

105 年公務人員特種考試外交領事人員及外交行政人員、 民航人員、國際經濟商務人員及原住民族考試試題

考試別：民航人員特考

等 別：三等考試

類科組：各科別

科 目：空氣動力學

一、試從阻力的觀點言之，何謂流線體(Streamlined Body)與鈍體(Blunt Body)? 其差異為何? 我國之雄三飛彈外形為流線體或是鈍體? 另從雄三飛彈發射至巡航速度，詳細討論其阻力發生的種類及與增加趨勢。(20 分)

【擬答】

物體在流場移動時所受的阻力主要可分為因表面摩擦造成的摩擦阻力及壓力不均勻造成的形狀阻力(或稱壓力阻力)。當物體外形與流線一致或接近時，可稱為流線體，流場中將較不易整生逆向壓力梯度，壓力差造成的形狀阻力也較小。反之，鈍體的外形與流線不一致，易整生流場分離整生逆向壓力梯度，形狀阻力也較大。

我國之雄三飛彈由其火箭本體及周圍衝壓引擎所組成，前端為圓錐形，彈身細長，符合流線體外形，但後端火箭及衝壓引擎的超音速噴嘴部分則因推進需求，並非設計為線流體。

雄三飛彈以火箭引擎啟動，待加速至一定速度之後(>0.2 馬赫)才能啟動其衝壓引擎，並持續加速至 2 馬赫以上的巡航速度。在發射過程中，以形狀阻力佔總阻力之絕大部分，且此阻力隨速度上升而增口。當飛行速度接近音速時，將產生震波阻力，但當飛彈以超音速飛行時阻力會再下降。而飛彈主體與衝壓引擎之間也會產生干擾阻力，使得總阻力較各單一部件之阻力總合為大，干擾阻力也會隨速度上升而增加。

二、根據空氣動力理論：一翼剖面(Airfoil)之空氣動力中心(Aerodynamic Center)位置約在距其翼前緣(Leading Edge)之四分之一弦長(Chord Length)處。試討論當此翼剖面速度從 150km/hr(公里/小時)增至 850km/hr，最後增加至 1500km/hr 時，其空氣動力中心位置會發生何種變化? 試由理論及實際現象申論之。(20 分)

【擬答】

在翼剖面上，空氣動力中心的定義是對此點的空氣動力力矩不隨攻角而變的位置。理論上，在次音速情況下，空氣動力中心在四分之一弦長處，而在超音速情況下，空氣動力中心則位於二分之一弦長處。在本題中，因未提及溫度故假設飛行之高空氣溫為 -50°C ，則此時之音速為

$$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times \frac{8314}{28.8} \times 223} = 300.2 \text{ m/s}$$

而題目中所提之 $150 \text{ km/hr} = 41.37 \text{ m/s}$ 為次音速，空氣動力中心在四分之一弦長處

$850 \text{ km/hr} = 236.1 \text{ m/s}$ 仍為次音速，空氣動力中心在四分之一弦長處

$1500 \text{ km/hr} = 416.7 \text{ m/s}$ 為超音速，空氣動力中心在二分之一弦長處

所以空氣動力中心，由四分之一弦長處移往二分之一弦長處，但在戰鬥機實際設計上，會在機翼上做一些設計以減少此移動的幅度，以增加操作的安定性。

公職王歷屆試題 (105 民航人員特考)

三、由傳統低速管流(Channel Flow)經驗可知管流截面積(Cross Section Area)愈大，流速愈小；反之截面積愈小、流速愈大。今如果流體之速度變成超音速(Supersonic)時，則上述變化關係仍然成立嗎？如果不成立，則此時管流截面積與與流速之變化關係為何？試由質量守恆之數學公式或物理現象解釋之。(20 分)

【擬答】

在低速管流中， $\dot{m} = \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$ 。會得到題目所述之截面積大流速小而截面積小流速大的結論是在密度沒有急劇變化的情況下才能成立。但在超音速流中，流體的密度變化極大不可簡化得到此結論，故此關係不成立。

若在等熵流動情況下，可再加入微分形式的動量方程式解釋截面積與速度之關係

其質量守恆方程式 $\rho VA = \text{const}$

以微分方式表示則為 $d(\rho VA) = 0$

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0$$

另外，可由動量方程式推導出

$$d\rho = -\rho V dV$$

而為了得到流動面積與速度之間的關係，需將(6.40)的 $d\rho/\rho$ 算出，改寫速度與面積的函數。

$$\frac{d\rho}{\rho} = \frac{d\rho}{d\rho} \frac{d\rho}{\rho} = -V dV$$

而其中等熵狀態下，壓力對密度的變化定義為音速平方

$$\frac{d\rho}{d\rho} \equiv \left(\frac{d\rho}{d\rho} \right)_s = a^2$$

$$a^2 \frac{d\rho}{\rho} = -V dV$$

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{V}{a^2} dV = -M^2 \frac{dV}{V}$$

再代回質量守恆方程式中，則面積與速度關係

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V}$$

在馬赫數大於 1 的情況下，則與次音速流相反，當截面積增加時速度上升；而當截面積減小時，速度下降。

公職王歷屆試題 (105 民航人員特考)

四、無論是民用機或軍用機，一般而言其飛行速度越大者飛行高度也越高，試從大氣層之垂直構造及升力係數、阻力係數之定義方程式詳細解釋之。(20 分)

【擬答】

大氣之垂直結構從地表開始可分為對流層、平流層、中氣層、增溫度、外氣層，但飛機只會飛行在對流層及平流層部分。對流層是天氣現象主要發生位置，在此層中溫度隨高度下降，每上升 1 公里約下降 6°C ；平流層中因臭氧吸收紫外線的關係，溫度隨高度上升，而因地球自轉造成的高速噴射氣流，也發生在此處。而不管哪一層，空氣的密度都是隨高度上升而下降。

一般飛機的飛行速度通常以指示空速(IAS, Indicated airspeed)為主。而指示空速是直接由飛機上的皮托管量測而來，其中參考的空氣密度是以海平面的空氣密度為基準，如果以固定的指示空速飛行，因為 IAS 在高空必須修正為真實空速(TAS, True airspeed)，因為大氣密度的關係，經過修正的真實空速與高度成正比，所以飛行高度越高飛行速度也越大。

升力係數及阻力係數之定義：

$$C_L = L / (1/2 \rho V_{\infty}^2 A)$$

$$C_D = D / (1/2 \rho V_{\infty}^2 A)$$

其中 L 是升力、D 是阻力、 ρ 是空氣密度、V 是速度、A 是翼面積

也就是說當高度越高時，空氣密度越低，升力及阻力都越小，也較有利於高速飛行。

五、何謂超臨界翼剖面(Supercritical Airfoil)？與傳統翼剖面相比較，其外形、氣動力特性及蓄油量等有何不同之處？為何近代飛機多使用超臨界翼剖面？試申論之。(20 分)

【擬答】

傳統翼剖面在馬赫數接近 0.8 時，在翼上面表之氣流將加速到馬赫數等於 1，因此造成局部的震波及流場分離，而導致在此處的飛行困難。而超臨界翼剖面在上面表部分，採用較為平面的設計，使得上面表氣流不會加速超過 1 馬赫，而因此損失的升力，則以下表面內凹的方式增加翼剖面整體之升力，採用此方式設計之翼剖面可有效提升臨界馬赫數至 0.96 附近。但此外形之設計，較傳統翼剖面為薄且需求較多支架以支撐其結構，故超臨界翼剖面之蓄油量較傳統翼剖面為少。近代飛機多為噴射機，其引擎之推力足以將飛機加速到接近 1 馬赫之速度，所以使用超臨界翼剖面有可效降低飛機在飛行速度之阻力，進而達到省油之目的。