

極超音速機燃料タンクの構造設計検討

○菱沼昌弘 (早稲田大・院)
 森野美樹 (早稲田大)
 田口秀之 (JAXA)
 林亮佑 (早稲田大)

1. 序論

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は長期ビジョンに基づき^[1], 東京ーロサンゼルス間を約 2 時間で運行できる極超音速旅客機 (HST: Hypersonic Transport) の研究開発を進めている. この HST には液体水素を燃料とする予冷ターボジェットエンジンが搭載される予定である. 液体水素は航空機燃料として一般的に使われるケロシン燃料と同一エネルギーと比較すると, 質量は 2.8 分の 1 であるが, 体積は 4 倍である. そのため翼内タンクではなく胴体に燃料タンクを設置する必要がある. またこの機体は NASA の X-43 実験機に類似したリフティングボディ形状であるため, 扁平胴体内に燃料タンクを搭載することとなる.

小島らの検討^[2]ではタンク内面ー機体外面間距離を 15cm としたインテグラルタンク方式とシリンダータンクを並べたシリンダータンク方式では, シリンダータンク方式の容積はインテグラルタンク容積の 50%程度になることがわかっている. また極超音速旅客機のタンク重量は統計式 HASA^[3]を用いて, タンク容積から推算されている.

本研究では, 扁平胴体に適合したタンク形状を適用した際のタンク重量及び燃料搭載量を算出した.

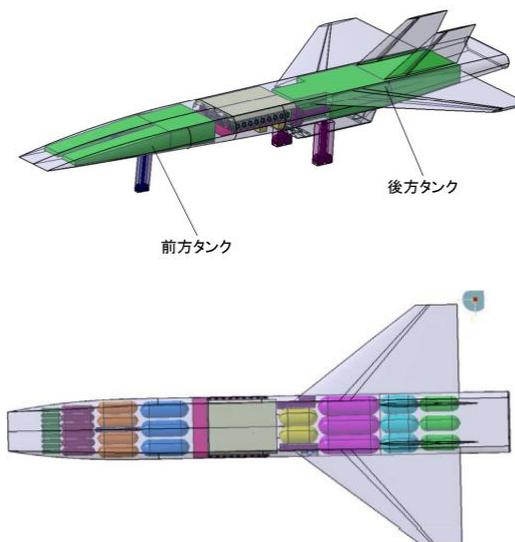


図 1 インテグラルタンク方式 (上)
 シリンダータンク方式 (下)

2. 設計条件

機体の内部空間を有効活用するためタンクとして使える範囲を, 従来の矩形断面 (図 2 斜線部) から角丸長方形断面として検討を進める.

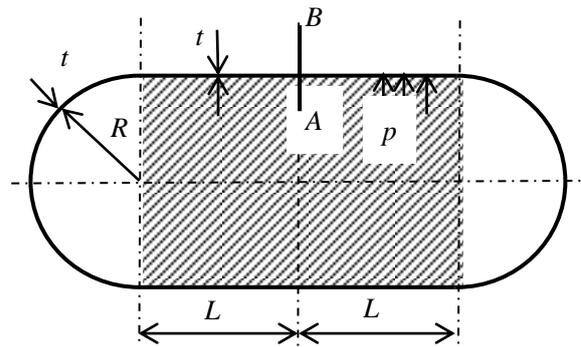


図 2 角丸長方形断面

全機においてのタンクとして利用可能な範囲を取り出したものを以下に示す.

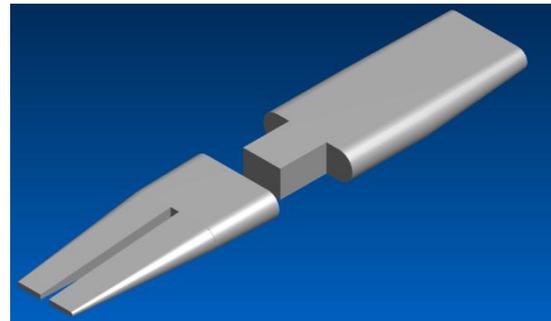


図 3 タンク配置範囲

図 2 の断面を持つ形状に内圧をかけた場合, A-B 断面において応力が最大となり, その値は膜応力 σ_m と曲げ応力 σ_b を足し合わせたものである.

$$(\sigma_T)_{AB} = (\sigma_m)_{AB} + (\sigma_b)_{AB} \quad (1)$$

矩形断面をもつ形状に内圧が負荷られた場合, 膜応力は板厚半径比に比例し, 曲げ応力は板厚半径比の二乗に比例する^[4].

$$(\sigma_m)_{AB} = O\left(p\left(\frac{R}{t}\right)\right) \quad (2)$$

$$(\sigma_b)_{AB} = O\left(p\left(\frac{R}{t}\right)^2\right) \quad (3)$$

板厚半径比： $\frac{R}{t}$

今回想定している燃料タンクでは板厚半径比 $\approx 10^3$ であるため膜応力と比較して曲げ応力が非常に大きくなりタンク重量が増大してしまう。今回は曲げ応力を発生しない、円弧を繋ぎ合わせたマルチバブル形状を適用する。[5]

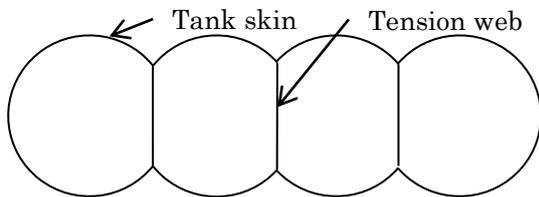


図4 マルチバブルタンク断面

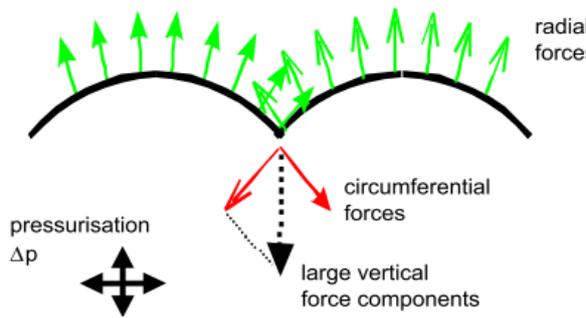


図5 バブル間の結合点の力の釣り合い

タンクにかかる荷重は内圧及び水頭圧の組み合わせである。設計条件を表1に示す。

表1 設計条件

| | |
|--------|-------------------------------------|
| 内圧 | 3気圧 |
| 荷重倍数 | 2.5 |
| 安全率 | 1.5 |
| 与圧係数 | 1.33 |
| 構造様式 | モノコック構造 |
| 使用材料 | AL2219 T87 (シリンダ部) T62 (ドーム部) |
| 最小板厚設定 | 2mm |

与圧係数とは与圧荷重に対して安全率の他に割増し係数として掛けることが耐空性審査要領により規定されている係数のことである[6]。また今回はモノコック構造を想定しているため、製作性の観点から最小板厚を2mmと設定した。

表2 AL2219合金の材料特性

| 熱処理 | 温度 [K] | 降伏応力 [MPa] | 破断応力 [Mpa] | 密度 [kg/m ³] |
|-----|--------|------------|------------|-------------------------|
| T87 | 300 | 351.0 | 434.3 | 2850 |
| T62 | 300 | 248.1 | 372.6 | 2850 |

バブル数は各部における最小バブル分割数とし、前部タンクのテーパ部には円錐タンクを適用する。また各タンクのドーム部には楕円ドームを採用する。楕円ドームの板厚計算[7]には式(5)(6)より板厚が大きくなる方を採用する。

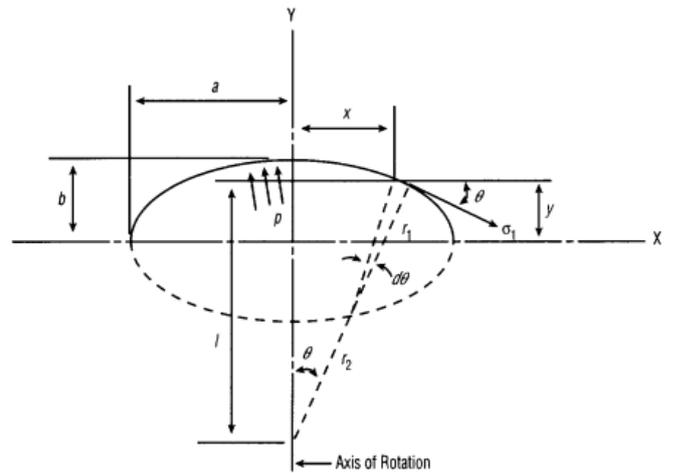


図6 楕円ドーム

$$y = \left(\frac{b}{a}\right)(a^2 - x^2)^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

$$r_1 = \frac{[a^4 y^2 + b^4 x^2]^{\frac{3}{2}}}{a^4 b^4} \quad (3)$$

$$r_2 = \frac{[a^4 y^2 + x^2 b^4]^{\frac{1}{2}}}{b^2} \quad (4)$$

$$\sigma_1 = \frac{pr_2}{2t} \quad (5)$$

$$\sigma_2 = \frac{pr_2}{2t} \left(2 - \frac{r_2}{r_1}\right) \quad (6)$$

a : 楕円体の長半径
 b : 楕円体の短半径
 r_1 : 経線方向の曲率半径

r_2 : 周方向の曲率半径
 σ_1 : 経線方向の応力
 σ_2 : 周方向の応力
 p : 内圧

なお楕円ドーム形状は HYDROGEN AIRCRAFT TECHNOLOGY [8] より直接運行費 (DOC: direct operating cost)を最小にできる 長径比 a/b を 1.6 とした。

3. 検討結果

設計条件に基づきタンク配置範囲に図 7 のようにタンクを配置した。

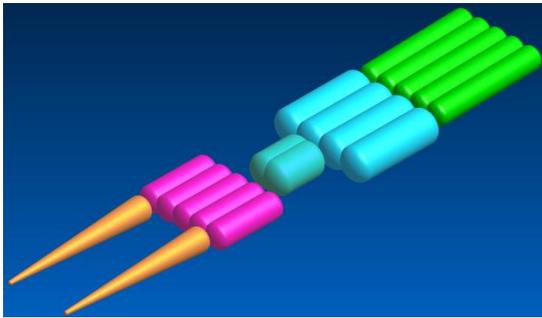


図 7 タンク配置図

マルチバブルタンクを適用した場合、タンク配置範囲に対する充填率は 69.2%となった。従来のシリンダータンクを並べた場合では 50%程度であったため、19.2%充填率が向上した。またマルチバブルタンクを適用した場合のタンク重量は 14.0ton であり、タンク配置範囲の容積を元に統計式 HASA を用いて推算した重量との相対誤差は 7%であった。HASA では断熱材以外のタンク構造重量を推算している、一方で今回の検討ではマンホール等の艀装類は検討していない。そのため艀装類の重量を加味すると HASA による推算重量を超えると想定される。その理由としては本検討では機体形状から円錐タンクのように長さ/直径比が大きいタンクを用いている一方、HASA においてタンク形状は規定されていないからと考えられる。更なる充填率の向上には複雑なマルチバブル形状や、重量増を考慮した曲げ応力を許容する形状の適用が必要となる。

表 3 タンク容積

| | |
|--------------|---------------------|
| マルチバブルタンク(A) | 1364 m ³ |
| タンク配置範囲(B) | 1970 m ³ |
| 充填率 (A)÷(B) | 69.2% |

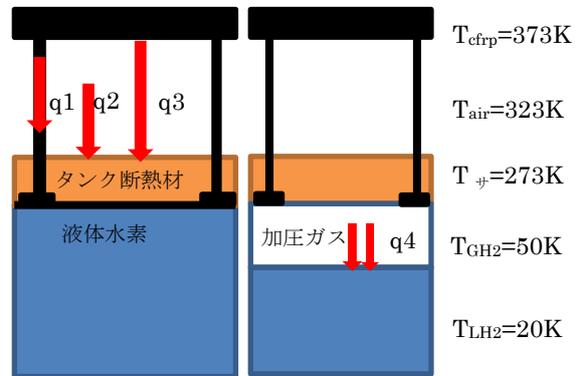
表 4 タンク重量

| | |
|------------|----------|
| タンク重量 | 14.0 ton |
| 推算重量(HASA) | 15.0 ton |

4. ボイルオフ量の検討

マッハ 5 で航行することによる厳しい入熱環境のため液体水素のボイルオフ量の検討を行なった。巡航時を想定し、機体外板は TPS により機体内部側 CFRP が 373K に抑えられているとする。

タンク断熱材にはポリイソシアヌレートフォーム、支持構造にはチタン合金 (Ti-6AL-4V)、加圧ガスは水素ガスとした。



q_1 : 支持構造を通じた入熱
 q_2 : 機体内部空気からの入熱
 q_3 : 外板 CFRP からの輻射
 q_4 : 加圧ガスからの入熱

図 8 入熱の様相

入熱量計算に使用した各表面積については前述の検討結果を用いた。支持構造とタンクが接する面積はタンク表面積の 5%とした。また加圧ガスと液面の接する面積についてはタンク上方からの水平投影面積とした。

表 5 タンク各表面積

| | |
|----------|--------------------|
| タンク表面積 | 1557m ² |
| 支持構造設置面積 | 78m ² |
| 液面表面積 | 562m ² |

図 9 に断熱材厚 30mm とした場合の入熱量を示す。輻射の影響大きいため、タンク断熱材にコーティングを施すことやサーマルブランケットを用いて反射率をあげることによって輻射による伝熱を抑え、入熱量を減らすことが有効である。また支持構造からの伝熱の割合は非常に小さい結果となった。

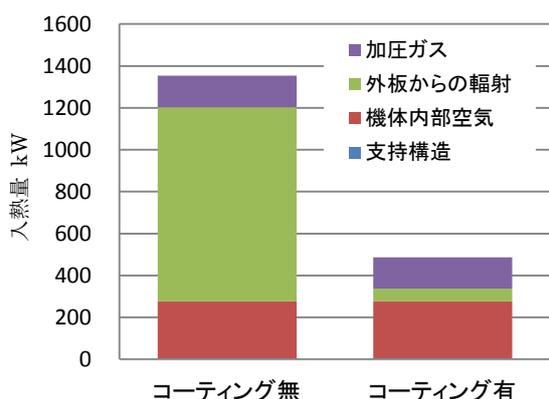


図9 入熱量とコーティングの影響
(断熱材厚 30mm)

またコーティングを施した場合の入熱量及びボイルオフ量と断熱材厚の関係を図9に示す。

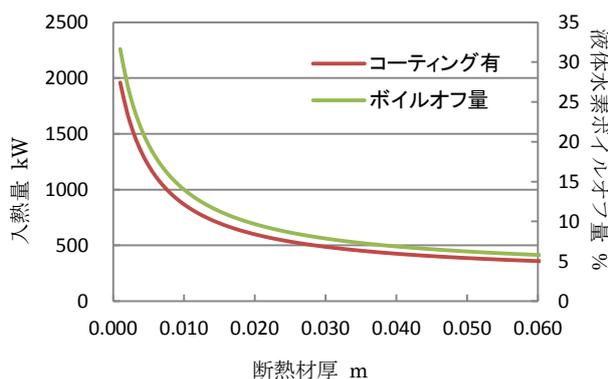


図10 入熱量及びボイルオフ量と断熱材厚の関係

断熱材厚を 30mm とした場合のボイルオフ量は搭載燃料量の 7.4% であり、そのときの断熱材重量は 1.87ton であった。

5. 結言

JAXA で研究開発がなされている極超音速旅客機の燃料タンクにおいて、マルチバブル形状の適用を行ない、タンク重量及び燃料搭載量を算出した。タンクとして利用可能な容積に対して充填率は 69% となった。また入熱に関しては輻射の影響が大きいためタンク断熱材の放射率を下げることの処置が有効である。

今後は更なる充填率向上を目指したタンク形状の検討を行なう必要がある。

6. 参考文献

- [1] JAXA 長期ビジョン,
http://www.jaxa.jp/about/2025/index_j.html
- [2] 小島孝之, 田口秀之, 今村俊介, 小林弘明, 上野篤史: 極超音速機の耐熱冷却に関する概念検討, 第 41 期 日本航空宇宙学会年会講演, (2010)
- [3] Gary J. Harloff and Brian M. Berkowitz. : “Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles”, NASA CR-182266, (1988)
- [4] V. Mukhopadhyay: “BLENDED-WING-BODY (BWB) FUSELAGE STRUCTURAL DESIGN FOR WEIGHT REDUCTION”, 46th AIAA /ASME /ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, (2005)
- [5] F. J. J. M. M. Geuskens, O. K. Bergsma, S. Koussios, and A. Beukers: “Analysis of Conformable Pressure Vessels: Introducing the Multibubble” AIAA Journal, Vol. 49, No.6, pp. 1683-1692, (2011)
- [6] R. Ahmed: “Design and Test of Low-Profile Composite Aerospace Tank Dome”, NASA /TP-1999-209267
- [7] G. Daniel Brewer: “HYDROGEN AIRCRAFT TECHNOLOGY”, CRC PRESS, (1991)