

飛機結構學

上 冊

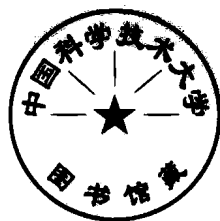
梁炳文編譯

商 務 印 書 館

飛機結構學

上 冊

梁炳文編譯



商 務 印 書 館

飛機結構學

下 冊

梁 炳 文 編 譯

商 務 印 書 館

本書主要由 Niles-Newell, Airplane Structure; Bruhn, Analysis and Design of Airplane Structures; Howard, The Stresses in Aeroplane Structures; Younger, Mechanics of Aircraft Structures 等及其他數種常用的飛機結構教材和參考書編譯而成，分上下兩冊出版。上冊講述比較基本的和普通的結構學；下冊內容大部分屬於飛機結構方面，一部分材料特別注重理論。書中所有原理和公式，均經詳細解釋、引證，俾使讀者易於瞭解，並減少再去翻閱其他參考書籍的麻煩。

飛 機 結 構 學

上 冊

梁 炳 文 編 譯

★版權所有★

商 務 印 書 館 出 版

上海河南中路二一一號

(上海市書刊出版業營業許可證出字第〇二五號)

新 華 書 店 總 經 售

商 務 印 書 館 北 京 廠 印 刷

*(61420·2A)

開本 850×1163—1/32 印張 10 1/8 字數 253,000
1954年11月初版 印數 1—1,200 定價 羊 24.000

本書主要由 Niles-Newell, Airplane Structure; Bruhn, Analysis and Design of Airplane Structures; Howard, The Stresses in Aeroplane Structures; Younger, Mechanics of Aircraft Structures 等及其他數種常用的飛機結構教材和參考書編譯而成，分上下兩冊出版。上冊講述比較基本的和普通的結構學；下冊內容大部分屬於飛機結構方面，一部分材料特別注重理論。書中所有原理和公式，均經詳細解釋、引證，俾使讀者易於瞭解，並減少再去翻閱其他參考書籍的麻煩。

飛 機 結 構 學

下 冊

梁 炳 文 編 譯

★版權所有★

商 務 印 書 館 出 版

上海河南中路二一一號

(上海市書刊出版業營業許可證出字第〇二五號)

新 華 書 店 總 經 售

商 務 印 書 館 北 京 廠 印 刷

* (61420·2B)

開本 850×1158¹/₃₂ 印張 11¹¹/₁₆ 字數 296,000

1955年3月初版 印數 1—1,200 定價 1.75 元

編 譯 者 序

本書係根據在國內常見的幾本西文飛機結構學編譯而成。茲有數點，向讀者說明如下：

1. 本書主要由奈牛二氏的“飛機結構學”(Niles and Newell, Airplane Structures),與布氏的“飛機結構的分析與設計”(Bruhn, Analysis and Design of Airplane Structures)兩書編譯而成，另摘錄其他數本飛機結構學與普通結構學，均於每章後面註明，以便讀者參考。

2. 本書內容主要為一般“飛機結構學”所講授的材料，凡原書中實際上在飛機結構學一科中從不講授的部分，皆予從略。

3. 為讀者自修及參考的便利計，書中所有原理與公式，均從詳補充引證，以能容易領會，減少參閱其他書籍的時間為目的。

4. 原書中的例題習題與圖表等，均經改為米制，以符合今後要求，米制的優點很多，顯而易見。但當此過渡期間，特別是在一般材料的規格尚未確定前，有些改革後的材料尺寸大小，就未必能有相當的實際東西。不過原文的英制材料規格，實際上為我國今後所不用者，所以除具有解題示範的作用以外，亦並無其他意義。改革後的米制數字除仍保留解題示範的作用外，對學者在熟悉米制的運用方面，總會有所裨益。

5. 本書的目的前面已經說過，是以一般大學飛機結構學的水平，盡量以容易領會，幫助學者參考自修為目的，如內容尚有不明確、不充實或有錯誤的地方，統希讀者多提意見，作今後的更正與補充。

最後對榮湘濤同志的幫助，特別是對於第二冊的校正和繪圖工作，謹趁此機會，予以致謝。

梁炳文 1952 年於北京清華大學航空學院

上 冊 目 錄

緒篇	1
----------	---

第一章 支力·剪力·彎矩與影響線	3
------------------------	---

1:1. 基本原理 1:2. 支力 1:3. 支力的計算 1:4. 力的移植法 1:5. 剪力與彎矩之定義,正負號與曲線圖 1:6. 外力,剪力,與力矩之關係 1:7. 二力矩方程式 1:8. 影響線 1:9. 影響線的作法及用途 1:10. 發生最大剪力與力矩的外力位置 習題

第二章 樑的變位	31
----------------	----

2:1. 定義與假設 2:2. 變位與折轉角之關係 2:3. 曲度,斜度及變位的一般關係 2:4. 彈性載荷的求法 2:5. 曲度與外力的關係 2:6. 例題 2:7. 力矩面積法 2:8. 積分法 2:9. 三個方法的比較 習題

第三章 連續及限動樑	61
------------------	----

3:1. 分析連續樑的原理 3:2. 三力矩方程式 3:3. 例題 3:4. 有固定端的樑 3:5. 中間支點彎矩的作用 3:6. 不一致的慣性力矩 3:7. 軸向力的作用 3:8. 力矩分配法 3:9. 例題 3:10. 一般傳遞因數的決定 3:11 剛度與分配因數 3:12. 固定力矩 3:13. 例題 3:14. 對稱與鉸接端點的計算簡化方法 3:15. 支點變位之影響 3:16. 核對計算 3:17. 慣性矩不一致的樑 習題

第四章 扭轉	85
--------------	----

4:1. 圓柱形的扭轉應力 4:2. 他種形狀構件之方程式 4:3 薄殼剪流 4:4. 兩垂直面剪應力相等 4:5. 考爾門圓 4:6. 主應力與最大剪應力的決定 4:7. 圓管受合成外力 4:8. 交影線 4:9. 例題 4:10. 雙胞膜殼扭轉與剪流的關係 4:11. 多胞膜殼剪流與扭轉角的求得 4:12. 雙胞膜殼的扭轉角與剪流方程式 4:13. 例題一,不對稱的雙胞膜殼 4:14. 例題二 4:15 例題三,三胞膜殼 習題

第 五 章 不對稱剖面的彎矩114

- 5:1. 普通力矩方程式的誤用 5:2. 不對稱剖面的彎矩方程式 5:3. 第一法, 對主坐標的彎矩應力方程式 5:4. 第二法, 對中性軸的彎矩應力方程式 5:5. 第三法, 對任何坐標的彎矩應力方程式 5:6. 以上三法的優點與劣點 5:7. 樑變位 5:8. 例題 習題

第 六 章 構架分析131

- 6:1. 靜定構架 6:2. 節點法 6:3. 力矩法 6:4. 剪方法 6:5. 例題 6:6. 立體構架 6:7. 拉力係數法 6:8. 雙翼構架分析 6:9. 分解立體結構為平面結構的方法 6:10. 單翼構架的分析 6:11. 立體構架的扭轉 習題

第 七 章 圖解法156

- 7:1. 合力與分力的定義 7:2. 求合力的方法 7:3. 支點圖解法 7:4. 剪力圖解法 7:5. 力矩圖解法 7:6. 樑變位圖解法 7:7. 構架的圖解法 7:8. 包氏符號 7:9. 例題 7:10. 符號的決定 7:11. 虛件的應用 7:12. 以向量法處理力矩 習題

第 八 章 拉桿與支柱169

- 8:1. 拉桿的設計 8:2. 支柱的折損種類 8:3. 塑流折損 8:4. 臨界載荷 8:5. 臨界載荷存在的證明 8:6. 用能量求臨界載荷的方法 8:7. 各種實驗方程式 8:8. 有效彈性模數 8:9. 平薄板的支柱作用 8:10. 薄圓管及曲板 8:11. 加勁條平板與曲板 8:12. 鉚釘間薄板皺褶與有效寬度的關係 8:13. 薄板構件的支柱作用 8:14. 例題 習題 附表一至八

第 九 章 變位216

- 9:1. 變位與變形 9:2. 變動與能量的關係 9:3. 虛功法的一般公式 9:4. 由於拉長的變位 9:5. 例題 9:6. 偶力轉動的工作 9:7. 樑的變位 9:8. 例題 9:9. 由於剪力之變位 9:10. 例題 9:11. 扭轉變位 9:12. 虛功法的總變位方程式 9:13. 轉動角的計算 9:14. 構件的相對轉動 9:15. 用虛功法求傾斜度 9:16. 多氏變位反逆定律 9:17. 加氏第一定理 9:18. 例題 9:19. 求構架變位的彈性載荷法 9:20. 例題 9:21. 斜棒索法 9:22.

例題 9:23. 求構架節點變位的魏氏圖解法 9:24. 用樑的公式求構架變位的方法 9:25. 幾個方法的比較 習題

第 十 章 靜不定結構 265

10:1. 冗餘次數 10:2. 分析冗餘結構之方法 10:3. 重合定律 10:4. 一次冗餘結構 10:5. 多次冗餘結構 10:6. 靜定的別餘結構 10:7. 麥-莫法的一般用法 10:8. 祇有軸向力的冗餘結構 10:9. 構架中的固有應力 10:10. 受力後失去作用的構件 10:11. 最小功能法 10:12. 例題 10:13. 麥-莫法與最小功能法的價值 10:14. 相對剛度定律 10:15. 方程式解法 10:16. 影響線解題法 10:17. 鋼筋構架符號 10:18. 例題 10:19. 傾斜變位法 10:20. 彈性節點的作用 習題

下 冊 目 錄

第十一章 樑柱.....315

11:1. 軸向力的一般影響 11:2. 方程式之求得 11:3. 三力矩方程式
11:4. 例題 11:5. 他種外力的方程式 11:6. 臨界載荷 11:7. 近似
方程式 11:8. 支點間軸向力的變化 11:9. 次要力矩 11:10. 用各種樑
柱方程式應注意的幾點 11:11. 等形樑柱的力矩分配法 11:12. 例題 11:13.
樑柱的極圖分析法 附錄一 附錄二 附錄三

第十二章 薄板樑.....405

12:1. 張力場腹板 12:2. 例題 12:3. 校正係數 12:4. 部分張力場
12:5. 腹板應力的計算 12:6. 例題 12:7. 接連弦件與腹板的鉚釘載
荷 12:8. 勁條之設計 12:9. 弦件應力 12:10. 上下弦不平行及斜勁
條的影響 12:11. 張力場樑的變位 12:12. 附言

第十三章 開口剖面之彎矩剪流.....433

13:1. 剪心 13:2. 等形樑由於彎矩的剪流方程式 13:3. XZ 剖面內剪
流的正負號 13:4. 有一個對稱軸的剖面剪心 13:5. 幾個例題 13:6.
腹板剪流是常數的樑 13:7. 是常數的剪流與其合力的一般關係 13:8. 不
對稱的開口剖面剪心及剪流 13:9. 由弦件軸向力的變化(ΔP)求剪流的方法

第十四章 合口剖面之彎矩剪流.....455

14:1. 單胞雙弦的匣樑 14:2. 扭轉變位 14:3. 不對稱的單胞三弦件匣
樑 14:4. 單胞硬膜殼及分佈複弦剖面 14:5. 不對稱的單胞複弦樑, 14:6.
雙胞複弦匣樑 14:7. 不對稱的複弦雙胞匣樑 14:8. 複弦三胞匣樑 14:9.
沿縱長軸慣性矩不一致之單胞匣樑 14:10. 由弦件軸向力的變化決定薄板
剪流的方法 14:11. 斜削腹板的剪流 14:12. 例題

第十五章 彈心法.....505

15:1. 一般的方法 15:2. 幾個假設 15:3. 彈性重量與力矩重量 15:4.
用力矩重量與柔度求懸臂樑變位的方法 15:5. 彈心法原理 15:6. 求 M_0 ,
 X_0 與 Y_0 的方程式 15:7. 幾個例題 15:8. 一般飛機隔框的分析方法

第十六章 保壓艙的應力分析.....537

16:1. 公式的求得 16:2. 例題 16:3. 壓力艙圓筒部分的應力分析 16:4. 壓力艙橢圓體部分的應力分析 16:5. 壓力艙呈椎體部分的應力分析 16:6. 圓筒與斜削部分相接處的隔框應力 16:7. 長方形壓力艙的應力分析

第十七章 剪滯與洞口應力分析.....553

17:1. 剪滯的定義 17:2. 基本方程式 17:3. 用變位表示應力的關係方程式 17:4. 弦件的應力分佈 17:5. 弧狀弦件的作用 17:6. 應力沿縱長方向的變化 17:7. 剖面突然變形的影響 17:8. 洞口設計 17:9. 分析洞口應力的方程式 17:10. 例題

第十八章 曲樑與環.....576

18:1. 曲樑的彎矩應力 18:2. 求 J 的圖解法 18:3. 普通曲樑的應力 18:4. 例題 18:5. 曲樑的變位方程式 18:6. 重心線為圓的曲樑變位方程式 18:7. 對稱與反對稱的外力 18:8. 圓環剖面上的冗餘力 18:9. 例題

第十九章 臨界載荷.....605

19:1. 莫帕求司定律 19:2. 三角函數的應用 19:3. 虛功原理 19:4. 樑變位的三角函數方程式 19:5. 支柱在彈性物質中的臨界載荷 19:6. 不穩定的折損類別 19:7. 支柱受變數側力的穩定問題 19:8. 彈性側力的穩定問題 19:9. 側力不與變位成比例的支柱 19:10. 其他種側力的作用 19:11. 以上用彈簧常數求穩定條件的結論 19:12. 剛節結構的穩定問題 19:13. 例題 19:14. 用實驗求臨界載荷的方法 19:15. 目前一般研究穩定問題的理論

第二十章 柱的扭損.....636

20:1. 變分法的應用 20:2. 變分法應用的符號和名詞 20:3. 變分法對鉸接柱的應用 20:4. 薄板的扭屈 20:5. 單位扭屈量的方程式 20:6. 應力, 應變, 與扭屈的關係 20:7. 支柱彎屈與扭轉的總儲能 20:8. 支柱一般的微分方程式, 旋轉軸位置仍為未知數 20:9. 剖面有兩個對稱軸的支柱 20:10. 剖面有一個對稱軸的支柱 20:11. 剖面不對稱的支柱 20:12. 支柱有已知旋轉軸的一般方程式 20:13. 扭屈矩及扭屈常數的計算 20:14. 附言

飛機結構學

緒篇

飛機結構學之目的，主要爲使學者有設計飛機之能力，飛機設計分空氣動力設計及結構設計兩大部分。前者決定飛機外形及外力與載荷之分佈，後者即根據形式外力與載荷，設計各部分的結構。空氣動力學與一般設計方法另有專科講授，故略而不談。本書祇就一般飛機結構原理與其應用，加以闡明。

飛機因加速關係，各部結構所受之動力載荷常大於其靜力載荷數倍，其最大倍數亦即最大可能加速度對於 g 之倍數，亦稱限度載荷因數 (limit load factor)，用 N 代表之，以 N 乘靜力載荷，即得限度載荷 (limit load)，意即結構在各種情況下，所受最大載荷皆在此限度以內。爲安全起見，常須再乘以安全因數 (factor of safety)。普通此因數爲 1.5，間有高於此者。如靜力載荷爲 W ，則 $1.5NW$ 即設計時所用之設計載荷 (design load)，根據此種載荷所設計之結構，一定能安全勝任所給予之最大載荷，普通所說載荷因數 (load factor)，意即指 $1.5N$ 而言。

每個構件 (member) 是否合乎要求，須知將其摧壞之載荷爲若干，此種載荷名之曰極限載荷 (ultimate load)。此種載荷必須大於設計載荷。
下數

$$\frac{\text{極限載荷}}{\text{設計載荷}} - 1 \quad \text{或} \quad \frac{\text{極限應力}}{\text{設計載荷應力}} - 1$$

名之曰安全限度 (margin of safety)。此限度以正數近於零爲最合適。但決不可爲負數。此數太大表示材料浪費，重量增加；負數表示力量弱

不能勝任，皆須另行選擇。重要構件有設安全因數大於 1.5 者，亦有規定安全限度須大於一定正數，如 0.25 者。

有時雖然安全限度爲正數，但限度載荷有使構件發生永久變形 (permanent set) 的情形，這是設計者常須設法避免的不良結果。故每種構件是否合乎要求，須合乎兩種條件：第一，安全限度須爲正數，即極限應力須大於設計載荷應力；第二，屈服點(yield point)須高於限度載荷應力，關於後一點，如果材料的屈服點在其極限應力的三分之二以上，即不須考慮，因安全因數爲 1.5，如果設計載荷應力小於極限應力，則限度載荷應力必低於屈服點。

問題 1. 一飛機之總重爲 3000 公斤，三點落地 (three-point landing) 的規定載荷因數爲 6。試問在此情況下該機之設計載荷應爲若干？其慣力(inertia force)有多少？

2. 一昇力線(lift wire)之設計載荷爲 1000 公斤，所選用之線僅能負 900 公斤之力量不致拉斷，試問該線之安全限度爲何？是否合用？

本篇參考書

奈牛二氏“飛機結構學”第二章。

第一章 支力・剪力・彎矩與影響線

飛機所受之外力由飛行降落情況與載荷決定以後，再次為分析外力對飛機各部結構之影響。其法為將飛機分為最基本之若干結構單位，如樑(beams)、構架(trusses)、柱(columns)等。各單位之應力根據設計載荷計算後，與許可應力(allowable stresses)相較，因而求出安全限度，決定是否可用。此為本書主要範圍。不僅飛機之設計如此，橋樑屋架之設計皆如此，不過本書特注意飛機構造，舉例說明及試題，亦大多取材於此。

§ 1:1 基本原理——各種結構之分析，皆假定外力在結構各部維持平衡(equilibrium)狀態，凡在靜止與無加速度之物體皆如此。即在加速運動中，如將慣力加上，亦為平衡狀態(此即 d'Alembert's principle)。

結構分析法一般稱之曰隔離法(free body method)。將整體隔離，可求出外力(external forces)的未知數，此多為反力或曰支力(reactions)。將結構部分隔離，可求出結構各個構件的內力(internal forces)來。

不論整體隔離或部分隔離，平面結構(planar structure)可用之靜力學(statics)平衡方程式(equations of equilibrium)，或簡稱靜力方程式，有三：

$$(1) \quad \sum X = 0 \text{ 或 } \sum H = 0.$$

$$(2) \quad \sum Y = 0 \text{ 或 } \sum V = 0.$$

$$(3) \quad \sum M = 0.$$

以上第一與第二個公式，指明沿兩個垂直坐標的所有力量的合力等於零，亦等於說沿任何方向的合力皆等於零，所以物體是不移動的。但力矩雖合乎第一與第二兩個條件，還有使物體發生旋轉的能力，故第

三個公式又指明所有力量對任一點的力矩之和等於零，所以物體又不旋動，成了完全的平衡狀態。

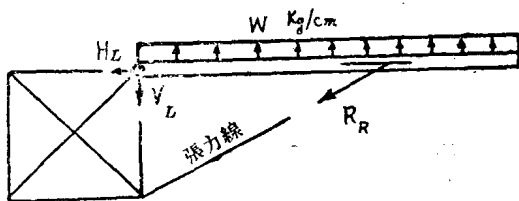
飛機結構大多是立體的，但仍可以將其分為若干平面結構，再用隔離法將其分為若干自由體 (free body)，每個自由體皆可寫出以上的三個方程式來，總共可以寫出若干不相雷同的靜力方程式。我們知道有幾個方程式，即可以求出幾個同樣數目的未知數來，如將整體隔離，可寫的靜力方程式的數目多於外力的未知數時，這個結構一定是外力不穩定的 (unstable)；如兩個數目相等，所有未知數恰好都可以決定，這種結構叫做外力靜定 (statically determinate) 結構；如外力未知數多於靜力方程式時，即無法決定，這樣的結構叫做外力靜不定 (statically indeterminate) 結構。外力已經決定的結構，如將內部隔離，所可能寫的靜力方程式如與未知數相等時，叫做內力靜定結構。未知數少於靜力方程式時，叫做內力不穩定結構，未知數多於靜力方程式時，叫做內力靜不定結構。內力靜定結構及內外力靜不定結構，以後還分章討論，本章祇講外力靜定結構。

§ 1:2 支力——各種結構當外力加上去後，第一步所要求的是決定支力。一般靜定結構的支力有兩個。決定一個力量的特性有三：即數量 (magnitude)、方向 (direction) 與作用點 (point of application)。兩個支力即有六個未知數，而可寫的方程式祇有三個，多餘的三個未知數多半是由結構本身上或藉假定來解決了。如鉸接 (pin joint 或 hinge) 多用符號 $\cap \cap$ 代表，作用點是已知數，要求的祇有數量與方向；滾軸 (roller) 多用符號 $\cap \cap$ 代表，這樣的接頭，不僅作用點是已知數，方向也是已知數，因對球體的有效力量祇能是與作用點的切面成垂直的。飛機上常用張力線 (tension wire)，張力線的作用點與方向也是已知數。

上面說過鉸接的未知數有二，即數量與方向，這兩個未知數為計算方便計，常用另外兩個未知數 V 與 H 來代替 (見 1:1 圖)。因為任何一個力量，如果牠的分力 V 與 H 決定了，牠的數量 (即 H 與 V 的合力) 與

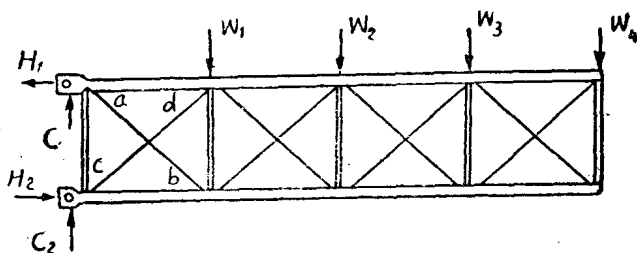
方向當然也就決定了。

有些由結構本身不能直接決定的未知數，常有適當的假定來決定。1:2 圖是飛機結構中常見的，這個結構用兩個鉸接，兩個支力 R_1



1:1 圖

與 R_2 共有四個未知數，是靜力方程式所不能解決的，但我們可以拿合理的假定來解決牠，因其中張力線祇能接受張力 (tension, 或叫拉力)，



1:2 圖

ab 線的拉力可使 R_1 的分力 C_1 發生作用， cd 線中的拉力等於零，故可假定 R_2 的分力 C_2 等於零，因而祇剩三個未知數，即 H_1 、 C_1 與 H_2 。這樣一來就可以用靜力方程式來解決了，其中 $C_1 = W_1 + W_2 + W_3 + W_4$ 。另外還可以假定因抗壓支柱 (compression strut) 的作用，因而使 C_2 也發生作用，我們可以假定 $C_1 = C_2$ ，這樣仍祇有三個未知數，不過根據這個假定所求出來的內邊的支柱與接頭 (fitting) 上所受的力量就與以前所求的不同了。各個構件須分別根據幾個假定之中最保險的一個來決定其所受力量，以策安全。像類似的情形，可以有兩個或三個以上的假定來解決問題。

§ 1:3 支力的計算，例題：——為計算方便明瞭計，支力的計算可分為下三個步驟：

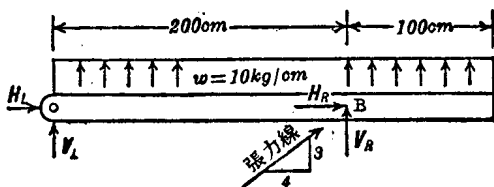
第一步。將結構作一草圖，將各外力分成橫的與豎的分力(H 與 V)，方向用箭頭表示出來，支點是鉸接或滾軸等用符號表示，支力亦用 H 與 V 表示之，不必過於在草圖上用工夫，但須清楚明瞭。

第二步。斷定結構是否在外力方面是靜定結構。

第三步。用靜力方程式求出三個未知數來。

為免除錯誤及混亂計，所有力量以上與向右的為正。力矩以反時針為正，所求出來的未知數如符號是正的，表示原假定的方向是對的，如果是負的，表示真正的方向與原設的相反。 $\Sigma M = 0$ 常常可以在兩個地方使用兩次，以核對答數是否有誤。

例題一：試求出 1:3 圖所示翼樑的支力橫豎兩個方向的分力來。



1:3 圖

解：第一步須決定是否是靜定結構，因張力線的着力點與方向都知道了，祇有一個未知數，與左邊鉸接的兩個未知數加起來，恰與靜

力方程式相等，所以是靜定結構。在 A 點用 $\Sigma M_A = 0$ 得

$$\Sigma M_A = 10 \times \frac{(200 + 100)^2}{2} - 200V_R + H_R \times 0 = 0$$

$$10 \times \frac{300^2}{2} = 200V_R$$

$$\therefore V_R = 2250 \text{ 鈞。}$$

在 B 點用 $\Sigma M_B = 0$ 得

$$\Sigma M_B = 10 \times \frac{100^2}{2} - 10 \times \frac{200^2}{2} - 200V_L + H_L \times 0 = 0$$

$$200V_L = 10 \times \frac{100^2}{2} - 10 \times \frac{200^2}{2}$$

$$\therefore V_L = -750 \text{ 鈞。}$$