程度であれば、80 kt (40 kt) 程度の飛行速度を維持するのに必要な最小安全距離 400m (200m) は、細径の線状物体に対する探知距離として確保できるものと思われる。

本システムをヘリコプタの下面または側面に着脱可能なポッド式に構成すると、概略 20 cm (H) × 40 cm (W) × 90 cm (L)、重量約 60 kg 程度になると想定され、小型機に対してはとくにペイロードの面である程度の制約を受ける可能性もあるが、中型以上の機体に対しては、十分搭載可能な寸法・重量と考えられる。

5. 対 環 境 性

本システムのうち、CO₂ レーザレーダが精密な調整を要するヘテロダイン検波方式を採用しているため、航空機搭載では、とくに振動に対する対策が重要な課題となる。ヘリコプタの場合、着陸時の衝撃荷重およびロータ回転に起因する低周波成分、次いで、エンジン、トランスミッション等による高周波の振動荷重が大きな要素を占めるが、胴体下面あるいは側面においては通常 300 Hz を超える周波数成分のパワーは無視できるほど小さい。

このため、本システムでは、3種類のセンサーを収納するポッドの剛性を強化して、ポッドの共振周波数を 300 Hz 以上にするとともに、振動に強い光学系の構成、レーザ発振器の周波数安定化、さらには、ポッ

ドと機体の接合部にはショックアブソーバ(ダンパー)を取り付ける等、広範囲の振動・衝撃荷重に対処できる構造設計が必要である。

6. あ と が き

全天候下におけるヘリコプタの安全運行上の搭載機器として、CO₂ レーザレーダと FLIR/TV カメラをハイブリッド化した地形/線状障害物探知システムを提案し、その構想例の性能・諸元を検討した。

その結果、性能的にはほぼ運用上の要求を満足すると思われるものの、現時点の技術レベルでは装置が比較的大型となる。しかしながら、レーザ装置を中心とした各要素の技術的進展と運用要求に見合った性能の検討により、システム全体がさらに小型・軽量化されれば、将来はあらゆるヘリコプタの安全飛行を確保するための個有装備品として必須のものとなる可能性は大きい。

参 考 文 献

- 1) Boca, R. L. Del: Multifunction CO₂ Heterodyning Laser Radar for Low Level Tactical Flight, NAECON, Vol. 3 (1979), pp. 1079-1088.
- 2) KLEHAMMER, R. *et al.*: Wire Obstacle Warning System (WOWS): A Real Time Airborne Sensor for Automatic Detection and Recognition of Wirelike Obstacles, SPIE, Vol. 178 (1979), pp. 167-174.

—特 集—

最適制御によるヘリコプタの自動操縦システム*

滝 島 恒 夫**・佐 藤 隆**
高 浜 盛 雄**・大 槻 剛**

Key words: Automatic flight control system; helicopter; optical follow-up control

1. ま え が き

ヘリコプタの自動操縦の機能の一つに、機体を自動的に巡航よりホバリングへと誘導するオートアプローチと称するガイダンスモードがある。

このモードは、ヘリコプタを巡航からホバリング(低高度空中停止)へと自動的に誘導するモードで、救難活動の際の揚収作業や対潜活動におけるソナー搜索等のために有効なモードとして使用される。

本モードの制御方式は、各機種独自の方式が考案され、運用されているが、一般に、

- 1) 機体揚力の変動が大きく、かつ後流へのブレードの吹き下し効果による影響が大きい速度領域でのコントロールで、複雑な機体特性を示すこと。
- 2) 上記1)の特性が風速、機体重心位置の違によって変動すること。

* 昭和57年11月12日、第20回飛行機シンポジウムにて講演。昭和58年7月30日原稿受理 Automatic Flight Control System (AFCS) of Helicopter Using an Optical Control Algorithm

** 三菱重工業(株)名古屋航空機製作所 Tsuneo TAKISHIMA, Takashi SATO, Morio TAKAHAMA and Tsuyoshi OTSUKI

- 3) 対地速度センサとして使われるドップラレーダが海面の波、うねりの外乱を受けること。また、一般に機器の特性として、300~500 ms 程度のタイムラグを有すること。
- 4) 自動操縦のアクチュエータ (サーボ系) が安全設計上、操縦系に対し操舵能力を 10% 程度に制限されていること。

等の理由で基本的に機体の制御が難しく、飛行経路が安定しにくい。

このため、

- 1) 過度なピッチアップや、サーボの制限に伴うピッチング現象を誘起する。
- 2) 設定したホバリング高度からのオーバーシュートが大となって、着水の危険も伴う。
- 3) 荒天下で波、うねりの影響を拾い機体が動揺 (ピッチング、ローリング、上昇降下) する。
- 4) アプローチ中の振動が大きい。

等の問題を内在している。

本論文は、前述の問題を解決するために、機体振動が少なくより安定したオートアプローチを得るための

第1図 オートアプローチ

第2図 機体座標系

“最適化制御方式”を適用して開発したシングルロータヘリコプタの自動操縦システムについての概要を述べるものである。

2. 制御対象のモデル化

最適制御則の適用を簡単化するため、機体運動方程式の線形化を行う^{1),2)}。

いま、第2図に示すように、

iU : 機体X軸方向速度ベクトル

kW : 機体Z軸方向速度ベクトル

$j\dot{\theta}$: 機体Y軸回り角速度ベクトル

ただし、Y軸方向速度は0とする。

IV : 機体重心の速度ベクトル

とくと、重心の軸方向加速度は、

$$\begin{aligned} \frac{dIV}{dt} &= j\dot{\theta} \times (iU + kW) + (i\dot{U} + k\dot{W}) \\ &= i(\dot{U} + \dot{\theta}W) + k(\dot{W} - \dot{\theta}U) \end{aligned}$$

これにより、縦方向運動方程式の一般形は(1)式で示される。

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{U} + \dot{\theta}W) &= X - D \cos \alpha - mg \sin \theta \\ m(\dot{W} - \dot{\theta}U) &= Z - D \sin \alpha + mg \cos \theta \\ I\ddot{\theta} &= M \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで、

D : 機体の全抵抗

m : 機体質量

X : 揚力の作るX軸方向の力

Z : 揚力の作るZ軸方向の力

I : 機体慣性率 (Y軸回り)

g : 重力加速度

$\tan \alpha = W/U$

θ : 機体X軸と水平面とのなす角

著者紹介

滝島 恒夫 昭和 12 年生。宮城県出身。昭和 38 年東北大学電気工学科卒業。同年三菱重工業(株)名古屋航空機製作所入社、現在に至る。主としてヘリコプタの自動操縦システム及びアビオシステムの設計に従事。現在、電子技術部主務。

佐藤 隆 昭和 25 年生。福島県出身。昭和 48 年東北大学電子工学科卒業。同年三菱重工業(株)名古屋航空機製作所入社、現在に至る。主としてヘリコプタの自動操縦システム及びアビオシステムの設計に従事。現在、電子技術部設計一課所属。

高浜 盛雄 昭和 21 年生。北海道出身。昭和 44 年北海道大学電気工学科卒業。昭和 46 年同大学院修士課程修了。同年三菱重工業(株)名古屋航空機製作所入社、現在に至る。主としてヘリコプタ等の自動操縦システム、ロケットの誘導制御システムの設計に従事。現在、電子技術部設計二課主任。

大槻 剛(正会員) 昭和 23 年生。京都府出身。昭和 46 年東京大学工学部航空学科卒業。同年三菱重工業(株)名古屋航空機製作所入社、現在に至る。主として飛行力学関連設計作業に従事。現在、第二技術部航空機基礎設計課主任。昭和 56, 57 年度中部支部幹事。

M : 機体のモーメント (Y軸回り)

(1)式の X, Z, M を U において, W, q, B_{1s}, θ_c について展開すると, (2)式を得る.

$$\left. \begin{aligned} X &= X[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] \\ &\quad + \left(\frac{\partial X}{\partial W}\right) \cdot \Delta w(U) + \left(\frac{\partial X}{\partial q}\right) \cdot \Delta q(U) \\ &\quad + \left(\frac{\partial X}{\partial B_{1s}}\right) \cdot \Delta B_{1s}(U) + \left(\frac{\partial X}{\partial \theta_c}\right) \cdot \Delta \theta_c(U) \\ Z &= Z[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] \\ &\quad + \left(\frac{\partial Z}{\partial W}\right) \cdot \Delta w(U) + \left(\frac{\partial Z}{\partial q}\right) \cdot \Delta q(U) \\ &\quad + \left(\frac{\partial Z}{\partial B_{1s}}\right) \cdot \Delta B_{1s}(U) + \left(\frac{\partial Z}{\partial \theta_c}\right) \cdot \Delta \theta_c(U) \\ M &= M[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] \\ &\quad + \left(\frac{\partial M}{\partial W}\right) \cdot \Delta w(U) + \left(\frac{\partial M}{\partial q}\right) \cdot \Delta q(U) \\ &\quad + \left(\frac{\partial M}{\partial B_{1s}}\right) \cdot \Delta B_{1s}(U) + \left(\frac{\partial M}{\partial \theta_c}\right) \cdot \Delta \theta_c \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

ここで,

q : ピッチレート

B_{1s} : 縦のサイクリックピッチ角

θ_c : コレクティブピッチ角

なお,

$$\left. \begin{aligned} \Delta w(U) &= W - W_{tr}(U) \\ \Delta q(U) &= q - q_{tr}(U) \\ \Delta B_{1s}(U) &= B_{1s} - B_{1str}(U) \\ \Delta \theta_c(U) &= \theta_c - \theta_{ctr}(U) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

また, トリム条件, つまり釣合い飛行の条件は, 次式で示される.

$$\left. \begin{aligned} X[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] \\ \quad - D \cos \alpha_{tr} - mg \sin \theta_{tr} &= 0 \\ Z[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] \\ \quad - D \sin \alpha_{tr} + mg \cos \theta_{tr} &= 0 \\ M[U, W_{tr}(U), q_{tr}(U), B_{1str}(U), \theta_{ctr}(U)] &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

(2), (3), (4)式において, α, θ が小さいこと, $q_{tr}(U)=0$ であること, Z 方向の式で D が無視しうるこの条件を入れると, 制御対象のモデル(5)式を得る.

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{U} + qW) &= -mg[\theta - \theta_{tr}(U)] + X_w[W - W_{tr}(U)] \\ &\quad + X_q \cdot q + X_{B_{1s}}[B_{1s} - B_{1str}(U)] \\ &\quad + X_{\theta_c}[\theta_c - \theta_{ctr}(U)] \\ m(\dot{W} - qU) &= Z_w[W - W_{tr}(U)] + Z_q \cdot q \\ &\quad + Z_{B_{1s}}[B_{1s} - B_{1str}(U)] + Z_{\theta_c}[\theta_c - \theta_{ctr}(U)] \\ I\dot{q} &= M_w[W - W_{tr}(U)] + M_q \cdot q \\ &\quad + M_{B_{1s}}[B_{1s} - B_{1str}(U)] + M_{\theta_c}[\theta_c - \theta_{ctr}(U)] \end{aligned} \right\}$$

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{H} = -[W - W_{tr}(U)]$$

(5)

ここで,

H : 対地高度

つまり制御対象モデルの(5)式は, 空気力項, 重力項が各トリム速度での空力微係数およびトリム値のみで表わされる. なお, (5)式の妥当性については, 従来の自動操縦システムによるシミュレーションと実験データとがよく合致することにより確かめられている.

3. 最適追値制御問題としての定式化

(5)式が各速度 U の釣合い位置からの微小擾乱であることを仮定し, 最適化を行う.

つまり, (5)式を(6)式に示すベクトル形式で表わし, 操舵量 U と状態変数 X に制約条件を与えて X が目標とするオートアプローチプロファイル $X_D(t)$ に追従する U を求める問題を最適追値制御問題として扱い, 最適な制御アルゴリズムを導く.

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= A(U)[X - X_{tr}(U)] \\ &\quad + B(U)[U - U_{tr}(U)] \end{aligned} \quad (6)$$

ここで,

$$X_{tr}(U) = \begin{bmatrix} U \\ W_{tr}(U) \\ 0 \\ \theta_{tr}(U) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad U_{tr}(U) = \begin{bmatrix} B_{1str}(U) \\ \theta_{ctr}(U) \end{bmatrix}$$

$$A(U) = \begin{bmatrix} 0, & X_w/m, & X_q/m - W, & -g, & 0 \\ 0, & Z_w/m, & Z_q/m + U, & 0, & 0 \\ 0, & M_w/I, & M_q/I, & 0, & 0 \\ 0, & 0, & 1, & 0, & 0 \\ 0, & -1, & 0, & 0, & 0 \end{bmatrix}$$

$$B(U) = \begin{bmatrix} X_{B_{1s}}/m, & X_{\theta_c}/m \\ Z_{B_{1s}}/m, & Z_{\theta_c}/m \\ M_{B_{1s}}/I, & M_{\theta_c}/I \\ 0, & 0 \\ 0, & 0 \end{bmatrix}$$

最適追値制御問題 (6)式において, 次の評価関数

第3図 オートアプローチ最適化モデル

J を最小にする操舵量 $U(t)$ を求める。

$$J = \frac{1}{2} [X(T) - X_D(T)]^T F [X(T) - X_D(T)] \\ + \frac{1}{2} \int_0^T \{ [X(t) - X_D(t)]^T Q(t) [X(t) - X_D(t)] \\ + [U(t) - U_{trD}(t)]^T R(t) [U(t) - U_{trD}(t)] \} dt \quad (7)$$

ここで,

$$X_D(t) = \begin{bmatrix} U_D(t) \\ W_D(t) \\ q_D(t) \\ \theta_D(t) \\ H_D(t) \end{bmatrix}, \quad U_{trD}(t) = U_{tr}[U_D(t)]$$

なお, (6) 式の U に $U_D(t)$ を代入し, (8) 式で表わす。

$$\dot{X}(t) = A_D(t)[X - X_{trD}(t)] + B_D(t)[U - U_{trD}(t)] \quad (8)$$

ただし,

$$A_D(t) = A[U_D(t)]$$

$$B_D(t) = B[U_D(t)]$$

$$X_{trD}(t) = X_{trD}[U_D(t)]$$

また,

$$\dot{X}(t) = A_D(t)[X(t) - X_{trD}(t)] \\ + B_D(t)[U(t) - U_{trD}(t)]$$

なる系で, (7) 式の評価関数 J を最小にする操舵量 $U(t)$ を求める。

ところで, 評価関数 J の性質を決める $F, Q(t), R(t)$ は, 航空機ではパイロットレーティングつまり操舵感覚とか, 乗り心地良さ等の規準によって決定される。また, 前にも述べたように操縦系に対し, 操舵量 U が操舵量の 10% の制限値以下になるよう $Q(t)/R(t)$ が決定される。

いま,

$$Y(t) = X(t) - X_{trD}(t)$$

$$W(t) = U(t) - U_{trD}(t)$$

$$Z(t) = X_D(t) - X_{trD}(t)$$

とおくと, (6) 式は次式のように表わされる。

$$\dot{Y}(t) = A_D(t)Y(t) + B_D(t)W(t) - \dot{X}_{trD}(t) \quad (9)$$

評価関数 J は

$$J = \frac{1}{2} [Y(T) - Z(T)]^T F [Y(T) - Z(T)] \\ + \frac{1}{2} \int_{t_0}^T \{ [Y(t) - Z(t)]^T Q(t) [Y(t) - Z(t)] \\ + W^T(t) R(t) W(t) \} dt$$

ここで,

F : 5×5 対称マトリックス

Q : 5×5 対称マトリックス

R : 2×2 対称マトリックス

$(\cdot)^T$: 転置マトリックス

とおく。ここで次のハミルトニアン H を導入すると,

$$H = \frac{1}{2} [Y(t) - Z(t)]^T Q(t) [Y(t) - Z(t)] \\ + \frac{1}{2} W^T(t) R(t) W(t) + Y^T(t) A_D^T(t) P(t) \\ + W^T(t) B_D^T(t) P(t) + \dot{X}_{trD}^T(t) P(t)$$

最適制御量 $W(t)$ は $\partial H / \partial W(t) = 0$ を満足し, $P(t)$

に関しては, $\dot{P}(t) = -\partial H / \partial Y(t)$ であるから

$$W(t) = -R^{-1}(t) B_D^T(t) P(t)$$

$$\dot{P}(t) = -Q(t) Y(t) - A_D^T(t) P(t) + Q(t) Z(t)$$

$P(t)$ は次の形となる。

$$P(t) = K(T) Y(t) - g(t)$$

ところで,

$$\dot{K}(t) = -K(t) A_D(t) - A_D^T(t) K(t) \\ + K(t) B_D(t) R^{-1}(t) B_D^T(t) K(t) - Q(t) \quad (10) \\ \dot{g}(t) = -[A_D(t) - B_D(t) R^{-1}(t) B_D^T(t) K(t)]^T g(t) \\ - K(t) \dot{X}_{trD}(t) - Q(t) Z(t)$$

$P(t)$ の境界条件は, 次の横断性条件から決まる。

$$P(T) = \frac{\partial}{\partial Y(T)} \left\{ \frac{1}{2} [Y(T) - Z(T)]^T \right.$$

第4図 最適化制御系の基本構成

$$\begin{aligned} & \times F[Y(T) - Z(T)] \} \\ & = FY(T) - FZ(T) \\ \therefore K(T) &= F \end{aligned} \quad (11)$$

$$g(T) = FZ(T) \quad (12)$$

したがって、最適操舵量 $U(t)$ は次のようになる。

$$\begin{aligned} U(t) &= -R^{-1}(t)B_D^T(t)K(t)[X(t) - X_{trD}(t)] \\ &+ R^{-1}(t)B_D^T(t)g(t) + U_{trD}(t) \end{aligned}$$

ここで、

$$m(t) = g(t) - K(t)[X_D(t) - X_{trD}(t)]$$

とおくと

$$m(T) = 0 \quad (13)$$

$$\begin{aligned} U(t) &= -R^{-1}(t)B_D^T(t)K(t)[X(t) - X_D(t)] \\ &+ R^{-1}(t)B_D^T(t)m(t) + U_{trD}(t) \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}(t) &= -[A_D(t) - B_D(t)R^{-1}(t)B_D^T(t)K(t)]^T m(t) \\ &- K(t)\dot{X}_D(t) + K(t)A_D(t) \\ &\cdot [X_D(t) - X_{trD}(t)] \end{aligned} \quad (15)$$

以上の(10)～(15)式より最適制御系の基本構成は、第4図のようになる。ここで同図の①～③は、後で述べるように実システムで実用性を考慮して単純化を図った部分を示す。

4. シコルスキ S-61 型ヘリコプタ自動操縦システムへの応用

第5図に示すように、本自動操縦システムのデータ処理部に従来アナログ式コンピュータが使用されていたが、これを小容量の記憶容量をもつデジタルコンピュータに置き換えることにより本研究の適用を行った。適用に当っては、コスト上昇とならぬようハードの変更は最小限にとどめた。

また、デジタルコンピュータの採用により向上したデータ処理能力は、システムの性能改善にふり向けられた。

システムの改善は、本論で述べたオートアプローチ

第5図 自動操縦システム

プロファイルの最適化のほか、おもなものとして最適フィルタによる前後、左右、上下方向速度合成によるホバリングの安定化、最適化フィードバックによるクルーズモードの安定化等が挙げられるが、これらについては本論文では省略する。

4.1 システム合成 まず、初めに最適系の基本構成第4図を、現状のセンサ部、アクチュエータ部に適合するよう修正を行い、より具体性のあるシステムを合成し、次いでこの合成したシステムにつきシミュレーション計算を行い、これの妥当性を検討した。

4.1.1 低振動プロファイル $[X_D(t)]$ の検討 機体の振動は、ロータの振動が主因となっている。ロータは、(1)流入比非均一成(Δλ)、(2)最大ブレード迎角($\alpha_{r\max}$)が大きいほど振動が大となる傾向を示すことから、シミュレーションプログラムにこのパラメータ演算プログラムをリンクし、各種プロファイルにつきシミュレーションを実行し、試行錯誤的に低振動のプロファイルを策定し、より振幅の少ないオートアプローチプロファイル $[X_D(t)]$ を決定した。これを第6図に示す。

4.1.2 オートアプローチプロファイル (X_D) に追従制御する系の合成 最適系の基本構成をもとに、センサ部、アクチュエータ部に適合し、かつ許容しうる範囲内で、できるだけ単純化するようにシステムの検討を行い、システムの合成を行った。単純化を行ったおもな点は第4図の①～③の箇所、その内容は次のとおりである。

- ① $X_D(t)$ は第6図のオートアプローチプロファイルを用いた。
- ② フィードバックループゲイン $R^{-1}(t)B_D^T(t)K(t)$ 、フィードフォワードループゲイン $-R^{-1}(t)B^T(t) \cdot [A(t) - B(t)R^{-1}(t)B^T(t)K(t)]^T K(t)$ は、飛行速度領域内で大きく変化しないため一定値とし、 $K(t)$ は定常解 K_{STEADY} を使用した。また、効きの小さいゲインは0とした。

第6図 オートアプローチプロファイル

第7図 オートアプローチプロファイル

③ $U_{trD}(t)$ はコレクティブピッチ角 θ_c についてのみ速度を変数とする θ_{ctr} 発生関数を合成した。

4.2 シミュレーションによる検討 シミュレーションは、IBM の CSMP プログラムにより実施し、おもに次の事項を検討した。

- 1) 最適計算で得たフィードフォワード、フィードバックゲインを中心値として、ゲインを個々に20~30% 増減した場合の特性への影響。
- 2) 各種オートアプローチプロファイルにおける特性。
- 3) 機体重心、重量、風速など飛行条件が異なる場合の特性への影響。
- 4) 機器が故障し出力がハードオーバーした場合、ガ

ストを受けた場合の機体特性。

検討の結果確認された事項は次のとおりである。

- 1) ゲイン変動に強いシステムである。
- 2) プロファイルは飛行条件に影響されにくく振動が小さい。
- 3) ハードオーバーに対し強いシステムである。

4.3 飛行試験結果 第7図は、150 ft, 60 kt からのオートアプローチを行ったときのプロファイルであり、ほぼ期待どおりの特性が得られることが確認された。

5. む す び

一般に、非線形な系に最適制御を応用する場合、いたずらに複雑化するか、純理論的なものに終わりがちであるが、本論で述べた方法による場合、実際に即した形でシステムの最適制御化が可能になる。できあがったシステムが在来形に近ければ近いほど、トータルとしてのシステムの最適化を保障するものと考え

る。最後に、本研究および開発に当たって、海上自衛隊の絶大なるご支援とご指導、ならびに日本航空電子工業(株)の良きパートナーとしてご協力をいただいたことを付記し、合わせ関係各位に謝意を表します

参 考 文 献

- 1) 高浜盛雄：ヘリコプター自動進入パターンの最適化，日本航空宇宙学会中部支部定例談話会記事第 50 号 (1976)，pp. 1-9。
- 2) 加藤寛一郎：広い範囲でのヘリコプタの運動方程式，飛行機シンポジウム講演集 (1977)，pp. 5-8。

— 特 集 —

ヘリコプタの居住性の検討*

——騒音レベルの実機試験——

伊 藤 隆 夫**

Key words: Acoustic noise level; flight testing; helicopters

1. ま え が き

ヘリコプタの室内騒音は振動と共に一般に高いものとされている。これはガスタービン化されたとはいえ高い騒音源であるエンジンと回転機構である故に高い

* 昭和 57 年 11 月 12 日，第 20 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 58 年 5 月 9 日原稿受理 Study on the Comfortability of Helicopter—Flight Test of Acoustic Noise Level

** 三菱重工業(株)名古屋航空機製作所 Takao Iro

著 者 紹 介

伊藤 隆夫 (正会員)

昭和 21 年生。愛知県出身。昭和 43 年東京大学工学部機械工学科卒業。昭和 45 年同大学院修士課程修了。同年三菱重工(株)(名古屋航空機製作所)に入社，中型輸送機・旅客機の構造・装備設計を経て現在ヘリコプタの装備設計に従事。