

R005-04

B会場：9/24 PM1 (13:45-15:30)

14:30~14:45

観測ロケット搭載超高層大気観測用真空計に関する研究

#飛田 奈々美¹⁾, 阿部 琢美²⁾, 三宅 互¹⁾, 田中 真¹⁾

¹⁾ 東海大・工, ²⁾ JAXA宇宙科学研究所, ³⁾ 東海大・工

The study of an ionization gauge for observing the upper atmosphere on a sounding rocket

#Nanami Tobita¹⁾, Takumi Abe²⁾, Wataru Miyake¹⁾, Makoto Tanaka¹⁾

¹⁾ Tokai University, ²⁾ ISAS/JAXA, ³⁾ Tokai University

Various phenomena occur in the lower thermosphere, but many of them are not well understood because of the complexity of particle motion. To understand these phenomena, it is necessary to accurately measure physical quantities. We use an ionization gauge, which is small, relatively simple in structure, and reliable, as a means of measuring atmospheric pressure in the thermosphere on board a sounding rocket. We have installed an ionization gauge onboard the sounding rocket “S-520-32” to get information on the neutral atmosphere in the lower part of the thermosphere by measuring the atmospheric pressure during the flight. To obtain information on the atmospheric inflow observed on the sounding rocket from the pressure measurement by the ionization gauge, an ionization gauge container was developed so that one can detect the direction of the atmospheric inflow on the rocket. In other words, it is necessary for the container to have a structure that the inside pressure changes depending on the inflow direction.

The pressure sensor was installed in the fabricated ionization gauge container and was mounted on the S-520-32 sounding rocket to measure atmospheric pressure during flight. The rate of change decreased when the pressure reached about 10^{-2} Pa at about 80 seconds after launch, and continued to gradually decrease until about 460 seconds. This gradual pressure change is probably related to the outgassing from the inner wall of the container where the ionization gauge sensor was housed. From about 87 seconds, sinusoidal changes in the measured pressure value with rocket spin were observed. This result shows that countermeasures against outgassing are necessary to measure atmospheric pressure at high altitudes.

In this presentation, we describe further development of the ionization gauge to be installed on the S-310-46 sounding rocket, which is scheduled to be launched in the next year, by discussing the installation configuration and necessary improvement of this ionization gauge system.

First, the direction of the atmospheric flow during the flight of the S-310 rocket was calculated using the attitude and orbit data of the S-310-44 sounding rocket, which was launched from USC. In general, the thermal velocity of atmospheric particles is enough smaller than the velocity of the rocket, so the direction of the atmospheric flow observed on the rocket is in the opposite direction of the velocity vector of the rocket. The information obtained from our calculation is the incident angle of the atmospheric inflow to the ionization gauge with respect to the rocket axis during a rocket flight. In general, measurements of sounding rockets are more important during ascent than during descent, when the rocket is affected by the wake.

Next, using the obtained angle of incidence of atmospheric flows during rocket flight, changes in measured pressure were analyzed and compared when the angle between the rocket axis and the gas inlet of the ionization gauge was changed. When the incident angle of atmospheric flows and the angle between the axis and the gas inlet is approximately equal, the measured pressure was the largest. This is because the measured pressure is maximum when the atmospheric inflow is parallel to the axis of the ionization gauge container.

The onboard ionization gauge container has a closed structure and is assumed to be affected by dynamic pressure in addition to the static pressure of the atmosphere. If the gas inlet of the ionization gauge is at an angle of more than 90 degrees to the direction of rocket velocity leading to rocket spin, the increase in gas velocity due to rocket velocity has no effect on the pressure measurement. In this case, only the atmospheric static pressure is measured, and this value is the minimum value in one spin of the rocket. Because of the supersonic speed of the rocket, the dynamic pressure is greater than the static pressure, and the measured pressure is expected to vary with the spin of the rocket during flight. The maximum pressure is measured when the dynamic pressure has the largest effect on the measured pressure, i.e., when the axis of the ionization gauge container coincides with the velocity vector of the rocket. To determine how much the pressure is expected to change during rocket spin, the relative difference between the minimum and maximum pressure in the change in measured pressure of rocket spin was calculated. At altitudes of 100-120 km during rocket ascent, the percentages were all greater than 15%. If the difference between the minimum and maximum pressures is sufficiently large, it is possible to estimate the incident angle of the atmospheric inflow on the sounding rocket.

Furthermore, we analyze if the ionization gauge system can detect a velocity shear of the neutral wind, which is probably related to the sporadic E, as a meaningful change in the observed data. Assuming that a horizontal wind of 100 m/s in the lower thermosphere, the magnitude of the pressure changes was calculated. It was found that a pressure difference of 1-9% is expected at altitudes of 100-120 km during rocket ascent if the horizontal wind with a velocity of 100 m/s exists.

熱圏下部では様々な現象が発生しているが、粒子の運動が複雑であるため未解明の現象が多い。それらを理解するため

に物理量を精確に実測する必要がある。我々は観測ロケット上で熱圏大気圧力を測定する手段として、小型で構造が比較的単純、かつ信頼性のある真空計を用いている。観測ロケットに真空計を搭載し、飛翔中に測定された大気圧力から、熱圏下部の中性大気に関する情報の推定を行なうこととした。真空計による圧力測定から観測ロケット上で観測される大気の流れに関する情報の取得を可能にするために、ロケット上で観測される大気流の方向検知が可能な真空計の容器、すなわち風が到来する方向によって内部の圧力が変動するような測定を可能にする構造の真空計容器を製作している。

製作した真空計容器内にセンサを収納し、観測ロケット S-520-32 号機に搭載して飛翔中の大気圧力を測定した。打上げから約 80 秒で圧力値が 10^{-2} Pa 程度に達すると変化率が減少し、緩やかな勾配で 460 秒まで減少した。この緩やかな圧力変化は、真空計センサが収納された容器内壁からのアウトガスの影響によって容器内部の圧力が下がらなかったために見られた傾向であると考えられる。約 87 秒からはロケットのスピンに伴う測定圧力値の正弦波的な変化を確認した。S-520-32 号機で取得した結果より、高高度で大気圧力を測定するためにはアウトガス対策を施す必要があると分かった。

本研究では、来年度に打上げが予定されている観測ロケット S-310-46 号機に搭載される真空計のために、搭載方法や観測ロケット上で予想される測定圧力の変化に係る解析を行なった。

まず、S-310 型ロケットの飛翔中に流入する大気流の方向について、内之浦宇宙空間観測所より打上げられた、観測ロケット S-310-44 号機の姿勢データと軌道情報を使用して計算を行なった。一般に、大気粒子の熱速度はロケットの速度ベクトルよりも十分に小さいため、ロケット上で観測される大気流の方向はロケットの速度ベクトルの逆方向になる。この計算により得られた角度情報は、ロケットの飛翔中に真空計に入る大気流の機軸に対する入射角である。一般に観測ロケットの測定は、ウェークの影響を受ける下降時より上昇時の測定の方がより重要である。S-310-44 号機の上昇時、高度 100~120 km では機軸方向に対して 10~15 度の方向から大気流が流入する可能性が高いとの結果を得た。

次に、取得したロケットの飛翔中に流入する大気流の入射角を用いて、機軸と真空計のガス流入口の間の角度を変更した場合の測定圧力の変化について解析し、比較を行なった。大気流の入射角と、機軸とガス流入口の間の角度が概ね一致した場合に、測定される圧力が最大になる。これは、大気流が真空計のガス流入口の正面から流入した際に測定圧力が最大になるためである。

搭載する真空計容器は内部が閉構造になっており、大気の静的な圧力に加え、動的な圧力による影響を受けるものと仮定している。ロケットスピンによって真空計のガス流入口がロケットの速度方向に対して 90 度以上の角度をなす方向では、ロケットの速度によるガス流入速度の増加が圧力測定に影響を及ぼさない。この場合、大気の静圧のみが測定され、この値はロケットの 1 スピンの変化の中の最小値となる。ロケット速度が超音速であるため、動圧は静圧よりも大きく、ロケットの飛翔中はスピンに応じて測定される圧力が変化すると予想される。測定圧力に動圧が最も大きく影響する時、すなわち真空計の方向がロケットの速度ベクトルと一致した時に最大圧力が測定される。このロケットスピン中での圧力変化がどの程度になると予想されるかを求めるために、ロケットスピンによる測定圧力の変化の中での最小圧力と最大圧力の相対的な差を計算した。ロケット上昇時における高度 100~120 km では、その割合はいずれも 15% 以上であった。この最小圧力と最大圧力の差が十分に大きければ、変化する大気の入射角を推定することが可能になる。

さらに、観測するスプラディック E 層に関係があると考えられている中性風の速度シアがある場合、観測データにそれが現れるかについて解析を行なった。ロケット飛翔中に 100 m/s の水平風が存在すると仮定し、測定される圧力変化を計算した。水平方向の風を考慮した場合とロケット速度に起因する動圧のみ考慮した場合は、ロケット上昇時の高度 100~120 km では 1~9% 程度の圧力差が生じることが分かった。