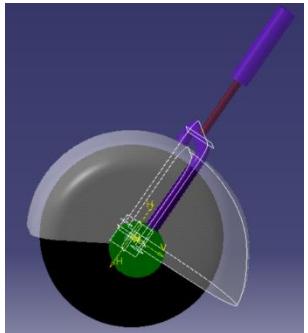


尾翼结构



梁式翼面结构

起落架设计



4座	型号	层级	轮胎类型	轮胎外径/mm	断面宽度/mm	重量/kg
主起落架	20.5*6.75-10	12	TT	51.979	17.408	38.474
前起落架	6.00-6	4	TT	41.584	13.927	6.805
起落架总重/kg		45.279				

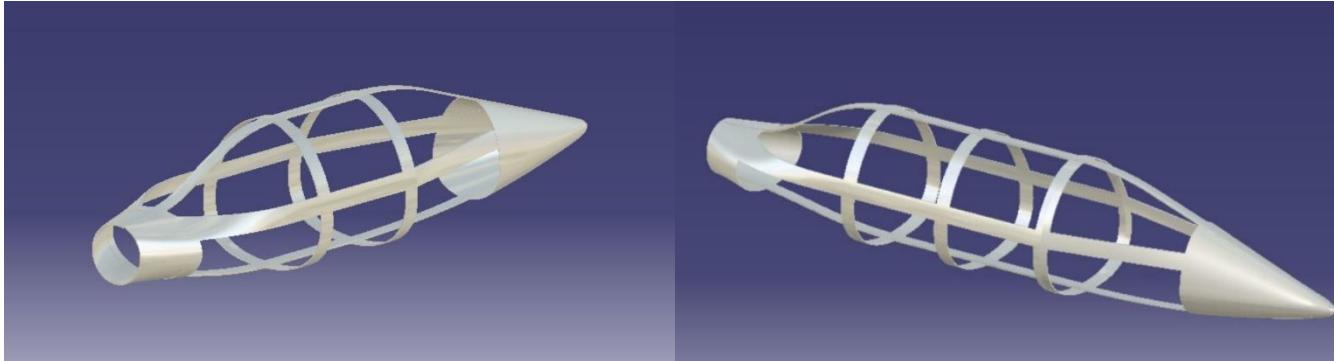
6座	型号	层级	轮胎类型	轮胎外径/mm	断面宽度/mm	重量/kg
主起落架	21*7.25-10	8	TT	54.066	18.008	4.804
前起落架	6.00-6	6	TT	43.253	14.407	7.570
起落架总重/kg		50.374				



结构设计 - 机身设计



机身结构：
桁梁式结构



机身长度

四座：7.75m

六座：9.25m

机身材料选择

机身蒙皮厚度：2.5mm 机身蒙皮材料：碳纤维

全景天窗厚度：5mm (多层粘合而成) 等效密度： $1*10^3\text{kg/m}^3$

受力层：强硅酸盐玻璃

保护层：半钢化玻璃

电加温层：氧化锡膜

中间层：改性PVB中间膜

包边材料：GS系列包边材料

机身结构材料选择：10%铝合金2024、10%铝锂合金8090、80%碳纤维 (BAMS)
等效密度： $1.98*10^3\text{kg/m}^3$

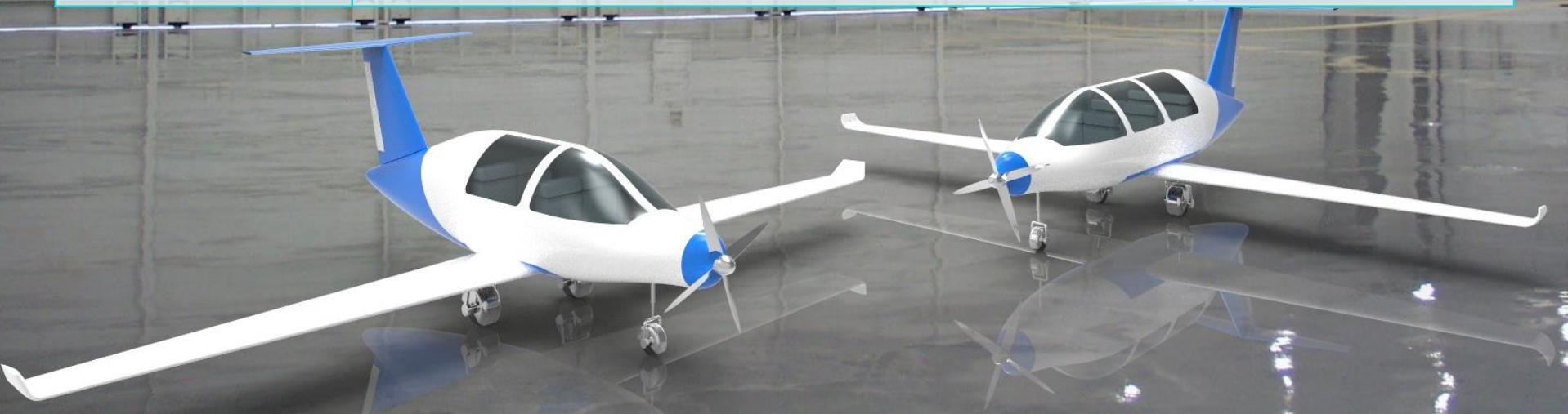
总质量：六座：321.3kg 四座：259.1kg



四六座75%通用性



	推进系统 (Propulsion System)	机体结构 (Airframe)
通用部分	全部 (电动机, 发动机, 及其他) 质量: 175.4kg	机身前段, 机身尾段, 机翼 平尾, 垂尾, 起落架 质量: 505.3kg
非通用部分	无	机身中段 四座: 70.3kg 六座: 132.5kg
分系统通用性	100%	87.8%
总通用性		90.6%

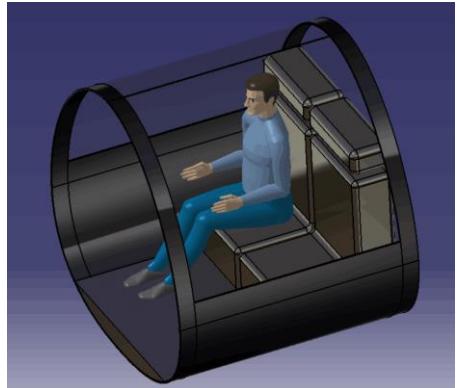




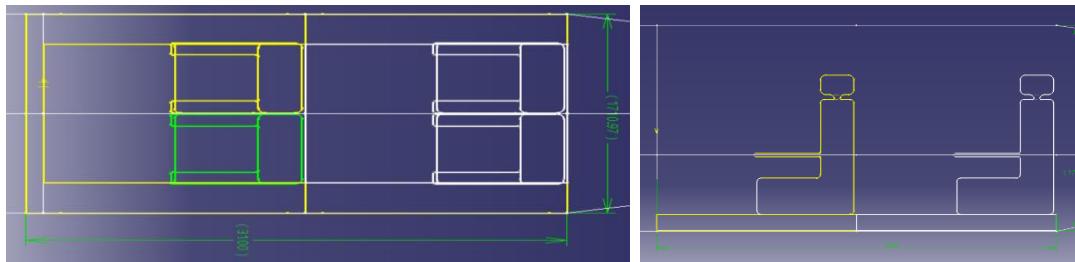
结构设计 - 客舱设计



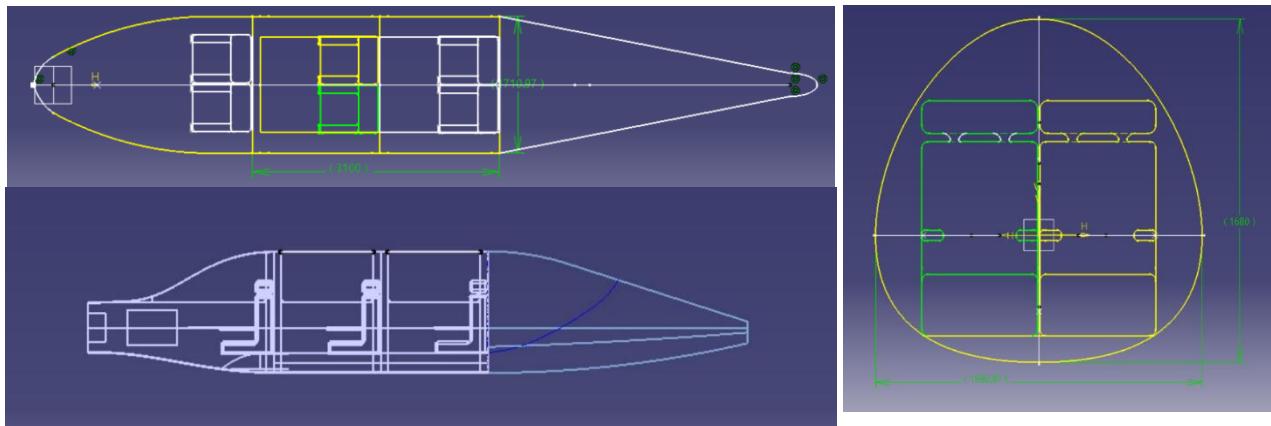
客舱段设计



四座客舱设计

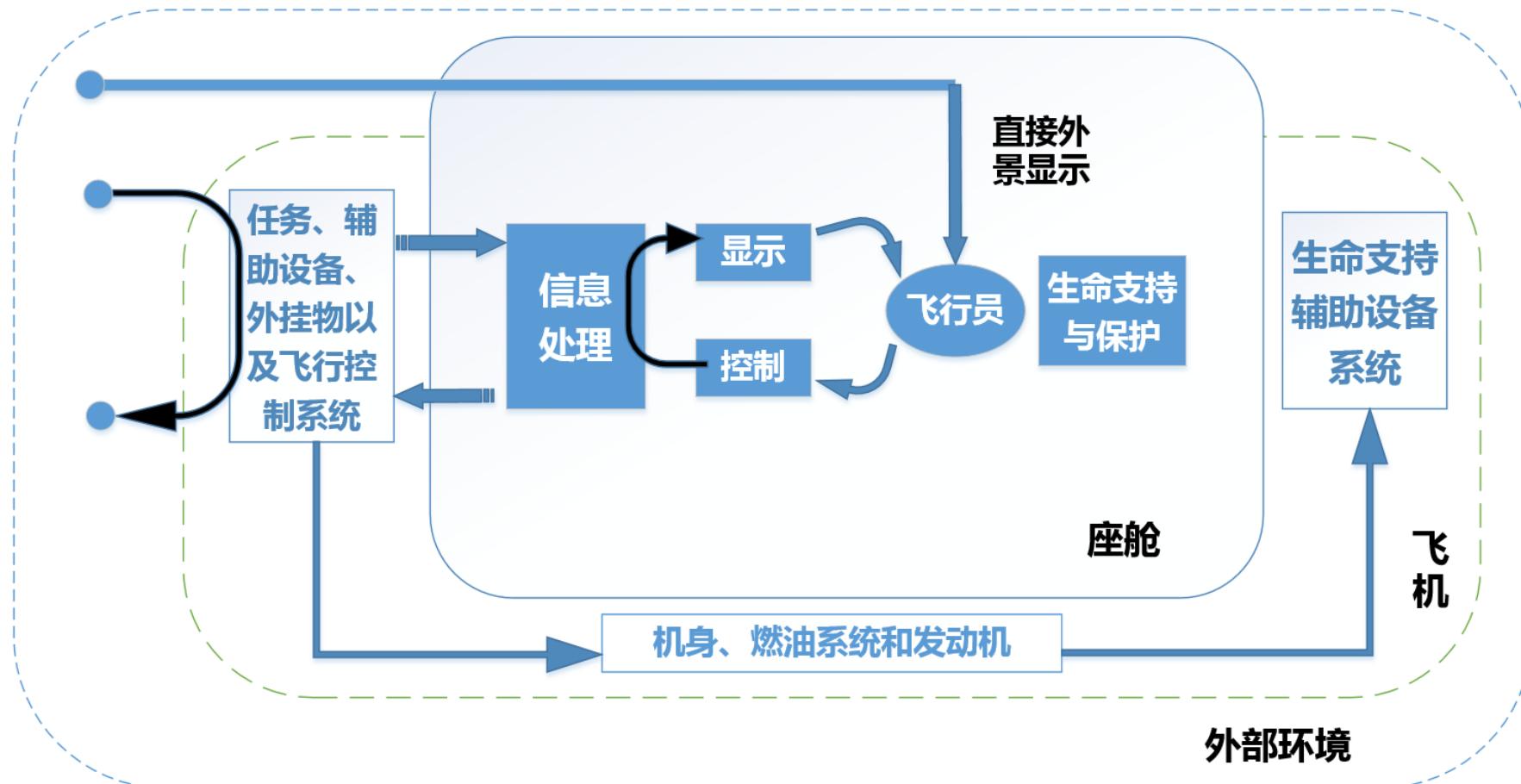


六座客舱设计





飞机系统布置

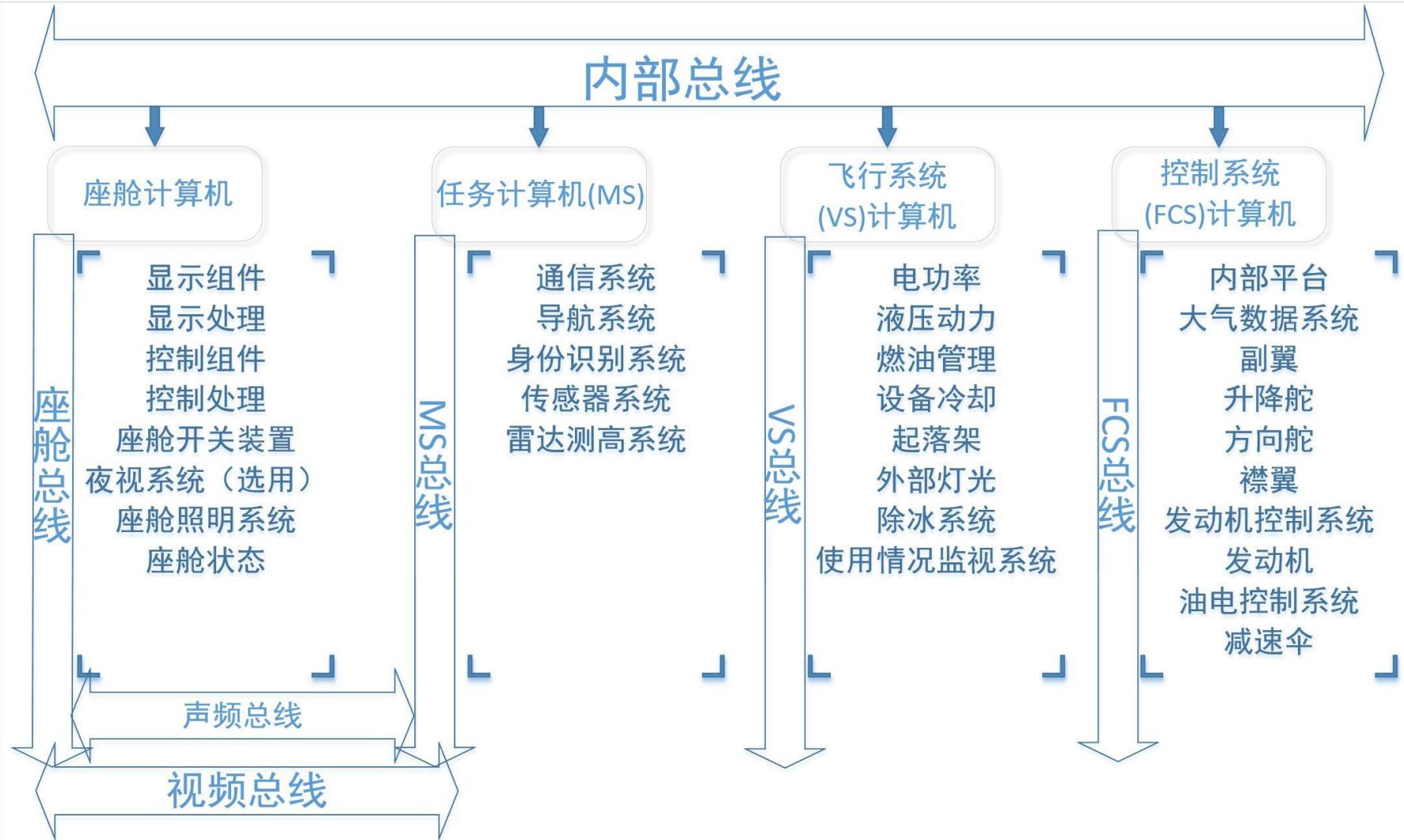




结构设计 - 航电设计



航电布置





航电设计 – 自动驾驶仪选择



查阅市场上的通用飞机

飞机型号	最大巡航时长	有无自动驾驶仪
塞斯纳172	5.2h	有
塞斯纳182	6.37h	有
塞斯纳206H	4.9h	有
豪客比奇G58	5.28h	有
西锐SR22	5.74h	有

“云雀”

“云雀” 四座	5.94h	有
“云雀” 六座	5.13h	有



结构设计 - 航电设计



航电子系统

北斗导航定位系统

长风机械仪表系统

柯林斯FCC -4000数字飞行控制计算机

柯林斯FMS -4100飞行管理系统

柯林斯VHF -422A通信收发器w/8.33
kHz间隔

柯林斯VIR -432导航接收机

柯林斯ADF -462自动定向仪

柯林斯DME -442测距设备

柯林斯ADC -850A大气数据计算机

柯林斯ALT - 55雷达高度表

柯林斯TCAS II交通防撞系统

柯林斯GPS -4000S GPS定位系统

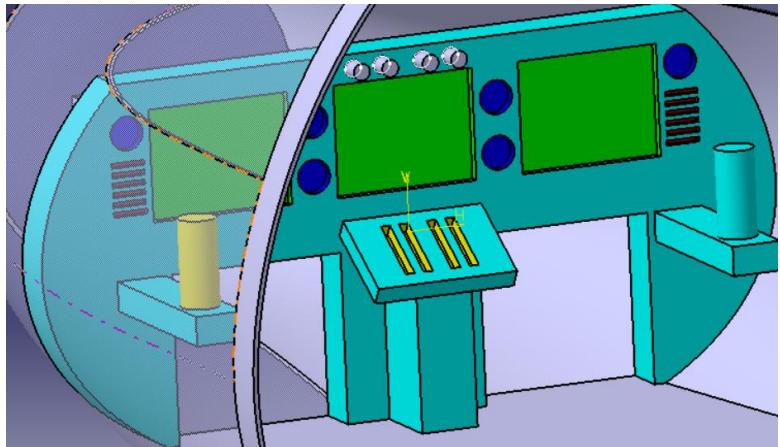
柯林斯RIU -4000数据链

霍尼韦尔L-3通信出租舱语音记录器

霍尼韦尔L-3通信飞行数据记录器

霍尼韦尔DU-1310液晶触摸屏

霍尼韦尔环控增压系统

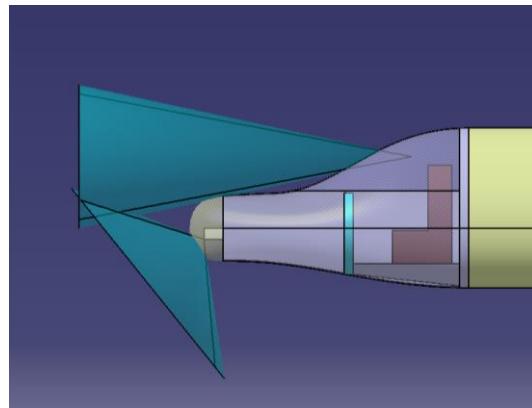
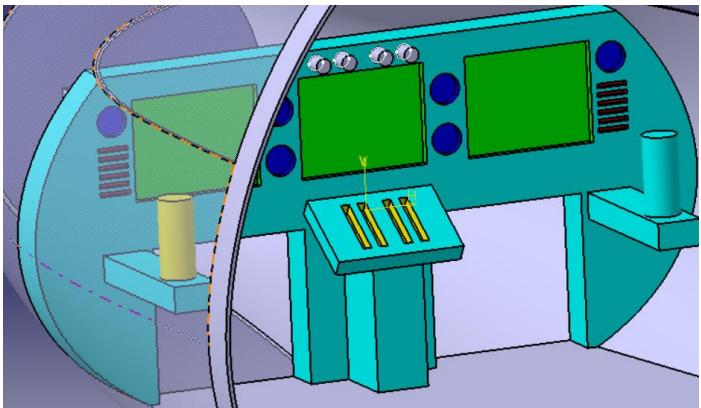




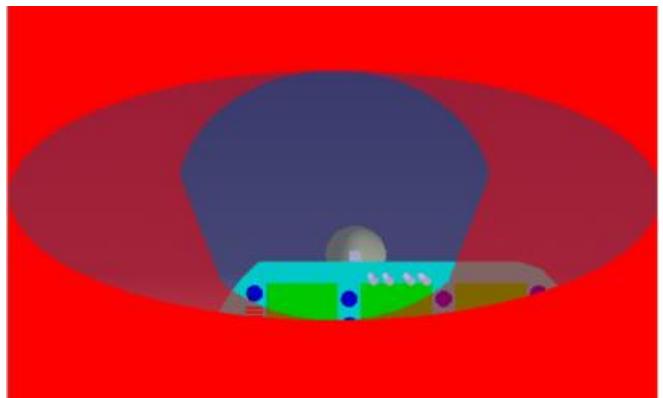
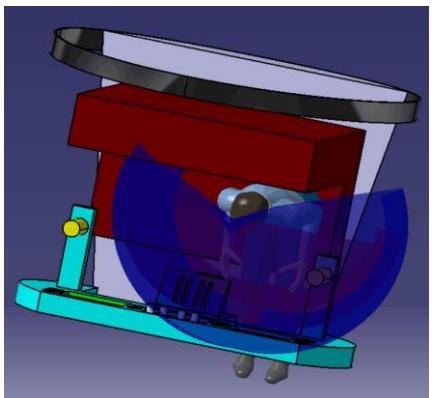
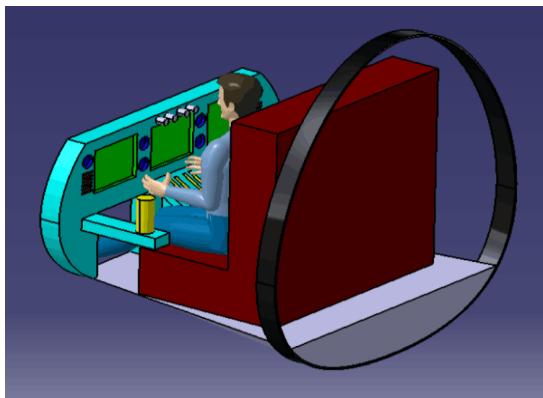
结构设计 - 驾驶舱设计



驾驶舱设计



人机效能分析





最终方案总体布置



四座



六座





最终方案总体布置



四座



六座





最终方案效果图





最终方案效果图





最终方案效果图



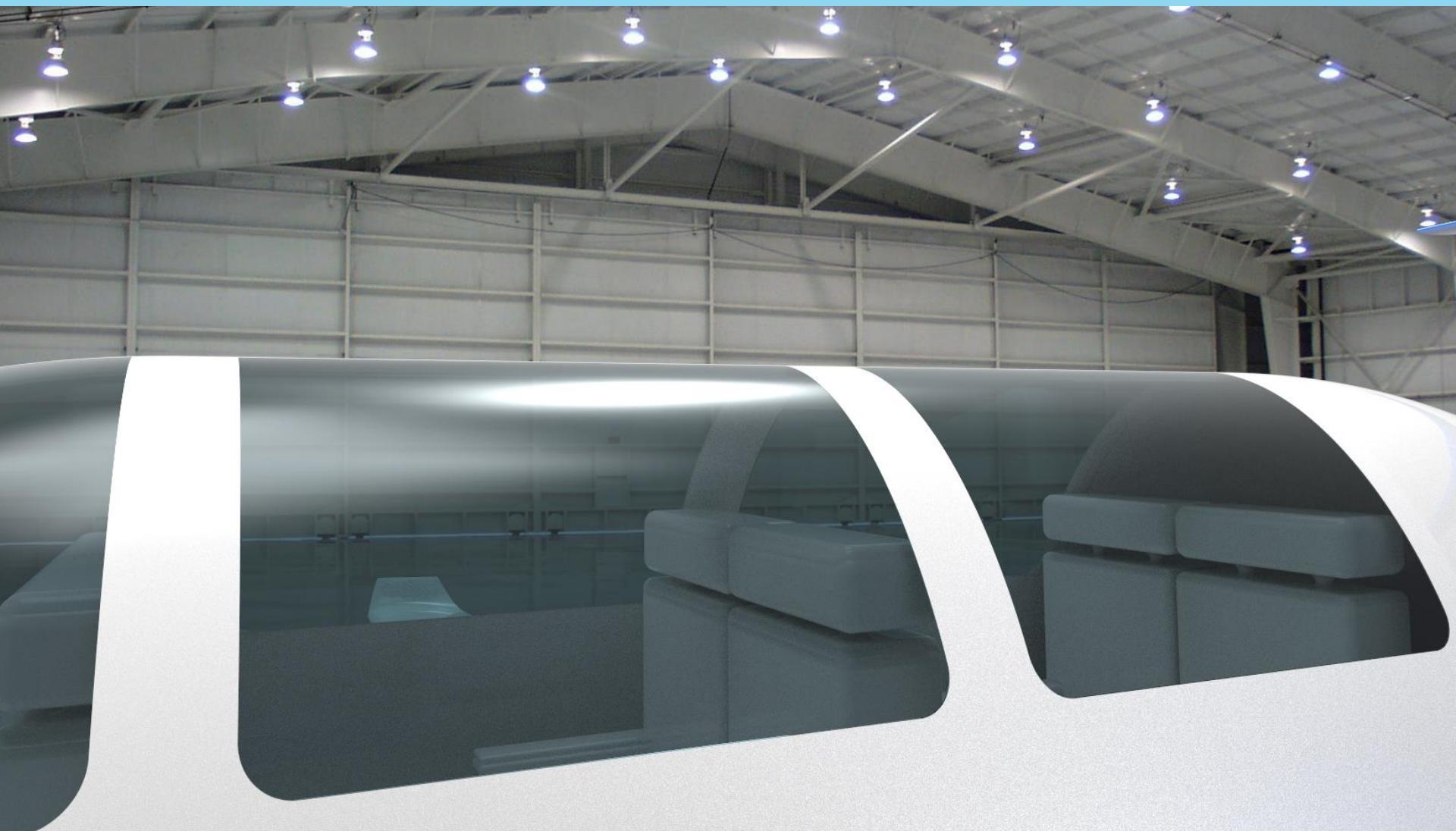


最终方案效果图





最终方案近景图





总体布置 – CATIA质量特性评估



四座型 CATIA质量特性评估

		使用了复合材料		重心位置		乘积	占比				
机翼	机翼	软糖系数	重量/磅1b	重量/kg	距离机头/m		11.614%	11.614%	空机重心/m	3.6335	
机身	机身	/	571.2245	259.1030	3.7830	0.9830	980.1868	17.276%	17.276%		
尾翼	平尾	/	68.3133	30.9864	8.6850	5.8850	269.1168	7.188%	2.066%		
	垂尾	/	169.3676	76.8238	7.5625	4.7625	580.9803		5.122%		
动力系统	发动机	/	298.9910	135.6200	1.2375	-1.5625	167.8298	16.695%	9.043%	空机重量/kg	1034.2314
	电动机	/	62.2387	28.2310			34.9359		1.882%		
	燃料电池固态部分	/	165.3467	75.0000			92.8125		5.001%		
	动力系统剩余部分	/	25.4400	11.5394			14.2800		0.769%		
	燃油	/	106.4544	48.2869			161.8287		3.220%	满载重心/m	3.6008
燃料	燃料液态部分	/	22.0145	9.9856	3.3514	0.5514	33.4657	6.501%	0.666%		
	燃油系统剩余部分	/	6.1800	2.8032			9.3946		0.187%		
	燃料储存部分	/	67.3861	30.5658			102.4382		2.038%	满载重量/kg	1499.7781
	燃油储存箱	/	12.9290	5.8645			20.7744		0.391%		
	液压系统	/	32.7600	14.8597	4.3450	1.5450	64.5653		0.991%		
重要子系统	电子系统	/	98.8744	44.8487	3.5550	0.7550	159.4370	7.822%	2.990%	平飞重心/m	3.6824
	内部装饰	/	29.6190	13.4350	3.9750	1.1750	53.4039		0.896%		
	电气系统	/	35.9132	16.2900	3.9650	1.1650	64.5897		1.086%		
	环控系统	/	21.8172	9.8961			39.2381		0.660%	平飞重量/kg	1452.1122
	飞控系统	/	39.6320	17.9768			71.2779		1.199%		
起落架	前起落架	/	35.0024	15.8768	1.2000	-1.6000	19.0522	3.926%	1.059%	气动焦点/m	3.6809+0.25*1.316=3.853
	主起落架	/	94.8206	43.0099	3.9650	1.1650	170.5342		2.868%		
乘员部分	乘客	/	760.0000	344.7302	3.8500	1.0500	1327.2111	28.977%	22.985%		
	座椅	/	108.1000	49.0333			188.7783		3.269%		
	行李	/	90.0000	40.8233			157.1697		2.722%		
总计		/	3306.4452	1499.7781	/	/	5400.3476	100.000%	100.000%		
起落架布置参数		主轮距	前主轮距	前起参考高度	主起参考高度	停机角	擦地角	防倒立角	防侧翻角		
		1.6m	3.119m	0.8526m	0.7511m	3°	15°	17°	60°		



总体布置 – CATIA质量特性评估



六座型 CATIA质量特性评估

		使用了复合材料			重心位置		乘积	占比			
		软糖系数	重量/lb	重量/kg	距离机头/m	距离翼根前缘/m					
机翼	机翼	/	384.0206	174.1888	4.0494	0.8494	705.3601	9.687%	9.687%		
机身	机身	/	708.3450	321.2998	4.4830	1.2830	1440.3872	17.868%	17.868%		
尾翼	平尾	/	68.3133	30.9864	10.1950	6.9950	315.9062	5.996%	1.723%		
	垂尾		169.3676	76.8238			580.9803		4.272%		
动力系统	发动机	/	298.9910	135.6200	1.2375	-1.9625	167.8298	13.925%	7.542%		
	电动机	/	62.2387	28.2310			34.9359		1.570%		
	燃料电池固态部分	/	165.3467	75.0000			92.8125		4.171%		
	动力系统剩余部分	/	25.4400	11.5394			14.2800		0.642%		
	燃油	/	86.1461	39.0752			146.5867	4.833%	2.173%		
燃料	燃料液态部分	/	19.8445	9.0013	3.7514	0.5514	33.7675		0.501%		
	燃油系统剩余部分	/	6.1800	2.8032			10.5159		0.156%		
	燃料储存部分	/	67.3861	30.5658			114.6645		1.700%		
	燃油储存箱	/	12.0472	5.4645	4.0494	0.8494	22.1279		0.304%		
	液压系统	/	32.7600	14.8597	4.7450	1.5450	70.5092		0.826%		
重要子系统	电子系统	/	98.8744	44.8487	3.9550	0.7550	177.3765	7.629%	2.494%		
	内部装饰	/	44.4190	20.1481	4.3750	1.1750	88.1480		1.120%		
	电气系统	/	53.9132	24.4546	4.3650	1.1650	106.7444		1.360%		
	环控系统	/	32.8172	14.8856			64.9758		0.828%		
	飞控系统	/	39.6320	17.9768			78.4686		1.000%		
起落架	前起落架	/	36.6890	16.6418	1.2000	-2.0000	19.9702	3.558%	0.925%		
	主起落架	/	104.3667	47.3399	4.3190	1.5190	204.4612		2.633%		
乘员部分	乘客	/	1140.0000	517.0952	4.3190	1.1190	2233.3343	36.505%	28.757%		
	座椅	/	157.1500	71.2820			307.8671		3.964%		
	行李	/	150.0000	68.0388			293.8598		3.784%		
总计		/	3964.2882	1798.1706	/	/	7325.8695	100.000%	100.000%		
起落架布置参数		主轮距	前主轮距	前起参考高度	主起参考高度	停机角	擦地角	防倒立角	防侧翻角		
		1.6m	2.765m	0.9522m	0.8553m	3°	15°	17°	60°		



动力系统设计



一、动力分析

	油实际输出/最大输出	电实际输出/最大输出	四座型时间min	六座型时间min
起飞	1	1	0.5	0.5
爬升	1	1	4	4.5
待机	0.2	0.3	12	12
爬升	1	1	4.5	5
巡航	0.6	0.52	45	30
下降	0	0.2	12	14.5
观光	0	0.987	170	100
爬升	1	1	8.5	9.5
巡航	0.6	0.52	45	30
下降	0	0.2	12	14.5
待机	0.2	0.3	15	15
下降	0	0.2	5	5.5
着陆	0	0.2	0.5	0.5

$$P = W_0 g \left(v_y + \frac{3v}{4K} + \frac{(v^2 - v_{qf}^2)}{2gTime} \right)$$

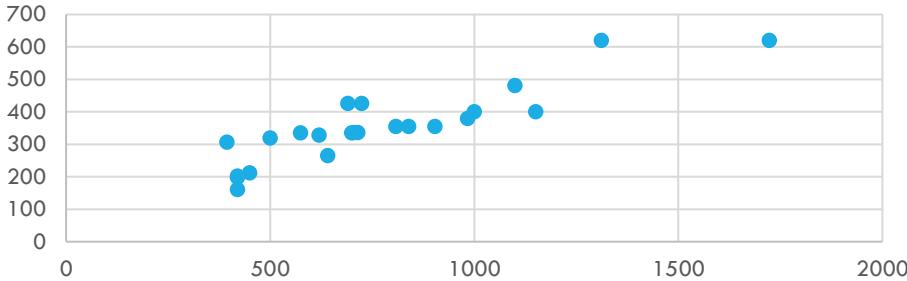
$$P_{oil} + P_{electric} = 300kW$$

$$P = F_f V_{xh} = \frac{W_0}{K} V_{xh} = 1850 \times 9.8 \div 12 \times 100 \approx 151.083kW$$

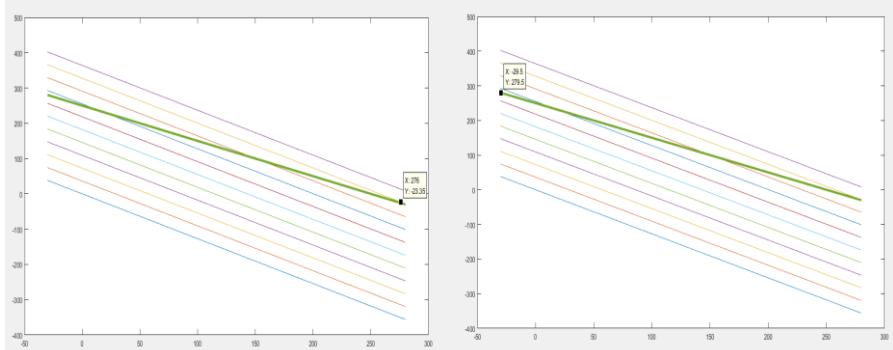
$$\begin{cases} x + y = 270kW \\ 0.6x + 0.52y = 151.083kW \end{cases}$$

起飞功率要求206.995kW(175.9KW四座)
巡航功率要求约148kW(126.5kW四座)

发动机质量lb-功率shp散点图



线性回归斜率0.396lb/shp(0.2445kg/kW)
控制方程： $z = z_0 + 0.244528x + 0.1923y$



估算动力系统质量：108.83-124.4984kg



动力系统设计



二、发动机与电动机选型

发动机：Lycoming AEIO-360-A四缸活塞式发动机



功率200HP 转速2700r/min 高度19.35inch

宽度34.25 inch 长度29.81inch 干重299LBS (135.62341kg)

电动机：西门子新款电动机（借鉴SP260D）

电动机150kW 质量28.846kg

电动机效率为95%

燃料电池：质子交换膜氢燃料电池

最高的功率密度3.1kW/L,2.0kW/kg

燃料电池的质量为75kg 体积为45L 参考尺寸：3*3*5dm

储氢罐内径0.4m 高度0.211m质量40kg 电池续航大于835km.

锂电池电池：航电系统供电

功率密度0.4kWh/kg

飞行6小时 按工作时间为8h 功率1kW 质量为20kg.



动力系统设计

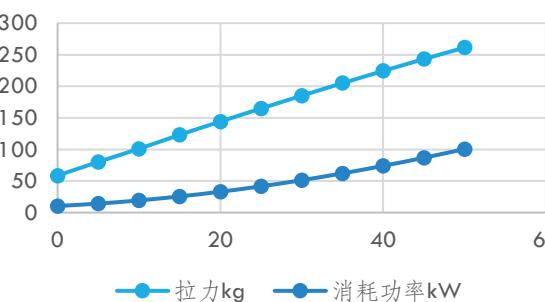


三、螺旋桨配置

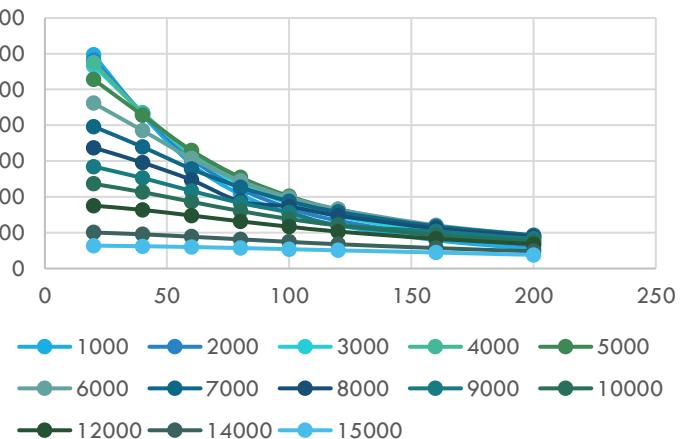
螺旋桨参数：

项目	空速 km/h.	螺距 Inch.	直径 Inch.	拉力 Kg.	功率 kW.	效率
巡航	370.4	138	78	125.89	137.9	90.473
起飞	0	6.41	78	440.07	135	0

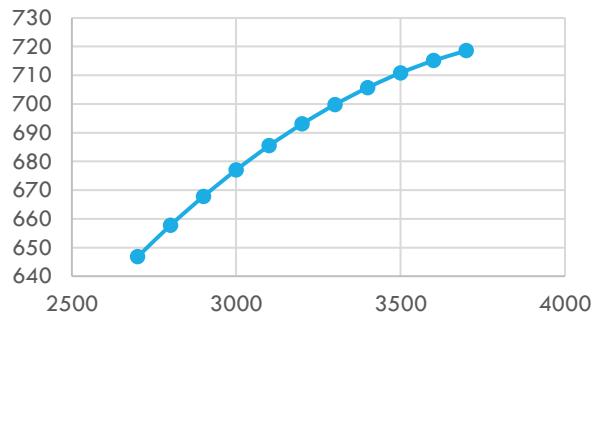
拉力功率-螺距变化曲线



高度，螺旋桨拉力-速度曲线



最大静拉力-转速曲线



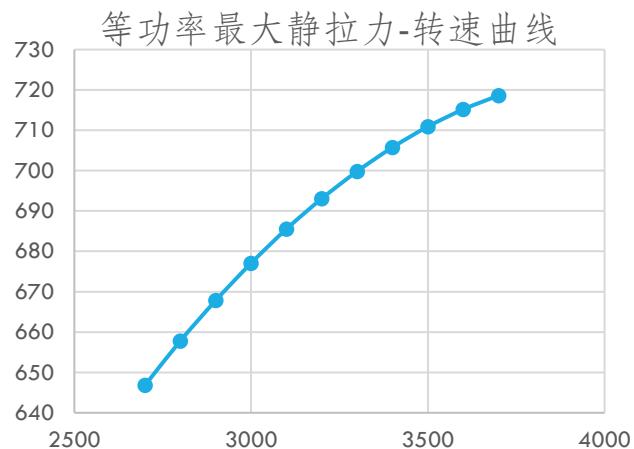
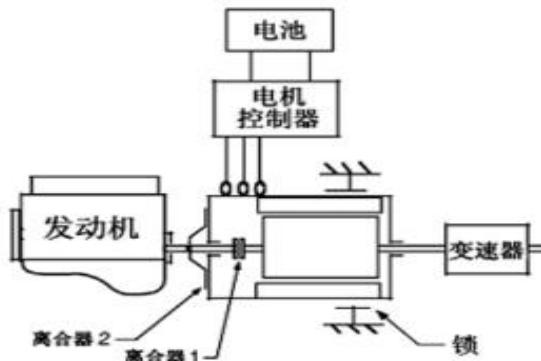


动力系统设计

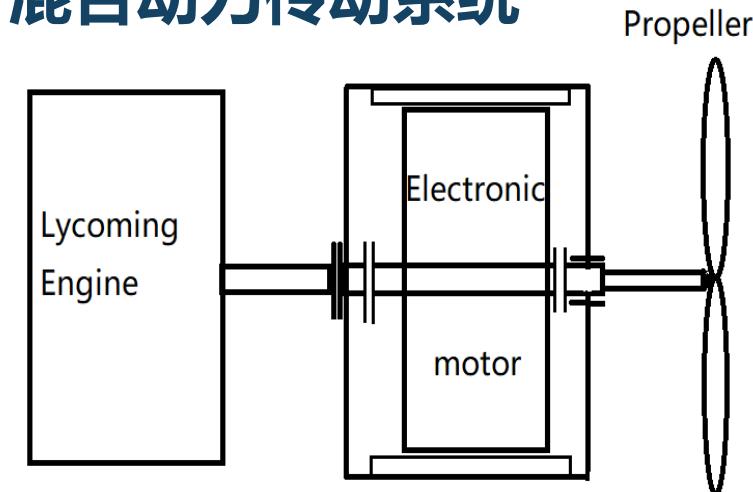


三、传动系统

传动系统：



转矩耦合与速度耦合
混合动力传动系统



- ★ 1.节省空间，布置更加合理
- ★ 2.速度耦合能解决发动机的转速低的问题，提高效率



动力系统设计



四、能源安全性 储氢系统：

氢气蒸发耗散
时间>8 hours
(耗散率0.7%)



飞行时间

$$T = \frac{L}{v} = \frac{1900km}{340k\ m/h} < 7h$$

参考数据时间：2001

表5 国外车用液氢贮罐的技术数据

车辆名称	容积/L	重量/kg	蒸发率/ (%)
GM(氢动一号)	75	95	1~3
BMW745i	130	70	2
武藏2~5	82	50	—
武藏6~7	150	—	—
未来的目标	130	30	0.7

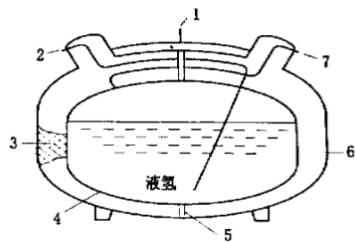


图1 一种液氢容器的结构示意图
1. 引往发动机的出氢口；2. 充装液氢用的插口接管；3. 真空多层绝缘；4. 铝合金内壳；5. 用强化环氧化树脂做成的内壳支撑；6. 铝合金外壳；7. 排放氢气用的接管口。

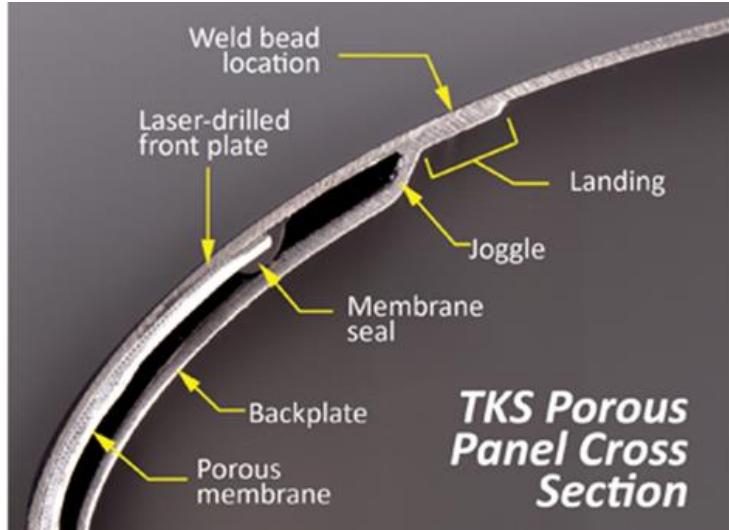
内径0.4m
高度0.211m
质量40kg



先进技术- 创新点



TKS 冰防护系统：



- ◆ 机翼、尾翼：TKS布置于前缘，通过微纳激光孔渗透到表面并扩散到整个翼面
- ◆ 螺旋桨：用传统的抛冰环将TKS流体喷射到螺旋桨上，为螺旋桨提供防冰保护
- ◆ 空速管：电热防冰
- ◆ 发动机进气道前缘：气热防冰



先进技术- 创新点



TKS 冰防护系统:



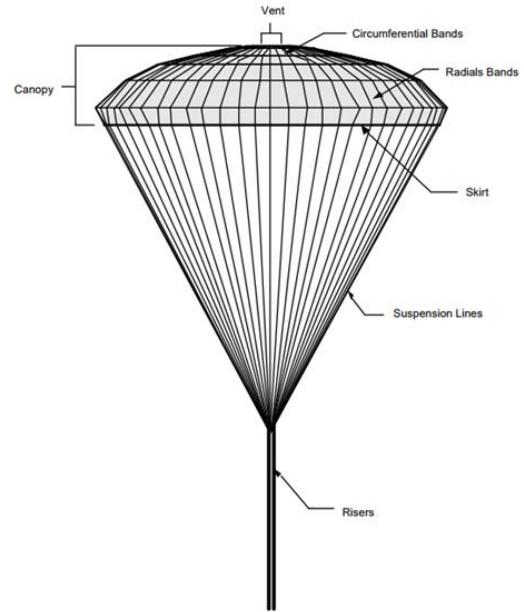
机型	TKS空重	TKS全重 (含流体)	储存器体积
四座型	23kg	50kg	24L
六座型	25kg	55kg	27L



先进技术- 创新点



整机降落伞系统:



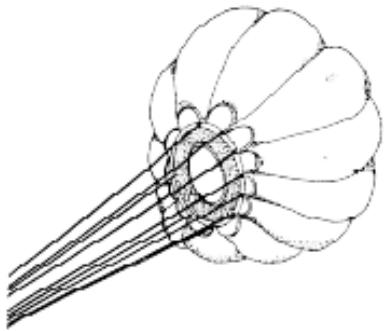
- 火箭将穿透尾撑处的玻璃盖，将两个前部连接吊带剥离飞机侧部蒙皮，并从飞机内部抽出后部吊带
- 系统启动后后部安全带一直处于短状态下，用以减小平飞速度
- 当平飞速度显著下降后，一个机械释放机构使得较长的部分得以释放而转换为长状态，使飞机以大约仰角10°的姿态落地，优化乘员保护。



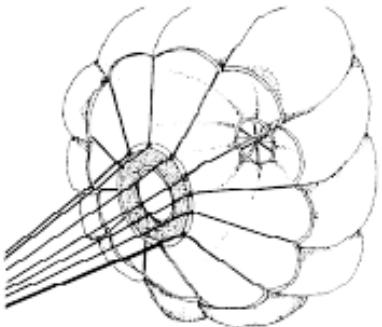
先进技术- 创新点



整机降落伞系统:



Maximum Reefed Condition



Disreefing



Full Canopy Deployment Condition

飞机类型	最大起飞重量	APS总重	伞降承受过载	伞降着陆速度
四座型	1517kg	(39.6±5) kg	<4G	<8.4m/s
六座型	1780kg	(42.1±5) kg	<4G	<8.4m/s



气动性能分析 – 干净构型升力特性



一、干净构型（巡航）

(一) 机翼升力特性 (翼型 NACA2411)

相关参数: $\overline{x_t} = 29.5\%$ $\frac{t}{c} = 11\%$ $\tau = 20.4^\circ$

1. 机翼翼型零升迎角: $\alpha_0 = -2.5^\circ$
2. 机翼翼型升力线斜率: $C_l^\alpha = 6.837/\text{rad}$
3. 机翼翼型最大升力系数和所对应的迎角: $C_{l\max} = 0.82$ $\alpha_{C_{l\max}} = 11.5^\circ$
4. 机翼零升迎角: $\alpha_{0,W} = -1.03^\circ$
5. 机翼升力线斜率: $C_{L,W}^\alpha = 5.570/\text{rad}$
6. 机翼最大升力系数和所对应的迎角: $C_{L\max,W} = 1.503$ $\alpha_{C_{L\max,W}} = 11^\circ$

(二) 平尾升力特性 (翼型 NACA0009)

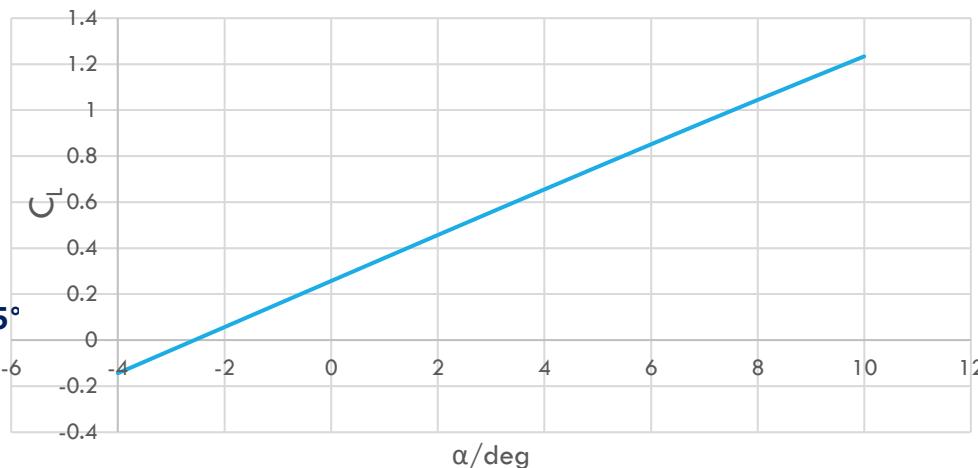
相关参数: $\overline{x_t} = 30\%$ $\frac{t}{c} = 9\%$ $\tau = 14.2^\circ$

1. 尾翼翼型零升迎角: $\alpha_0 = 0^\circ$
2. 尾翼翼型升力线斜率: $C_l^\alpha = 6.306/\text{rad}$
3. 尾翼翼型最大升力系数和所对应的迎角: $C_{l\max} = 0.72$ $\alpha_{C_{l\max}} = 12.5^\circ$
4. 尾翼零升迎角: $\alpha_{0,W} = 0^\circ$
5. 尾翼升力线斜率: $C_{L,W}^\alpha = 4.557/\text{rad}$
6. 尾翼最大升力系数和所对应的迎角: $C_{L\max,W} = 1.017$ $\alpha_{C_{L\max,W}} = 11.5^\circ$

(三) 全机升力特性

1. 全机零升迎角: $\alpha_{0,W} = -0.98^\circ$
2. 全机升力线斜率: $C_{L,W}^\alpha = 5.570/\text{rad}$
3. 全机最大升力系数和所对应的迎角: $C_{L\max,W} = 1.583$
 $\alpha_{C_{L\max,W}} = 11^\circ$

干净构型全机升力曲线（线性段）





气动性能分析 – 起降构型升力特性



一、起降构型

(一) 起飞 ($\delta_f = 20^\circ$)

1. 襟翼偏转后的翼型 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_l = 1.066$
2. 襟翼偏转后的翼型升力线斜率: $C_{l,\delta}^{\alpha} = 7.681/\text{rad}$
3. 襟翼偏转后的翼型最大升力系数增量: $\Delta C_{l_{\max}} = 0.730$
4. 襟翼偏转后的机翼 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_{LW} = 0.708$
5. 襟翼偏转后的机翼升力线斜率: $C_{LW,\delta}^{\alpha} = 6.12/\text{rad}$
6. 襟翼偏转后的机翼最大升力系数增量: $\Delta C_{L_{\max,W}} = 0.336$
7. 襟翼偏转后的全机 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_L = 0.689$
8. 襟翼偏转后的全机升力线斜率: $C_{L,\delta}^{\alpha} = 7.623/\text{rad}$
9. 襟翼偏转后的全机最大升力系数增量: $\Delta C_{L_{\max}} = 0.945$

注: 起飞迎角设定为 10° , 此时升力系数为 1.834

(二) 降落 ($\delta_f = 40^\circ$)

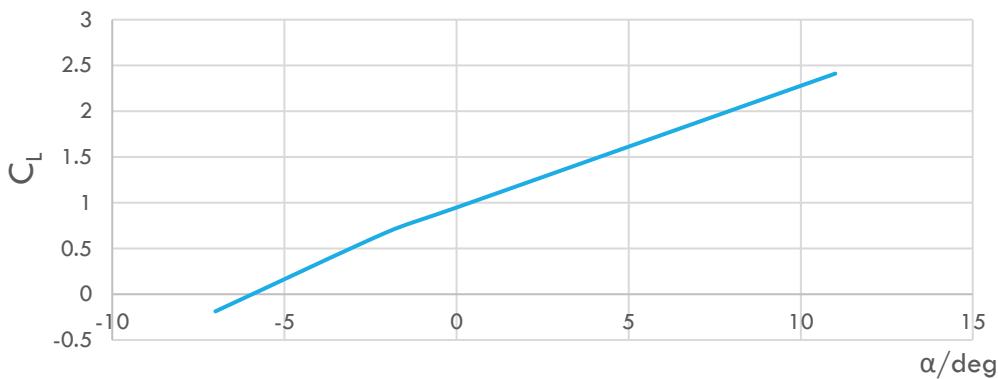
1. 襟翼偏转后的翼型 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_l = 1.492$
2. 襟翼偏转后的翼型升力线斜率: $C_{l,\delta}^{\alpha} = 7.681/\text{rad}$
3. 襟翼偏转后的翼型最大升力系数增量: $\Delta C_{l_{\max}} = 1.102$
4. 襟翼偏转后的机翼 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_{LW} = 0.991$
5. 襟翼偏转后的机翼升力线斜率: $C_{LW,\delta}^{\alpha} = 6.12/\text{rad}$
6. 襟翼偏转后的机翼最大升力系数增量: $\Delta C_{L_{\max,W}} = 0.507$

7. 襟翼偏转后的全机 0° 迎角升力系数增量: $\Delta C_L = 0.926$

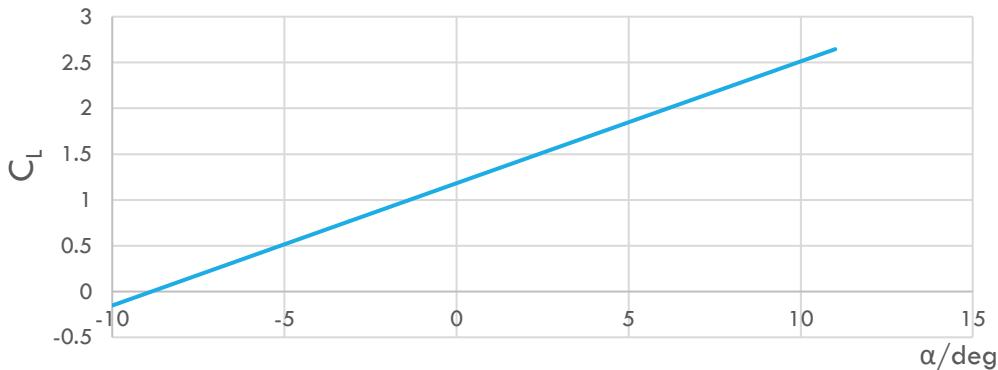
8. 襟翼偏转后的全机升力线斜率: $C_{L,\delta}^{\alpha} = 7.623/\text{rad}$

9. 襟翼偏转后的全机最大升力系数增量: $\Delta C_{L_{\max}} = 1.324$

起飞构型全机升力曲线 (线性段)



降落构型全机升力曲线 (线性段)





气动特性-阻力特性



雷诺数

各部件雷诺数										
	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
1.555	1000	1966729	3933458	5900187	7866916	9833645	11800374	15733832	19667290	
	2000	1813587	3627174	5404761	7254348	9067935	10881522	14508696	18135870	
	3000	1669325	3338650	5007975	6677300	8346625	10015950	13354600	16693250	
	4000	1533609	3067218	4600827	6134436	7668045	9201654	12268872	15336090	
	5000	1406113	2812226	4218339	5624452	7030565	8436678	11248904	14061130	
	6000	1286515	2573030	3859545	5146060	6432575	7719090	10292120	12865150	
	8000	1069754	2139508	3209262	4279016	5348770	6418524	8585032	10697540	
	10000	880864	1761728	2642592	3523456	4404320	5285184	7046912	8808640	
	12000	679977	1359954	2039931	2719908	3399885	4079862	5439816	6799770	
	15000	423688	847376	1271064	1694752	2118440	2542128	3389504	4236880	
	0	2129078	4258175	6387261	8516348	10645435	12774522	17032696	21290870	
平尾	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
0.74	1000	935900	1871800	2807700	3743600	4679500	5615400	7487200	9359000	
	2000	863000	1726000	2589000	3452000	4315000	5178000	6904000	8630000	
	3000	794400	1588800	2383200	3177600	3972000	4766400	6355200	7944000	
	4000	729800	1459600	2189400	2919200	3649000	4378800	5838400	7298000	
	5000	669100	1338200	2007300	2676400	3345500	4014600	5352800	6691000	
	6000	612232	1224464	1836696	2448928	3061160	3673392	4897856	6122320	
	8000	5090792	10181584	15272376	2036168	25453960	30544752	40726336	50907920	
	10000	419189	838378	1257567	1676756	2095945	2515134	3353512	4191890	
	12000	323591	647182	970773	1294364	1617955	1941546	2588728	3235910	
	15000	201626	403252	604878	806504	1008130	1209756	1613008	2016260	
	0	1013199	2026398	3039597	4052796	5065995	6079194	8105592	10131990	
机翼	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
1.25	1000	1580971	3161942	4742913	6323884	7904855	9485826	12647768	15809710	
	2000	1457867	2915734	4373601	5831468	7289335	8747202	11662936	14578670	
	3000	1341901	2681802	4022703	5363604	6704505	8045406	10727208	13409010	
	4000	1232804	2465608	3698412	4931216	6164020	7396824	9862432	12328040	
	5000	1130316	2260632	3390948	4521264	5651580	6781896	9042528	11303160	
	6000	1034176	2068352	3102528	4136704	5170880	6205056	8273408	10341760	
	8000	859931	1719862	2579793	3439724	4299655	5159586	6879448	8599310	
	10000	708094	1416186	2142470	2832360	3540450	4248540	5664742	7080900	
	12000	546604	1093212	1639818	2186424	2733030	3279636	4372848	5466060	
	15000	340585	681170	1021755	1362340	1702925	2043510	2724680	3405850	
	0	1711485	3422970	5134455	6845940	8557425	10268910	13691880	17114850	
四座机身	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
8.75	1000	1.1E+07	22133606	33200409	44267212	55334015	66400818	88534422	1.1E+08	
	2000	1E+07	2041048	3061522	4082026	51025370	61230444	81640592	1.02E+08	
	3000	9393307	18786614	28179921	37573228	46966535	56359842	75154656	93933070	
	4000	8629634	172588902	345185304	43148170	51777804	69037072	86296340		
	5000	7912212	15824424	23736363	31648848	39561060	47473272	63297696	79122120	
	6000	7239232	14478464	21717696	28956928	36196160	43435392	57913856	72392320	
	8000	6019518	1203906	20805744	24078072	30097590	36117108	48156144	60195180	
	10000	4956632	9913264	14869896	19826528	24783160	29739792	39653056	49566320	
	12000	3826242	7652484	11478726	15304968	19131210	22957452	30609936	38262420	
	15000	2384099	4768198	715297	9536396	11920495	14304594	19072792	23840990	
	0	1.2E+07	23960792	35941188	47921584	59901980	71882376	95843168	1.2E+08	
六座机身	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
9.25	1000	1.2E+07	2339834	35097576	46796768	58495960	70195152	9359336	1.17E+08	
	2000	1.1E+07	21576442	32364663	43152884	53941105	64729326	86305768	1.08E+08	
	3000	9930068	19860130	29790204	39720272	49650340	59580408	79440544	99300680	
	4000	9122756	18245512	27368268	36491024	45613780	54736536	72982048	91227560	
	5000	8364338	16728676	25093014	33457352	41821690	50186028	66914704	83643380	
	6000	7652903	15305086	22958709	30611612	38264515	45917418	61223224	76529030	
	8000	6363490	12726980	19094070	25453960	36364900	38180940	50970920	63634900	
	10000	5239868	10479736	15179604	20959472	52398680	31439208	41918944	52398680	
	12000	4044885	8089770	12134655	16179540	40448850	24269310	32359080	40448850	
	15000	2520334	5040668	7561002	10081336	12601670	15122004	20162672	25203340	
	0	1.3E+07	25329980	37994970	50659960	63324950	75989940	1.01E+08	1.27E+08	

平板摩阻系数

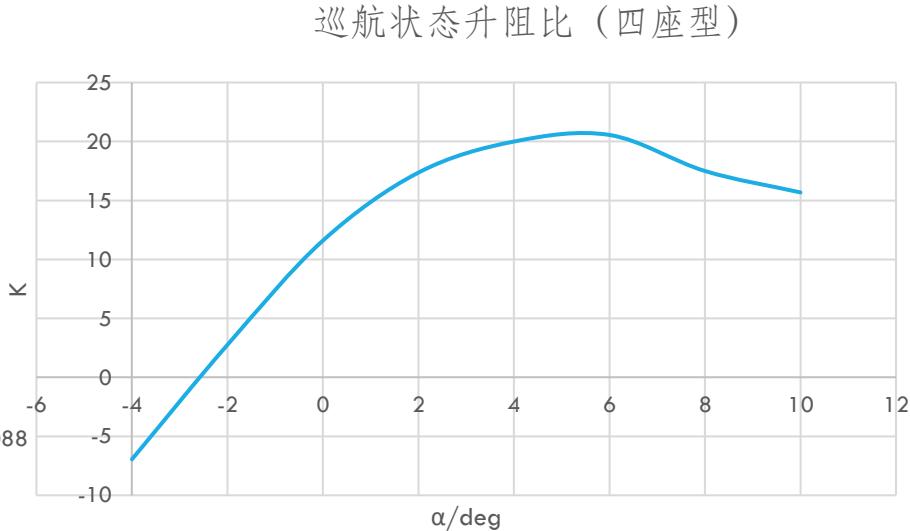
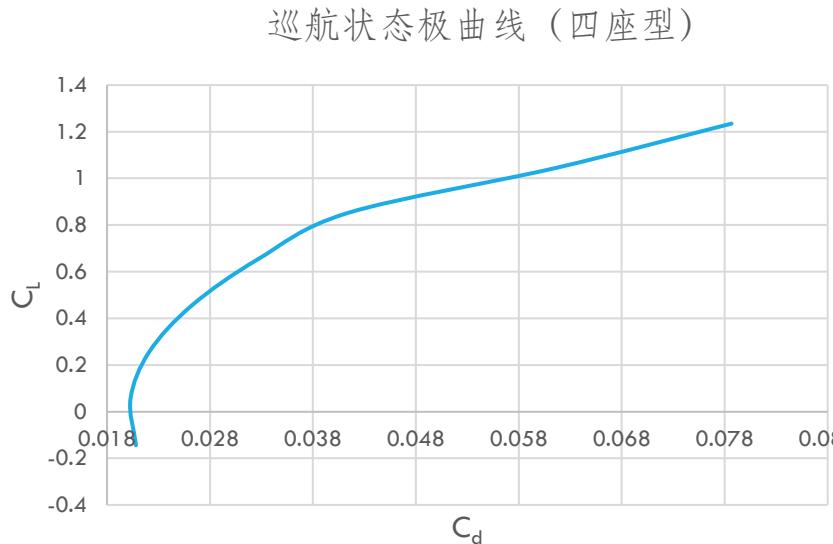
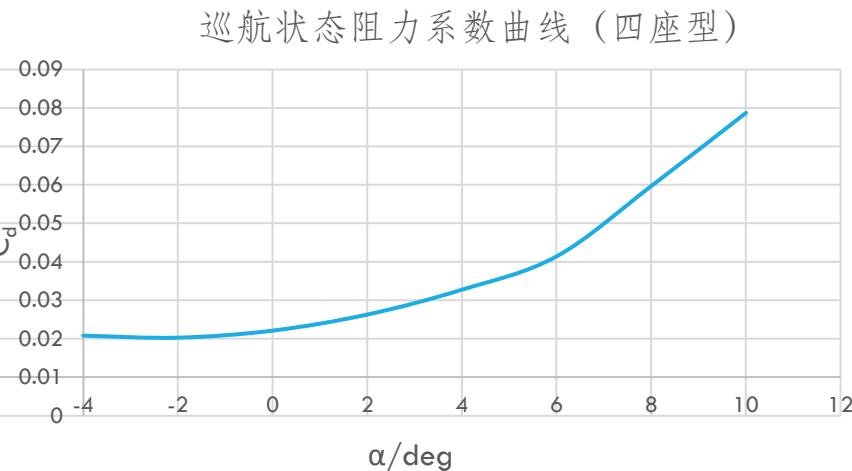
平板摩阻系数 2 Cf										
垂尾	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
	1000	0.0078	0.0068	0.0065	0.0061	0.0058	0.0057	0.0055	0.0052	
	2000	0.008	0.0071	0.0066	0.0062	0.0059	0.0058	0.0056	0.0053	
	3000	0.0081	0.0072	0.0067	0.0063	0.006	0.0059	0.0056	0.0054	
	4000	0.0084	0.0073	0.0068	0.0064	0.0061	0.006	0.0057	0.0055	
	5000	0.0085	0.0074	0.0069	0.0065	0.0062	0.0061	0.0057	0.0056	
	6000	0.0086	0.0075	0.007	0.0066	0.0064	0.0062	0.0058	0.0056	
	8000	0.0088	0.0077	0.0072	0.0067	0.0065	0.0064	0.0058	0.0056	
	10000	0.009	0.0079	0.0074	0.0071	0.0067	0.0066	0.0058	0.0057	
	12000	0.0124	0.0085	0.0078	0.0075	0.0072	0.007	0.0065	0.0062	
平尾	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
	1000	0.012	0.008	0.0074	0.007	0.0068	0.0066	0.0061	0.0058	
	2000	0.0121	0.0081	0.0075	0.0071	0.0069	0.0067	0.0062	0.0059	
	3000	0.0122	0.0082	0.0076	0.0072	0.007	0.0068	0.0063	0.006	
	4000	0.0123	0.0084	0.0077	0.0074	0.0071	0.0069	0.0064	0.0061	
	5000	0.0124	0.0085	0.0078	0.0075	0.0072	0.007	0.0065	0.0062	
	6000	0.0125	0.0086	0.008	0.0076	0.0073	0.0071	0.0067	0.0064	
	8000	0.0125	0.0088	0.0083	0.0079	0.0075	0.0073	0.0069	0.0065	
	10000	0.0126	0.0089	0.0085	0.0082	0.0078	0.0075	0.0072	0.0067	
	12000	0.0129	0.0124	0.0089	0.0085	0.0079	0.0078	0.0075	0.0072	
机翼	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
	1000	0.0084	0.0073	0.0067	0.0064	0.006	0.0059	0.0057	0.0054	
	2000	0.0085	0.0074	0.0068	0.0065	0.006	0.006	0.0058	0.0055	
	3000	0.0086	0.0075	0.0069	0.0066	0.006	0.0061	0.0059	0.0056	
	4000	0.0088	0.0076	0.0071	0.0067	0.0061	0.0062	0.006	0.0057	
	5000	0.009	0.0077	0.0072	0.0067	0.0061	0.0063	0.006	0.0058	
	6000	0.012	0.0078	0.0073	0.0068	0.0061	0.0064	0.006	0.0058	
	8000	0.0121	0.0079	0.0074	0.0071	0.0065	0.0066	0.0063	0.006	
	10000	0.0122	0.008	0.0077	0.0074	0.007	0.0068	0.0065	0.0063	
	12000	0.128	0.0088	0.0082	0.0077	0.0075	0.0072	0.0067	0.0065	
机身	v	速度	20	40	60	80	100	120	160	200
	1000	0.0058	0.0052	0.0049	0.0048	0.0046	0.0045	0.0043	0.0042	
	2000	0.0059	0.0053	0.005	0.0048	0.0047	0.0045	0.0044	0.0042	
	3000	0.006	0.0054	0.005	0.0048	0.0046	0.0044	0.0042	0.0041	
	4000	0.006	0.0054	0.0051	0.0049	0.0048	0.0046	0.0045	0.0043	
	5000	0.0061	0.0055	0.0052	0.0049	0.0049	0.0047	0.0045	0.0043	
	6000	0.0062	0.0055	0.0053	0.005	0.0049	0.0047	0.0046	0.0044	
	8000	0.								



气动特性-阻力特性



巡航状态阻力系数 (四座)	
机身零升阻力系数	0.04091
机翼零升阻力系数	0.00735
垂尾零升阻力系数	0.00736
平尾零升阻力系数	0.00871
窄支柱无整流起落架	0.0029
总阻力系数	0.01908



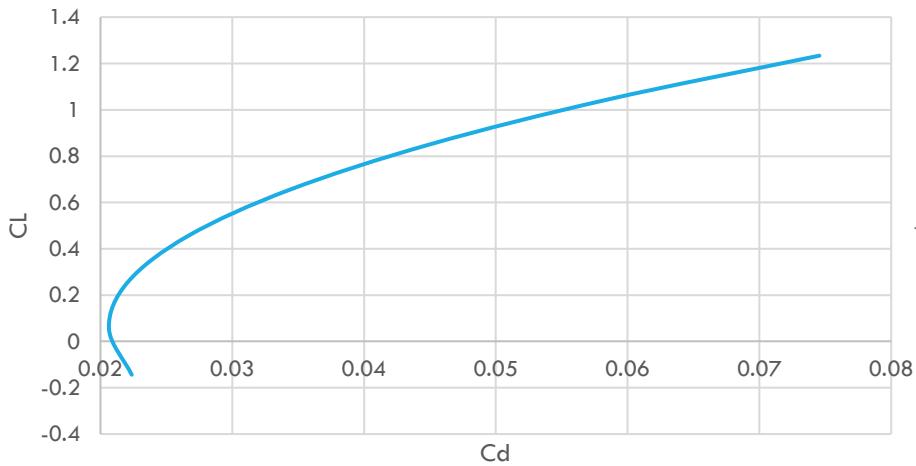


气动特性-阻力特性

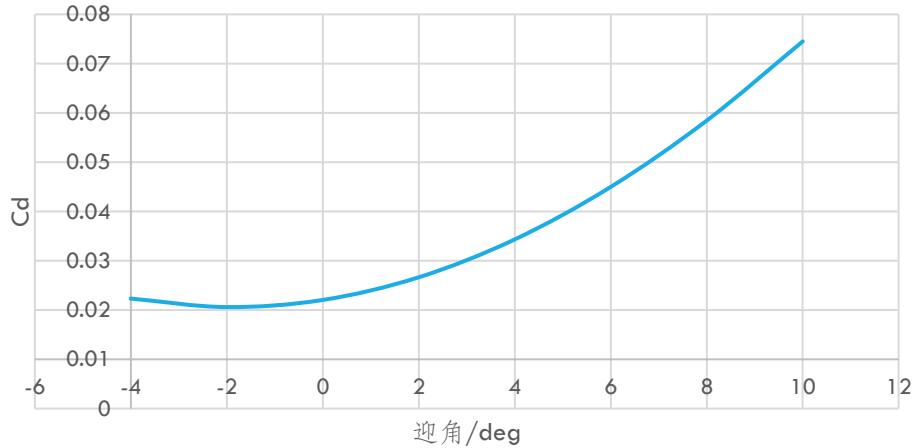


巡航状态阻力系数 (六座)	
机身零升阻力系数	0.05005
机翼零升阻力系数	0.00735
垂尾零升阻力系数	0.00736
平尾零升阻力系数	0.00871
窄支柱无整流起落架	0.0032
总阻力系数	0.02131

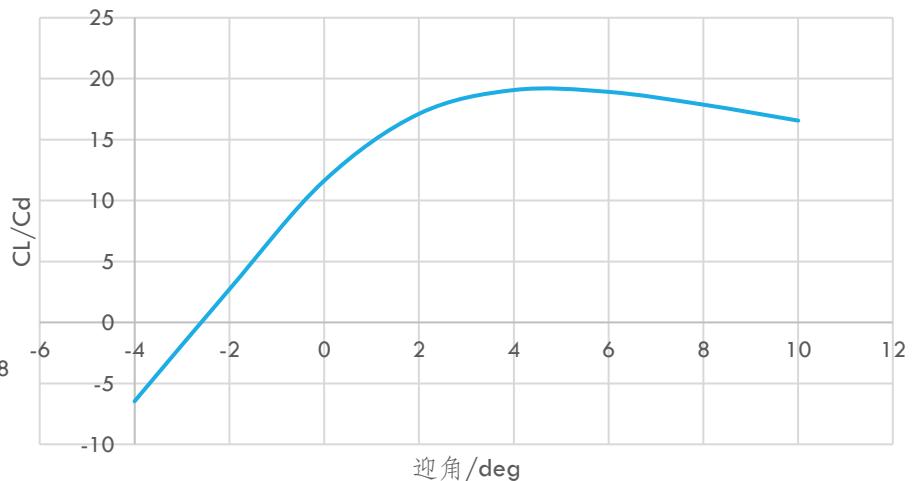
巡航状态极曲线 (六座型)



巡航状态阻力系数曲线 (六座型)



巡航状态升阻比 (六座型)





气动特性-阻力特性

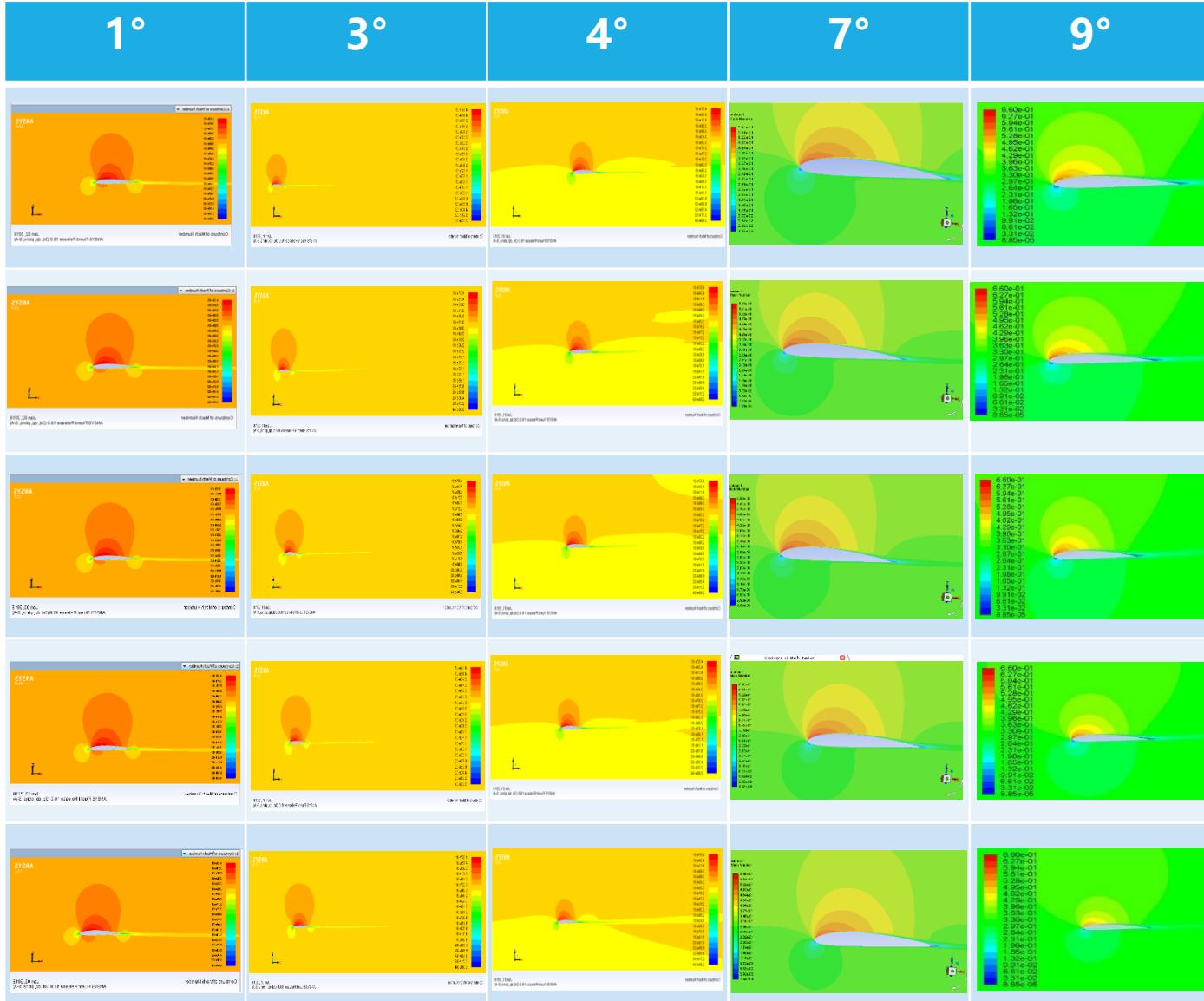


全机阻力系数

不同高度、不同速度下的全机阻力系数 (四座型)								
海拔高度 (m) \ 速度 (m/s)	20	40	60	80	100	120	160	200
0	0.5818	0.0509	0.0233	0.0187	0.0169	0.0163	0.0156	0.0148
1000	0.711	0.0589	0.025	0.0193	0.0173	0.0167	0.0159	0.0153
2000	0.8747	0.069	0.027	0.02	0.0176	0.0169	0.0162	0.0154
3000	0.9741	0.0752	0.0283	0.0205	0.0179	0.0172	0.0164	0.0156
4000	1.3509	0.0981	0.0329	0.022	0.0185	0.0176	0.0167	0.0159
5000	1.6931	0.1191	0.0371	0.0232	0.0191	0.018	0.0167	0.0161
6000	2.3217	0.1572	0.0446	0.0256	0.0199	0.0185	0.017	0.0162
8000	3.4799	0.2282	0.0583	0.0302	0.0222	0.0198	0.0177	0.0167
10000	5.6251	0.3601	0.0841	0.0386	0.0261	0.0216	0.0185	0.0175
12000	10.048	0.6254	0.136	0.0549	0.033	0.0253	0.0199	0.0183
不同高度、不同速度下的全机阻力系数 (六座型)								
海拔高度 (m) \ 速度 (m/s)	20	40	60	80	100	120	160	200
0	0.5834	0.0523	0.0246	0.02	0.0181	0.0175	0.0168	0.0159
1000	1.0047	0.0778	0.0295	0.0214	0.0189	0.0179	0.0171	0.0164
2000	1.2373	0.0921	0.0324	0.0223	0.0193	0.0183	0.0173	0.0166
3000	1.3783	0.1008	0.0342	0.023	0.0195	0.0185	0.0174	0.0168
4000	1.9133	0.1334	0.0407	0.0252	0.0205	0.0191	0.018	0.0171
5000	2.3991	0.1633	0.0464	0.0269	0.0213	0.0197	0.018	0.0173
6000	3.2897	0.2176	0.0571	0.0303	0.0225	0.0204	0.0184	0.0175
8000	4.9334	0.3185	0.0765	0.0364	0.0255	0.022	0.0192	0.018
10000	7.9772	0.5061	0.1132	0.0483	0.0309	0.0245	0.0202	0.0189
12000	14.185	0.8824	0.1868	0.0713	0.0401	0.0292	0.0218	0.0196

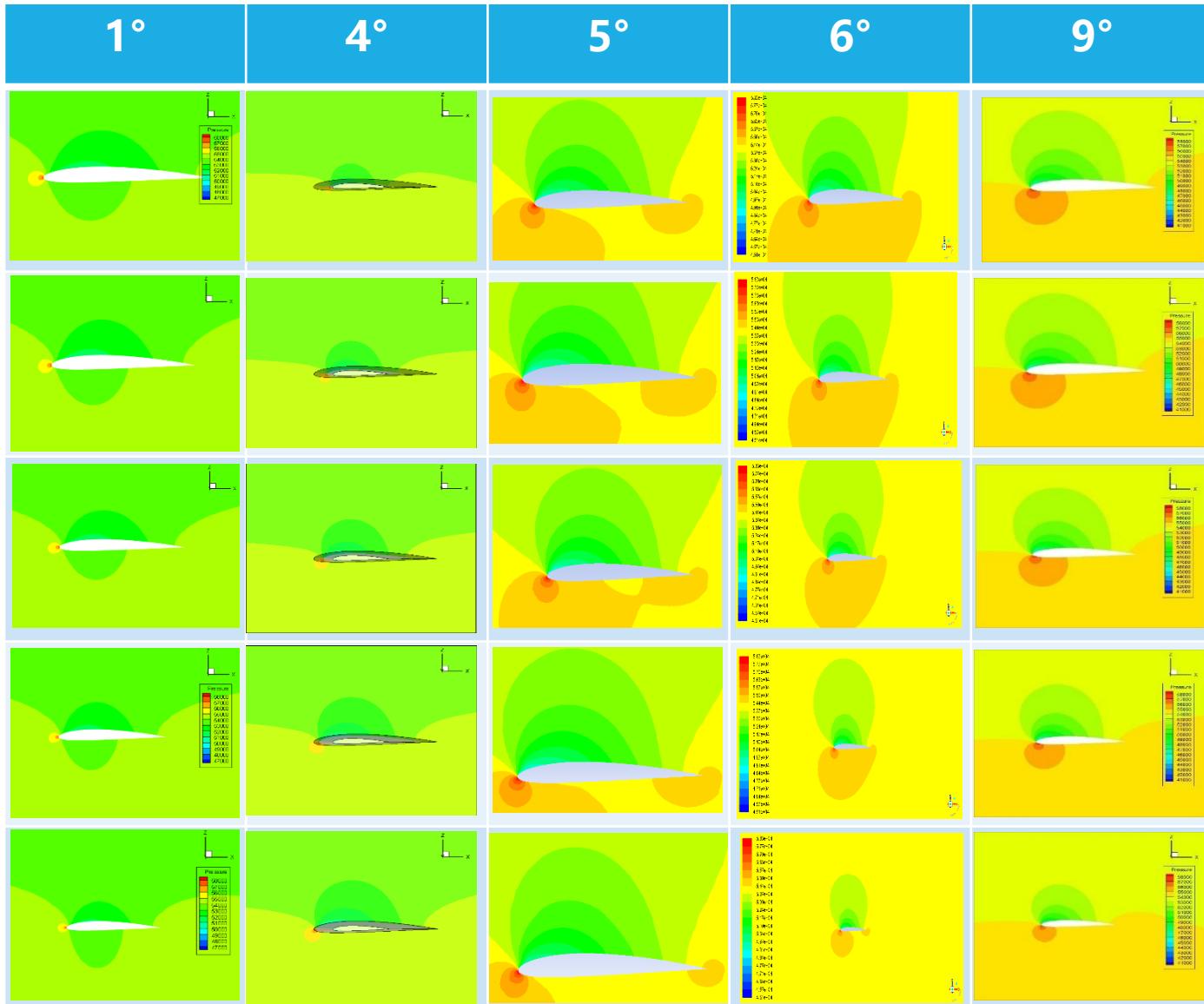


气动性能分析 - 马赫数云图



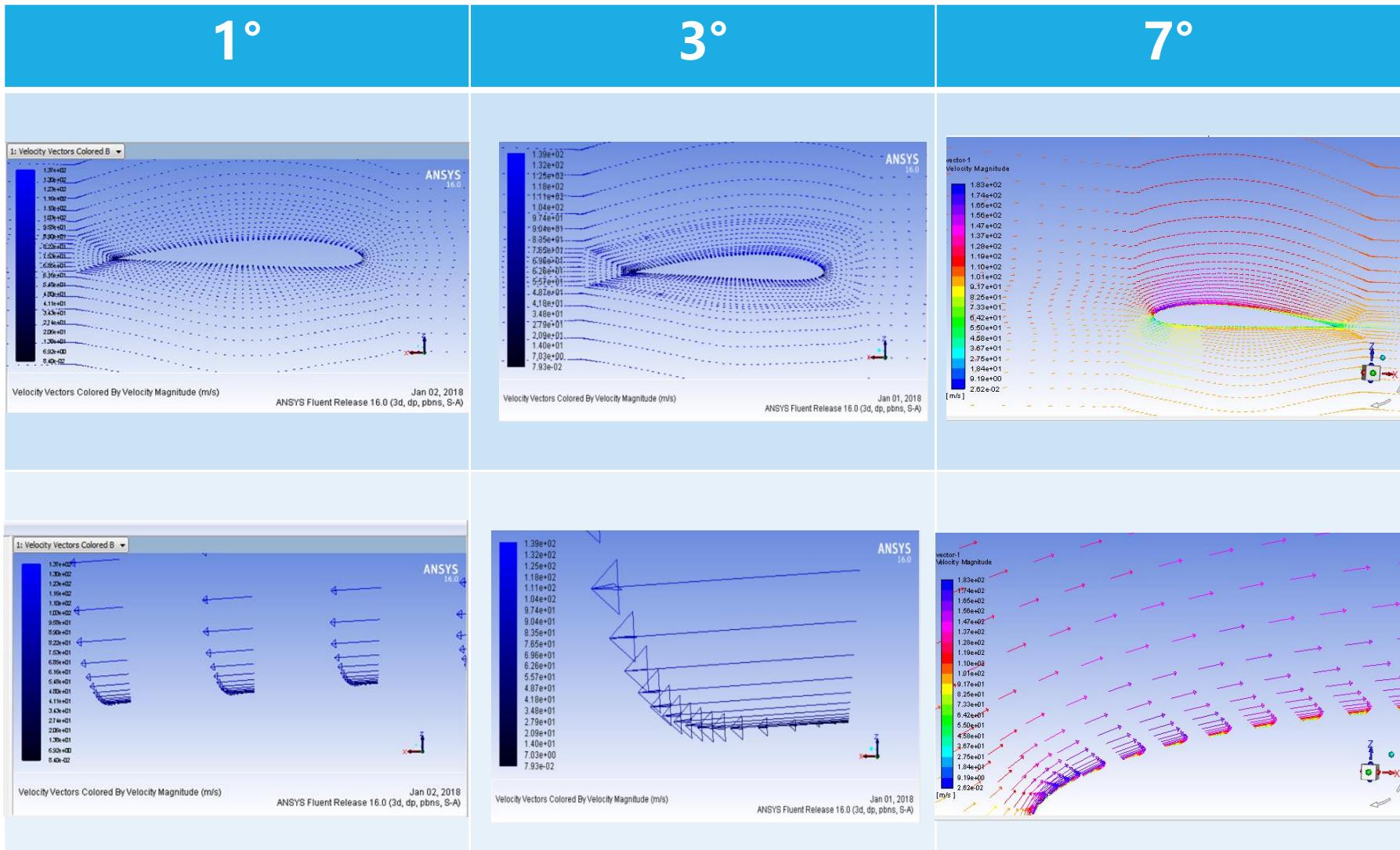


气动性能分析 - 压强云图





气动性能分析 – 速度矢量图





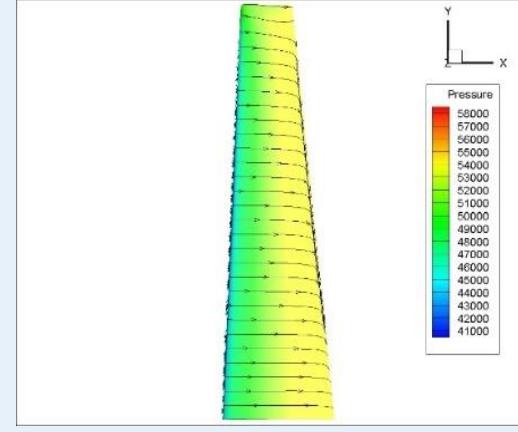
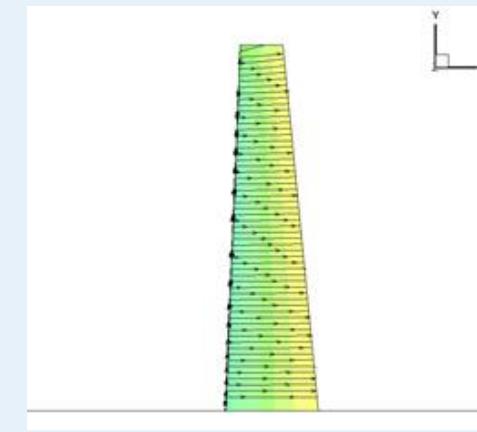
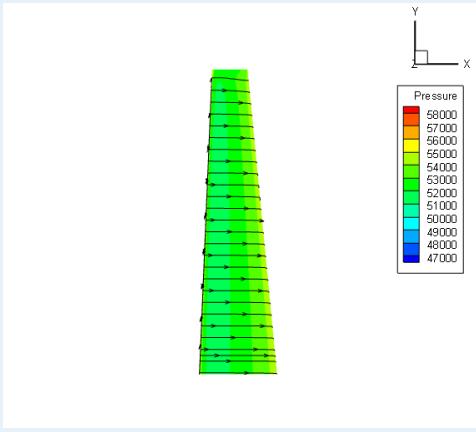
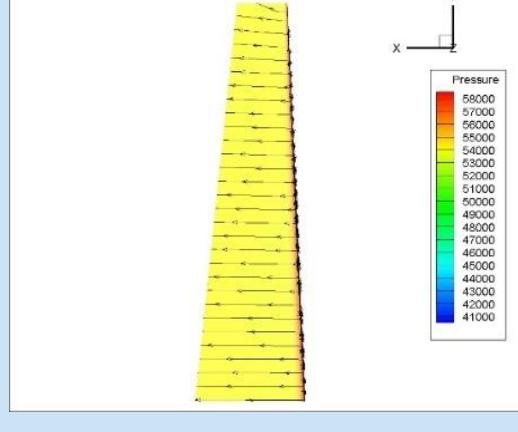
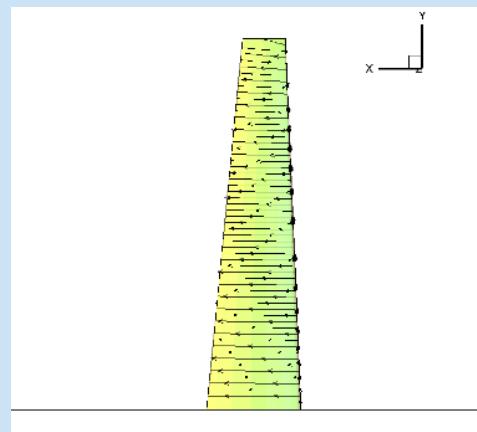
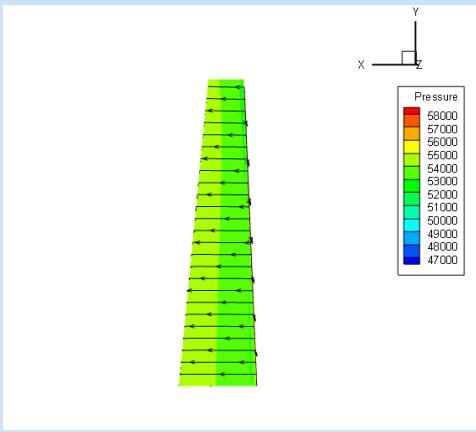
气动性能分析 – 机翼上下表面流线图



1°

6°

9°

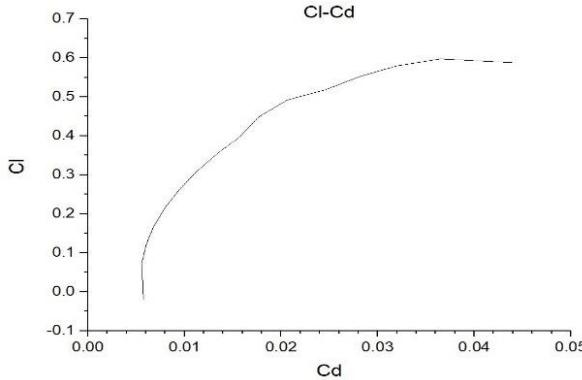
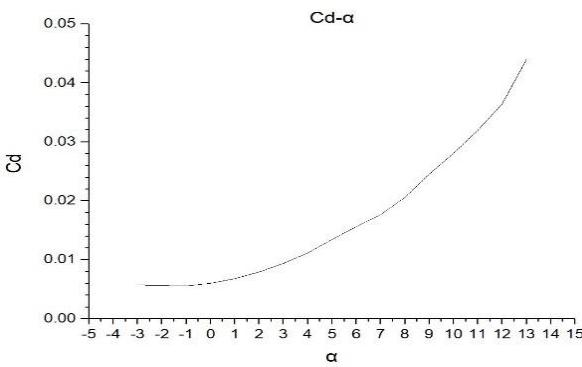
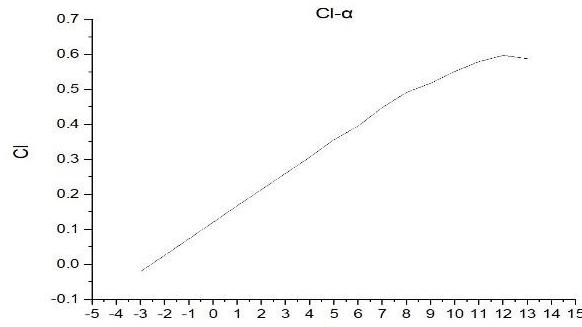




气动性能分析 – 升，阻系数曲线

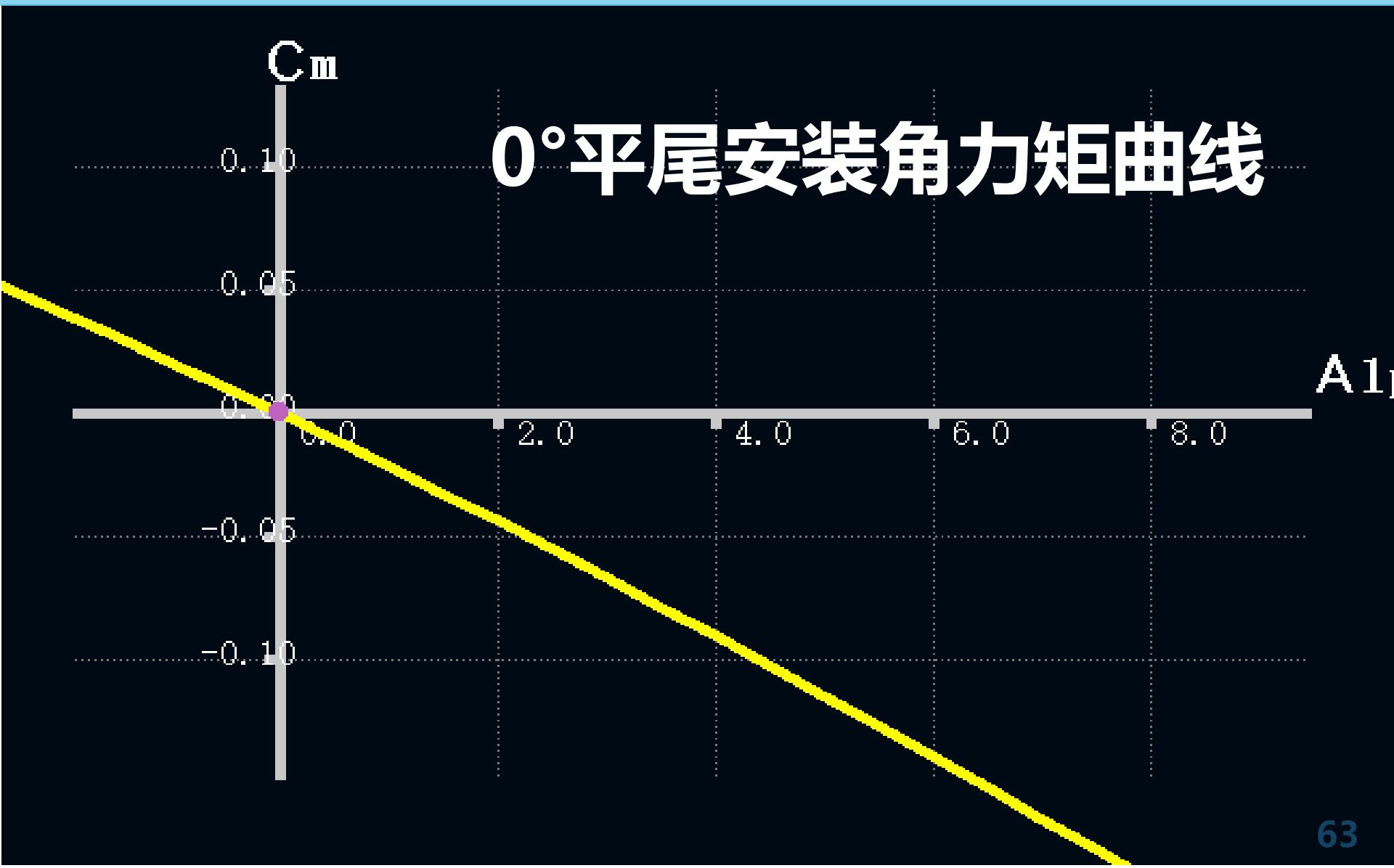


α	C_l	C_d
-3	-0.01982	0.005748
-1	0.073499	0.005589
0	0.12061	0.006032
1	0.16823	0.006819
2	0.21423	0.007952
3	0.26039	0.009408
4	0.30671	0.011176
5	0.35646	0.013478
6	0.39589	0.015647
7	0.44867	0.017679
8	0.49182	0.020615
9	0.51791	0.024548
10	0.55181	0.028104
11	0.57989	0.031999
12	0.59751	0.036469
13	0.588	0.044





稳定性分析—静稳定性





稳定性分析—静稳定性



Longitudinal derivatives

Xu=	-3.5405	Cxu=	-0.0045115
Xw=	145.42	Cxa=	0.1853
Zu=	-417.92	Czu=	-3.1974e-05
Zw=	-4269.8	CLa=	5.4409
Zq=	-4093.7	CLq=	8.3553
Mu=	5.21e-06	Cmu=	5.3168e-09
Mw=	-1179.6	Cma=	-1.2038
Mg=	-12373	Cm α =	-20.225

Neutral Point position= 774.42955mm

静稳定裕度 0.237



稳定性分析—静稳定性



Lateral derivatives

Yv= -205.81
Yp= -840.65
Yr= 1183
Lv= -1097.9
Lp= -36015
Lr= 4970.4
Nv= 843.85
Np= -2603.9
Nr= -5526

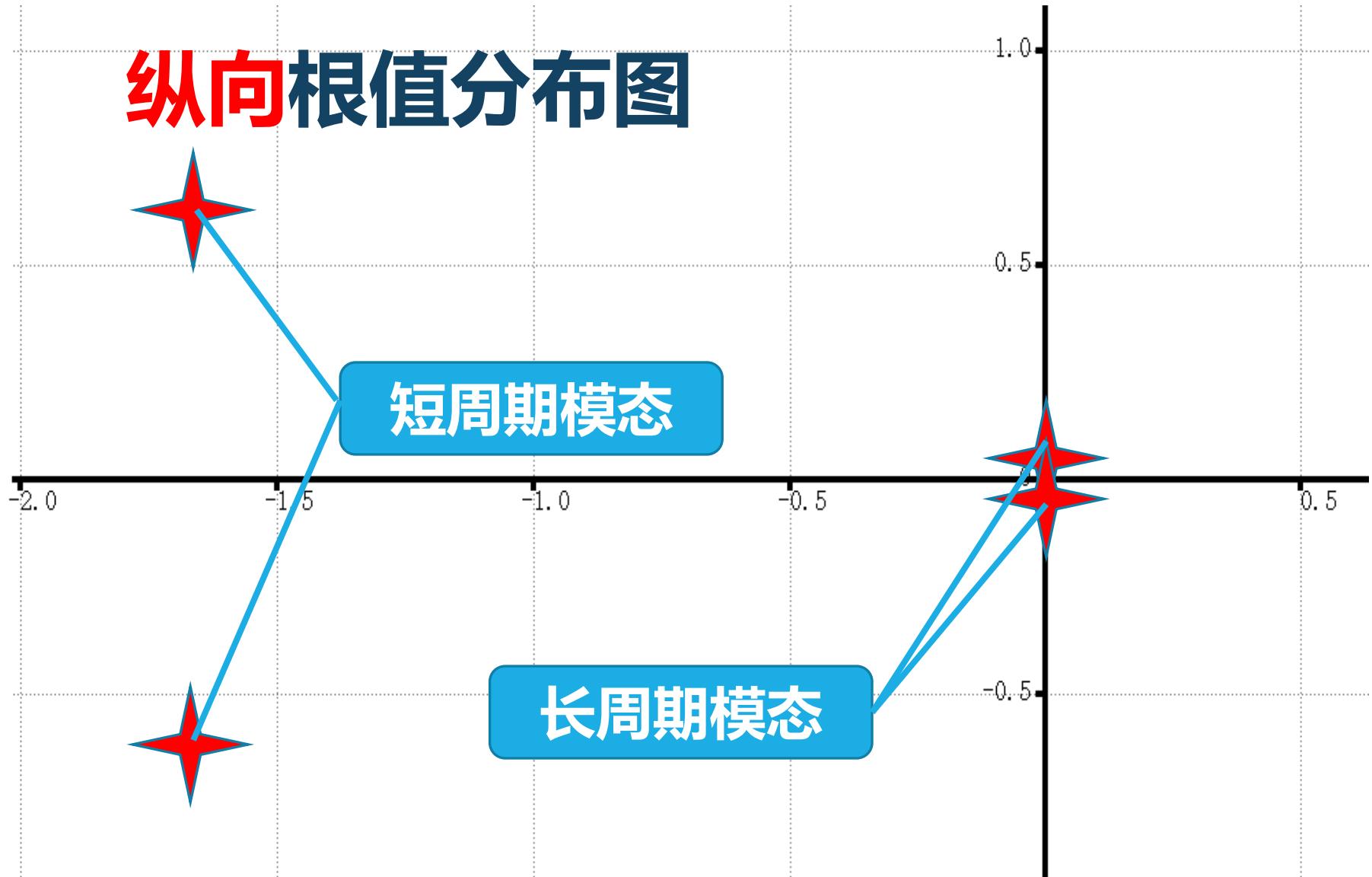
CYb= -0.27116
CYp= -0.17171
CYr= 0.24165
C1b= -0.11213
C1p= -0.57027
C1r= 0.078704
Cnb= 0.086184
Cnp= -0.041232
Cnr= -0.0875



稳定性分析—动稳定性



纵向根值分布图

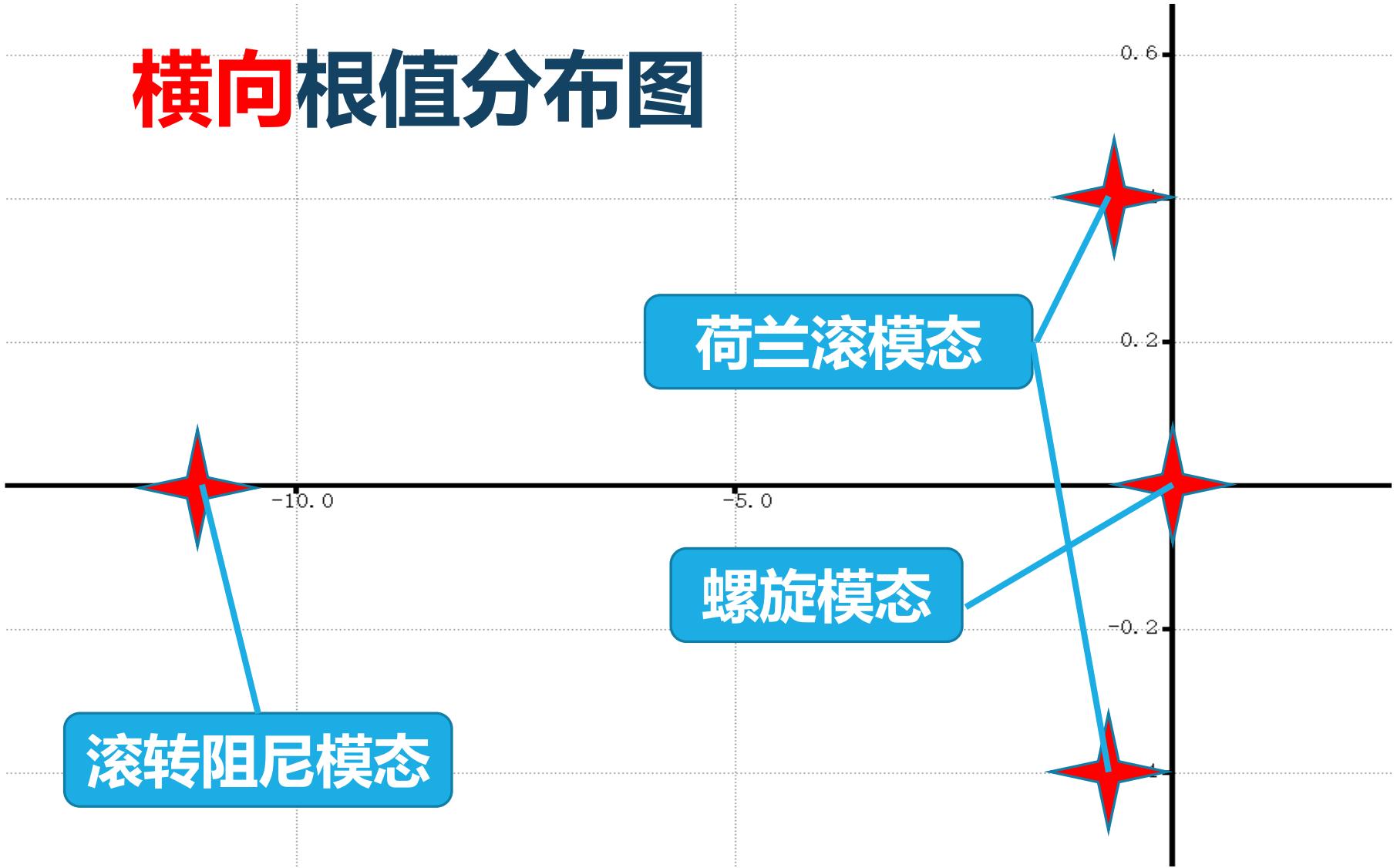




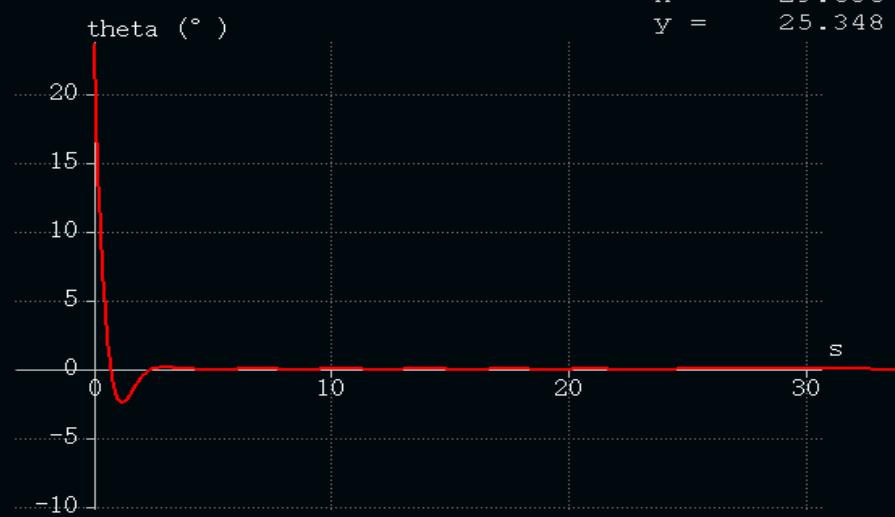
稳定性分析—动稳定性



横向根值分布图



稳定性分析—动稳定性





稳定性分析—动稳定性

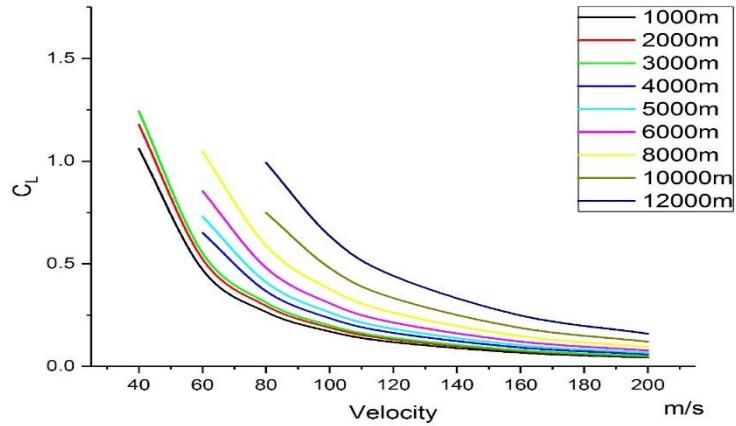




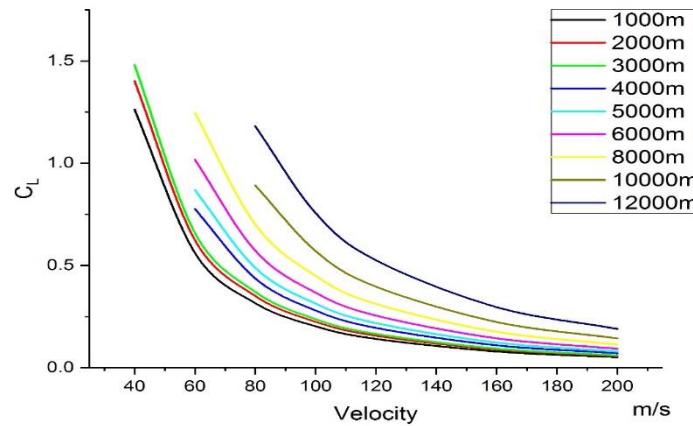
气动性能分析 - 升阻特性



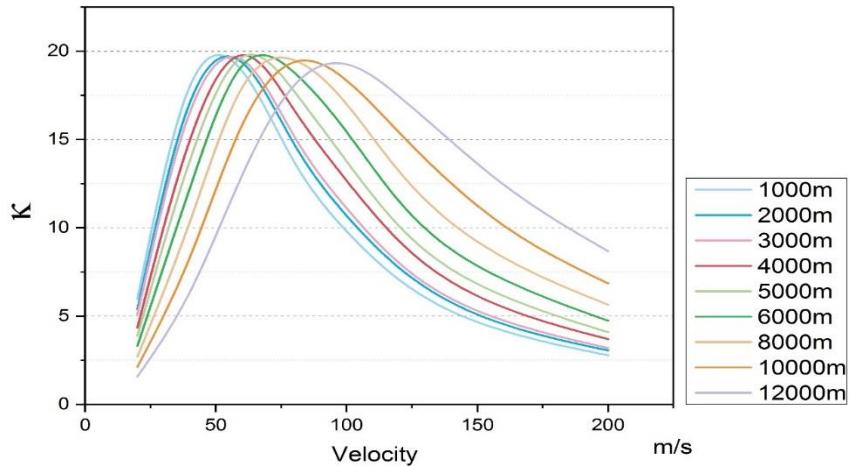
不同高度下需用升力系数随速度的变化（四座型）



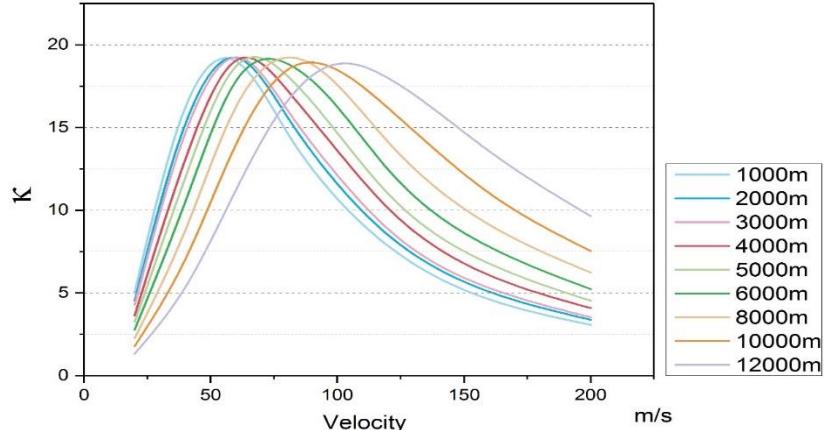
不同高度下需用升力系数随速度的变化（六座型）



不同高度下升阻比随速度的变化（四座型）

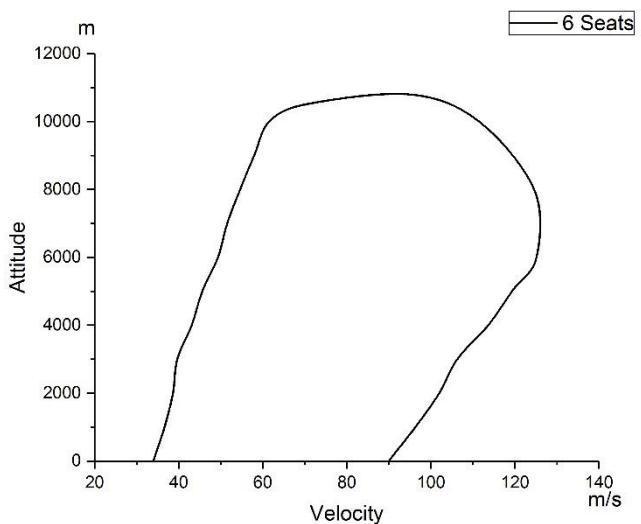
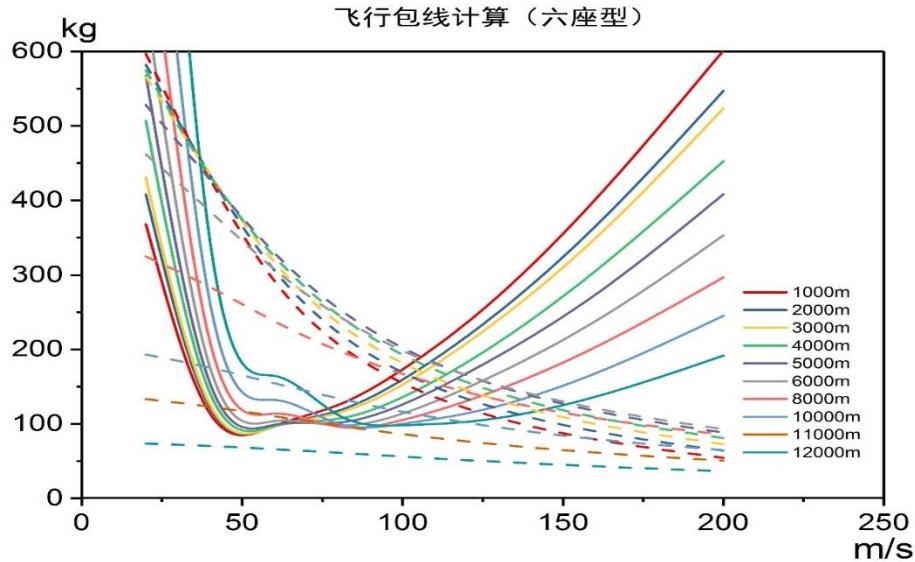
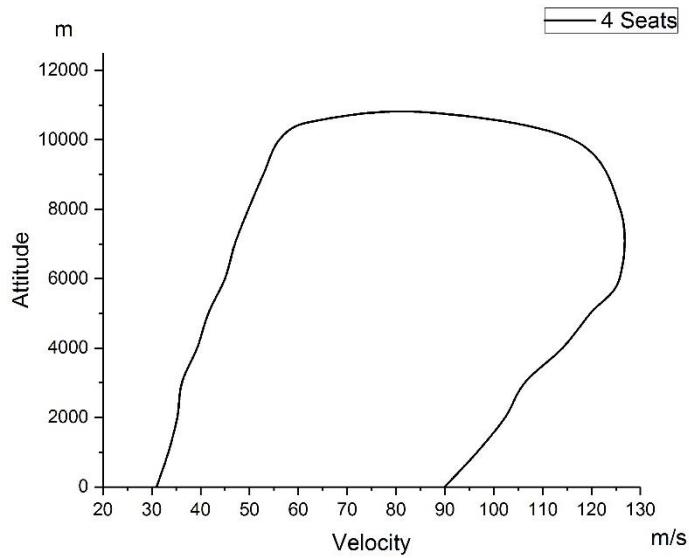
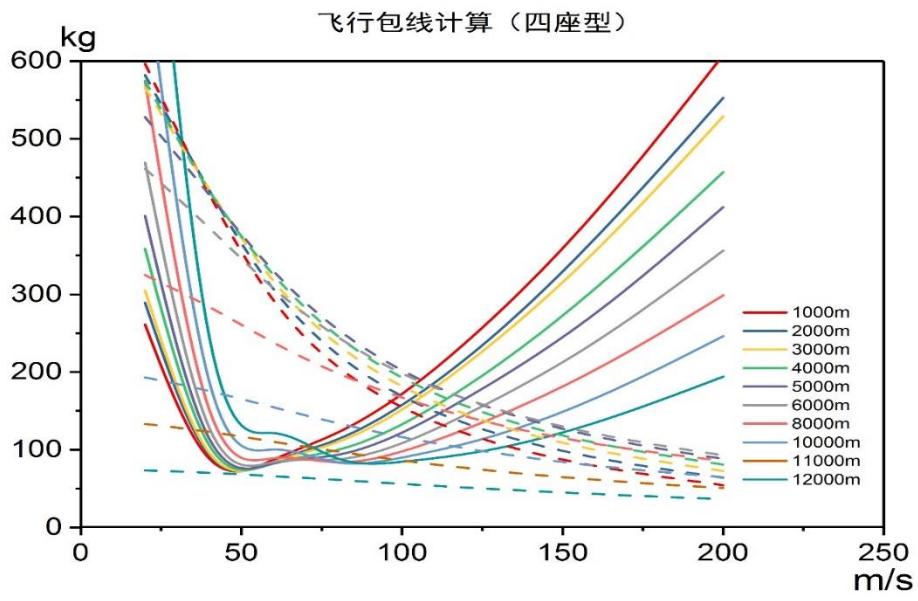


不同高度下升阻比随速度的变化（六座型）





飞行性能 - 飞行包线



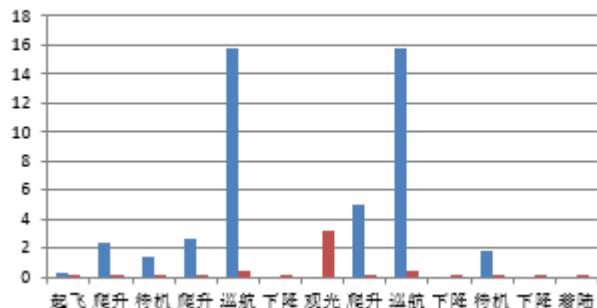


飞行性能 - 飞行剖面油电比

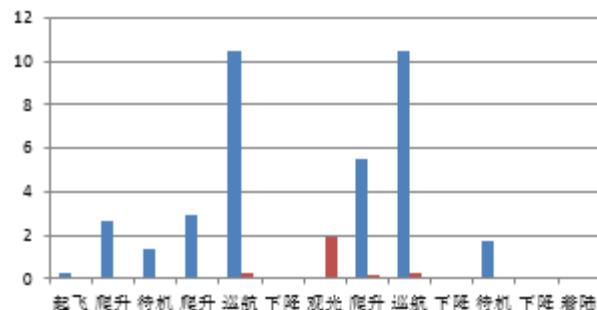


	油实际输出/最大输出	电实际输出/最大输出	四座型时间min	六座型时间min	四座消耗		六座消耗		四座剩余		六座剩余		四座剩余百分比		六座剩余百分比	
					油 (kg)	氢气 (kg)	油 (kg)	氢气 (kg)	油 (kg)	氢气 (kg)	油 (kg)	氢气 (kg)	油	氢气	油	氢气
起飞	1	1	0.5	0.5	0.2917	0.0096	0.2917	0.0096	55.742	4.9991	55.742	4.9991	99.54%	99.98%	99.54%	99.98%
爬升	1	1	4	4.5	2.3333	0.0766	2.625	0.0862	53.675	4.948036	53.417	4.941653	95.85%	98.96%	95.39%	98.83%
待机	0.2	0.3	12	12	1.4	0.0689	1.4	0.0689	52.435	4.88676	52.177	4.880377	93.63%	97.74%	93.17%	97.61%
爬升	1	1	4.5	5	2.625	0.0862	2.9167	0.0957	50.11	4.829313	49.593	4.816547	89.48%	96.59%	88.56%	96.33%
巡航	0.6	0.52	45	30	15.75	0.4481	10.5	0.2987	36.16	4.536334	40.293	4.621228	64.57%	90.73%	71.95%	92.42%
下降	0	0.2	12	14.5	0	0.046	0	0.0555	36.16	4.505696	40.293	4.584206	64.57%	90.11%	71.95%	91.68%
观光	0	0.987	170	100	0	3.213	0	1.89	36.16	2.335483	40.293	3.307611	64.57%	46.71%	71.95%	66.15%
爬升	1	1	8.5	9.5	4.9583	0.1628	5.5417	0.1819	31.768	2.226972	35.385	3.186334	56.73%	44.54%	63.19%	63.73%
巡航	0.6	0.52	45	30	15.75	0.4481	10.5	0.2987	17.818	1.933994	26.085	2.991015	31.82%	38.68%	46.58%	59.82%
下降	0	0.2	12	14.5	0	0.046	0	0.0555	17.818	1.903355	26.085	2.953994	31.82%	38.07%	46.58%	59.08%
待机	0.2	0.3	15	15	1.75	0.0862	1.75	0.0862	16.268	1.82676	24.535	2.877398	29.05%	36.54%	43.81%	57.55%
下降	0	0.2	5	5.5	0	0.0191	0	0.0211	16.268	1.813994	24.535	2.863355	29.05%	36.28%	43.81%	57.27%
着陆	0	0.2	0.5	0.5	0	0.0019	0	0.0019	16.268	1.812717	24.535	2.862079	29.05%	36.25%	43.81%	57.24%
					总计	44.858	4.7124	35.525	3.15							

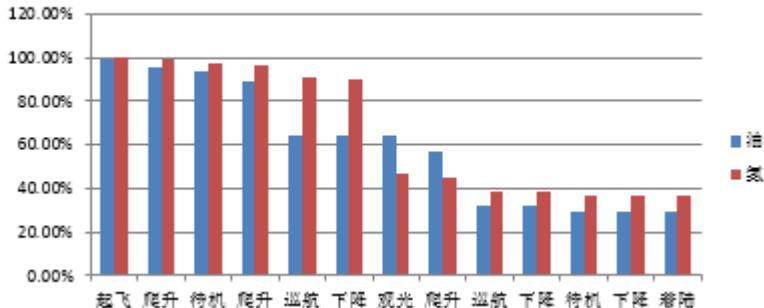
四座型各阶段油电消耗量



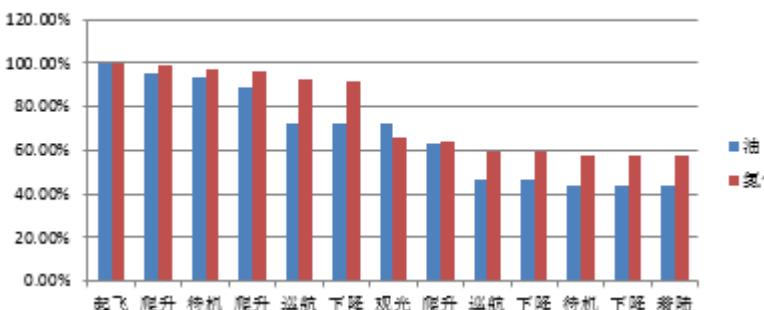
六座型各阶段油电消耗量



四座型油电消耗



六座型油电消耗





飞行性能 - 航程&航时



	四座型航时min	六座型航时min	四座		六座		四座重量变化率(kg/h)	六座重量变化率(kg/h)	四座计划航程(km)	六座计划航程(km)
			油(kg)	氢气(kg)	油(kg)	氢气(kg)				
起飞	0.5	0.5	0.258333	0.006383	0.258333	0.006383	31.76595745	31.76595745	0.46035	0.5115
爬升	4	4.5	2.066667	0.051064	2.325	0.057447	31.76595745	31.76595745	7.3656	9.207
待机	12	12	1.24	0.061277	1.24	0.061277	6.506382979	6.506382979	41.7384	42.966
爬升	8	10	4.133333	0.102128	5.166667	0.12766	31.76595745	31.76595745	46.6488	58.311
巡航	45	30	13.95	0.292979	9.3	0.195319	18.9906383	18.9906383	294.84	196.56
下降	12	14.5	0	0.030638	0	0.037021	0.153191489	0.153191489	72.4284	87.51765
观光	170	100	0	2.170213	0	1.276596	0.765957447	0.765957447	945.54	556.2
爬升	28	34	14.466667	0.357447	17.566667	0.434043	31.76595745	31.76595745	168.9996	205.2138
巡航	45	30	13.95	0.292979	9.3	0.195319	18.9906383	18.9906383	294.84	196.56
下降	12	14.5	0	0.030638	0	0.037021	0.153191489	0.153191489	69.9732	84.55095
待机	15	15	1.55	0.076596	1.55	0.076596	6.506382979	6.506382979	52.173	53.7075
下降	5	5.5	0	0.012766	0	0.014043	0.153191489	0.153191489	9.207	11.253
着陆	0.5	0.5	0	0.001277	0	0.001277	0.153191489	0.153191489	0.8334	0.9168
总计	357	271	51.615	3.4864	46.707	2.52	90.75521902	106.8091513	2005.04775	1503.4752

四座型

计划航程: 2005.05km

总耗油: 51.62kg

总耗氢: 3.49kg

计划航时: 357min

备用航程: 291.41km

转场航程: 2296.46km

总耗油: 86.75kg

总耗氢: 30kg

发动机失效飞行距离: 960km

六座型

计划航程: 1503.48km

总耗油: 46.707kg

总耗氢: 2.52kg

计划航时: 271min

备用航程: 399.96km

转场航程: 1903.44km

总耗油: 86.75kg

总耗氢: 30kg

发动机失效飞行距离: 720km



飞行性能 - 爬升性能



四座型：

1. 加速爬升段：

起始海拔高度≈100m 终止海拔高度=2000m

起始速度=0.09Ma 终止速度=0.25Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =8.58m/s

爬升时间 Δt_i =3.69min

速度变化 ΔV_i =54.56m/s

2. 等速爬升段一

起始海拔高度=2000m 终止海拔高度=4900m

速度=0.25Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =5.83m/s

爬升时间 Δt_i =8.3min

爬升角 θ_i =0.068rad

爬升水平距离 Δx_i =705.11m

3. 等速爬升段二

起始海拔高度=650m 终止海拔高度=4900m

速度=0.27Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =1.705m/s

爬升时间 Δt_i =28.3min

爬升角 θ_i =0.019rad

爬升水平距离 Δx_i =2609.55m

六座型：

1. 加速爬升段：

起始海拔高度≈100m 终止海拔高度=2000m

起始速度=0.1Ma 终止速度=0.25Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =7.97m/s

爬升时间 Δt_i =3.97min

速度变化 ΔV_i =51.15m/s

2. 等速爬升段一

起始海拔高度=2000m 终止海拔高度=4800m

速度=0.25Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =4.86m/s

爬升时间 Δt_i =9.95min

爬升角 θ_i =0.057rad

爬升水平距离 Δx_i =846.45m

3. 等速爬升段二

起始海拔高度=650m 终止海拔高度=4800m

速度=0.27Ma

爬升率 $V_{z,i}$ =1.42m/s

爬升时间 Δt_i =34.04min

爬升角 θ_i =0.015rad

爬升水平距离 Δx_i =3133.47m



飞行性能 - 起降性能



海拔高度: 5000ft

1、起飞速度计算

起飞迎角 α : 10° 擦地角: 15° CL, max=2.02

		km/h	m/s
四座	V _r	127.636	35.454
六座		140.705	39.085

2、起飞距离计算

海平面				
四座		常规跑道 (f=0.025)	混凝土 (f=0.035)	硬草地 (f=0.085)
	L _{tor} /m	254.252	256.069	268.786
	L ₂ /m	57.499	57.499	57.499
	L ₃ /m	33.018	33.018	33.018
	L _{to} /m	344.768	346.586	359.302
六座		常规跑道 (f=0.025)	混凝土 (f=0.035)	硬草地 (f=0.085)
	L _{tor} /m	288.186	290.010	302.672
	L ₂ /m	57.499	57.499	57.499
	L ₃ /m	41.210	41.210	41.210
	L _{to} /m	386.895	388.719	401.382

3、着陆性能计算

	V _A (m)	L _L (m)
四座	38.41	516.17
六座	42.34	627.27

海拔为零

1、起飞速度计算

起飞迎角 α : 10° 擦地角: 15° CL, max=2.02

		km/h	m/s
四座	V _r	115.457	32.07
六座		127.278	35.35

2、起飞距离计算

海拔高度: 5000ft				
四座		常规跑道 (f=0.025)	混凝土 (f=0.035)	硬草地 (f=0.085)
	L _{tor} /m	254.181	257.519	278.027
	L ₂ /m	63.565	63.565	63.565
	L ₃ /m	33.018	33.018	33.018
	L _{to} /m	350.763	354.101	374.609
六座		常规跑道 (f=0.025)	混凝土 (f=0.035)	硬草地 (f=0.085)
	L _{tor} /m	288.110	291.557	312.471
	L ₂ /m	63.565	63.565	63.565
	L ₃ /m	41.210	41.210	41.210
	L _{to} /m	392.886	396.332	417.246

3、着陆性能计算

	V _A (m)	L _L (m)
四座	34.74	422.36
六座	38.30	513.27



经济性与环保性

一、经济性 – 费用分解分析表

We飞机空重 (kg)	V最大飞行速 度(节)	Q产量(架)	FTA试飞飞机 数目及地面试 验数目(架)
1130	235.616	30	3+2=4.5
Re	Rt	Rm	Rq
165	80	75	80
He工程工时 (h)	Ht工艺装备工 时(h)	Hm制造工时 (h)	Hq质量控制工 时(h)
123385.0	305862.2	494866.1	64332.6
发展支持成本 (元)	Cf试飞成本 (元)	Cm制造材料成 本(元)	发动机及电动 机生产成本 (元)
895658.9	258365.25	3512166.9	2400000
总成本(元)	每架成本(元)	电子设备成本 (元)	直接成本(元)
96178385	3205946.2	573127.2	3305050.2

四座交付价格：360万元

We飞机空重 (kg)	V最大飞行速 度(节)	Q产量(架)	FTA试飞飞机 数目及地面试 验数目(架)
1130	235.616	30	3+2=4.5
Re	Rt	Rm	Rq
165	80	75	80
He工程工时 (h)	Ht工艺装备工 时(h)	Hm制造工时 (h)	Hq质量控制工 时(h)
130393	322169.5	520415.5	67654.0
发展支持成本 (元)	Cf试飞成本 (元)	Cm制造材料成 本(元)	发动机及电动 机生产成本 (元)
950501.6	280071	3680704.5	2400000
总成本(元)	每架成本(元)	电子设备成本 (元)	直接成本(元)
101066291.6	3368876.4	573127.2	3467980.6

六座交付价格：400万元



经济性与环保性

一、经济性 - 燃油费用分析表&氢气费用分析表

燃油费用分析表

项目	质量 (kg)	花费 (元)
燃油总重	86.7	407
巡航阶段	82.4	329
滑跑	0.4	1
下滑性能	1.0	4
着陆性能	0.02	0.08
第一爬升段	0.3	1
水平加速段	0.88	3
第二爬升段	0.65	2.6
第二水平加速段	0.096	0.38

氢气费用分析表

项目	体积 (L)	花费 (元)
总体积	75	450
巡航阶段	48.2	289
滑跑	4.64	27
下滑性能	3.15	18
着陆性能	0.09	0.5
第一爬升段	1.5	9
水平加速段	2.2	13
第二爬升段	1.5	9
第二水平加速段	2.7	16



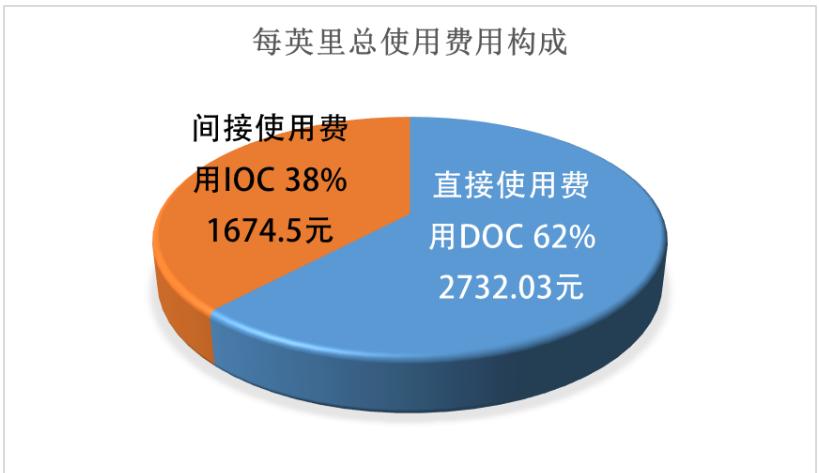
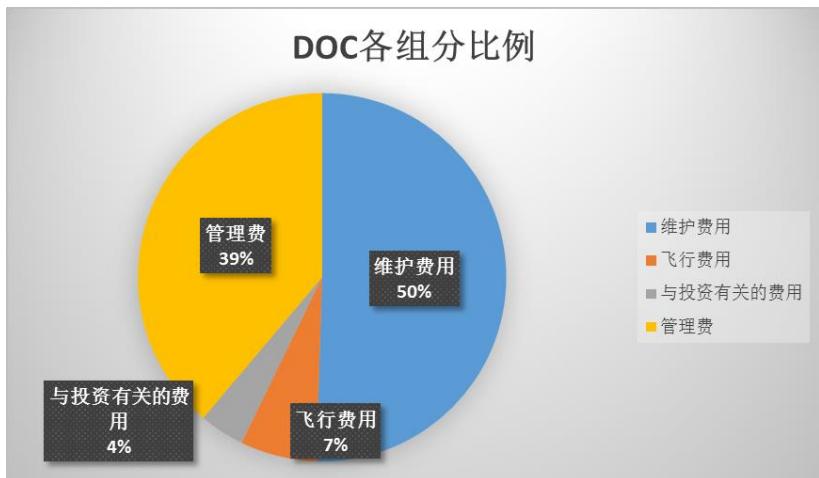
经济性与环保性



一、经济性 - 直接使用费用DOC分析表

DOC构成	DOC元素	费用值（元/mile）
飞行费用	机组费	69.79
	燃油与氢气费	64.9
	乘务员费	0
维护费用	机体劳务费	205.3
	发动机劳务费	135.9
	机体材料费	196.5
	发动机材料费	227.3
	发动机直接使用维护费	250.6
与投资有关的费用	折旧	70
	利息	27.5
	保险	4.9
管理费	着陆费	3.3
	导航费	3.6
	地面管理费	1472.7
DOC总值（每英里使用费用）		2732.03

总使用费用：每英里4406.5元



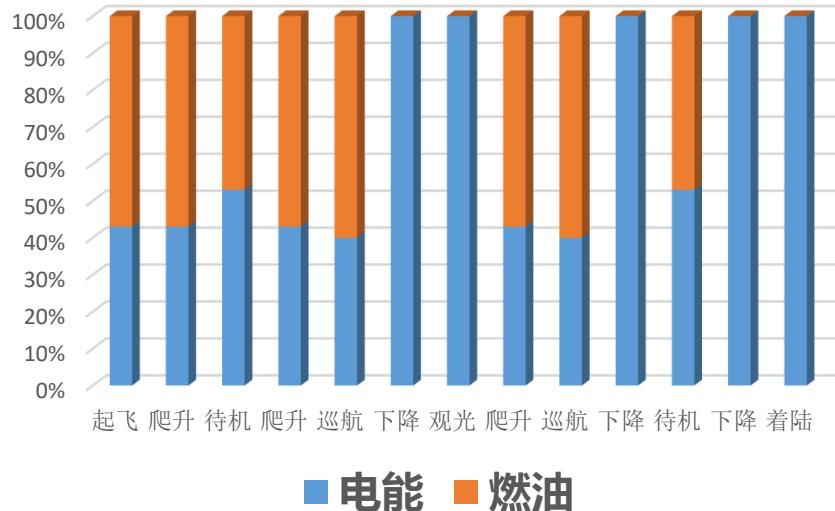


经济性与环保性

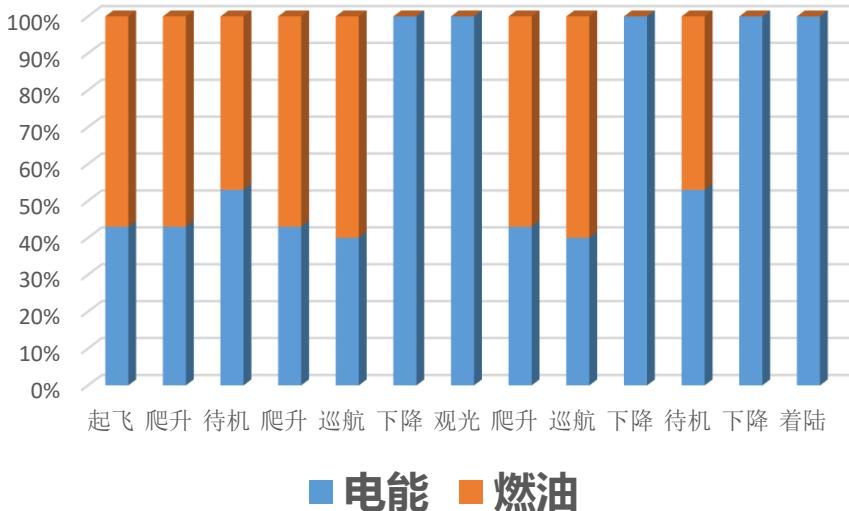


二、环保性 - 碳排放

四座型各阶段油电供能所占比例



六座型各阶段油电供能所占比例



四座型飞机碳排放量减少70%，
六座型飞机碳排放量减少67%，

节省燃油58%
节省燃油50%



经济性与环保性



二、环保性 - 噪声分析

一般的飞机上，气动噪声主要有以下几个方面的来源：

- 1.航空发动机，尤其是喷气式发动机带来的噪声
- 2.反推力装置的噪声
- 3.APU装置的噪声
- 4.工作的系统的噪声
- 5.高速飞行时集体空气动力学的噪声

查找的资料标准主要根据ICAO-16 航空器噪声国家标准和建议，
以及CCAR-36-R1 噪声适航性标准两部



经济性与环保性



二、环保性 - 噪声分析

在该飞机的设计中，拟对噪声采取如下的处理形式：

- a. 直接省去APU
- b. 将发动机置于飞机的最前方
- c. 飞机的飞行速度较低
- d. 在考虑飞机的内部装饰时，最终确定了一种超细玻璃纤维棉毡作为内部装饰所使用的主要材料
- e. 飞机内主动降噪装置
- f. 飞机使用的下单翼布局
- g. 观光 / 巡航 / 进近阶段全用电

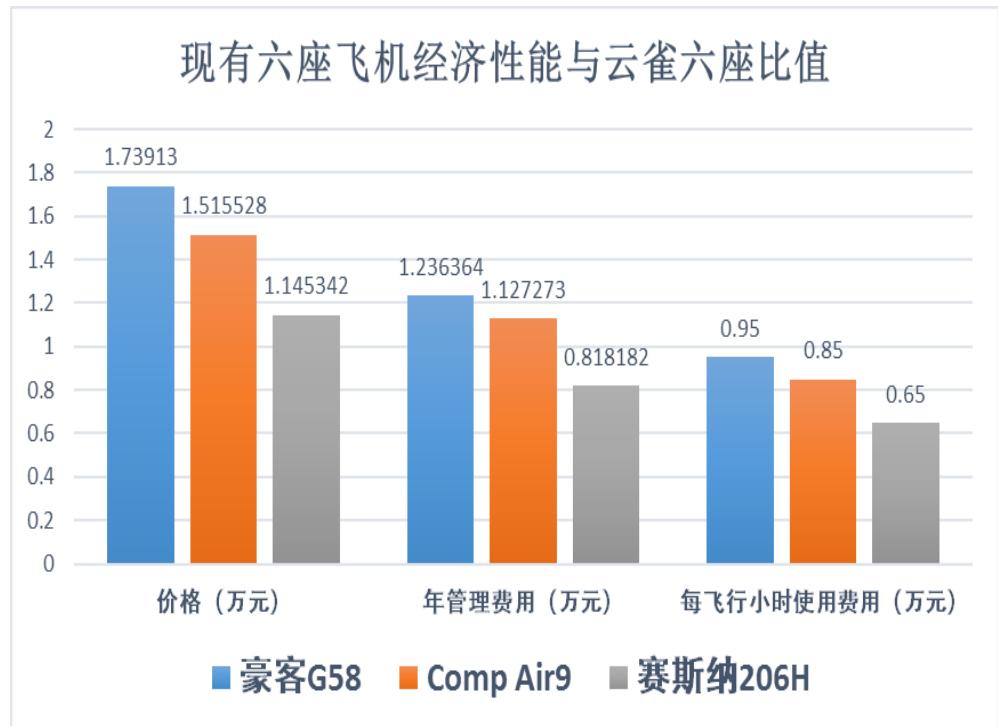


设计优势总结



三、优势对比 - 经济性对比

	价格 (万元)	年管理费用 (万元)	每飞行小时使用费用 (万元)
西锐SR22	342	31	0.2
豪客G58	700	68	0.38
Comp Air9	610	62	0.34
赛斯纳206H	461	45	0.26
DT212四座	359	55	0.4
DT212六座	402.5	55	0.4



由图可直观地看出，虽然云雀使用氢气，使用费用稍贵，但其售价远低于同类型六座飞机



设计优势总结



三、优势对比 - 飞行性能对比

与其他同类型飞机相比，云雀各项性能相对均衡且达到中上水平，其中在最大巡航速度等方面较为突出。

主要参数	西锐 SR22	DA40	DA42	Panthe ra	云雀四 座
机长 /m	7.9	8.06	8.5	8.07	8.05
翼展 /m	11.7	11.94	13.2	10.86	13.0
最大起飞 重量/kg	1542	1150	1700	1200	1453
爬升率 /(m/s)	7.1	4.8	8.7	6.1	7.0
最大巡航 速度/(km/h)	405	263	376	374	453.6
最大巡航 高度/m	5334	5000	5486	6100	10500
最大航程 /km	1850	1056	1857	1900	2005
起飞距离 /m	313	335	290	--	345
着陆距离 /m	348	288	235	--	422
动力系统 类型	活塞 发动机	涡轮增 压发动机	涡扇发 动机	活塞发 动机	活塞发 动机
发动机型 号	IO-550- N	IO-360- MIA	Centurio n.1	IO-390	IO-360-C
载客数	4	4	4	4	4
运营成本 /万元	342	290	395	292	358

主要参数	派珀子 午线	Comp Air9	豪客 G58	赛斯纳 206H	云雀六 座
客舱高度(横 截面) /m	1.2	1.29	1.27	1.08	1.30
客舱宽度(横 截面) /m	1.37	1.32	1.07	1.26	1.40
翼展/m	9	12.2	17.65	10.97	12.98
最大起飞重量 /kg	1689	3492	2495	1632	1732
爬升率/(m/s)	12.1	20.3	8.63	5	7.97
最大巡航速度 /(km/h)	475	408	374	280	466.5
最大巡航高度 /m	9144	6000	6306	4785	10500
最大航程/km	1673	2778	1704	1278	1503
起飞距离/m	1100	228	1000	567	413
着陆距离/m	980	228	890	425	523
动力系统类型	涡桨发 动机	涡桨发 动机	活塞发 动机	活塞发 动机	活塞、 电动机
发动机型号	PT6A - 42A	TPE331	IO-550-C -10	IO-540- AC1A5	IO-360-C
载客数	6	6	5	6	6
运营成本/万元	1739	610	700	461	349



设计参数与要求对比



性能指标	设计要求 4座	实际方 案4座	设计要 求6座	实际方案 6座
最大飞行速度 (km/h)	430	456.5	410	453.6
巡航速度 (km/h)	392	392.8	465	466.5
失速速度 (km/h)	160	149.0	170	162.4
巡航高度 (m)	4900	4900	4800	4800
理论升限 (m)	6500	11000	6500	11000
实用升限 (m)	6000	10800	6000	10500
航程 (km)	1800	2005.0 5	1500	1503.5
最大续航时间 (h)	5.8	5.95	4.5	4.52

性能指标	设计要求 4座	实际方案 4座	设计要求 6座	实际方案 6座
起飞速度 (km/h)	115	120.6	130	132.8
起飞距离 (m)	457.2	345.8	548.6	432.7
着陆速度 (km/h)	100	113.2	135	130.1
着陆距离 (m)	457.2	422.36	548.6	513.27
爬升率 (m/s)	8.0	8.58	7.0	7.97
有效载荷 (kg)	400	419	600	602.66



设计要求与实际值



项目要求	最终给出
能够目视飞行和通过自动驾驶仪飞行	人机环境分析表明，目视视角良好，同时安装有自动驾驶系统，
能够在已知结冰条件下飞行	使用TKC冰防护系统
使用将在2028服役的发动机	Lycoming AEIO-360-A四缸活塞式发动机
使用将在2028将投入使用的电动机	西门子新款电动机，未发售
电池能量密度	350Wh/kg
电池功率密度	3.1kW/L, 2.0kW/kg
电机效率	95%
螺旋桨效率	巡航时90.473, 起飞时0
电推进系统重量	125kg
4座与6座通用机体结构和推重系统重量至少达到75%	满足条件，四六座推重系统重量完全一致，机体结构重量相差不多
单发失效时仅靠电池能达到的最远距离	四座960km 六座720km



设计要求与实际值



项目要求	单位	设计值		完成度
		四座	六座	
航程1852 / 1389	km	2005	1503	✓
巡航速度392 / 465	km/h	392.8	466.5	✓
爬升率8.0 / 7.0	m/s	8.58	7.97	✓
起飞距离-水泥地457/548	m	345.8	432.7	✓
起飞距离-草地420/550	m	359	401	✓
着陆距离-水泥地547/548	m	422.36	513.27	✓
着陆距离-草地 420/550	m	422.36	513.27	✓
最大失速速度80 / 80	km/h	149	162	✓
最大平飞速度430/410	km/h	456.5	453.6	✓
有效载荷400/600	kg	419	602	✓



飞行器适航认证



ICAO-16 航空器噪声国家标准和建议

CCAR-36-R1 噪声适航性标准

CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准

**CCAR-23-R3正常类、实用类、特技类和通勤类
飞机适航规定**

**“云雀”完全符合适航条件，客观上能够投入商业
运营**



团队协作



一、分工明确 -精确到个人的任务安排

SRR阶段

第十一章 简单的命令语言 (续)

NO. 11.1 常用命令语言 (续)

1. 遇到错误 (失败) 时，**退出**
2. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
3. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
4. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
5. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
6. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
7. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
8. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
9. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
10. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
11. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
12. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
13. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。
14. 在命令行输入命令时，如果输入的命令不存在，系统会显示**命令不存在**。
15. 在命令行输入命令时，如果输入的命令存在，但参数不正确，系统会显示**参数错误**。

首先，我们先看一些关于“如何在Python中使用类”以及“类的成员”的内容。

1. 定义一个类

通过以下语句，我们可以定义一个名为“Cat”的类：

```
class Cat:
```

该类没有属性（方法）。

2. 定义一个对象

通过以下语句，我们可以创建一个名为“Tom”的对象，它是类“Cat”的一个实例：

```
tom = Cat()
```

该对象没有属性（方法）。

3. 定义一个方法

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“eat”的方法：

```
class Cat:
    def eat(self):
        print("猫在吃东西。")
```

该方法没有参数。

4. 调用方法

通过以下语句，我们可以调用对象“Tom”的“eat”方法：

```
tom.eat()
```

输出结果为：“猫在吃东西。”

5. 定义一个属性

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“name”的属性：

```
class Cat:
    def __init__(self, name):
        self.name = name
```

该属性有参数。

6. 定义一个子类

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“Kitten”的子类：

```
class Kitten(Cat):
    pass
```

该子类没有属性（方法）。

7. 定义一个父类

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“Pet”的父类：

```
class Pet:
    def __init__(self, name):
        self.name = name

class Cat(Pet):
    pass
```

该父类有属性。

8. 定义一个方法

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“run”的方法：

```
class Pet:
    def __init__(self, name):
        self.name = name

    def run(self):
        print("%s 在奔跑。" % self.name)

class Cat(Pet):
    pass
```

该方法有参数。

9. 定义一个属性

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“age”的属性：

```
class Pet:
    def __init__(self, name):
        self.name = name

    def run(self):
        print("%s 在奔跑。" % self.name)

    def getAge(self):
        return self._age

    def setAge(self, age):
        self._age = age

class Cat(Pet):
    pass
```

该属性有参数。

10. 定义一个子类

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“Tiger”的子类：

```
class Tiger(Cat):
    pass
```

该子类没有属性（方法）。

11. 定义一个父类

通过以下语句，我们可以为类“Cat”添加一个名为“Animal”的父类：

```
class Animal:
    def __init__(self, name):
        self.name = name

class Pet:
    def __init__(self, name):
        self.name = name

    def run(self):
        print("%s 在奔跑。" % self.name)

    def getAge(self):
        return self._age

    def setAge(self, age):
        self._age = age

class Cat(Pet):
    pass
```

该父类有属性。

CoDR阶段

SDR阶段

- 1.第二周讨论会内容
 - 2.第四周讨论会内容
 - 3.第五周讨论会内容
 - 4.第六周讨论会内容
 - 5.第七周讨论会内容
 - 6.第八周讨论会内容
 - 7.第九周讨论会内容
 - 8.第九周讨论会内容2
 - 9.第十周讨论会内容
 - 10.第十二周讨论会内容
 - 11.第十三周讨论会内容
 - 12.第十三周讨论会内容2
 - 13.第十四周讨论会内容
 - 14.第十四周讨论会内容2



团队协作



共211个文件 (已使用2.12GB/10GB)

搜索

二、正确严谨 -参考文献

- [1] 孟华, 庄多多. 由法航 AF447 空难引发的对民用客机驾驶舱侧杆技术的探讨[J]. 江苏科技信息, 2014(13):28-29.
- [2] 王欢, 孙永革, 孙旭东, 等. 飞机主动侧杆系统的杆力控制方法研究[J]. 测控技术, 2016, 35(12):79-82.
- [3] B747-400 FCOM,中国国际航空公司 B747 FCOM[S],美国西推图:2008.10.
- [4] 陈照峰, 吴捷, 杨勇, 等. 航空级超细玻璃纤维棉毡的制备及隔音隔热性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(1):10-15.
- [5] 赖端琴, 郭小朝, 陆惠良, 等. 飞机侧杆驾驶装置的优缺点及其改进设计探讨[J]. 人机工效学, 2006, 12(1):36-38.
- [6] 陈璞, 徐海成. 航空电子系统 BIT 综述[J]. 中国水运学术版, 2006(2):110-112.
- [7] 周博斐, 刘艳涛. 民用飞机综合模块化航电系统分区和资源分配的研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(3):88-91.
- [8] 袁领双, 刘猛, 王俊. 适于多电飞机的新型环境控制系统初探[J]// 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会. 2007.
- [9] 廖曼, 邓中卫. 国外军用飞机航空电子系统发展趋势[J]. 航空电子技术, 2004, 35(4):5-10.
- [10] 韩树民. 高容量型混合稀土—镁—镍基储氢合金的研究[J]. 功能材料信息, 2007(5):32.
- [11] 刘格. 国外飞机综合环境控制系统[J]. 航空科学技术, 2004(2):28-31.
- [12] 李雪, 张伊放, 齐卫宏, 等. 纳米储氢合金[J]. 化学进展, 2013, 25(7):1122-1130.
- [13] 费丹燕. 某飞机座舱压力调节系统离高原适应性分析[J]. 科技信息, 2013(24):383-385.
- [14] 袁小军, 马莉. 航空电子系统标准的发展研究[J]. 航空标准化与质量, 2002(6):8-11.
- [15] 张军才, 陈剑. 民用飞机机载信息系统设计分析[J]. 科技创新与应用, 2012(24):5-6.
- [16] 占泽星, 杜晓梅, 贾辉. 并联式混合动力汽车传动系统结构分析[J]. 轻型汽车技术, 2011(5):17-21.
- [17] 朱焱, 王焱, 郭有仪, 等. 氢动力车用液氢贮罐的发展现状及展望[J]. 低温工程, 2001(5):31-36.
- [18] AIAA. Mitigating operational aircraft noise impact by leveraging on automation capability - 1st AIAA, Aircraft, Technology Integration, and Operations Forum (AIAA)[J]. Appl Environ Microbiol, 1987, 53(5):1042-1045.
- [19] 吴鹏. 电推进飞机离我们还有多远[J]. 大飞机, 2017,(08):30-33.
- [20] 航空知识[J]. 航空知识, 2007-2017.
- [21] 吴鹏. 电推进飞机离我们还有多远[J]. 大飞机, 2017,(08):30-33.
- [22] 刘文琰. 多动力源固定翼无人飞行器的动力匹配与控制策略研究[D]. 吉林大学, 2017.
- [23] 董念清. 中国通用航空发展现状、困境及对策探析[J]. 北京理工大学学报(社会科学版), 2014, 16(01):110-117.
- [24] 肖志鹏, 万志强, 侯猛, 杨超. 双尾撑布局飞机飞行载荷分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008,(04):456-459.
- [25] 王立波, 杨超, 吴志刚. 双尾撑布局弹性体飞机配平诱导阻力分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(07):867-872.
- [26] 杨轩, 何景武, 夏盛来. V 型尾翼布局弹性体飞机操纵性分析[J]. 飞机设计, 2013, 33(02):13-16.
- [27] 汪萍. 浅析公务机市场的发展[J]. 民用飞机设计与研究, 2013,(02):5-7+67.
- [28] 李亮, 孙泰. 基于 Msc.Nastran 的 T 型尾翼优化设计研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(05):63-66.
- [29] 许震宇, 卢强. 燃料电池轻型飞机起飞质量估算方法[J]. 飞机设计, 2011, 31(03):6-8+23.
- [30] 李毅波, 林鹏, 陶晓洋, 郝向东. 空地两用燃料电池轻型飞机总体参数设计与建模[J]. 飞机设计, 2016, 36(05):29-33.
- [31] 李清英, 白天, 朱春玲. 飞机机械除冰系统的研究综述[J]. 飞机设计, 2015, 35(04):73-77.
- [32] 徐海华. 全球公务机市场的潮起潮落和中国市场展望[J]. 中国民用航空, 2009,(12):65-67.
- [33] 郭耀滨, 王学俭, 张滨江. 前掠翼纵向气动特性的实验研究[J]. 航空学报, 1987, 6(6):227-238.
- [34] Dongwook Lim, Georgia Institute of Technology; Cedric Justin, Georgia Institute of Technology; Dimitri N. Mavris. Advanced General Aviation Concept Study for a Roadable Aircraft[J]. 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2015, 10.2514/6.2015-3001
- [35] Mark D. Moore, NASA Langley Research Center. Misconceptions of Electric Aircraft and their Emerging Aviation Markets[J]. 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014, 10.2514/6.2014-0535



云雀冬日起 十人心血集



在这里
特别感谢
每一位
团队成员
的努力

云雀冬日起
十人心血集





“云雀”飞机总体设计



设计要求及市场定位

李博，朱坤宇，高小天，何瑞辰，霍德

参数迭代权衡

王卓，许珂，郭楚凡，王金瀚，李博，霍德

重量迭代分析

王卓，许珂

方案迭代及最终方案

所有成员

最终方案气动设计及结构设计

郭楚凡，何瑞辰，朱坤宇，张晓岳

最终方案总体布置

张晓岳，王卓，何瑞辰

动力系统设计及先进技术创新设计

许珂，王卓，张晓岳，霍德

稳定性、气动及飞行性能分析

王金瀚，李博，霍德

经济性及环保性分析

高小天，张晓岳

设计参数与要求对比及优势总结

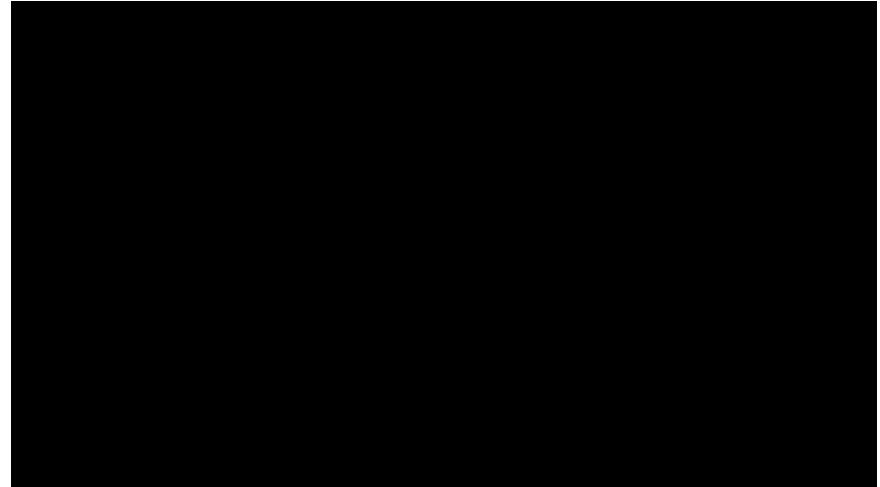
高小天，李博

团队协作

所有成员



涡量图



$x=3$ 处剖面的涡量图随时间的变化



沿流向各剖面涡量图的变化