

T. A. 格魯蒙德斯 著

飞机的带式 空气减速装置

(机动飞行掣动用)



國防工業出版社

飞机的带式 空气减速装置

(机动飞行掣动用)

T. A 格魯更德斯著

王培良译

国防工业出版社

內 容 簡 介

本書闡述飞机的新型帶式空气減速裝置的實驗研究，研究的範圍包括它的空气動力特性、相似准則与強度。制定了帶式減速裝置的亞音速气動力計算方法。在書的結尾还用实例比較了这种減速裝置与其他应用中的減速板的阻力性能。此書可供飞机設計人員，實驗研究人員，航空院校的師生參考。

苏联T. A. Грумондэ 著 ‘Тенточный воздушный тормоз для торможения самолета на маневре’ (Оборонгиз 1956 年)

國防工業出版社

北京市書刊出版業營業許可証出字第 074 号
机械工業出版社印刷厂印刷 新华書店發行

*

850×1168 $1/32$ · 19/16 印張 · 37千字

1959年 3 月第一版

1959年13 月第一次印刷

印数: 0,001— 1,100册 定价: (11)0.32元

№ 2330 統一書号15034·279

目 录

緒言.....	5
§ 1 在HK-1風洞內的最初实验.....	5
§ 2 使用帶式空气減速裝置的可能性的驗証.....	7
§ 3 闡明減速裝置的工作对机翼空气动力性能影响的实验.....	17
§ 4 影响帶式減速裝置工作和正面阻力系数的参数之闡明.....	21
§ 5 为取得計算帶式減速裝置的数据在T-1風洞內的实验.....	31
§ 6 工作的帶式減速裝置的电影攝影.....	40
§ 7 帶式減速裝置的空气动力計算.....	45
§ 8 布帶的強度試驗.....	47
§ 9 結語.....	48

緒 言

本書所要討論的是有关新型空气减速裝置的實驗研究問題。这种减速裝置無論从結構上来看或从减速力的获得方法上来看,都与目前所选用的减速裝置有着根本的不同。它的工作原理是賴于同运动物体相連的构件的自振,使气流的动能轉变成位能。在我們所研究的情况中,伸出机翼后緣的布带便作为这种构件。

本書發表的材料均系莫斯科航空学院空气动力實驗室在流速不超过 50 м/сек 情况下得出的實驗結果。

带式减速裝置的性能与目前所采用的各式减速裝置作一比較指出,前者仅在振动构件的面积很大的情况下,方能显示出减速力的优越。这样将使减速裝置的結構趋向复杂。但是,可以这样預言:只要結構方案是完善的,具有較小的較矩,重量显然也輕的带式空气减速裝置將有成效地在飞机上获得采用,以作机动飞行时减速之用。

§1 在HK-1風洞內的最初實驗

在HK-1風洞內进行初步實驗的目的是为了闡明带式减速裝置的尺寸与正面阻力的关系。

圖1是流速 $V=29 \text{ м/сек}$ 和攻角 $\alpha=0^\circ$ 及 $\alpha=4^\circ$ 时,沿整个翼展裝有布带的矩形机翼的正面阻力系数与布带宽度的关系圖。尺寸 b_1 是布带伸出机翼外面的宽度。

我們所要研究的正面阻力包括机翼阻力、布带的摩擦阻力和布带繞平行于机翼后緣的軸綫振动时,布带翘曲而形成的压差阻力。这些組成部分內还包括机翼与布带相互影响而产生的阻力。

指出这点是有趣的: c_x 在开始时的增長几乎与布带宽度的增長成正比,随后在 b_1 数值的某个範圍內, c_x 反而随布带宽度的增長

而减小。这是由于布带宽度改变时，它的振幅和振动频率也随之改变。

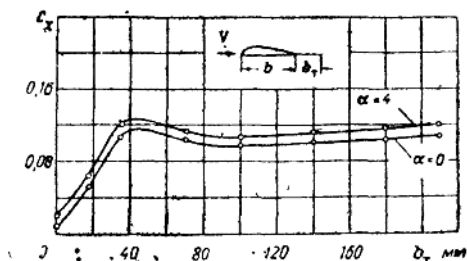


圖1 裝有減速裝置的機翼正面阻力係數與布帶寬度的關係。

$$c_x = \frac{Q}{qS}; \quad V_{\text{ср}} = 29 \text{ м/сек}; \quad b = 0.150 \text{ м};$$

$$l = 0.75 \text{ м}; \quad \overline{c} = 16\%.$$

圖2 概略地表明振動的布帶于極限位置時的剖面圖。

當布帶的寬度超過某一限度時，振幅和振動頻率隨之減小。這樣，就使布帶上下表面壓力差所形成的阻力減小。摩擦阻力則隨着布帶寬度的增長而加大。結果，在某個寬度時， c_x 開始又增加。



圖2 振動的布帶于極限位置時的剖面示意圖。

最有利的 $b_{r.\text{нв}}$ 寬度，正如實驗的結果所指出，與布料的質量

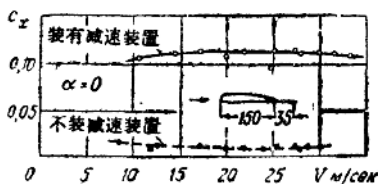


圖3 裝和不裝減速裝置的機翼正面阻力

係數與迎面氣流速度的關係曲綫。此時，翼弦 $b = 150 \text{ мм}$ ， $b_{r.\text{нв}}$ 約為 45 мм ，即 $\frac{b_r}{b} \approx \frac{1}{3}$ 。

當攻角 $\alpha = 0^\circ$ 時，裝有減速裝置的機翼的正面阻力係數與原

密度有關，布料質量密度增大， $b_{r.\text{нв}}$ 也增大。當超過 $b_{r.\text{нв}}$ 時， c_x 便停止增長，而後并隨之減小。

用 АОД 布料進行實驗的結果示于圖1上。布料單位面積的重量密度等於 $\gamma_F = 0.00682 \text{ кг/м}^2$ 。此時，翼弦 $b = 150 \text{ мм}$ ， $b_{r.\text{нв}}$ 約為 45 мм ，即 $\frac{b_r}{b} \approx \frac{1}{3}$ 。

翼型机翼相比較，前者比后者約增大 10 倍。

其次，当机翼攻角 $\alpha = 0^\circ$ ，而 $\frac{b_r}{b} = 0.25$ 时，借装有 АОД 布料减速装置的机翼进行了多次正面阻力与流速关系的实验。

圖 3 就是装和不装减速装置的机翼工作时的比較曲綫 $c_x = f(V)$ 。

从圖中可看出，装有减速装置的机翼正面阻力系数在所研究的速度范围内約为一个常数。

此外，还将装有同样减速装置的机翼于流速 $V = 30 \text{ м/сек}$ 和攻角 $\alpha = \pm 4^\circ, 0^\circ, -6^\circ, +8^\circ$ 下的工作情况拍摄了照片。

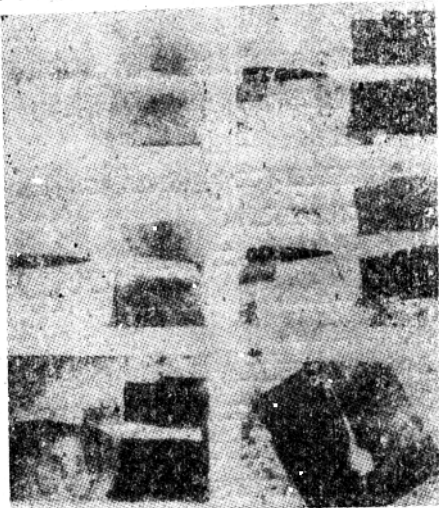


圖 4 装有减速装置的机翼于各种攻角下的一般景象。

从圖 4 的各张照片中能清楚地看出，布带于振动时的振幅和翘曲的特性，沿机翼后緣好象形成一个由于振幅而引起的截面很大的新物体。

初步实验結果就奠定了对使用布带作为飞机的减速装置的合理性和可能性问题的研究基础。

§2 使用带式空气减速装置的可能性的验证

对飞机减速装置的重要要求是：

1. 减速装置工作时，应产生很大的正面阻力；
2. (这点与减速装置的操作应具有适当的铰接力矩有关)。

当然，飞机上安装了减速装置以及它的作用都不应该降低飞机的基本空气动力性能。

前面已肯定，装有带式减速装置的机翼正面阻力能增长10倍。这就是说，根据初步的实验，可认为减速装置的减速效应是极其良好的。至于铰矩方面，带式减速装置的优越是无可争辩的。因为阻力是随着布带的伸出量而增长着，但它的力臂，实际上仍是一个常值。

当减速装置不工作，也就是收在机翼内时，飞机的最大速度实际上是不起变化的。

带式减速装置的工作元件的重量比目前所采用的结构要轻。因而，飞机重量的增加以及随此而引起的爬高速度的变化都不会超出现有的范围。

首先研究下面几个最重要的问题：

1. 减速装置的工作对飞机稳定性的影响程度；
2. 布带的振动能否引起机翼和尾翼的颤振；
3. 是否能保证承受拉伸和弯曲振动的布带具有必要的强度。

为说明稳定性的变化，在莫斯科航空学院空气动力实验室内，对装有带式减速装置的机翼进行了极缘和对前缘力矩的实验。此外，还进行了研究机翼上压力分布的实验。为了阐明尾翼处的流速阻滞程度，又研究了机翼后面的流速场。

图5表示出装有不同宽度的减速装置的矩形机翼的曲线族 $c_y = f(\alpha)$ 。布带的横向尺寸在任何情况下都与翼展等长。机翼的翼型示于图6上。从图5中可以看出 $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$ 于减速装置工作时的变化。

原翼型机翼的 $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha} = 0.0775$ 。

装有减速装置机翼的 $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha} = 0.725$ 。

$\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$ 的改变使纵向稳定性略有所增。

当伸出的布带宽度改变时， $\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$ 保持不变，这是值得注意的有利因素。

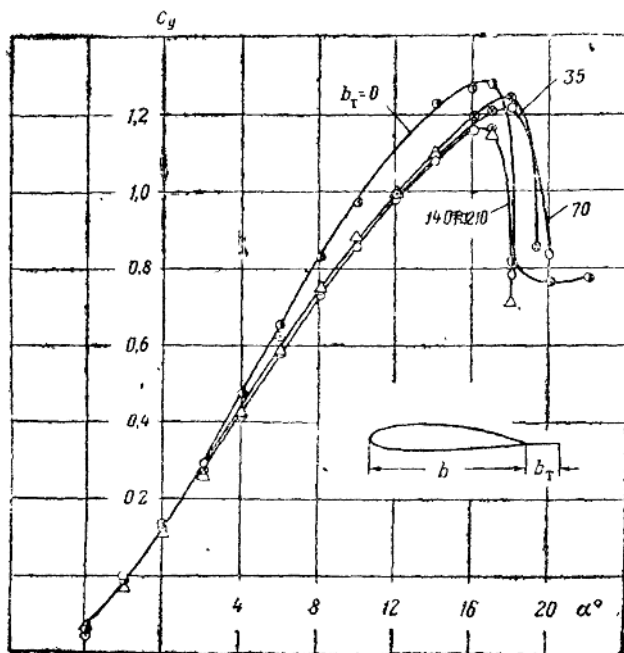


圖5 裝有各種尺寸減速裝置的機翼升力係數與攻角的关系。

$$C_y = \frac{Y}{\rho \frac{V^2}{2} S}; \quad V_{\text{ep}} = 29 \text{ м/сек};$$

$$b = 0.150 \text{ м}; \quad l = 0.750 \text{ м}.$$

圖7表示出裝有帶式減速裝置的矩形機翼的曲線族 $c_x = f(\alpha)$ 。

上圖表明，以各種攻角飛行時，正面阻力均有改變。因此，減速效應隨攻角增大而減低，這點可用關係式 $\frac{c_x(\text{裝有減速裝置})}{c_x(\text{不裝減速裝置})}$ 來表征。

在臨界攻角下減速效應消失，這是因為由於機翼上表面的氣流分離使布帶的自振停止的緣故。

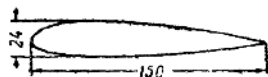


圖6 于HK風洞內實驗極綫和力矩的翼型。

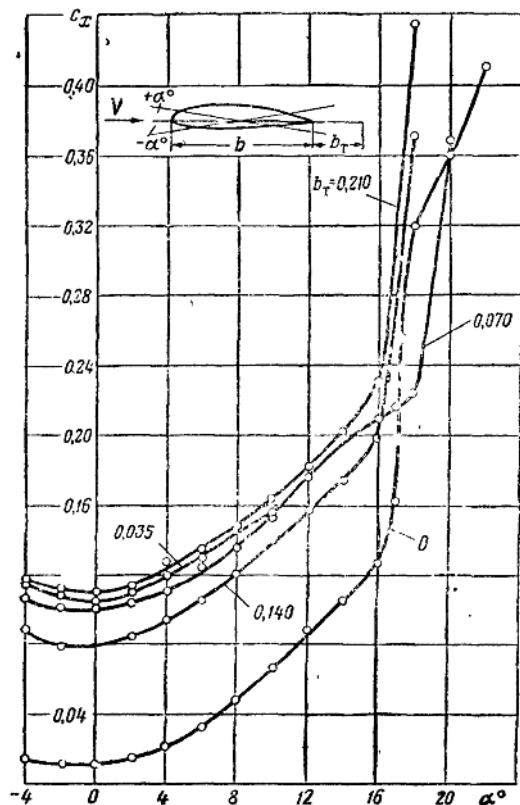


圖 7 裝有各種尺寸 b_T 減速裝置的機翼正面阻力係數與攻角
的關係圖。

$$c_x = \frac{Q}{\rho \frac{l^2}{2} S}; \quad V_{cp} = 29 \text{ м/сек};$$

$$b = 0.150 \text{ м}; \quad l = 0.75 \text{ м}.$$

在 HK 風洞中于流速 $V = 29 \text{ м/сек}$ 時進行極綫實驗。此後，在
同樣的流速下，借助于重心儀對裝有減速裝置的機翼進行力矩實
驗。

圖 8 表示相对机翼前緣軸綫的力矩系数与攻角的关系。

为使力矩实验的数据非常准确，扩大了实验范围。于同一个风洞内借重心仪对具有另一翼型的相似机翼和带式减速装置（布料密度大 5 倍）进行了实验。减速装置的宽度分七种。这些实验结果以曲线 $m_z = f(\alpha)$ 形式绘于圖 9 内。

从圖 8 和圖 9 中不难看出，减速装置的作用实际上并不使 $\frac{\partial m_z}{\partial \alpha}$ 改变，这就证实机翼焦点位置是恒定的。因此，减速装置的工作对过载稳定性是没有影响的。这样，我們就可粗略地认为，采用带式减速装置对飞机的稳定性没有大的影响。

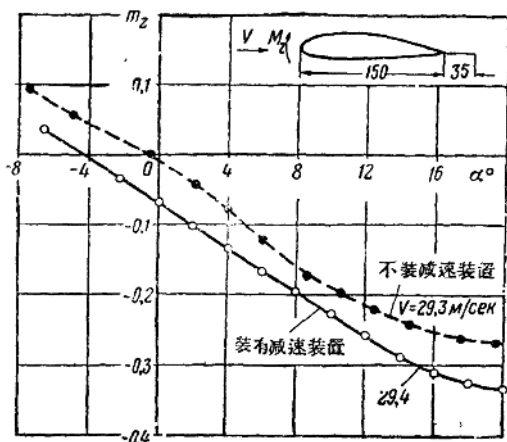


圖 8 装有和不装减速装置的机翼力矩系数与攻角的关系。

$$m_z = \frac{M_z}{\rho \frac{V^2}{2} S b}$$

由于减速装置的作用，下俯方向的 m_{z0} 增加。这时，驾驶员应在伸出减速装置的同时，向后拉操纵杆，使飞机的攻角增大。不过从圖 8 和圖 9 中可以看出，新的平衡角与收上减速装置飞行时的角度相差不大。

应当注意，减速装置伸出时，会产生很大的逆飞行方向的力，

这个力沿翼弦作用。該力的力矩能使下單翼飞机低头和上單翼飞机抬头。因此，带式减速装置仅适用于重心沿翼弦法綫方向位移很小的飞机。

机翼的气流特性对飞机的稳定性的影响很大。当伸出带式减速装置时，要防止减速系数的增大和气流阻滞区域的扩大。至于减速装置伸出后，气流下洗角的变化对稳定性的影响可以忽略不计，因为 c_p 的改变不大。

为闡明气流于机翼后面的阻減程度，在 HK 風洞中做了專門实验。这一实验也包括在風洞工作段內速度場的預先研究。所述風洞的工作段系指安装带有减速装置模型的区域而言。这次实验是以具有对称的扁圓翼型的矩形机翼模型(尺寸为 0.200×0.750 米)进行的。

选用 AOD 布料制作减速装置的布带(寬 0.20 米和長等于翼展)固定在机翼上，并使其伸出机翼后緣 2.5%。模型的这种固定法

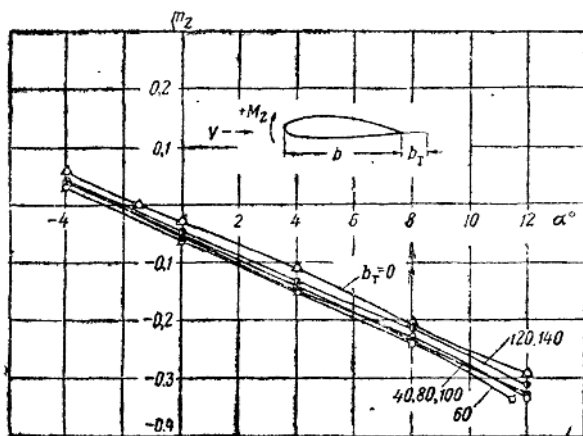


图 9 装有减速装置的机翼力矩系数在不同的 b_T 下与攻角的关系。

$$m_z = -\frac{M_z}{V^2 S b}; \quad V_{cp} = 30.8 \text{ м/сек}; \quad b = 0.150 \text{ м}.$$

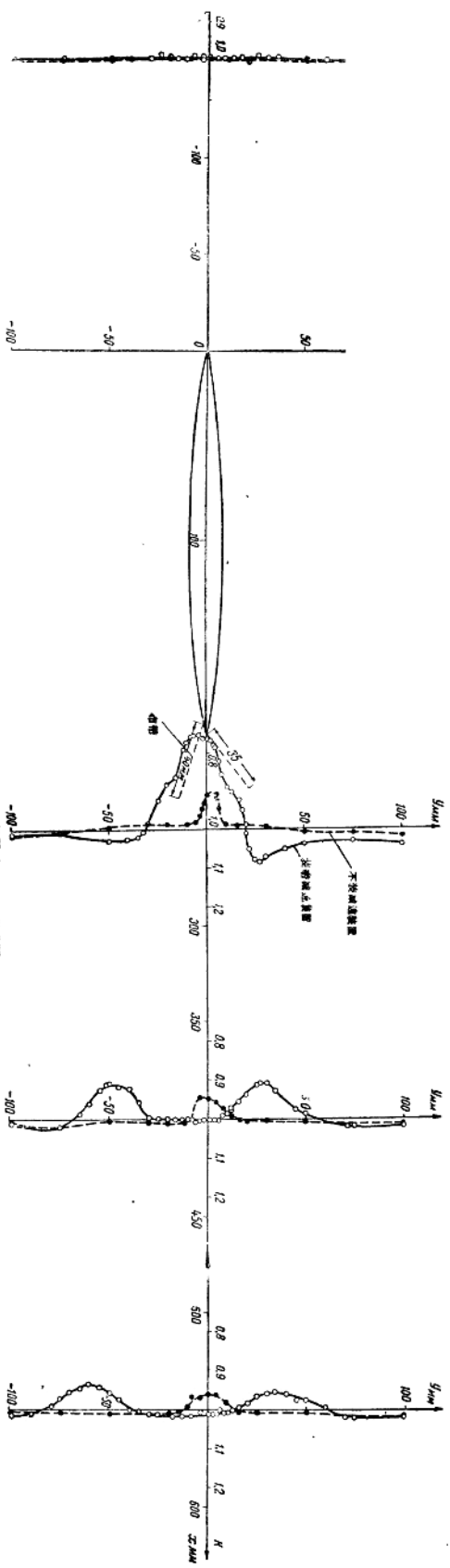


图10 带有和不带减阻装置的机翼后面的气流速度场。
 $k = \frac{1}{\Gamma_{\infty}}$, $\Gamma_{\infty} = 30.4 / \text{cm}^2$

在初次近似中可以說明，使用帶式減速裝置對不從機翼後緣伸出布帶，而從靠近機翼後緣的下表面伸出也是可以的。

實驗時，在機翼後面的氣流阻滯區域內，根據三個截面研究了流速的相對變化。為作比較，又在機翼前 0.75% 處選取了第四個截面。氣流阻減的特性以各實驗點上的流速與未扰动流速之比值來表征，即以係數 $k = \frac{V_{\text{exp}}}{V_{\infty}}$ 來表征。

實驗是在 $\alpha = 0^\circ$ 和流速 $V = 30 \text{ м/сек}$ 的條件下進行的。圖 10 表示的是機翼與所選取的截面，各個點的位置，以及在其上的係數 k 的值。

裝有和不裝減速裝置的機翼在尾翼處的阻減圖的比較，說明在這兩種情況下尾翼所涉及的區域內的最大阻減係數是相等的。裝有減速裝置的機翼會有兩個阻滯區域。對這一點，在設計飛機時應加以考慮。

這樣就可以認為，帶式減速裝置的工作對尾翼力矩的影響很小，從而，對飛機的縱向穩定性的影響也不大。

氣流阻滯圖的不对称性表明，布帶伸出的位移可以調整尾翼處的阻滯區域的位置。對高位的水平尾翼來說，布帶從機翼下表面伸出比較適宜。

對減速裝置動態的觀察表明，從獲得減速力這一觀點來看，減速裝置不对称地安裝是可以的。在這種情況下，模型的振動在實驗時是觀察不到的。確定減速裝置移動的界限尚需做專門的研究。

同時還闡明了帶式減速裝置對產生機翼振動的影響程度。實驗證明，在攻角由 -6° 到 $+10^\circ$ 的範圍內機翼呈現平穩，僅在接近臨界攻角 $\alpha_{\text{крит}}$ 時，減速裝置的工作才能使機翼（模型）產生一般的振動，但比不裝減速裝置的機翼振動得強烈些。

此外，為了解釋由於機翼的相位不均衡，在減速力作用下的機翼擺動現象，進行了專門實驗。同時，用重心定位儀安裝模型之後，還拍攝了減速裝置工作時的照片。借繞機翼前緣軸綫的轉

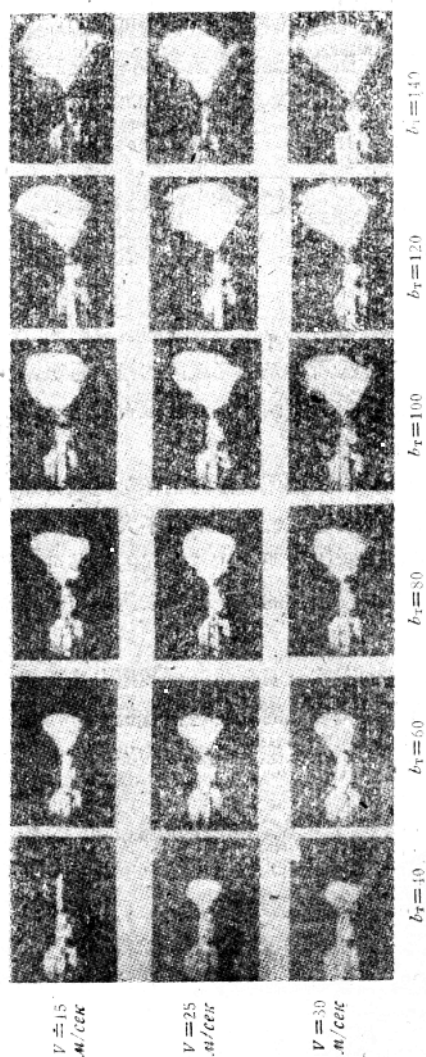


圖11 活動地安裝于力矩儀軸綫上的裝有減速裝置的機翼。力矩儀軸綫與機翼前緣重合。在各種速度 V 和尺寸 b_T 下所拍攝的機翼翼型照片。