水ロケットの空力特性と飛行安定化について^{*1} Aerodynamic Characteristics of Water Rocket and Stabilization of Flight Trajectory

渡 辺 力 夫^{*2}・富 田 信 之^{*2}・竹 前 俊 昭^{*3}
Rikio WATANABE, Nobuyuki TOMITA and Toshiaki TAKEMAE

Key Words: Water Rocket, Aerodynamic Characteristics, Robust Design

Abstract: The aerodynamic characteristics of water rockets are analyzed experimentally by wind tunnel testing. Aerodynamic devices such as vortex generators and dimples are tested and their effectiveness to the flight performance of water rocket is discussed. Attaching vortex generators suppresses the unsteady body fluttering. Dimpling the nose reduces the drag coefficient in high angles of attack. Robust design approach is applied to water rocket design for flight stability and optimum water rocket configuration is determined. Semi-sphere nose is found to be effective for flight stability and it is desirable for the safety of landing point. Stiffed fin attachment is required for fins to work properly as aerodynamic device and it enhances the flight stability of water rockets.

1. は じ め に

水ロケット (Water rocket) は、高圧 (通常 5 気圧程度) の圧縮空気の水を押し出して推力を得るロケットシステムで、通常 PET (Poly Ethylene Terephthalate) ボトルを用いて製作される。小型で製作も容易であるが、水ロケットに含まれる技術的な要素や原理は実際のロケットシステムと共通の部分がが多く、科学教育・研究用教材として適切なシステムであるといえる¹⁾。

しかし、水ロケットが飛翔体である以上、打ち上げ時の安全には注意を払う必要がある。水ロケットが指定した軌道を飛行し、安全な領域に着地すれば問題ないが、実際に水ロケットを作って飛ばしてみると、その飛行経路は必ずしも安定しないことが多く、地上の物・人に損傷を与える可能性がある。パラシュートのような装置を装着して安全に着地させる方法もあるが、イベント時のように短時間で製作して打ち上げを行う場合には、簡単な構成の水ロケットを製作するので、誰が作っても安定に飛行するような機体構成を考える必要がある。

著者らはこれまでに、水ロケットの推力特性を理論的および実験的に明らかにし、ボトル内の水流の乱れを押さえ、飛行の安定に寄与するノズル部の開発を行ってきた²⁾。また、飛行特性を評価するための飛行軌道の数値解析³⁾や飛行軌道計測法の確立⁴⁾も行っている。しかし、軌道解析を行う際に必要となる基礎的な空気力学データや、安定な飛行を実現する上で重要となる空力設計・構造設計のための

指針などは経験的な部分が多く、定量的な検討を行う必要があると考え、一連の検討を行ってきた。

本論文では、水ロケットの空力特性を把握することを目的として実施した水ロケット模型による風洞試験の結果と、その結果に基づいて行った飛行特性の改善に関する検討の結果を報告する。風洞試験においては、空力特性の取得に加えて境界層制御 (ヴォルテックス・ジェネレータとディンプル) の効果も調べた。また、風洞試験の観察より、フィン剛性とフィン取り付け剛性のもつ重要性を再認識し、設計上の改善を行った。これらの改善効果の確認には、ロバスト設計の手法を応用した。

ロバスト設計とは、設計パラメータと対象物の品質との関係を調べ、その影響を最小限にする設計手法であるが^{5, 6)}、水ロケットの設計改善評価にも有効である。本論文では水ロケットの飛行安定性に影響を与える因子の評価にロバスト設計の手法を応用することにとどめたが、より徹底したロバスト設計の応用を実施中である。

2. 水ロケットの空力係数

2.1 細長物体理論 水ロケットの空気力は一般的な飛翔体に利用されている細長物体理論を用いて解析することができる。ここでは、抵抗係数と揚力傾斜に関する解析式の概略⁷⁾を述べ、風洞実験の検証に用いる。

2.1.1 抵抗係数 水ロケットの抵抗係数はフィンの摩擦抵抗係数 C_{Df1} 、機体の摩擦抵抗係数 C_{Df2} 、機体の形状抵抗係数 C_{Db} の和として表される。

$$C_D = C_{Df1} + C_{Df2} + C_{Db} \quad (1)$$

フィンの摩擦抵抗係数は、フィンの空力平均翼弦を c 、翼の厚さを t 、翼面積を S_w 、胴体断面積を S_B 、摩擦抵抗係

^{*1} © 2004 日本航空宇宙学会

平成 15 年 9 月 17 日原稿受理

^{*2} 武蔵工業大学工学部

^{*3} 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

数を C_f として、以下の式で表される。

$$C_{Df1} = 2C_f \left(1 + 2\frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right) \frac{2S_W}{S_B} \quad (2)$$

フィンの空力平均翼弦は翼根における翼弦長を c_r 、翼端における翼弦長を c_t 、翼のテーパ比を λ として、以下の式で表される。

$$c = \frac{2}{3}c_r \left(1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda} \right), \quad \lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

機体の摩擦抵抗係数は、胴体長を l_B 、胴体直径を d 、胴体表面積を S_S として、以下の式で表される。

$$C_{Df2} = 1.02C_f \left(1 + \frac{1.5}{(l_B/d)^{3/2}} + \frac{7}{(l_B/d)^3} \right) \frac{S_S}{S_B} \quad (3)$$

機体形状抵抗係数は機体摩擦抵抗係数を用いて、次式で計算する。

$$C_{Db} = 0.029 \frac{(d_b/d)^3}{\sqrt{C_{Df2}}} \quad (4)$$

ただし、

$$\frac{d_b}{d} = 1.0$$

2.1.2 揚力傾斜 水ロケットの揚力傾斜は、ノーズ部の揚力傾斜 $C_{L\alpha(N)}$ 、翼胴干渉を考慮した翼の揚力傾斜 $C_{L\alpha W(B)}$ 、翼胴干渉を考慮した胴体の揚力傾斜 $C_{L\alpha B(W)}$ の和で表される。

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha(N)} + C_{L\alpha W(B)} + C_{L\alpha B(W)} \quad (5)$$

ノーズ部の揚力傾斜は $C_{L\alpha(N)} = 2$ とする。翼胴干渉を考慮した翼の揚力傾斜は、翼のアスペクト比を A_W 、翼単体の揚力傾斜を $C_{L\alpha W}$ として、以下のように表される。

$$C_{L\alpha W(B)} = H_{W(B)} \frac{1}{A_W} C_{L\alpha W} \quad (6)$$

ただし、 $C_{L\alpha W}/A_W = 1.6$ 、 $H_{W(B)}$ は(胴体半径/翼幅)の関数で、文献 7) 中の表から計算した。

翼胴干渉を考慮した胴体の揚力傾斜は、以下のように表される。

$$C_{L\alpha B(W)} = H_{B(W)} \frac{1}{A_W} C_{L\alpha W} \quad (7)$$

同様に、 $H_{B(W)}$ は文献 7) の表から求めた。

2.2 風洞実験⁸⁾ 水ロケットの飛行速度はボトル内の水がすべて放出された直後に最大となり、初期圧力が 5 気圧の場合には約 25 m/s になることが理論的および実験的に明らかになっている⁹⁾。従って、水ロケットの空力特性を得るための風洞設備としては低速風洞で十分である。本実験では、東京大学工学部航空宇宙工学科所有の 1.5 m ゲッチング型低速風洞を使用して実験を行った。この風洞は計測部直径が 1.5 m の回流型(ゲッチング型)で、最高風速は 40 m/s であり、本実験には適切な風洞設備である。試験部は大気開放型で、ワイヤによって模型を支持し、ワイヤと連結したロードセルによって揚力や抵抗の値を得る。

第 1 図 PET ボトルを使用した風洞模型

第 2 図 フィンの取り付け(従来型)

第 3 図 通風時に折れ曲がったフィン

2.2.1 供試体 供試体としては当初、通常のイベント等で用いられる水ロケットそのものを用いた(第 1 図)。すなわち、PET ボトルにコーン型ノズルを装着し、フィンは厚さ 1 mm のボール紙を折り曲げてビニールテープでボトル本体に貼り付けた(第 2 図)。PET ボトル本体については、剛性が足りないことから、PET ボトルの内側にアクリル管を挿入して補強した。しかしながら、実験を行った結果、迎角をつけた状態で風速 20 m/s を越えるとフィンが胴体に沿って曲がり始め、30 m/s になると、フィンとしての機能がなくなるほど折れ曲がるのが判明した(第 3 図)。フィンの作り方と取り付け方法は従来慣習的に用いていた方法で、フィンの強度や取り付け方法(取り付け剛性)に関しては特に注意していなかったが、その両方を改善する必要があることがわかった。同時に、風洞試験の供試体として PET ボトルロケットそのものを使用することが不適切であることがわかった。そこで、改めて木材(桜)で PET ボトルロケットを模した風洞模型を製作した。

ノーズ部の基本形状としては、コーン型と半球型を用意した。通常の PET ボトルロケットでは、コーン型のノー

(a) コーン型ノーズ

(b) 半球型ノーズ

第4図 風洞模型概略図

第5図 供試体の例（コーン型ノーズ）

ズが使われているが、着地点の安全性を考えると半球型の方が好ましいと考えたので、半球型ノーズも調べることとした。境界層制御装置としては、ヴォルテックス・ジェネレータとディンプル（半球型ノーズのみ）をノーズ部に設けたものを用意し、空力係数への影響を調べた。フィンについては、胴体部に固定して接着した。実験模型の概略を第4図に示す。第4図(a)はコーン型ノーズを装着した場合である。全長463 mm、胴体径92 mmは、2つのPETボトルを用いて製作する水ロケットの寸法である。第4図(b)は半球型ノーズを装着した場合である。全長を合わせるため、胴体部を117 mm延長している。供試体の一例を第5図に示す。

2.2.2 ヴォルテックス・ジェネレータ ヴォルテックス・ジェネレータは航空機の翼面上などに取り付けられる小さな突起物で、層流境界層を乱して乱流にすることにより流れの剥離点を後方に遅らせ、大迎角時に高揚力を得るための装置である。本実験では、流れ方向の長さ10 mm、高さ10 mmの塩化ビニール板を合計16枚、等間隔に配置した。

第6図 ヴォルテックス・ジェネレータ（半球型ノーズ）

第7図 ディンプルの形状

第8図 ディンプルを施した供試体

第1表 供試体

供試体番号	#1	#2	#3	#4	#5
ノーズ形状	コーン型	コーン型	半球型	半球型	半球型（ディンプル付）
ヴォルテックス・ジェネレータ	無し	有り	無し	有り	無し

設置場所はノーズ部と胴体部の接続部である。第6図にヴォルテックス・ジェネレータを装着した供試体の様子を示す。

2.2.3 ディンプル ディンプルは、ゴルフボールなどの球形物体に施すと物体周り流れを乱流化し、剥離を遅らせることによって抵抗を減少させる効果がある¹⁰⁾。本実験では、半球型のノーズ部にディンプルを施し、抵抗減少の効果があるかを調べた。ディンプル形状は第7図に示した通りで、直径92 mmの半球径ノーズに対して48個の窪みを規則的に配置した。第8図にディンプルを施した供試体の様子を示す。

2.2.4 実験条件 実験は第1表に示した5種類の供試体に対して行った。水ロケットは水と空気の排出によって推力を得ている期間（初期圧が5気圧の場合、打ち上げ後600 msまで）に増速し、その後は無推力で弾道飛行を行う。また、その最高速度は初期圧が5気圧の場合には25 m/s程度と見積もられている。よって、試験を行う風速は10, 20,

第 9 図 ノーズ形状による違い

第 2 表 試験風速とレイノルズ数

風速 (m/s)	10	20	30
レイノルズ数	3.01×10^5	6.02×10^5	9.03×10^5

30 m/s とした．水ロケットの飛行軌道と姿勢は，飛行安定性の対策を考慮しないと大きくばらつくことがある．飛行姿勢のばらつきに加え，横風を受けた場合には相対的な迎角が増加するので，迎角は 0° から 40° までとし， 5° 間隔でデータを取得した．実験室の気温 30°C ，気圧は 102 kPa であったので，各風速におけるレイノルズ数を計算すると，第 2 表のようになる．計測した空力係数は揚力係数 C_L ，抵抗係数 C_D ，重心周りの縦揺れモーメント係数 C_M である．

2.2.5 実験結果および考察

① ノーズ形状比較：第 9 図に，ノーズ形状を比較した結果を示す．横軸は迎角で，縦軸は揚力係数，抵抗係数，重心周りのモーメント係数を示す．図は風速 30 m/s の結果で，実線がコーン型の場合（cn と表示），破線が半球型の場合（semi と表示）を示し，2 次の回帰曲線もグラフ中に示した．また $\pm 6\%$ エラーバーもプロットした（⑤参照）．揚力係数は迎角 40° の時に半球型の方が 10% 程度高くなっているが，それ以外には有意な差が見うけられない．抵抗係数は半球型の方がどの迎角でも 15% 程度の増加となっている．しかし，大迎角時に起こる機体振動に関しては，半球型ノーズ模型の方が，コーン型模型に比べて小さかった．着地点の安全性を考えると半球型ノーズの方が優れているが，より高高度，長距離の飛行を目指す場合には，コーン型の方が有利であるといえる．

② ヲルテックス・ジェネレータの効果：第 10 図に，ヴォルテックス・ジェネレータ装着の有無による空力係数の比較図を示す（風速 30 m/s）．実線がコーン型ノーズの結果で，破線がヴォルテックス・ジェネレータを装着したコーン型ノーズの結果である．揚力係数と抵抗係数はヴォルテックス・ジェネレータ装着に伴い， $3 \sim 5\%$ 程度増加している．モーメント係数は，その負傾斜が未装着機体よりも減少し，モーメント係数の絶対値も迎角 40° で 14% 減少した．これは，ヴォルテックス・ジェネレータに空気が作用し，空

第 10 図 ヲルテックス・ジェネレータの効果（コーン型）

第 11 図 ディンプルの効果（半球型）

力中心が前方に移動したことに起因するもので，機体姿勢の安定性が悪くなっているといえる．しかし，通風中の模型の様子を観察すると，ヴォルテックス・ジェネレータを装着した模型は大迎角時に背面の非対称剥離渦によって生じる機体の振動が押さえられていた．これは，ヴォルテックス・ジェネレータのような細かな突起物により，剥離渦が拡散・小型化したことによると考えられる．飛行中の機体振動が低減するということは，水ロケットの飛行安定性が増すことになるため，ヴォルテックス・ジェネレータの装着は，より安定な飛行を目指す場合には有効であるといえる（実際に飛行させた結果でも確認することができた）．半球型ノーズの場合も同様な傾向がみられた．

③ ディンプルの効果：第 11 図に半球型ノーズにディンプルを施した場合の空力係数の比較を示す（風速 30 m/s）．実線は，半球型ノーズの結果を，破線はディンプルを施した半球型ノーズの結果を示す．揚力係数をみると，ディンプルを施した場合には迎角が 30° 以上になると，通常の場合に比べて揚力の増加率が小さくなり，抵抗係数も $5 \sim 10\%$ 減少している．これは，迎角が増すほどノーズ部背面にディンプルが露出することにより，ディンプルの効果が顕著になったからであると考えられる．半球型のノーズを

第12図 風速による違い（コーン型）

第3表 理論値との比較（抵抗係数）

風速 (m/s)	10	20	30
抵抗係数（実験値）	0.243	0.253	0.238
抵抗係数（理論値）	0.226	0.224	0.229
差異（%）	7	13	4

採用すると、コーン型のノーズより抵抗が増加してしまうので、ディンプルを用いて抵抗を減少させるという使い方が有効であるといえる。

④ 風速による違い：第12図にコーン型ノーズ模型を使用した場合の、風速による空力係数の違いを比較した図を示す。揚力および抵抗係数に関して、風速を 10 m/s ($Re = 3.01 \times 10^5$)、20 m/s ($Re = 6.02 \times 10^5$)、30 m/s ($Re = 9.03 \times 10^5$) の結果を示す。図からわかるように、10 m/s の結果が、迎角が大きくなるにつれて他の2ケースと異なる傾向を示している。滑らかな円柱や球は、レイノルズ数が $2 \sim 3 \times 10^5$ 程度から乱流への遷移が起こるので、風速 10 m/s の場合が乱流遷移の始まり、20 m/s および 30 m/s の場合が乱流域にあると考えられる。このような傾向は他の実験条件でも見うけられた。

実際の水ロケットの飛行に照らし合わせて考えると、初気圧が5気圧の場合には最高速度が 25 m/s 程度なので、水ロケット周りの流れはほぼ乱流域にあるといって良い。一方、10 m/s 以下では大迎角時の抵抗係数が大きくなることから、なるべく高い初速度で打ち上げることが重要であることがいえる。

⑤ 計測データの誤差について：本実験で利用した風洞試験装置では、無風時と通風時の模型の吊り線にかかる張力を計測して、その差から空力係数を算出している。今回使用した模型は、PET ボトルのサイズを基準に製作しているので、利用した風洞に比して模型の大きさは小さめであり、通風時と無風時の張力差は 10^{-1} N のオーダーであった。張力を測定するロードセルの計測誤差を、読み取り誤差と校正誤差を含めて最大 $\pm 2\%$ 程度とすると、空力係数には $\pm 6\%$ 程度の誤差となって表れるので、これを図中にエラーバーとして示した。

第13図 理論値との比較（揚力係数）

2.2.6 理論値との比較 風洞実験で得られた空力係数の値を、2.1 で述べた細長物体理論によって計算された値と比較する。

① 抵抗係数：抵抗係数は式(1)を用いて計算する。摩擦係数は、10 m/s では遷移領域の値、20 m/s および 30 m/s では乱流の値を用いた。第3表にコーン型ノーズの模型に関する結果を示す（迎角 0° ）。理論値との差異はそれぞれ 7, 13, 4% となった。この速度範囲は、ちょうど境界層が層流から乱流へと遷移する過程であり、正確な理論値の算出も難しい。実験値の誤差範囲も考えると、風速 20 m/s のケース以外はほぼ妥当な値であるといえる。

太田らの論文¹¹⁾では、水ロケットの最適飛行条件を推算する際に、抵抗係数として 0.4 を用いているが、本実験および理論解析の結果と比べると、大きすぎるといえる。ただ、迎角が 10° 前後の場合には抵抗係数が 0.4 程度となる。

② 揚力係数：揚力係数は、まず式(5)で揚力傾斜を計算し、コーン型ノーズの模型の実験値にあてはめた。結果を第13図に示す。迎角が 15° 程度までの線形領域では理論解析によって算出された揚力傾斜 ($C_{L\alpha} = 0.19$) とほぼ一致する。しかし、それ以降の迎角では、フィンや胴体における流れの剥離が影響して非線形性を示している。

3. 水ロケットの設計パラメータの飛行安定性への影響検討

水ロケットの飛行安定性を向上させるためには、水ロケットの飛行安定性に影響を及ぼす因子を考え、その影響が最小限になるような設計をする必要がある。これは、ロバスト設計の概念と通ずるものがあるため、本論文ではロバスト設計の手法を水ロケットの飛行安定性に影響を及ぼす因子の評価に適用してみた。ロバスト設計では、性能に影響を与える因子のうち、制御可能な設計パラメータを制御因子、管理や調整ができない因子を誤差因子（ノイズ）と呼び、それらの性能への影響を実験的に調べる。ロバスト性の評価は SN 比を用い、要因効果図を作成して最適条件を決定する。ここでは空力設計に関する因子と、構造設計に関する因子を取り上げ、その安定性への寄与について評価

第 14 図 フィンの取り付け（補強型）

するために行った実験結果について報告する。

3.1 制御因子 制御因子としては、以下の要因を取り上げた。

① 静安定余裕：機体姿勢の復元性に関連する要素で、無誘導ロケットでは、一般的に 15%以上が要求される。しかし、水ロケットでは飛行中の質量中心の移動が大きいいため、空虚時の静安定余裕を多少多めにとり 20%以上とることにしている。ここでは、静安定余裕を 15% (A1), 20% (A2), 25% (A3) と変えて性能を評価することにした。静安定余裕の変更は、ノーズ内部に付けた紙粘土の質量を調整することによって行った。その際、機体質量を統一させるため、重心部にプラスチック板を巻き付けて各機体における質量を調整した。

② ノーズ形状：ノーズ形状として、半球型 (B1) とコーン型 (B2) を選んだ。風洞実験結果から、半球型の方がコーン型に比べて揚力と抵抗が大きく、飛行性能としてはコーン型の方が有利であることがわかっている。しかし、飛行安定性に関しては、改めて検証してみる必要がある。

③ フィンの剛性：フィンの剛性を、1 重のボール紙 (C1), 2 重のボール紙 (C2), 根元だけ 2 重にしたボール紙 (C3) の 3 種類用意した。ボール紙とは市販品で、厚さが約 1 mm である。

④ ヴォルテックス・ジェネレータ：風洞実験では、モーメント係数の値・傾斜に変化がみられたため、飛行安定性に関して調べる必要がある。ここでは、取り付けなし (D1), 1 列取り付け (D2), 2 列取り付け (D3) の機体について調べることにした。

⑤ フィン取り付け剛性：従来型のフィン取り付け方法 (第 2 図) と補強したフィン取り付け方法 (第 14 図) の比較を行った。補強方法は、図のように L 字型のプラスチック板を両面テープによって取り付けた。ただし、この因子の評価は他の 4 つの因子の比較とは別に評価した。

3.2 誤差因子 誤差因子としては、意図的に製作誤差を入れて実験を行ってみたが、別の効果 (例えば、ロールによる安定性の向上) が生じて、正確な評価ができなかったため、実験時の風の状態を取り上げることにした。

3.3 飛行実験 飛行実験は、制御因子を組み合わせた直交表に基づいて行った。評価基準としては、水ロケットの着地点の打ち上げ方向からのずれ (偏角) を用いた。水ロケットの飛行は風の影響を大きく受けるが、風は定常風と非定常風とに分離でき、定常風の影響は有推力中およびコースティング飛行中に対して理論的に補正可能である¹²⁾。非定

第 4 表 飛行安定性に関する要因効果表

制御因子	パラメータ	SN 比 (dB)
静安定余裕	15% (A1)	17.28
	20% (A2)	18.33
	25% (A3)	21.19
ノーズ形状	半球型 (B1)	19.11
	コーン型 (B2)	16.38
フィン剛性	1 重 (C1)	19.42
	2 重 (C2)	18.55
	半 2 重 (C3)	18.84
ヴォルテックス・ジェネレータ	なし (D1)	19.47
	1 列 (D2)	20.32
	2 列 (D3)	17.01

第 15 図 飛行安定性に関する要因効果図

常風は外的ノイズ (誤差因子) として取り上げるので、風の穏やかな日と、変動が激しい日を選んで、その影響を評価することとした。実際には定常風と非定常風を正確に分離するのは難しかったが、定常風は打ち上げ地点における風速の 1 分間の平均値をとり、非定常風は瞬間風速と平均風速との差をとった。また、確認のため実験は 2 回行った。

3.4 飛行安定性の評価結果 第 4 表に SN 比で評価した結果 (要因効果表) を、第 15 図にそのグラフ (要因効果図) を示す。基準軌道からの偏角のばらつきが小さいほど、高い SN 比になる。ロバスト設計における SN 比は 2 dB 程度の変動が起こり、これを超えると有意な差があるとされている⁵⁾。実際の実験結果でも、1 ~ 2 dB 程度の変動が起こったので、第 15 図中に ± 2 dB のエラーバーを示した。以下、結果を要約する。

① 静安定余裕：数値が大きくなるにつれて安定性も増すことがわかる。

② ノーズ形状：半球型の方が良い結果となった。抵抗係数でみれば半球型はコーン型に比べて不利であったが、大迎角時の機体振動が半球型の方が小さかったことが飛行軌道の安定化につながったと考えられる。着地時の安全性も考慮すれば、半球型ノーズの方が総合的には優れているといえる。

③ フィン剛性：SN 比の差が 1 dB 以内であり、有意な差とはいえない。1 枚フィンでも十分ではあるが、取り付け部の剛性を確保するために半 2 重のフィンを使うことが望ましい。

④ ヴォルテックス・ジェネレータ：2 列装着の場合だけ

安定性が悪くなることがわかった。これは、ヴォルテックス・ジェネレータに作用する空気が大きくなり、空力中心が前方に移動して重心位置に近くなるため、風洞試験で確認したような安定性の減少が強く表れたと考えられる。

⑤ フィン取り付け剛性：上記 4 つの評価項目とは別に実験を行った結果、従来型の取り付け方法に対して、補強した取り付け方法は SN 比が 2.69 dB 増加した。

以上をまとめると、静安定余裕：25%，ノーズ形状：半球型，フィン：半 2 重（取り付け部強化型），ヴォルテックス・ジェネレータ：1 列装着という機体が、飛行軌道の安定性にとっては望ましい構成となる。実際、この構成により水ロケットを製作し、これまで標準としてきた水ロケットと比較実験を行ったところ、SN 比が 11.41 dB から 20.49 dB へと大幅に改善した。最適機体の SN 比は A3 機体の SN 比 21.19 dB と比べて小さいが、これは実験実施日の風の状態が A～D の機体を調べた日と最適機体の実験日で異なることに起因すると考えられる。水ロケットの軌道は非常風に対して特に敏感で、評価結果としての SN 比には ± 2 dB 程度の誤差は免れ得ない。両者の差は 1 dB 以内であるため、誤差範囲内の結果であるといえる。

4. 結 論

水ロケットの安定飛行を目指して、空力係数の取得と空力デバイスの検討、ロバスト設計手法の適用による安定機体設計を行った。風洞実験の結果、水ロケット軌道解析に必要な基礎空力データが得られた。ヴォルテックス・ジェネレータの装着は、機体振動の減少に効果的であることがわかった。ディンブルの装着は大迎角時に抵抗を減少させる効果が認められた。

ロバスト設計の手法を応用して、飛行安定性に与える設計パラメータの評価を行った。その結果、半球型ノーズでフィンは半 2 重の取り付け部強化型、ヴォルテックス・ジェネレータ 1 列装着という機体構成が飛行安定性にとって良いとされ、確認実験の結果、飛行安定性が大幅に改善された。ただ、今回は評価のためのロバスト設計の手法を部分

的に適用したことに留まったが、この方法が安定性評価に有効であることがわかったので、今後最適化設計のための設計評価を行ってみる必要があると考えている。

これらの解析により、水ロケットを教育用教材として用いる場合に、誰が作っても安定に飛行し安全に楽しめる機体が製作できるようになった。実際にイベントの際に適用して良い結果を得ている。

研究に際し、PET ボトルを大量に御寄付いただいた（株）吉野工業所に感謝する次第である。また、風洞実験に協力いただいた東京大学工学部航空宇宙工学科 久保田弘敏教授、綿貫忠晴殿に感謝の意を表する。また、実験に関わった武蔵工業大学学生（当時）清水 大氏、陰山 淳氏、安達篤史氏、豊岡 直氏、佐々木昇氏の協力を感謝する。

参 考 文 献

- 1) 富田信之、渡辺力夫、竹前俊昭：水ロケットによる科学技術教育システムの開発，日本機械学会 2003 年度年次大会講演論文集（V），2003，pp. 393-394.
- 2) 渡辺力夫、富田信之、竹前俊昭：水ロケットの推力特性制御の方法，日本航空宇宙学会論文集，51（2003），pp. 314-320.
- 3) 斎藤雄一：無誘導ロケットの飛行特性に関する研究，平成 8 年度武蔵工業大学卒業論文，1997.
- 4) 仲野 亮，富田信之，藤岡政俊，町田豊隆：画像処理による水ロケット軌道の観測，日本機械学会 2003 年度年次大会講演論文集（V），2003，pp. 387-388.
- 5) 田口玄一：品質工学講座①，③，日本規格協会，東京，1988.
- 6) 上野憲造：機能性評価による機械設計，日本規格協会，東京，1995.
- 7) 小橋安次郎，宮沢政文：二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法，NAL-TM 30，1964，pp. 1-72.
- 8) 豊岡 直：無誘導ロケットの低速領域における空力特性に関する研究，平成 13 年度武蔵工業大学卒業論文，2002.
- 9) 藤岡政俊：無誘導ロケットの軌道計測システムに関する研究，平成 13 年度武蔵工業大学卒業論文，2002.
- 10) 大池敦夫，青木克巳，山口清大：ゴルフボールのディンブル数に対する飛翔特性と流れ，東海大学工学部紀要，41（2001），pp. 99-103.
- 11) 太田貴之，梅村 章：水ロケットにおける飛行最適条件の研究，日本航空宇宙学会論文集，49（2001），pp. 382-387.
- 12) 清水 大：無誘導液体ロケットのロバスト設計に関する研究，平成 14 年度武蔵工業大学修士論文，2003.