

京都大学バードマンチーム *Shooting Stars*

1999年機「すなお」設計資料

1 設計コンセプト

今年も、機体最後尾にプロペラを配する愛称「ケツペラ」式の機体で鳥人間コンテストに参加する。

1.1 安定性の向上

昨年の大会におけるフライトでは、離陸直後にスパイラル・モードに入ってしまう、175m という不本意な記録に終わってしまった。機体の製作精度や、パイロットの体力等に関しては主力チームに遜色のないものだという自負があっただけに、非常に残念であったと同時に、機体の安定性の重要性を痛感させられた。

チームとしてのレベルが、長距離飛行を目指すような位置には到達しておらず、とりえず真っ直ぐ飛ばさなければいけないという位置にあるのではないかという考えのもと、空力設計を見直し、なにより、

真っ直ぐ飛ぶ

機体を作ることを目標とする。

機体名も、そのような素直な特性を有する機体になることを願って、「すなお¹」と名付けた。

1.2 美の追究

飛行機は、やはり美しくなければ飛ばない。これは、多くの人に共通の考えであろう。当サークルもそういう飛行機哲学の下、

美しい機体を作る

ことをもう一つの目標とする。

機体の概観が美しいことの拘るのは当然のことであるが、当サークルは、設立当初からの伝統として伝わっている機体の製作精度に関しては、日本の人力飛行機界でも有数のものであると自負しており²、今年も、例年通り、細部にわたって美しさを保った³機体を製作することを目標とする。

2 主翼

2.1 平面形

機体の誘導抵抗の減少、局所揚力係数の最適化、平面形の美しさの追求等の兼ね合いから、2段テーパー翼を採用した⁴。

¹決して、「砂夫」や「砂雄」などという漢字をあててはいけない。「素直」である。

²殆ど主観であるが。

³若干妥協したかも知れないが …

⁴設計者の主観であるが、1段テーパー翼は美しくないと思う。

2.2 翼型

二次元翼型性能計算コード XFOIL により、主翼の定常飛行時の Reynolds 数に見合った翼型の選択を行った。

使用翼型は、翼端側の一部に DAE31 を使っている以外は、全部 DAE21 である。これは、最も翼弦長が長い部分での Reynolds 数において、DAE11 と DAE21 の性能を比較した結果、定常飛行時には、DAE21 の方が性能が上だという結論に達したためである。DAE21 から DAE31 への徐変部分は、定常飛行時の Reynolds 数が、DAE31 の使用 Reynolds 数である $Re = 250,000$ 付近になる部分を選んだ。

2.3 構造

桁、捻り止め

主翼桁及びその捻り止めには、三菱レーヨン社製の CFRP パイプを使用する。

リブ、ブランク材

リブ、ブランク材ともに、積水化成社製のエスレンフォームを使用する。ブランク材は、剛性や強度上の問題、それに起因する空力的な問題を考慮し、昨年に引き続き、エスレンフォームを熱線カッターにより 3 次元に切り出したものを使用する。

後縁材など

後縁材や、リブキャップ、桁穴補強材には、バルサを用いる。厚さや材質は、使用に際して要求される剛性、強度に合わせて適宜変えてある。

フィルム

主翼表面は東レ製のルミラー PET フィルムにより覆い、熱収縮をかける。

2.4 主翼諸元

以下に、主翼の諸元を示す。

主翼諸元	
翼幅	28.8m
翼面積	26.85m ²
翼弦長 (翼根)	1.052m
翼弦長 (翼端)	0.4732m
翼型	DAE21-DAE31
1 段目 taper 比	0.89
2 段目 taper 比	0.45
空力平均翼弦	0.9643m

3 フレーム

パイロットが機体に搭乗した際に、トレーニング時との違和感を感じないように、ペダルや操縦桿 (ハンドル) は、パイロットが普段トレーニングの際に使用している MTB とほぼ同様なものになって

いる⁵。材質は全て CFRP パイプである。

4 駆動系

プラットフォームからの離陸時に十分な速度が得られるよう、今年も、駆動輪を採用した。ケツペラ機特有の長いドライブシャフトには、重量の軽減や強度上の問題から、CFRP パイプを使用し、後部胴がたわんだ際にも駆動効率を維持する様、ユニバーサルジョイントを介する。

5 尾翼

5.1 水平尾翼

水平尾翼には、若干スパンを延ばした以外は、昨年度からの変更点は、特にない。なんの変哲もない矩形翼である。以下に、水平尾翼の諸元を示す。

水平尾翼諸元	
面積	$S_h = 2.01(m^2)$
span	$b_h = 3.5(m)$
アスペクト比	$AR_h = 6.09$
翼型	NACA0009
モーメントアーム	$l_h = 4.63(m)$
静 volume 比	$V_h = 0.36$
動 factor 比	$F_h = 1.72$

5.2 垂直尾翼

作年機との最も大きな相違点が垂直尾翼で、昨年までは後部胴の下側に吊り下げる⁶ような特異な形式であったが、アスペクト比の不足からか、ラダーが効かないという症状が見られたので、この改良を目的に、モーメントアームを延ばし、且つ、人力飛行機としてはオーソドックスな、後部胴の上下に突き出た垂直尾翼に変更した。以下に、垂直尾翼の諸元を示す。

垂直尾翼諸元	
面積	$S_v = 1.7(m^2)$
span	$b_v = 2.5(m)$
アスペクト比	$AR_v = 3.68$
翼型	NACA0009
モーメントアーム	$l_v = 5.28(m)$
静 volume 比	$V_v = 0.0116$
動 factor 比	$F_v = 0.00213$

5.3 構造

構造、使用材料は、主翼と殆ど同じである。

⁵サドル、ハンドル、ボトム・ブラケットなどの相対的な位置関係等。

⁶つまりは、後部胴より上に尾翼は突き出てない。

6 操縦系

ステンレスワイヤーを介して、水平尾翼、垂直尾翼を操舵。操縦桿は、自転車のハンドルとほぼ同様に、ハンドルを切ることで垂直尾翼、グリップを回転させることでエレベーターを操舵する。

7 プロペラ

当サークル初代会長、現航空宇宙技術研究所研究員である原田正志氏の指導の下、サークル独自に開発した設計プログラムにより、プロペラの設計を行った。尚、桁は従来通り CFRP パイプだが、リブ間を詰め、リブ材料としてハードバルサを用い、剛性と空力性能の向上に努めた。以下に、プロペラの諸元を示す。

プロペラ諸元	
回転半径	1.38(m)
回転数	180(rpm)
翼型	DAE51 etc.

8 パイロット

昨年に引き続き、科学的トレーニングを導入することで、長距離飛行に耐えられる身体機能を効率的に育成。

1999年4月24日には、(財)スポーツ医・科学研究所に於いて、本格的な体力測定を行った。そのときのデータを下に記載する。

パイロットデータ	
身長	173.5cm
体重	55.1kg
体脂肪率	10.9%
握力 右/左	41.5kg/36.5kg
背筋力	128kg
膝伸展筋力 右/左	207Nm/198Nm
膝伸展筋力(体重あたり) 右/左	3.8Nm/kg/3.6Nm/kg
無酸素性パワー(体重あたり)	9.8W/kg
最大無酸素性パワー(体重あたり)	15.5W/kg
最大酸素摂取量(体重あたり)	68.3ml/kg/min