

带跨音结尾激波的二元收-扩管 内附面层控制实验研究

何 中 伟

摘 要

本文较深入地研究了由直-曲壁构成的二元收-扩管内收敛段底壁的附面层抽气板形状, 在吸除系数为 1 条件下, 吸除附面层对几何喉道附近壁面、对跨音结尾激波与扩压器壁附面层干扰区上游的附面层发展的影响; 研究了结尾跨音激波与扩压器底壁附面层干扰区的附面层控制对其下游的流场畸变的影响; 文中并对有、无附面层控制下的干扰区下游的动态畸变作了比较。指出, 通过对干扰区的附面层抽吸, 近壁面的紊流度峰值和平均值大大下降。

主题词: 进气道, 边界层控制, 激波干扰, 流场畸变

符 号 表

A	通道面积	$\bar{T}_w$	平均紊流度
AR	扩压器平均总压恢复	V	附面层内的速度
C_Q	抽气系数, $\bar{G}_{b1}/G_{b1}$	V_∞	附面层边界速度
d	抽气孔孔径	X	壁面静压孔坐标
$\bar{G}_{b1}$	1-1截面上附面层内的气体量, 21.4g/s	Y	附面层内测点坐标
G_{b1}	实际抽气量	YY	沿扩压器出口高度方向的测点坐标
G_2	喉道最大流量, 488g/s	Z	展向坐标
H	通道截面高度附面层形状因子	$\Delta 1, \Delta 2$	抽气槽宽度
L	实验段长度, 230mm	δ	附面层厚度, mm
M	马赫数	δ^*	附面层位移厚度, mm
N	$V/V_\infty = (\gamma/\delta)^{1/N}$ 中幂指数 N	θ	附面层动量厚度, mm
p	静压	ρ	附面层内气流密度
p_t	总压	注脚	
p_c	实验段进口核心流总压	B	实验段底壁
S	放气区至激波波前未扰动流终点的距离	U	实验段顶壁, 未扰动流
T_w	紊流度	BC	光滑平板
B	通道宽度, 70mm	m	最大值

一、引言

在超音速飞机的推进系统中,进气道与发动机的相容性,受到下列因素的明显影响:①进气道唇口内侧气流分离;②进气道结尾激波与压缩面附面层干扰引起的气流分离。对这类气流分离和控制,越来越引起重视。^[1~6]

本文主要研究二元收扩管内壁面附面层控制规律,即研究收敛段底壁(类似于进气道唇口部分)的附面层抽吸系数和抽气板形状对几何喉道附近,以及对激波与干扰区上游附面层参数的影响;研究跨音结尾激波与扩压器底壁附面层相互作用区内不同形状控制板和抽气量对扩压器出口平均总压恢复及流场动态畸变和稳态畸变的影响;研究了不同的激波与附面层的抽气区相对位置对扩压器出口性能的影响。

二、实验装置

如图1所示,实验装置由加热器A,带多层网的驻室B,导管C,实验段D,以及反压控制锥E组成,其下游连真空泵。加热器A使气流进入实验段前预经干燥,以排除在喉道下

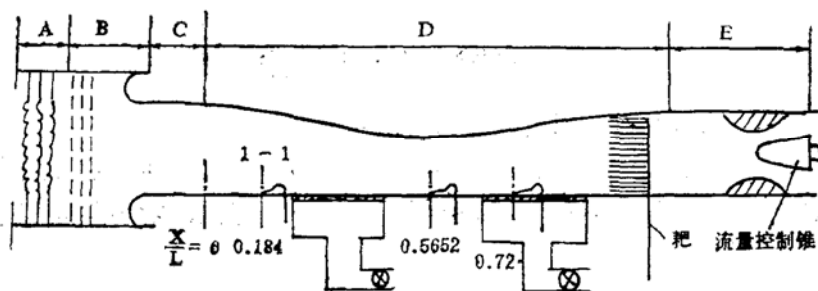


图1 二元收-扩管壁面附面层控制装置

游附近可能产生的冷凝波。导管C由带双扭唇口的二元收-扩管组成,向实验段提供均匀气流。实验段D由平壁(底壁)、曲壁(顶壁)及两相互平行的光学玻璃构成,其几何喉道的展弦比为2.33。扩压器出口的展弦比为1.72;扩压器出口与几何喉道的面积比为1.6;底壁为附面层控制面,包括几何喉道前和扩张段内两部分。附面层控制板易被更换。附面层抽气腔连真空泵。其抽气量由预先标定的双孔板流量计测量。抽气量是可控制的。反压控制锥E由步进电机进行无级控制,以改变结尾激波的强度和位置。实验段内通道面积分布为图2所示。在实验段的1-1截面,在几何喉道的附近,及在扩压器的底壁(图1),分别装有微型的附面层探针。探针的形状和尺寸是参考文献^[8]制成的。探针口内、外高分别为0.1mm和0.2mm。

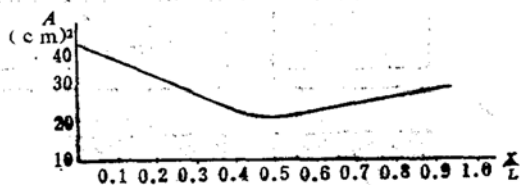


图2 通道面积分布

其位移精度为0.01mm。在扩压器出口装有15根 $d = 1.2\text{mm}$ 总压管组成的一字型总压耙,在扩压器出口还可装上动态和稳态组成探头,动态探头内装有XQD-80 kulite传感器。它是参考文

献^[7]设计而成的。其位移精度为0.05mm。在扩压器出口两侧壁分别钻有2个静压孔，以配合该截面的总压计算该截面的气流速度。在实验段的顶壁和底壁表面，分别钻有 $d = 0.6\text{mm}$ 的41个和27个静压孔。

三、光学测量和稳、动态压力测量系统

1. 使用 $\phi 200$ 的光学彩色纹影仪观察激波位置及其与附面层的相互作用情况。
2. 动态压力和稳态压力测量系统如图3、4所示。

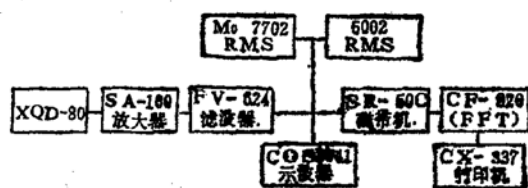


图3 动压测量系统

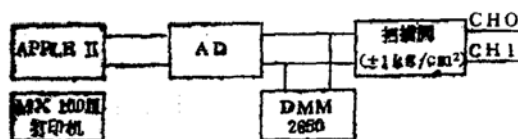


图4 稳态压力测量系统

四、实验段进口条件

1. 加热器下游、驻室B内气流紊流度初始值 $T_u = 0.24\%$ 。
2. 实验段进口1-1截面底壁中线上的附面层厚度 $\delta = 2.7\text{mm}$ ；附面层位移厚度 $\delta^* = 0.225\text{mm}$ ；动量厚度 $\theta = 0.183\text{mm}$ ；形状因素 $H = 1.233$ ；显然，附面层速度分布为紊流附面层。
3. 进口1-1截面核心流速度 $u_\infty = 200.5\text{m/s}$

五、附面层抽气板形状

1. 收敛段的底壁分别采用如图5所示的七种抽气板及光滑平板BC。

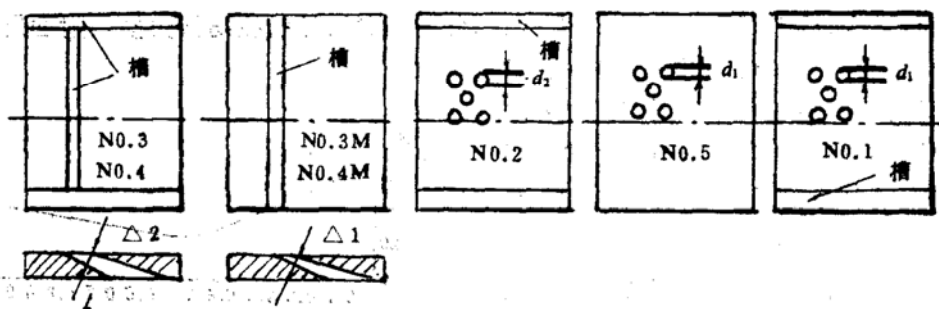


图5 收敛段底壁抽气板形状

2. 扩压器内底壁的抽气板形状见图6。

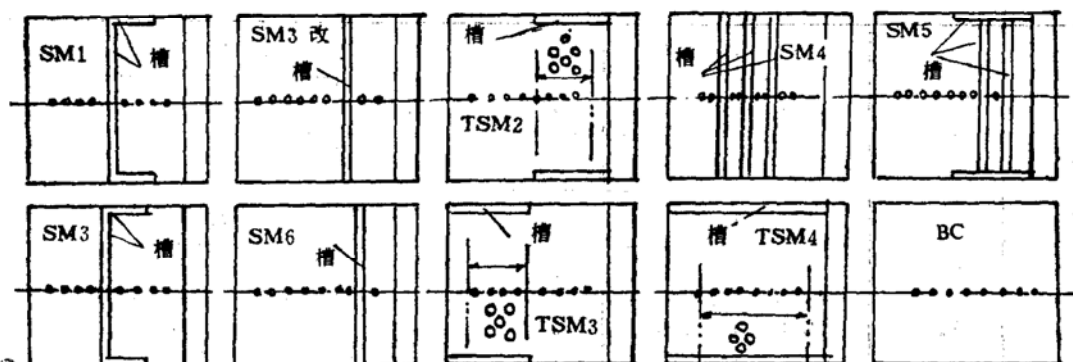


图6 扩压器底壁的抽气板形状

六、实验结果与讨论

1. 收敛段底壁附面层抽气实验

(1) 在相同的结尾激波强度 $M_{u,u,max} = 1.35$, 相同的抽气系数 $C_0 \approx 1.0$ 下, 各种抽气板形状对其下游的附面层参数的影响由表1可以看到: a)、除了No.4抽气板外, 对收敛段底壁附面层的吸除, 明显地改善通道拐角的附面层参数, 如4*探针口, 抽气使探针口的附面层参数, 从光滑平板的 $\delta_{BC} = 3.9\text{mm}$, $\delta_{BC}^* = 0.536\text{mm}$, $\theta_{BC} = 0.409\text{mm}$, $H_{BC} = 1.311$, 分别降为 $\delta = 1.9 \sim 3.1\text{mm}$, $\theta = 0.0422 \sim 0.125\text{mm}$, $H = 1.062 \sim 1.199$ 。No.4M是No.4板的改型, 通过改进, 使 $\delta_{N4} = 5.3$ 降为 $\delta_{N4M} = 2.1\text{mm}$; $\theta_{N4} = 0.4056$ 降为 $\theta_{N4M} = 0.0453\text{mm}$; $H_{N4} = 1.157$ 降为 $H_{N4M} = 1.01715$ 。b)、收敛段底壁的附面层抽吸对其下游的几何喉道附近 (5*探针) 以及扩压器壁面 (结尾激波前, 7*探针口) 的附面层参数的改善也是很明显的。其中No.4M和No.3板似更好些, 它同时明显地改善了扩压器壁面及其拐角的附面层参数。

(2) 附面层抽气系数对附面层参数的影响

除了No.4板的4*探针外, 在 $C_0 \approx 1$ 下, 均有较好的性能, 附面层参数均下降。 $C_0 > 1$ 时, 附面层参数呈增加趋势。

2. 扩压器内跨音结尾激波与底壁附面层干扰区的抽气实验

(1) 不同的抽气区与激波的相对位置对激波与附面层干扰区下游的扩压器性能的影响:

① 抽气区位于中心激波前的抽气实验

在 $M_{u,u,m} = 1.388 \sim 1.395$ 及 $G_{b1}/G_2 = 0.019$ 下, 采用SM6抽气板, 扩压器出口的平均总压恢复提高2.4%。

② 抽气区位于中心激波下方的抽气实验

在 $M_{u,u,m} = 1.323 \sim 1.34$ 及 $C_{b1}/G_2 = 0.019$ 下, 采用SM3改板 (槽宽同SM6), 平均总压恢复提高1.2%。

③ 抽气区位于激波后的抽气实验

表 1 收敛段底壁抽气板性能比较 ($C_Q=1$, $M_{u,u,m}=1.35$)

抽气板	δ_{mm}	δ^*_{mm}	θ_{mm}	H	探针№	探 针 口 坐 标 (X/Z, Z/B)	DATA
BC	3.9	0.536	0.409	1.311	4	0.184, 0.328	03
№1	2.3	0.211	0.175	1.199	4	0.184, 0.328	3
№2							
№3	2.7	0.1311	0.117	1.12	4	0.184, 0.328	302
№4	5.3	0.469	0.4056	1.157	4	0.184, 0.328	23
№5	1.9	0.0714	0.0672	1.0621	4	0.184, 0.328	065
№4M	2.1	0.0453	0.0422	1.0715	4	0.184, 0.328	039
№5	3.1	0.1027	0.0963	1.068	4	0.184, 0.328	090
BC	3.7	0.246	0.203	1.21	5	0.5652, 0	05
№1	2.1	0.1165	0.1013	1.15	5	0.5652, 0	3
№2	2.1	0.1178	0.1036	1.137	5	0.5652, 0	23
№3	2.1	0.108	0.095	1.135	5	0.5652, 0	202
№4	1.5	0.0598	0.0564	1.059	5	0.5652, 0	33
№4M	1.5	0.0566	0.051	1.109	5	0.5652, 0	053
№5	2.1	0.087	0.0765	1.144	5	0.5652, 0	059
BC	2.5	0.1503	0.133	1.129	7	0.706, 0.243	600
№1	2.3	0.115	0.103	1.119	7	0.706, 0.243	3
№2	2.1	0.0875	0.0795	1.101	7	0.706, 0.243	23
№3	2.1	0.0583	0.0541	1.077	7	0.706, 0.243	202
№4	1.5	0.0447	0.0415	1.077	7	0.706, 0.243	33
№4M	1.7	0.0776	0.0705	1.10	7	0.706, 0.243	053
№5	1.9	0.1009	0.0915	1.098	7	0.706, 0.243	059

在 $M_{u,u,m}=1.289\sim1.29$ 及 $G_{b1}/G_2=0.019$ 下, 采用 SM6 板, 抽气使扩压器的平均总压恢复提高 2.6%。

④ 抽气区分别位于激波后的不同位置

实验在下列条件下进行: a)、 $M_{u,u,m}=1.27$; b)、抽气槽宽及槽口形状不变; c)、 $G_{b1}/G_2=1.9\%$ 。如图 7 所示。以 SM3 改和 SM6 板槽相对激波的位置更好些, 总压恢复提高 $\Delta AR/AR=2.3\sim2.4\%$ 。

(2) 附面层抽气量对扩压器性能的影响

在 $M_{u,u,m} = 1.27 \sim 1.285$ 下, 研究SM3改和SM6槽板, 波后抽气的结果见图8, 用 $G_{b1}/G_2 = 1\%$ 可明显提高扩压器性能, 若增到 2% , AR 增加 2.5% , 并显著地降低干扰区下游近底壁的总压剖面畸变。

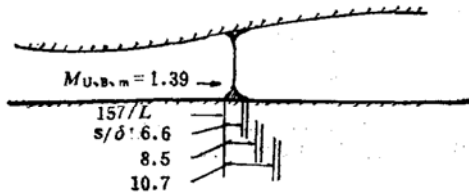


图7 抽气区相对激波位置 (DATA230)

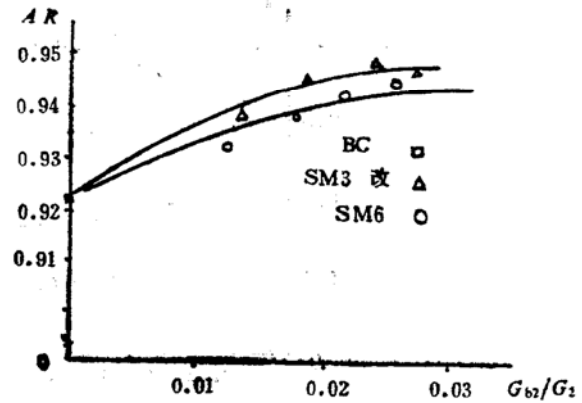


图8 $AR \sim G_{b1}/G_2$ 比较

(3) 不同的抽气槽面积的抽气效果比较

在 $M_{u,u,m} = 1.36 \sim 1.37$ 及 $G_{b1}/G_2 = 1.4 \sim 1.8\%$ 下, 采用波前抽气, 对抽气槽面积分别为A1, 2A1, 3A1的SM6、SM5和SM4板进行实验; 在 $M_{u,u,m} = 1.23 \sim 1.26$ 及 $G_{b1}/G_2 = 2\%$ 下, 采用波后抽气, 对同样抽气板进行对比实验, 得出A1面积足够, 其性能相近, 甚至更好。

(4) 孔板的抽气实验

在激波强度 $M_{u,u,m} = 1.22$ 、 1.34 及 $G_{b1}/G_2 = 2\%$ 下, 分别试验了TSM2, TSM3和TSM4孔板, 无论是波前或波后抽气, AR 仅提高 1%

(5) 各种抽气板的抽气性能比较

图9集合了在跨音激波及 $G_{b1}/G_2 = 1.8 \sim 1.9\%$ 下, 各种孔、槽抽气板的扩压器性能 $AR \sim M_{u,u,m}$ 关系。看来, 开槽板SM3、SM3改、SM5、SM6板比孔板有明显优势, 其原因可能与孔板前后气流倒流有关。

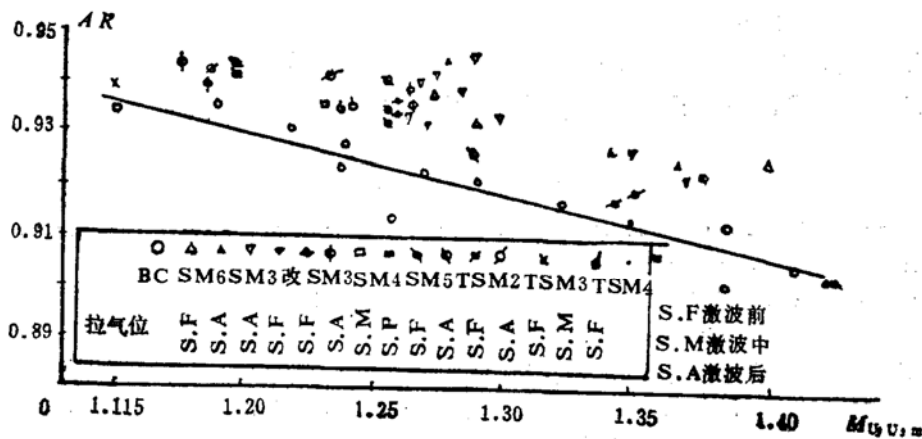


图9 各种抽气板性能比较

3. 动态畸变控制

在 $M_{u,u,m} = 1.27$ 、 $G_{b1}/G_2 = 1.9\%$ 及波后抽气下, 研究SM3改板对动态的畸变控制, 如图10所示。抽吸使干扰区下游的紊流度峰值, 由 $T_{u,m} = 0.0701$ (BC板) 降到 0.054 , 降了 23% ; 使近底壁的高紊流度区 ($X/H = 0.036 \sim 0.208$, 图10) 内的平均紊流度 0.059 , 降到

0.0236, 降了59%。

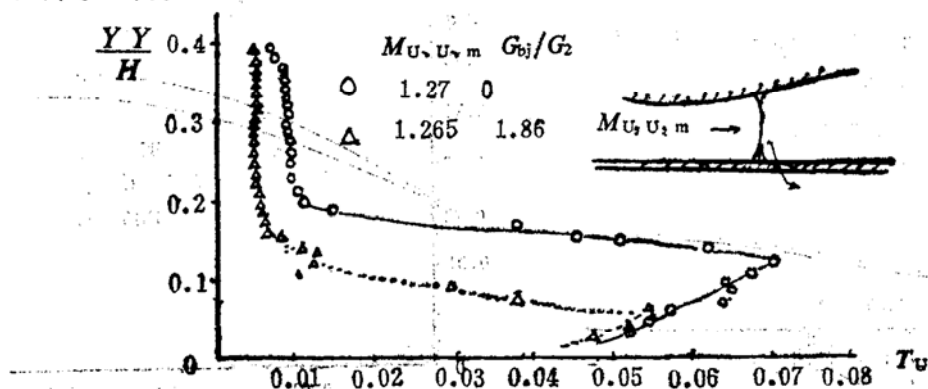


图10 抽气对 T_u - Y/H 的影响

七、结 论

1. 本文用二元收-扩管, 在 $M_{u,u,m} = 1.35$ 跨音激波及 $C_0 = 1$ 和不同的 C_0 值下, 分别研究了多种槽缝式和孔板抽气对抽气区下游的几何喉道附近和结尾激波上游未干扰区的附面层的影响。推荐了No.3和No.4M板及 $C_0 \approx 1$ 作为设计参数。

2. 文中分别在 $M_{u,u,m} = 1.39, 1.34, 1.29, 1.27$ 及 $G_{b1}/G_2 = 1.9\%$ 下, 研究了抽气槽相对激波位置变化的扩压器出口平均总压恢复的影响, 得到波前、后的抽吸效果最好, 压力恢复提高了2.4~2.6%, 并推荐SM3改和SM6板抽气位置。

3. 在 $M_{u,u,m} = 1.27$ 下, 用SM3改和SM6板研究不同抽气量的影响, 得到在 $G_{b1}/G_2 = 2\%$ 下, 平均总压恢复提高2.5%;近底壁的畸变有明显改善。

4. 在 $M_{u,u,m} = 1.36 \sim 1.37$ 及 $G_{b1}/G_2 = 1.4 \sim 1.8\%$ 和在 $M_{u,u,m} = 1.23 \sim 1.26$ 及 $G_{b1}/G_2 \approx 2\%$ 下, 研究了A1, 2A1和3A1不同抽气槽的抽气性, 得出只要一倍A1面积足够。对孔板抽气性能研究, 均不如槽板。

5. 在 $M_{u,u,m} = 1.27$ 及 $G_{b1}/G_2 = 1.9\%$ 下, 得到干扰区下游近底壁的 $T_{u,m}$ 从0.0701(光板)降为0.054, 降了23%;近底壁的高紊流度区内的平均紊流度由0.059, 降到0.0236, 降了59%。

参 考 文 献

- (1) Cawthon, J.A., Design and Preliminary of Inlet Concept Selected for Maneuver Improvement, AIAA Paper No.76-701.
- (2) Lotter, R.W. and Malefakis, J., Intake Design and Intake/Airframe Integration for a Post stall Fighter Aircraft Concept, AGARD, CP-247, 1979.
- (3) He Zhongwei and Zhang Shiyong, Lip Separate Flow Blowing and Analysis of Coherence of Inlet, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, July 1986, Vol.1.
- (4) 何中伟, 张世英, 李君山, 陈金冲: 二元超音速进气道唇口分离流动及其控制, 《推进技术》, 1986 No.6.
- (5) Fakuda, K.K., Hingst, W.R., Reshofko, E., Control of Shock-Wave Boundary-Layer Interactions by Bleed in Supersonic Mixed Compression Inlet, AIAA Paper No.75-1182.
- (6) Maillart, G., Boundary Layer Control by Means of Suction, NASA TM 75502.
- (7) 何中伟, 飞机进气道动态总压靶设计中的若干问题, 《南航学报》, 1985.2.
- (8) 何中伟: 薄附面层的测量技术研究, 《航空学报》, Vol.3, No2, 1982.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF BOUNDARY LAYER CONTROL OF TWO-DIMENSIONAL CONVERGENT-DIVERGENT DUCT WITH TERMINAL TRANSONIC SHOCK-WAVE

He Shongwe

Abstract

On condition that $C_Q = 1$, the effects of boundary-layer suction in the bottom of convergent region of the two-dimensional convergent-divergent duct on boundary-layer development on the wall near the throat and upstream interaction region between the transonic wave and the boundary-layer are studied in more detail in this paper. The effects of boundary-layer control of the interaction region between the transonic shock-wave and boundary-layer on the bottom wall of the divergent section on the flow distortion of the downstream interaction region are also investigated. The flow dynamic distortion of the downstream interaction region with and without boundary-layer control is presented, and it is pointed out that by means of boundary-layer suction in the interaction region the peak turbulence near the bottom wall and its average value are apparently reduced.

Keywords: Inlet, Boundary layer control, Shock wave reflection, Flow distortion

A HIGH SPEED PHOTOGRAPHIC STUDY OF FLUID TRANSIENTS IN TURBOPUMP FUEL SYSTEM

Zheng Riheng Lei Yinghan Deng Guoguang

Abstract

The present study is a part of the research work on the fluid transients in turbopump fuel system. The high speed pictures taken for fluid transients occurring in pump suction side and discharge side are compared with the results of measurements in transient process. Special attention is directed to the analysis of the mechanism of separation and gas-liquid two-phase flow caused by fluid transients as well as their influence upon the performance of turbopump fuel system. Some measures for preventing turbopump fuel system from damage are suggested.

Keywords: Turbine pump, Fuel system, Transient flow, High speed photography