

論文・報告

運動量理論を用いた ジェミニSTヘリコプタの性能解析

Performance Analysis of Gemini ST Helicopter by Using the Momentum Theory

常井 昭夫*
Akio TOKOI

藪 勉**
Tsutomu YABU

中嶋 良樹***
Yoshiki NAKAJIMA

川田 忠裕***
Tadahiro KAWADA

平井 正之***
Masayuki HIRAI

Gemini ST is a modernized type of helicopter on which the twin turbine engine is used for the single turbine engine on Bell 206 L-3 (commonly known as Long Ranger III), a world-famous best-seller.

This paper reports that a computer programme for measuring these performance has been developed by a relatively simplified method of analysis using the simple momentum theory and the wing element theory to make a comparison of the former helicopter and the latter.

Keywords : helicopter, Gemini ST, performance analysis

1. まえがき

ジェミニSTとは、米国製ヘリコプタ・ベル206L-3 (通称ロングレンジャー)の単発タービンエンジンを取外し、新たに2基のタービンエンジンを搭載すべく、現在開発段階の改造型ヘリコプタ (図-1 参照) である。ジェミニST開発計画は、米国トライドエアー社、ソロイ社を中心に進められており、1992年前半には連邦航空局のSTC (追加型式証明) を取得する予定である。

ジェミニSTがSTCを取得するためには、膨大な技術計算や飛行試験等が要求される。このため川田工業航空事業部では、1990年より科学技術庁航空宇宙技術研究所および東京工芸大学との共同研究で「ヘリコプタの性能・安定に関する研究」を実施しており、これらで培った技術をもとに、ジェミニST開発計画に関して技術援助など幅広い分野で支援を行っている。

本文は、川田工業航空事業部が、トライドエアー社、ソロイ社に対して提出したレポート「Performance Analysis of Gemini ST In Comparison with the Bell 206L-3」¹⁾を取りまとめたものである。

2. 解析手法^{2)~4)}

ヘリコプタの運動は、飛行機に比較して非常に複雑で

ある。このため、ヘリコプタの性能や安定性を計算によって厳密に求めるには、膨大な計算時間が必要となり、また入力データ数も多くなる。

そこで本解析では、比較的簡単な解析手法である単純運動量理論を用いて性能計算プログラムを作成し、ジェミニSTとベル206L-3との性能比較を試みた。本解析で用いた計算手順を以下に示す。

(1) メインロータの必要馬力

a) ホバリング飛行時

ホバリング飛行時におけるヘリコプタのメインロータに必要な馬力は、誘導パワ P_i とプロファイル・パワ P_0 との合計であり、それぞれ次式で求められる。

$$P_i = \rho S (R\Omega)^3 (C_T^{3/2} / \sqrt{2}) \dots\dots\dots (1)$$

$$P_0 = \rho S (R\Omega)^3 (\sigma \delta_0 / 8) \dots\dots\dots (2)$$

ここで、 C_T 、 λ 、 σ は推力係数、流入比、ソリディティであり、以下で求められる。

$$C_T = T / \rho S (R\Omega)^2$$

$$= \frac{a\sigma}{2} \left(\frac{B^3 \theta_0}{3} - \frac{B^4 \theta_T}{4} - \frac{B^2 \lambda}{2} \right) - \frac{\sigma \delta_0 \lambda}{4} \dots\dots (3)$$

$$\lambda = \sqrt{C_T} / 2 \dots\dots\dots (4)$$

$$\sigma = bc / \pi R \dots\dots\dots (5)$$

*川田工業(株)航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター所長 **川田工業(株)航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター副所長
***川田工業(株)航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター整備技術課

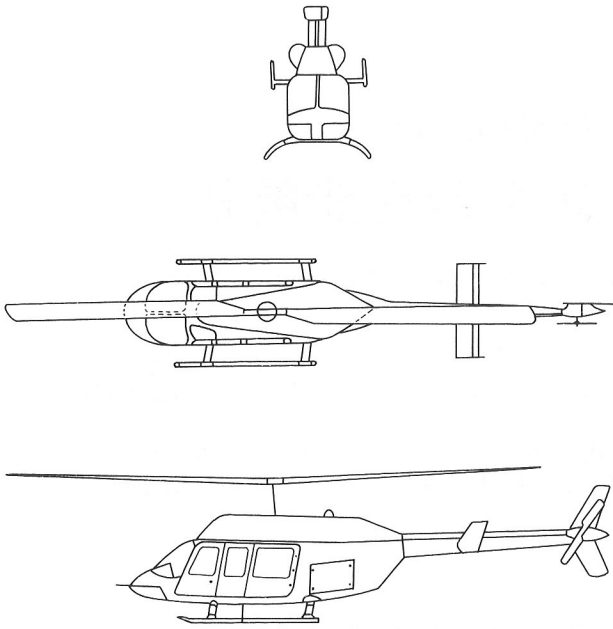


図-1 Gemini ST 三面図

さらに $a, b, c, R, S, \Omega, \theta_r, \delta_0$ はそれぞれ、表-1に示す値を用いる。また B, θ_0, ρ は、ブレード翼端損失係数、コレクティブピッチ角、空気密度であり、本解析では経験的に $B=0.97$ を用いる。

ホバリング飛行時のメインロータの推力 T は、ヘリコプタの自重 W とメインロータの吹き下しが胴体上面に当たって発生する下方荷重 D_v の合力に釣り合うべきである。すなわち

$$T = W + D_v = mg + (1/2)\rho(kV)^2 f_v \quad \cdots \cdots (6)$$

ここで k は誘導速度の成長係数であり $1 \sim 2$ の値を取りうる。本解析では 1.5 を使用した。また、 f_v はヘリコプタ胴体の鉛直方向の抵抗係数である。

b) 前進飛行時

前進飛行時にメインロータに必要な馬力は、前述した誘導パワ P_i 、プロファイル・パワ P_0 の他に、ヘリコプタの胴体が空気抵抗に逆らって前進するための馬力、すなわちパラサイト・パワ P_p が必要となる。

$$P_p = \rho S (R\Omega)^3 (1/2) (f/S) (\mu/\cos i)^3 \quad \cdots \cdots (7)$$

ここで i はメインロータの前傾角である。また、 P_i, P_0 はそれぞれ次式となる。

$$P_i = \rho S (R\Omega)^3 (C_T^2/2 \sqrt{\mu^2 + \lambda^2}) \quad \cdots \cdots (1)'$$

$$P_0 = \rho S (R\Omega)^3 (\sigma \delta_0/8) (1 + 4.5\mu^2) \quad \cdots \cdots (2)'$$

ここで進行率 μ および流入比 λ は次式で与えられる。

$$\mu = V \cos i / R\Omega \quad \cdots \cdots (8)$$

$$\lambda = \mu \tan i + C_T/2 \sqrt{\mu^2 + \lambda^2} \quad \cdots \cdots (9)$$

ここで V はヘリコプタの前進飛行速度である。

(2) ヘリコプタの必要馬力

ヘリコプタが飛行時に必要となる馬力は、前述したメインロータの必要馬力のほかに、テールロータを駆動するための馬力 P_t 、歯車列を有するトランスミッション損失に消費される馬力 P_G 、および各種補器類を駆動するための馬力 P_{acc} などが必要となる。

テールロータの必要馬力は以下で求められる。

$$P_t = \rho S_t (R_t \Omega_t)^3 \{ C_{Tt}^2/2 \sqrt{\mu_t^2 + \lambda_t^2} + (\sigma_t \delta_{0t}/8) (1 + 4.5\mu_t^2) \} \quad \cdots \cdots (10)$$

ここで添字 t は、テールロータに関する諸量である。

また、トランスミッション損失馬力 P_G および補器駆動馬力 P_{acc} は、ヘリコプタの必要馬力全体の5%であると仮定する。すなわち、

$$P_G + P_{acc} = (P_i + P_0 + P_p + P_t) \frac{100}{95} \cdot \frac{5}{100} \quad \cdots \cdots (11)$$

したがってヘリコプタの必要馬力、すなわちエンジン出力として必要な馬力は以下となる。

$$\begin{aligned} P &= P_i + P_0 + P_p + P_t + P_G + P_{acc} \\ &= (P_i + P_0 + P_p + P_t) \cdot \frac{100}{95} \quad \cdots \cdots (12) \end{aligned}$$

さらに、ヘリコプタが上昇飛行する場合、その上昇角を γ とすれば、上昇に必要な馬力 P_c を次式で求められ、ヘリコプタの必要馬力 P に加算しなければならない。

$$P_c = TV \sin \gamma \quad \cdots \cdots (13)$$

(3) ヘリコプタのトリム

水平定常飛行中における、ヘリコプタのコレクティブピッチ角 θ_0 、縦のサイクリックピッチ角 θ_{ls} 、横のサイクリックピッチ角 θ_{lc} はそれぞれ次式で求められる。

$$\begin{aligned} \theta_0 &= \left(\frac{2 C_T}{a\sigma} + \frac{B^2 \lambda}{2} - \frac{2 B^2 \mu^2 \lambda}{2 B^2 + 3 \mu^2} \right) / \\ &\quad \left(\frac{2 B^3 + 3 B \mu}{6} - \frac{8 B^3 \mu^2}{6 B^2 + 9 \mu^2} \right) \quad \cdots \cdots (14) \end{aligned}$$

$$\theta_{ls} = \left(-\frac{8 B \theta_0}{3} + 2 \lambda \right) \mu / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \quad \cdots \cdots (15)$$

$$\theta_{lc} = 0 \quad \cdots \cdots (16)$$

ここで、コレクティブピッチ角 θ_0 は、ブレードに振り下げがあるため、ブレードの根本より75%の位置を代表としている。

表-1 機体諸元^{3),5)}

諸 元	記号	単位	ジェミニST	ベル206L-3
質量	m	kg	2019.	1882.
全備重量	W	N	19781.	18448.
離陸出力	P_{T0}	kW	324.5	324.5
連続最大出力	P_{MC}	kW	276.0	276.0
内板面積	S	m ²	99.90	99.90
円板荷重	W/S	N/m ²	198.0	184.7
メインロータ	ロータ半径	R	m	5.639
	回転角速度	Ω	red/s	41.24
	翼弦長	c	m	0.3301
	ブレード枚数	b	—	2.
	揚力傾斜	α	1/rad	5.73
	振り下げ	θ_r	rad	0.1937
	平均抗力係数	δ_0	—	0.0125
	慣性極モーメント	J	kg・m ²	981.3
テールロータ	ソリディティ	σ	—	0.0373
	ロータ半径	R_t	m	0.8206
	回転角速度	Ω_t	rad/s	266.4
	翼弦長	M_t	m	0.1338
	ブレード枚数	b_t	—	5.73
	揚内傾斜	α_t	1/rad	5.73
	振り下げ	θ_{rt}	rad	0.
	平均抗力係数	δ_{0t}	—	0.0125
慣性極モーメント	J_t	kg・m ²	8.0	8.0
	ソリディティ	σ_t	—	0.1031

3. 計算結果

以上で示した解析手法により、ヘリコプタの性能計算プログラムを作成し、表-1に示した機体諸元を入力データとして性能計算を実施した。その計算結果を以下に示す。なお、今回の計算に使用した大気状態は、特に記載しない限り海面上標準大気状態（15℃）とした。

表-1の機体諸元として留意すべきなのは、ジェミニSTとベル206L-3の全備重量である。すなわち、ベル206L-3の全備重量は18448 N（1882 kgf）であるのに対して、ジェミニSTは19781 N（2019 kgf）で計算している。しかしながら、全備重量を多くとってヘリコプタの性能を計算する事は非常に不利な条件であり、またジェミニSTは、将来的には全備重量増加を計画しているものの、STC取得時には、ベル206L-3と同じ全備重量である。したがって今回の性能計算は、ジェミニSTが将来全備重量を増加した時のベル206L-3との比較であり、STC取得時のジェミニSTの性能は、これよりさらに良い事を付記しておく。

(1) 必要馬力曲線

ヘリコプタが水平定常飛行中に必要となる馬力は、前章で示した解析手法により、ヘリコプタの前進飛行速度に対応して求めることができる。図-2は、ジェミニSTとベル206L-3の必要馬力曲線の比較であり、横軸は真対気速度、縦軸は馬力で表している。 P はヘリコプタの必要馬力、また P_i 、 P_o 、 P_p はメインロータの必要馬力の各成分である。

一方、 P_{T0} 、 P_{MC} はそれぞれ離陸出力、連続最大出力であり、トランスミッションによって制限される馬力であ

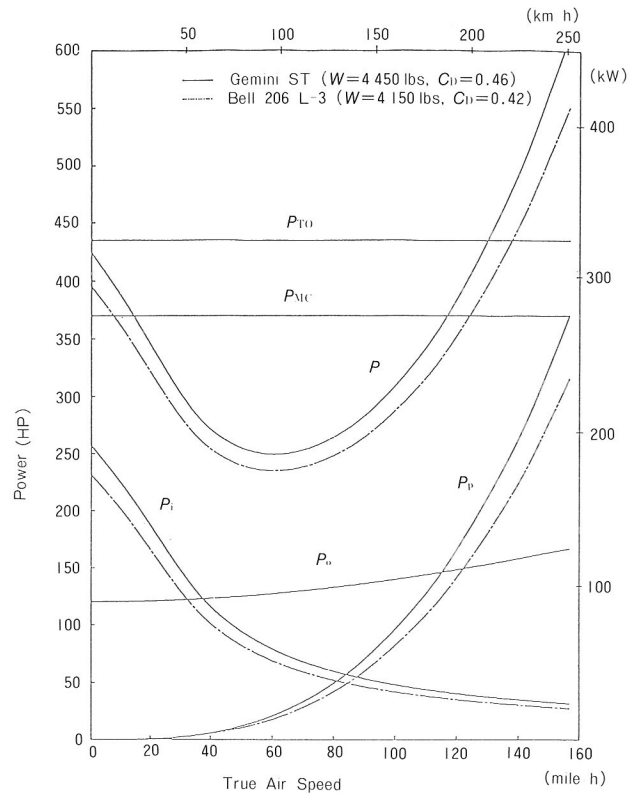


図-2 必要馬力曲線

る。

図-2によると、ジェミニSTの必要馬力はベル206L-3と比較して、全速度域で約20 HPの出力が余分に必要となっている。これには次の原因が考えられる。

- ① 低速度域では、ジェミニSTの全備重量が増加しているために、誘導馬力 P_i が増加する。
- ② 高速度域では、ジェミニSTはエンジンを2基搭載しているため、胴体の前面投影面積が増加し、また形状抵抗も悪化して、形状抵抗馬力 P_p が増加する。

ホバリング時(速度=0)の必要馬力は、ジェミニST、ベル206L-3とも連続最大出力を超過している。しかしながら、実際に地表付近でホバリングする場合、地面効果が働いて必要馬力を減少させるため、連続最大出力でもホバリングできる可能性が高い。

必要馬力曲線 P と離陸出力 P_{T0} または連続最大出力 P_{MC} との交点は、それぞれの出力状態における水平飛行の最高速度となっている。図-2によると、ジェミニSTの最高速度はベル206L-3よりも10 km/h程度低下することが予想される。

(2) 利用馬力

ヘリコプタのタービンエンジンの回転数は、出力軸において毎分数千回転程度である。これをトランスミッションを介することによって、毎分数百回転程度にまで回転数を低下させ、メインロータのドライブシャフトに伝達している。したがってヘリコプタが飛行中に利用可能な馬力は、エンジン限界とトランスミッション限界のい

ずれか低い方の馬力で決まり、たとえ高性能なエンジンをヘリコプタに搭載してもトランスミッション限界が低ければ、通常的环境下ではエンジンの性能を十分に引き出すことは不可能となる。

一方、タービンエンジンの性能は、外気温度の上昇や飛行高度の上昇（空気密度の低下）によって大きく低下する。したがって既存のヘリコプタに高性能なエンジンを換装するという事は、即ヘリコプタの高性能化につながるものではないが、過酷な环境下での飛行でも性能の低下が少ないという利点を持つ。

図-3は、ジェミニSTおよびベル206L-3に装備されている各エンジンの高度に対する出力を示している。また P_{TO} は離陸出力、 P_{MC} は連続最大出力であり、トランスミッションによって制限されている。

ベル206L-3の搭載エンジンであるアリソン250C30Pは、飛行高度の上昇に伴いエンジン出力は低下し、15 000 ft以上では、もはや離陸出力 P_{TO} をも下回っている。これに対して、ジェミニSTの搭載エンジンであるアリソン250C20Rを2基搭載した場合、20 000 ftまで全域、エンジン出力はトランスミッション限界を上回っている。すなわちジェミニSTは、高度20 000 ftでも地表と同等のエンジン出力が利用可能である。

さらにジェミニSTは、エンジン単発での飛行をも可能としている。図-3によるとC20R 1基のみでも約5 000 ftまでは P_{TO} を、また約10 000 ftまでは P_{MC} を、それぞれ上回っている。したがってジェミニSTは、飛行条件の良い場合には、単発飛行でも十分な性能が得られるという事である。

(3) 航続距離

図-4は、ベル206L-3、ジェミニSTの単発飛行時、双発飛行時における、全備重量と最大航続距離との関係を示

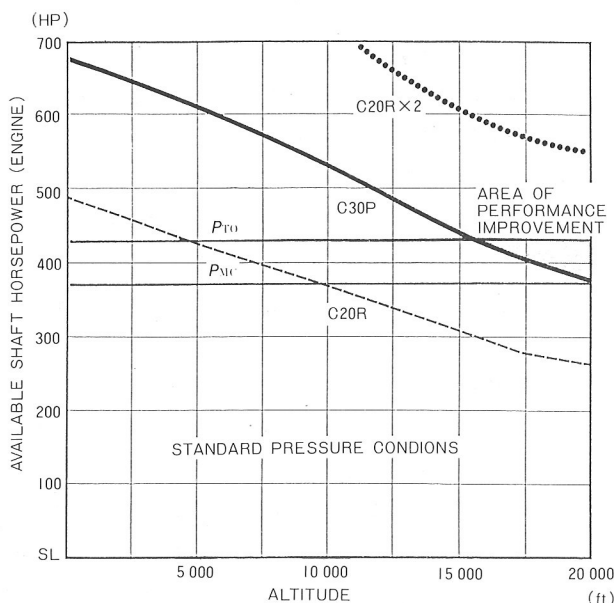


図-3 エンジン出力とトランスミッション限界

示している。ジェミニSTが双発エンジンで飛行する場合、単発エンジンのベル206L-3と比較して燃料消費率は増加し、したがって航続距離は低下する。これは、1基のエンジンで全ての馬力を負担する場合と2基のエンジンで半分ずつの馬力を負担する場合とでは、合計の燃料消費率では後者の方が劣る事が原因である。

一方、エンジン単体で比較した場合、C20RはC30Pよりも燃料消費率が少ない。このため、ジェミニSTが単発エンジンで飛行する場合には、ベル206L-3よりも最大航続距離は増加する。

ジェミニSTは、単発飛行と双発飛行とをパイロットの意志によって自由に選択可能なヘリコプタである。したがって、大馬力を必要としエンジン停止の危険性の高い離着陸時には双発飛行を、またそれほど馬力を必要とせず危険性も低い巡航飛行時には単発飛行を選択することによって、ジェミニSTはベル206L-3以上の航続距離を得ることも可能となっている。

(4) 最大上昇率

ヘリコプタの利用馬力（ P_{TO} または P_{MC} ）と必要馬力（ P ）との差を余裕馬力と言う。ヘリコプタが水平定常飛行から上昇や加速を行う場合、この余裕馬力を利用することになる。したがって、余裕馬力が最大となる飛行速度（通常100 km/h程度、図-2参照）での上昇飛行が、最大上昇率となり得る。なお、最大上昇率は、簡易的に余裕馬力を機体重量で除して求めた。

図-5は、a) 離陸出力（ P_{TO} ）およびb) 連続最大出力（ P_{MC} ）における、機体重量と最大上昇率との関係を示

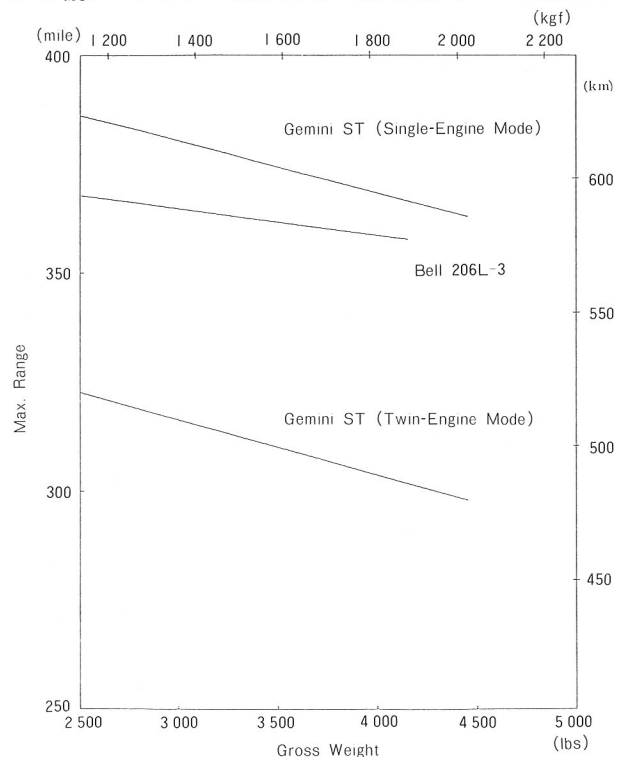


図-4 最大航続距離

したものである。a), b)ともジェミニSTの最大上昇率がベル206L-3よりも小さいが、これはジェミニSTの必要馬力(P)が大きく、したがって余裕馬力が小さくなるためである。

また、今回の計算結果が実機の飛行性能と合致している事を確認するため、ベル206L-3の飛行規程より最大上昇率を求め、図-5にプロットした。これによると、実機の最大上昇率は計算結果よりも若干小さめながら、ほぼ等しい結果となった。したがって以上で述べた性能解析手法が、ヘリコプタの性能を概略で把握するために有効である事が確認できた。

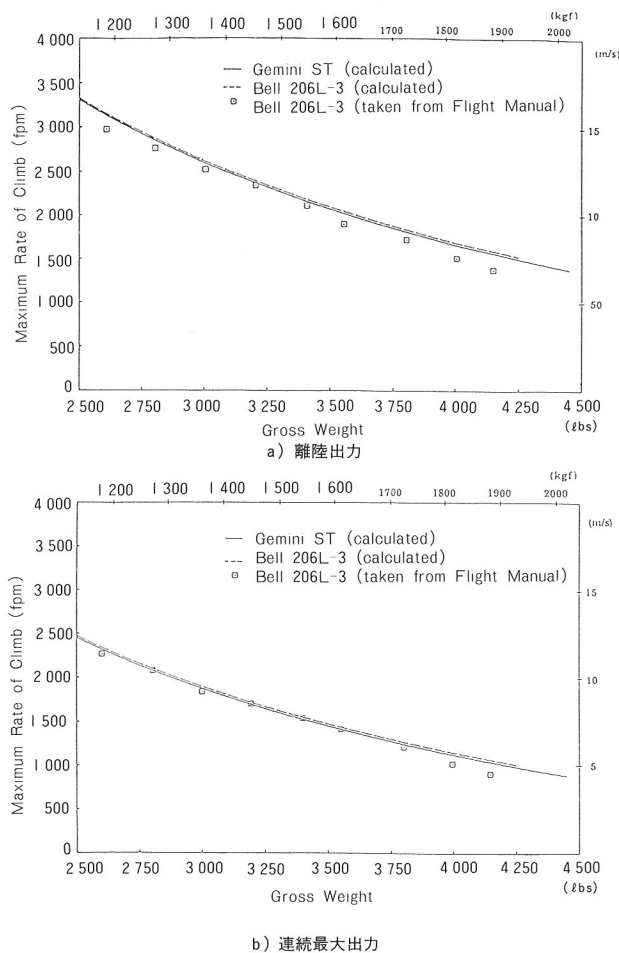


図-5 最大上昇率

4. あとがき

ジェミニSTは、ベル206L-3のエンジンを双発化することにより、安全性の向上、過酷な環境下での飛行性能向上を目指した改造型ヘリコプタである。

ヘリコプタに2基のエンジンを搭載する事は、安全性の向上に大きく寄与している。これは、たとえば1000時間に1回の故障を起こすエンジンを2基搭載した場合、2基が同時に故障を起こす確率は10⁶時間に1回と大きく減少するためである⁶⁾。

しかもジェミニSTは、エンジン1基でもホバリングを

含む全ての飛行が可能であり、単発飛行、双発飛行の選択はパイロットに委ねられている。したがって航空機事故の約70%が集中する離着陸時には双発飛行を、また巡航飛行中は単発飛行を選択する事によって、安全性とともに経済性をも得る事ができる。

ジェミニSTはSTC取得のため、1991年秋以降、試験飛行を実施する予定である。本解析手法による性能計算プログラムが、さらに現実のヘリコプタの性能と合致するように、計算結果と飛行試験結果とを比較検討し、今後ともプログラムの改良を続けていく所存である。

最後に、本解析の全般にわたって御指導いただいた、東京大学名誉教授・東 昭博士に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 中嶋良樹・川田忠裕・東 昭・藪 勉・早貨 稔：Performance Analysis of the Gemini ST In Comparison with the Bell 206 L-3, KAWADA REPORT 91-A-002, April 5, 1991.
- 2) 東 昭：機械工学選書・航空工学 (I), (II), 裳華房, 1989年.
- 3) Raymond W. Prouty : *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS, Boston, 1986.
- 4) W. Z. Stepniewski and C. N. Keys : *Rotary-Wing Aerodynamics*, Dover, New York, 1984.
- 5) Bell Helicopter TEXTRON : Bell MODEL 206L3 FLIGHT MANUAL, Rev5, 1981.
- 6) 東 昭：航空機の安全性・信頼性・生存性, 川田技報, Vol. 10, pp. 11~12, 1991.